

氩电弧加热发动机羽流温度测量

孟显, 潘文霞, 吴承康

中国科学院力学研究所, 北京 100190

Tel: 010-82544217, Email: mengxian@imech.ac.cn

摘要: 采用自行搭建的发射光谱和双静电探针系统, 测量了氩电弧加热发动机出口附近的羽流激发温度和电子温度, 结合推力和推力效率数据, 导出了相近条件下的平均气体温度。结果表明: 激发温度和电子温度远高于平均气体温度, 羽流显著偏离局域热力学平衡状态。电子温度呈现出不同于亚声速流动特点的复杂的分布和变化趋势。

关键词: 电弧加热发动机; 羽流; 温度测量; 非平衡特性。

0 前言

现代小卫星研制周期短, 成本低, 易组网, 抗毁能力强, 可一箭多星或搭载发射, 也可通过小火箭快速、机动地发射, 已成为航天技术发展的热点^[1]。推进系统作为卫星平台的主要功能系统之一, 可为小卫星的姿态和轨道控制等提供所需的动力。电弧加热发动机系统重量轻, 具有适中的推力和比冲, 推力/功率比值高, 与现有卫星推进系统兼容性好, 在技术难度、系统复杂性、可靠性等方面都具有优势, 更适合搭载于中小卫星。功率为1 kW量级的电弧加热发动机在国外已经成为应用于卫星姿态及轨道控制的成熟技术^[2, 3], 然而在国内, 电弧加热发动机的研究虽然已有十几年的历史, 积累了一定的实验与数值模拟的工作经验, 但距离实际应用仍有不小的距离, 其中提高电弧加热发动机运行稳定性和推力效率是亟待解决的重要问题。推力效率与发动机内部、特别是发动机喷管内复杂的传热、流动及能量转换过程密切相关, 然而1 kW量级的电弧加热发动机喷管尺寸很小^[4], 直接检测发动机喷管内部参数的实施难度较大, 而借助电弧加热发动机羽流参数的检测和分析, 间接了解发动机喷管内部的物理过程和能量转换规律, 可为提高电弧加热发动机的推力效率提供确切的理论参考数据。

电弧加热发动机羽流温度是表征其流场特性的重要参数。本文通过自行搭建的发射光谱和双静电探针测量系统, 测量了小功率氩电弧加热发动机出口附近的羽流激发温度和电子温度, 结合推力和推力效率数据, 导出了相近条件下的平均气体温度(排气温度), 探讨了羽流偏离局域热力学平衡的状态。

1 实验方法

实验中所用电弧加热发动机为自行研制, 采用了再生冷却的喷管冷却结构^[4], 即: 推进剂冷气体在进入喷管压缩段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。发动机喷管的喉道直径为 0.7 mm，扩张半角为 15°，截面积扩张比为 255。推进剂为纯氩，气流量为 83.3 -270 mg/s，弧电流为 8 A-12 A。在此工况范围，输入发动机的电功率为 200 W-330 W，真空泵组的排气能力可使直径 2m、长 4m 的真空腔体内的气压维持在 17 Pa 以下。

图 1 所示为测量系统示意图，电弧加热发动机固定于真空室内的可移动电控平移台上，采用测量冲击力间接得到气动推力器小推力的方法实时检测电弧加热发动机产生的推力^[5]；通过与计算机采集系统相连的电流传感器和电压传感器实时得到输入发动机的电功率；以量程为 473 K-873 K 的单色红外测温仪实时监测喷管外壁面的温度。前期实验结果表明，在以氩为推进剂和再生冷却喷管条件下，即使弧电流高达 12 A，喷管温度仍低于 900 K。因此，在本文平均气体温度的计算中，忽略辐射、导热及冻结流动（氩是单原子气体）损失，假设输入发动机的电能除了转化为产生推力的动能以外都以排气热能的形式喷出喷管，以此来估算气体平均温度（平均排气温度）：根据测得的推力和输入发动机的电功率，得到推力效率^[6]，即得到输入发动机的电能转化为动能的比率，输入发动机的电功率减去转化为动能的功率，即认为全部为排气热能，从而得到平均排气温度（气体平均温度）^[7]。

