

电弧加热发动机羽流电子温度及电子数密度的双静电探针测量

孟显 潘文霞 吴承康

(中国科学院力学研究所, 北京 100190)

(Tel. 010-82544217 E-mail: mengxian@imech.ac.cn)

摘要 本文研制了一套双静电探针测量系统, 对以氙气为推进剂的电弧加热发动机羽流进行了测量, 得到了电子温度和电子数密度的轴向和径向分布, 以及随弧电流、气流量的变化趋势。结果表明, 羽流显著偏离局域热力学平衡状态, 电子温度呈现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, 而电子数密度远高于偏离轴线处的值; 羽流轴线上的电子温度随弧电流的增加而降低, 电子数密度随弧电流的增加而增加。羽流中心区电子温度随气流量的变化趋势不明显。

关键词: 电弧加热发动机; 羽流; 双静电探针; 电子温度; 电子数密度

0 引言

空间电推进一般能产生比化学燃料火箭高得多的比冲, 对于需要高精度控制以及累积长时间运行且较低推力即可满足需求的任务有突出的优势。功率为千瓦量级的电弧加热发动机在国外已成为应用于卫星姿态及轨道控制的成熟技术^[1, 2], 但是在国内, 距离实际应用还有一定的距离。借助羽流参数的检测了解发动机内部狭小空间内的物理过程和能量转换规律, 可为改进发动机结构、提高运行可靠性和效率提供重要的参考。

电子温度和电子数密度是表征羽流特性的重要参数, 采用静电探针测量电子温度和电子数密度是一种常用的接触式测量方法。静电探针测量方法虽在一定程度上会干扰被测对象, 但测量系统较为简单, 并且不要求测量对象处于局域热力学平衡状态。双静电探针测量方法最早由 Johnson 和 Malter^[3]提出, 其主要特点是用两个形状、尺寸、材料相同的单探针连接到可调偏电压源, 工作过程中随着所加偏压的变化, 两个探针互为正负极, 整个双探针系统对地绝缘。对于实验测量中无法找到合适参考电极的场合, 应用双探针进行等离子体参数测量是必须的。双探针测量回路流过的最大电流是离子饱和电流, 它远小于电子饱和电流, 也降低了测量过程中对等离子体自身的影响。迄今为止, 已有多位学者^[4-8]采用双静电探针方法进行了等离子体参数诊断及对所得数据进行分析处理的工作。

本文通过自行搭建的双静电探针测量系统, 对以氙气为推进剂的电弧加热发动机羽流电子温度及电子数密度进行了测量, 研究了电子温度和电子数密度随轴向距离、弧电流和气流量的变化趋势。

1 实验与数据处理方法

实验中所用电弧加热发动机为自行研制, 喷管的喉道直径为 0.7 mm, 扩张比为 255。推进剂为纯氙, 气流量范围为 2.8 slm~7.8 slm。弧电流范围为 8 A~12 A。图 1 所示为普通

国家自然科学基金资助项目 (50836007, 10921062, 10805066)
数码相机拍摄的氙电弧加热发动机羽流照片。

图 2 为实验测量系统示意图。发动机固定在可精确移动的二维电控平移台上，沿射流轴向和径向移动发动机，由固定的双静电探针可检测到流过探针回路的电流变化。整套实验装置设置于直径 2 m、长 4 m 的真空室中。电流传感器和电压传感器实时监测弧电流和弧电压信号。

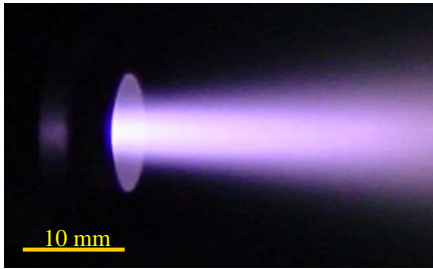


图 1 电弧加热发动机羽流照片（推进剂：氙，弧电流：8 A，气流量：2.8 slm）

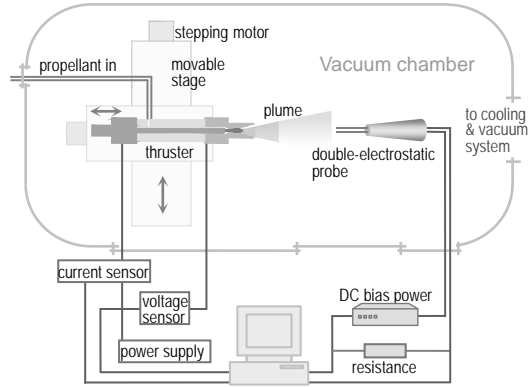


图 2 测量系统示意图

双静电探针系统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和电子数密度。

图 3 给出了在探针距离喷管出口 26 mm 的羽流轴线上、推进剂气流量 5.6 slm 及弧电流 12 A 的工作条件下得到的 IV 特性曲线。 I_{i01} 和 I_{i02} 为流经两个探针的离子饱和电流。离子饱和电流取值方法如下^[8]：以电流为零时对应的外加偏压为 y 轴，离子饱和电流的线性延长线与 y 轴交点对应的值为数据处理中用到的离子饱和电流值 I_{i01} 和 I_{i02} 。根据离子饱和电流数据、 dI/dV 在 $I=0$ 处的斜率及探针表面积导出电子温度和电子数密度的数据。

