

氢-氮电弧加热推力器运行参数与性能*

潘文霞, 李 腾, 黄河激, 林 烈, 吴承康

(中国科学院力学研究所, 北京 100080)

摘 要: 采用氢气和氮气的摩尔比 r 在 1.0~2.0 范围的混合气体作为推进剂, 实时检测电弧加热推力器运行中的弧电流、弧电压、入口压力、真空室压力、质量流量和喷口温度等工作参数, 研究了比功率、 r 和质量流量对推力器产生的推力、比冲和推力效率的影响。实验结果表明, 同时增加混合气体的质量流量和 r 能有效提高推力器的推力; 较高的 r 能获得高的比冲和效率, 尤其是比冲随着 r 的提高明显地单调上升。

关键词: 电弧加热推力器; 氢氮比; 推力; 比冲; 效率

中图分类号: V439 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2008) 04-0494-04

Low power H₂-N₂ arcjet thruster operation and performance

PAN Wen-xia, LI Teng, HUANG He-ji, LIN Lie, WU Cheng-kang

(Inst. of Mechanics, Academia Sinica, Beijing 100080, China)

Abstract: Gas mixtures of hydrogen and nitrogen with the mole ratio (r) between 1.0~2.0 were used as the propellant, and operation parameters, such as arc current, arc voltage, inlet pressure, chamber pressure, gas flow rates and nozzle temperature, were measured in-situ. The dependence of the thrust, specific impulse and efficiency on the specific power, r and total mass flow rate of the propellant were analyzed. Results showed that the thrust increases appreciably at high mass flow rate together with high r . However, for the improvement of specific impulse and efficiency, high r plays a more important role. Especially, the specific impulse increases significantly with the increasing r .

Key words: Arcjet thruster; Hydrogen/Nitrogen; Thrust; Specific impulse; Efficiency

1 引 言

电推进已逐步取代传统的化学推进而成为空间推进系统的主流^[1], 电弧加热等离子体推力器 (Arcjet) 具有结构简单、工作电压低、容易与飞行器供电系统协调、推力功率比高等特点。对于飞行器姿态控制、轨道保持及轨道转移而言, 低/中功率的 Arcjet 在比冲、推力、技术实现难度以及可靠性等综合性能上具有特殊的优势。此外, 它可用肼作推进剂从而与飞行器主发动机共用贮箱。这些特性促使人们对 Arcjet 的运行参数、状态及性能进行了大量的研究^[2~6], 促进了其应用和发展^[7~9]。

目前国内已有以纯氩^[10,11]、氮^[12]、氦^[13]、水^[14,15]以及氢氮混合气^[16]为推进剂的低功率 Arcjet 运行和性能相关的实验研究。由于低功率 Arcjet 产

生的推力较小, 测量结果容易受到诸如气路和电路连接以及环境振动和温度变化等影响。同时, Arcjet 的结构设计、热负荷状况、特别是点火烧蚀等状况均影响其运行性能的稳定性和可重复性以及所得数据的可靠性。本文采用自行设计的千瓦级 Arcjet 和测力装置^[17], 以 H₂-N₂ 混合气体来模拟推进剂肼 (N₂H₄) 的分解产物, 实时监测各种条件下低功率 Arcjet 的运行状况, 实验研究了混合气体中氢气和氮气的摩尔比 r 、总质量流量以及比功率对推力器产生的推力、比冲和推进效率的影响。