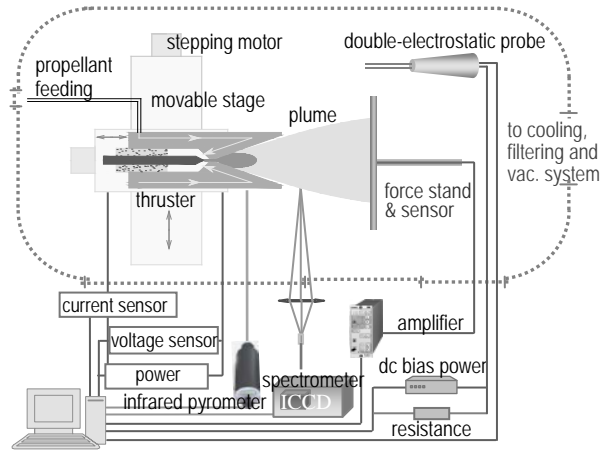


图 1 测量系统示意图

发射光谱测量系统由焦距 500 mm 的光谱仪、精确曝光时间的 ICCD、点状光纤、焦距 400 mm 光路透镜及三维可调光路平台组成。实验中检测 ArI 675.3 nm、ArI 687.1 nm、ArI 696.5 nm、ArI 706.7nm、ArI 738.4 nm 和 ArI 750.4 nm 共 6 条氩原子谱线，通过 Abel 变换及玻耳兹曼图表法导出电弧加热发动机出口附近羽流激发温度^[8]。

双静电探针系统用于测量电弧加热发动机羽流电子温度，主要由表面积近似相等的两根静电探针、偏压电源、采样电阻和数据采集系统组成。静电探针由直径 0.8 mm 的铜丝制成，固定于陶瓷绝缘支撑件，两探针间的中心距离为 1.5 mm，伸出陶瓷绝缘支撑件部分为 7 mm，探针顺着羽流轴线方向放置。偏压电源可提供 -29 V~+29 V 的直流偏压。采样电阻阻值为 500 Ω。数据采集系统实时采集采样电阻两端电压及探针两端电压。通过获得的双探针伏安特性曲线，根据文献^[9]给出的公式即可得到测量点处的电子温度。

双静电探针系统用于测量电弧加热发动机羽流电子温度，主要由表面积近似相等的两根静电探针、偏压电源、采样电阻和数据采集系统组成。静电探针由直径 0.8 mm 的铜丝制成，固定于陶瓷绝缘支撑件，两探针间的中心距离为 1.5 mm，伸出陶瓷绝缘支撑件部分为 7 mm，探针顺着羽流轴线方向放置。偏压电源可提供 -29 V~+29 V 的直流偏压。采样电阻阻值为 500 Ω。数据采集系统实时采集采样电阻两端电压及探针两端电压。通过获得的双探针伏安特性曲线，根据文献^[9]给出的公式即可得到测量点处的电子温度。

2 结果与讨论

图 2 和图 3 为测得的推力随气流量的变化图以及推力效率随比功率（对单位质量流量施加的电功率）的变化图。如图 2 所示，在电流不变的条件下，发动机产生的推力随着供入的氩推进剂质量流量的增加而近似线性地增加，在 270 mg/s 的条件下，推力达到

330 mN，相对应的推力效率较高。这可能是由于氩气为高密度单原子气体，电离度和激发态粒子比率也不很高，冻结流动损失较小，容易产生较高的推力。从图 3 的结果看到，推力效率随着比功率的增加而单调下降。当气流量为 270 mg/s（比功率 1.1 J/mg）时，推力效率接近 60%，而当气流量降到 83.3 mg/s（比功率 2.7 J/mg）时，推力效率约为 34%。当电流不变气流量减少，或者气流量不变电流增加时，都使得气体温度增加，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。氩气是单原子气体，没有化学离解，因此也避免了这部分冻结损失。当以氢、氮等双原子或多原子气体为推进剂时，因化学离解造成的冻结损失也会消耗一部分的输入电功率，它们的推力效率会显著低于以氩为推进剂时的情况，这也是用氩为推进剂的一个有利因素。

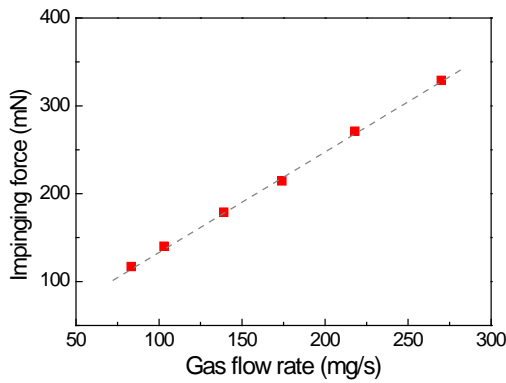


图 2 推力随气流量的变化 (8 A)

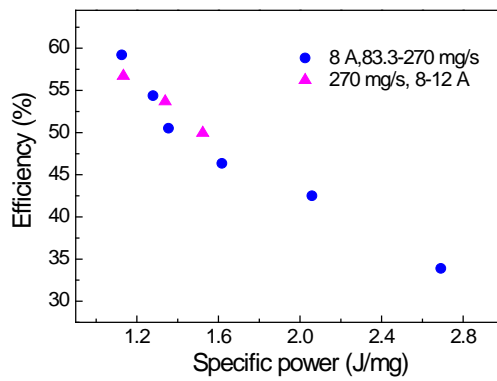


图 3 推力效率随比功率的变化

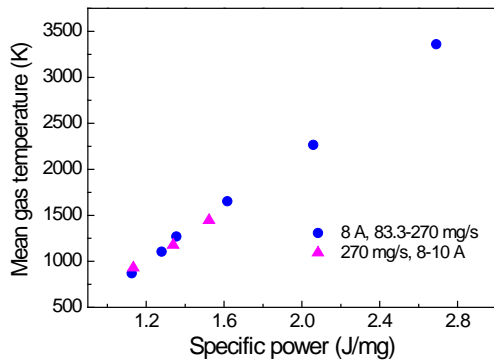


图 4 电弧加热发动机羽流平均气体温度

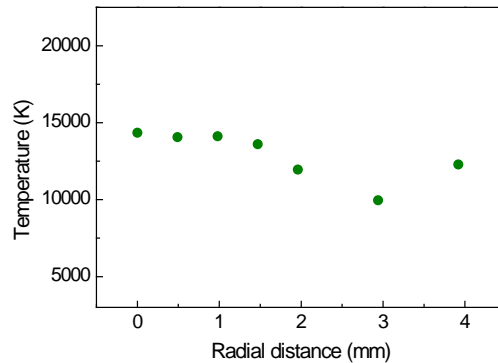


图 5 发动机出口羽流气体激发温度(83.3 mg/s, 8 A)

由图 3 的推力效率数据及对应工况下输入发动机的电功率数据，可导出图 4 所示的平均气体温度随比功率的变化图。图中显示，随比功率的增加，平均气体温度近似线性地增加，在所研究的实验工况内，发动机出口截面的平均气体温度低于 3500 K。图 4 的结果说明，虽然是不同的流量，不同的输入功率（电流变化引起），但排气温度主要是比功率（总温）的函数，而且大约是成正比的。图 5 给出了玻耳兹曼法测得的发动机

出口截面羽流激发温度的径向分布图。图中显示最高温度接近 15000 K，而对应实验工况条件下导出的平均气体温度约为 3360 K，远低于 10^4 K 量级的激发温度，说明羽流显著偏离了局域热力学平衡状态。

图 6 给出了与图 5 实验工况相同条件下由双静电探针系统测得的羽流电子温度径向分布图。结果显示电子温度呈现出不同于亚声速流动特点的复杂的分布和变化趋势，羽流轴线上的电子温度明显低于偏离轴线处的值，羽流轴线上的温度约为 14000 K，偏离轴线 5 mm 时温度增加到约 19900 K。因超声速羽流中电离、激发、流动情况较为复杂，对该种现象还需做进一步的研究分析。

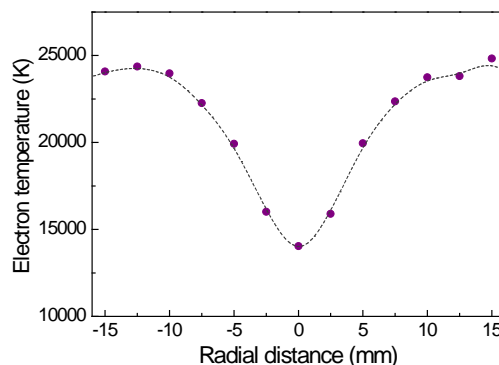


图 6 羽流电子温度径向分布 (83.3 mg/s, 8 A)