2 实验方法与条件

自行设计的推力器主要由阴极、阳极、绝缘件、密封件等组成 (见图 1)。阴极为直径 3 mm 的钨杆, 阳极材料同样为钨钨, 绝缘件使用氮化硼加工而成,

* 收稿日期: 2007-01-29; 修订日期: 2007-07-20。

基金项目: 国家自然科学基金创新群体项目 (10621202)。

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

密封件使用柔性石墨材料。阳极采用锥形喷口,上游收缩角为 60° ;下游扩张角为 30° ;喉道直径 0.8 mm 。

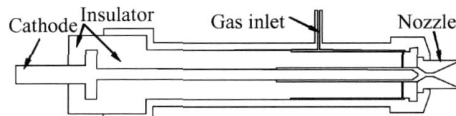


Fig. 1 Schematic illustration of the thruster

推力器本身的总重量小于 0.3 kg ,见图 2,置于自行设计研制的小推力高精度测量架^[17]上。为了减少温漂的影响,推力传感器置于水冷套中;同时,在测力架与真空室壁间设有多级减振机构,以减弱周边真空泵和水冷装置运行时的振动对推力测量的扰动。

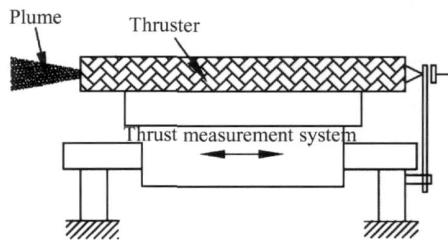


Fig. 2 Thrust measurement system

图 1 中的推力器和图 2 中的测力架置于图 3 实验装置的真空室中。真空排气系统由机械泵和罗茨泵组成,以薄膜规检测真空腔体内的真实压力。真空室的极限真空约为 0.6 Pa ,推力器运行时供入推进剂情况下真空室气压一般小于 45 Pa 。直流电源的工作电流在 $4\sim 20\text{ A}$ 范围内连续可调,以电流传感器实时测量实际工作电流,根据测量结果,通过自行设计的控制回路和程序,对输入电流进行实时校准和调控。在输入功率 $350\sim 850\text{ W}$ 范围内进行了推力器运行实验。推力器运行时间为 $5\sim 30\text{ min}$,点火后约一分钟内推力值达到稳定,推力数据都取自点火运行 2 min 后的实时检测的稳定值。 N_2 和 H_2 的供给量分别采用以高精度天平反复标定的两路质量流量计由计算机供给并控制。测温范围为 $600\sim 2\,000$ 的单体红外测温仪和 $700\sim 2\,000$ 的双色红外测温仪同时检测推力器喷口工作时的温升。检测系统能同时实时检测并记录整个推力器运行过程中的推力、弧电流、弧电压、推力器入口压力、真空室压力、两路气流量、两路红外测温仪和多路热电偶测得的温度。

3 实验结果及分析讨论

3.1 羽流状态

图 4 为纯氮和氢 氮混合气推进剂条件下,推力

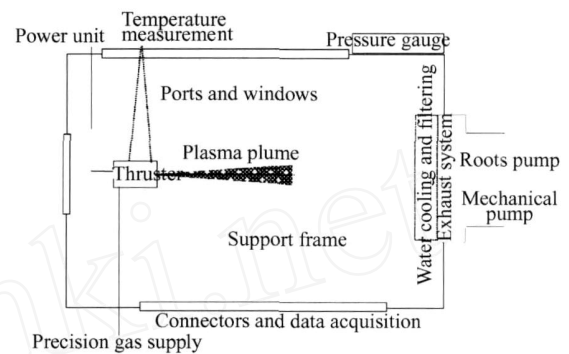


Fig. 3 Illustration of the experiment setup

器点火 20 s 以内的羽流和喷口状态的普通数码照相图片。喷口外径为 8 mm 。图 4 (a) 为纯氮等离子体的羽流照片,可见羽流由喷口喷出后充分膨胀;图 4 (b) 为氢 氮混合气的等离子体羽流照片,可见由于氢的添加,羽流发光颜色较纯氮情况下有所变化,光强减小,同时发光区缩至更集中于喷口出口的轴心部。随着运行时间的增长,推力器喷口温度升高,在点火 40 s 以后喷口已达到白炽状态,图 4 (c) 为这种情况下得到的照片,只能清晰地看到红热的喷口。随着喷口温度的继续升高,喷口的发光强度高于羽流发光强度,整个真空腔内被红热的喷口照亮,这时因为喷口的发光太强,一般拍照的方法很难得到清晰的喷口形貌,更难同时得到喷口和羽流以及真空室内其它部分的清晰图片。由于氢具有很高的导热性,在氢-氮混合气推进剂条件下,喷口的温升速率比纯氮情况下大,最高温度也更高。本实验范围内喷口最高温度接近 $1\,700$ 。