在推算排气平均温度的过程中做了忽略各种冻结流动的假设，但实际上还是有电离和激发态冻结的现象。图 6 中双静电探针测得的羽流中心处离子饱和电流约为 10 mA，电子密度约为 $2.5 \times 10^{18} / \text{cm}^3$ ，根据环境压力数据 7.5 Pa，计算可得此时平均电离度为 0.9%，再根据氩第一电离能数据 19.76 eV，可得冻结流动损失为 28 W。本文实验条件下的电弧输入功率为 225 W，从而可知冻结流动损失约为输入电功率的 12%，即在以单原子气体氩为推进剂的条件下，由于电子和离子没有在电弧加热发动机喷管内复合，估计大约有占总输入电功率 12% 的内能没有能够转换为产生推力的动能。若将该部分能量从总输入电功率中减去，此时导出的平均排气温度约为 2750 K，低于图 4 给出的 3360 K，同时也更低于测得的激发温度和电子温度。而如何降低冻结流动损失，提高能量利用率和推力效率还需要今后更深入和系统的研究。

由于发动机内的电弧加热和流动情况极为复杂（如电弧是从阴极通过喷管喉道附着到下游，这与在上游驻室内加热然后膨胀的情况不同，发动机喷管内流动参数极不均匀，同时热气流与管壁间有热交换和摩擦），目前测量的推力器性能参数和温度数据还只是初步的结果，但这些结果及分析对理解推力器工作过程和性能规律依然具有一定的参考意义。

3 结束语

小功率氩电弧加热发动机羽流平均气体温度、激发温度和电子温度测量结果表明，在本文实验工况条件下，发动机羽流平均气体温度低于 3500 K，远小于 10^4 K 量级的羽流激发温度及电子温度，说明射入低气压条件下的电弧加热发动机羽流明显偏离了局域热力学平衡状态；电子温度呈现出不同于亚声速流动特点的复杂的分布和变化趋势，羽流轴线上的电子温度明显低于偏离轴线处的值。

参考文献

[1] 余金培, 杨根庆, 梁旭文 编著. 现代小卫星技术与应用, 上海科学普及出版社, 2004

- [2] Butler G W, Cassady R J. Directions for Arcjet Technology Development. *J. Propulsion and Power*, 1996, Vol. 12: 1026-1034
- [3] Sackheim R L. Overview of United States Space Propulsion Technology and Associated Space Transportation Systems. *J. Propulsion and Power*, 2006, Vol. 22: 1310-1333
- [4] 潘文霞, 孟显, 吴承康. 氩电弧加热发动机喷管温度与伏安特性[C]// 中国工程热物理学会传热传质会议论文集, 上海, 2010: No. 103285
Pan Wenxia, Meng Xian, Wu Chengkang. Nozzle temperature and volt-ampere characteristics of argon arcjet thruster [C]// Proceeding of Chinese Society of Engineering Thermophysics on Mass and Heat Transfer, Shanghai, 2010: No. 103285
- [5] Wu C K, Wang H X, Meng X, Chen X, Pan W X. Aerodynamics of indirect thrust measurement by the impulse method, *Acta Mechanica Sinica*, 2011, Vol. 27: 152-163.
- [6] 黄河激, 潘文霞, 吴承康. 喷管结构对千瓦级氢-氮电弧加热推力器效率的影响, 中国电推进技术研讨会, 北京, 2007
Huang Heji, Pan Wenxia, Wu Chengkang. Effects of nozzle structure on the thrust efficiency of kW-class hydrogen/nitrogen arcjet thruster. Proceeding of China Electric Propulsion Technology Seminar, Beijing, 2007
- [7] Murphy A B, Arundell C J. Transport-coefficients of argon, nitrogen, oxygen, argon-nitrogen, and argon-oxygen plasmas. *Plasma Chemistry and Plasma Processing*, 1994, Vol. 14 (4): 451-490
- [8] Boulos M, Fauchais P, Pfender E. Diagnostic Techniques in Thermal Plasma Processing, Part I, U. S. Department of Energy; 1986
- [9] Chen F F. Electric probes, in *Plasma Diagnostic Techniques*, Edited by R. H. Huddleston and S. L. Leonard, Academic Press, 1965: 113-200