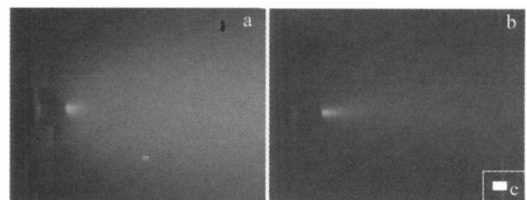


Fig. 4 Photos of the plasma plume at different steps in process

(a) Within 10 s after the ignition with the propellant of pure N_2 ; (b) Propellant is the mixture of $\text{N}_2 + \text{H}_2$; (c) Photo of the nozzle at elevated temperature

3.2 运行参数对推力的影响

改变 r ,质量流量和输入功率,对推力测量的结果整理于图 5~图 7。由图 5 可见,在 $r=1.0\sim 2.0$,当 r 给定时,推力总是随比功率的增大而上升,且随

着 r 值的增大,推力随比功率提高的变化率有增大的趋势。例如,当 $r=2$ 时,曲线的斜率较大,而在 $r=1$ 附近,曲线的斜率较小,表明 r 低时推力随比功率的提高增长较慢。图 5 中实心图标的数据分别表示了 r 为 1.9 和 2.0 这样 r 值相近时的推力变化情况,在比功率一定的条件下它们的推力值却相差很大,显然是不同的推进剂质量流量造成的;在 r 值相近的情况下,大质量流量产生了明显更高的推力。在相同体积流量下,氢的质量远低于氮,因此,图中质量流量仅小数部分有差别而 r 不同,是氮质量流量固定而改变氢的体积流量时的情况。由图 5 可见在 r 相近的条件下,适当增加氮的质量流量能显著提高推力器的推力。空心图标的数据也反应了这一趋势。

图 6 更直观地描绘了质量流量对推力的影响。图中同一图标的数据点是 r 相同输入电功率不同时产生的推力,而非完全相同条件下的推力分布。不同图标的几组实验数据的输入功率变化范围大体相当,均在 350 ~ 850 W 区间。从牛顿第二定律可知,推力 F 等于推进剂的质量流量 m 乘以排气流速 v ,即 $F = m \times v$ 。当喷管结构、推进剂组分和质量流量固定时, v 主要受比功率的影响;即在相同比功率的条件下,推力应大致和质量流量成正比。虽然本研究中质量流量的变化范围有限,图 6 中的虚线仍然大致描绘出了在气体组分一定或相近情况下质量流量与推力的简单正比关系。

图 7 分别划分出两组在质量流量接近 34.5 mg/s 和 28.3 mg/s 的条件下,推力器产生的推力随 r 和输入功率变化的范围。其中同一图标的数据点与图 6 类似,包含了不同输入功率条件下的数据。由图 7 也可以清楚地看到在 r 相近的条件下,提高质量流量可

以有效地增大推力器产生的推力;同时,在质量流量相近的情况下,推力随着 r 值增大而提高。

3.3 运行参数对比冲的影响

图 8 和图 9 分别显示了比功率和 r 对比冲的影响。由图 8 可见,在所有条件下比冲都随着比功率的增大而提高。比较质量流量相近的几条曲线,例如当质量流量约为 34.5 mg/s 时,随着 r 值的增大 (1.3 → 1.6 → 1.9),比冲随比功率而提高的速率有所增大。与图 5 所示的推力随比功率变化趋势不同的是,从图 8 中可以清楚地看到在基本相同的 r 条件下,不同质量流量的曲线非常接近。这说明质量流量对比冲的影响远没有对推力的影响那么直接和明显。这是因为比冲在物理上实际体现的是推进气体获得的出口速度的大小。通过声速的定义 $a = \sqrt{\gamma TR/M}$ 可知,在比功率恒定 (即温度大致恒定) 的情况下,当 r 增高时,混合气体的分子量 M 减小,从而使得速度提高 (式中 a 为声速, T 为温度, γ 为相应气体的比热比, R 为通用气体常数),而气体质量流量并不直接出现在表达式中。图 9 的结果清晰地显示,在实验范围内,比冲单调地随 r 的增大而提高;并且,随着 r 的增大,输入功率对比冲的影响也更为明显。

3.4 运行参数对效率的影响

图 10 为推力器效率随比功率的变化关系。推力器效率可以近似表达为喷管出口处气体动能与输入电能之比,即 $\frac{T}{MP_{sp}}$ 。式中 η 为效率, P_{sp} 为比功率。同样可知,在比功率一定的情况下,当 r 增加时,混合气体的相对分子量 M 减小,效率将得到提升。图 10 清楚地显示了这一关系。与对比冲的影响类似,虽然高的质量流量能显著提高推力,但其对效率

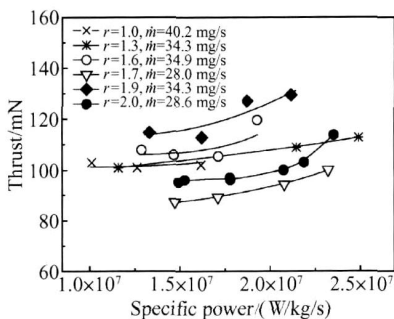


Fig. 5 Dependence of the thrust on the specific power at various mass flow rates and r rates

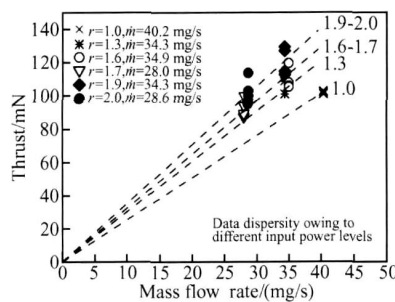


Fig. 6 Dependence of the thrust on the mass flow rates at various r rates

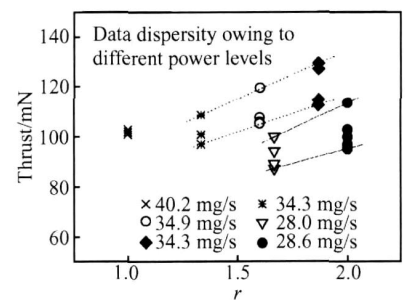


Fig. 7 Effect of r rates on the thrust with different mass flow rates

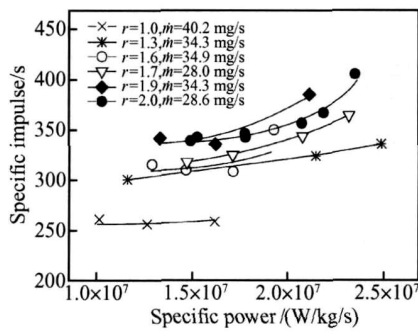


Fig. 8 Effect of specific power on the specific impulse at various mass flow rates and r rates

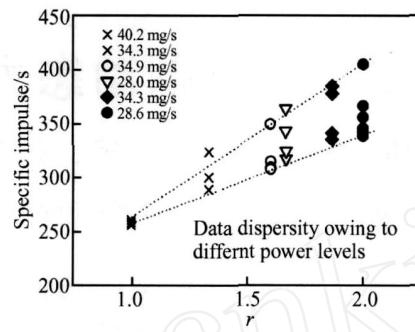


Fig. 9 Effect of r rates on the specific impulse of the thruster

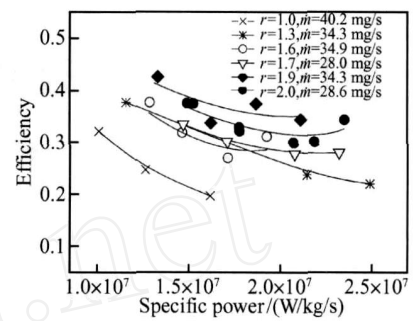


Fig. 10 Dependence of the efficiency of the thruster on the specific power

的影响不很明显。图 10 还显示在任一 r 条件下推力器效率都随比功率增大而有所降低,其下降速率随 r 的增大而略有减小。

4 结 论

(1)同时增加混合气推进剂的质量流量和 r ,能有效地提高推力器产生的推力。

(2)比冲单调地随 r 的增大而提高;并且随着 r 的增大,输入功率对比冲的影响也更为明显。

(3)在比功率和质量流量基本不变的情况下,当混合气推进剂 r 从 1.0 提高到 2.0 时,推进器产生的推力、比冲和推力效率都有 20% 以上的提升。

参考文献:

[1] Lemer E J. Plasma propulsion in space[J]. *The Industrial Physicist*, 2000, 6(5).
 [2] Curran F M, Samiento J Charles Low power arcjet performance[R]. A A A 90-2576
 [3] Curran F M S Nakanishi Low power DC arcjet operation with hydrogen/nitrogen propellant mixtures [R]. A A A 86-1505.
 [4] Cassady R J, Hoskins W A, Vaughan C E Development and flight qualification of a 26-kilowatt arcjet propulsion subsystem[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2002, 18(4): 740 ~ 748.
 [5] Kurtz H L, Zube D M, Glocker B, et al Low power hydrazine arcjet thruster study[R]. A A A 92-3116
 [6] Knowles S C, Yano S E, Aadland R S Qualification and life testing of a flight design hydrazine arcjet system [R]. A A A 90-2576
 [7] Martinez-Sanchez M, Pollard J E Spacecraft electric propulsion-An overview[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 1998, 14(5): 688 ~ 699.

[8] Arcjet thruster design considerations for satellites[R]. In *NASA preferred reliability practices for design and Test NASA Office of Logic Design* 1996, 1 ~ 5, PD-ED-1253.
 [9] 吴汉基, 蒋远大, 张志远. 电推进技术的应用与发展趋势 [J]. *推进技术*, 2003, 24(5). (WU Han-ji, JIANG Yuan-da, ZHAN Zhi-yuan Application and development trend of electric propulsion technology [J]. *Journal of Propulsion Technonogy*, 2003, 24(5).)
 [10] 陈黎明, 赵文华, 刘岩松. 电弧加热发动机的试验研究 [J]. *小型内燃机与摩托车*, 2003, 32(3).
 [11] 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 [J]. *中国空间科学技术*, 2000, 20(6).
 [12] 汤海滨, 张正科, 刘宇, 等. 小功率 N_2 推进剂电弧推力器工作过程和性能实验 [J]. *宇航学报*, 2001, 22(4).
 [13] 汤海滨, 刘畅, 马彬, 等. 小功率电弧加热发动机地面试验 (I) NH_3 推进剂试验和分析 [J]. *推进技术*, 2006, 27(4). (TANG Haibin, L U Chang, MA Bin, et al Ground experiment on arcjet thrusters (I) Experiment and analysis using NH_3 as propellant [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2006, 27(4).)
 [14] 唐皇哉. 低功率水电弧加热发动机的稳定性研究 [D]. 北京:清华大学, 2006
 [15] 沈岩. 低功率水电弧加热发动机的实验研究 [D]. 北京:清华大学, 2004
 [16] 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).
 [17] 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).

(编辑:朱立影)