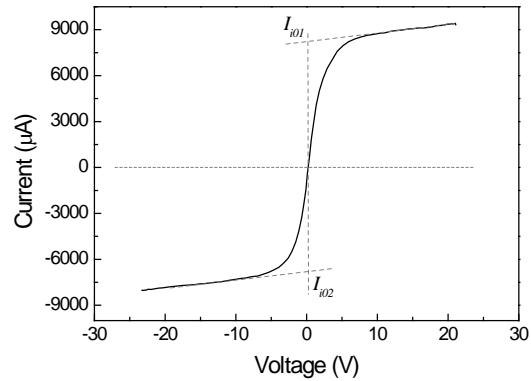


图 3 双探针 IV 特性曲线（气流量：5.6 slm，弧电流：12 A，探针距喷管出口 26 mm）

2 结果与讨论

图 4 给出了双静电探针测得的(a)电子温度和(b)电子数密度的轴向和径向分布图，实验条件为气流量 2.8 slm，弧电流 8 A。图(a)显示，羽流轴线上的电子温度明显低于偏离轴线处的值，远离轴线处的温度呈现不规则的变化趋势。例如距喷管出口 11 mm 的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。Walker [10]采用激光诱导荧光法测量喷管出口处氦气羽流的气体温度时，也得到了类似的结果，即轴线上的气体温度低于偏离轴线处的温度，称之为 U 型分布。产生这种现象的主要原因是由于羽流轴线附近气体速度很高，气体膨胀较壁面附近充分，使喷管中心附近温度下降比较快。图 4 对应的工作

参数条件下电弧功率为 225 W, 再结合气动推力测量数据计算可得发动机出口截面的平均气体温度小于 3500 K, 远小于 10^4K 量级的电子温度, 说明羽流显著偏离了局域热力学平衡状态。图(b)显示, 羽流轴线上的电子数密度高于偏离轴线处的值; 随着距离的增加, 电子数密度逐渐降低, 没有出现类似电子温度的分布。在距喷管 11 mm 的羽流轴线上, 电子数密度约为 $8.4\times 10^{12}/\text{m}^3$, 偏离轴线 5 mm 时, 降到了 $1.2\times 10^{12}/\text{m}^3$, 而在距喷管 56 mm 的羽流轴线上, 电子数密度降到了 $1.3\times 10^{12}/\text{m}^3$ 。电子数密度高的地方可能也是气体密度高的地方, 而电子数密度和气体密度高也意味着相互间碰撞频率的增加, 即能量损失的增加, 电子温度有可能降下来, 这可能也是羽流轴线上电子温度较两侧温度低的原因之一。电子数密度的值也远远高于局域热力学平衡的数值, 这也是羽流显著非平衡性质的表现。

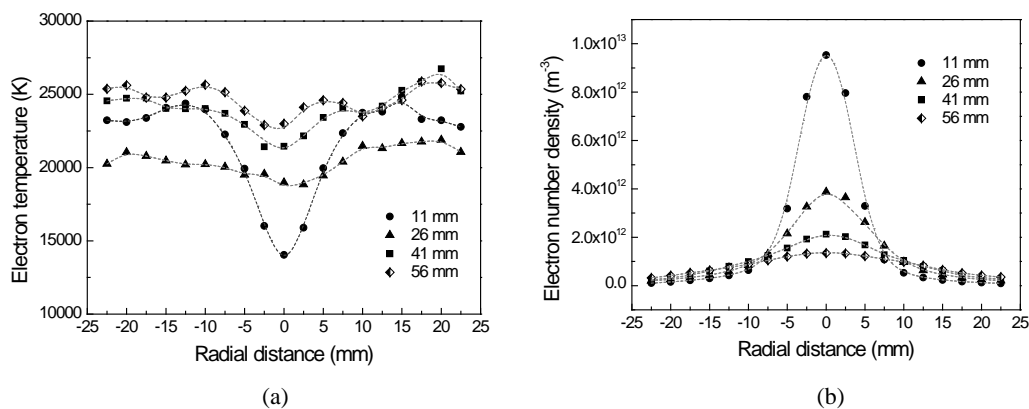


图 4 (a)电子温度和(b)电子数密度的轴向和径向分布 (气流量: 2.8 slm, 弧电流: 8 A)

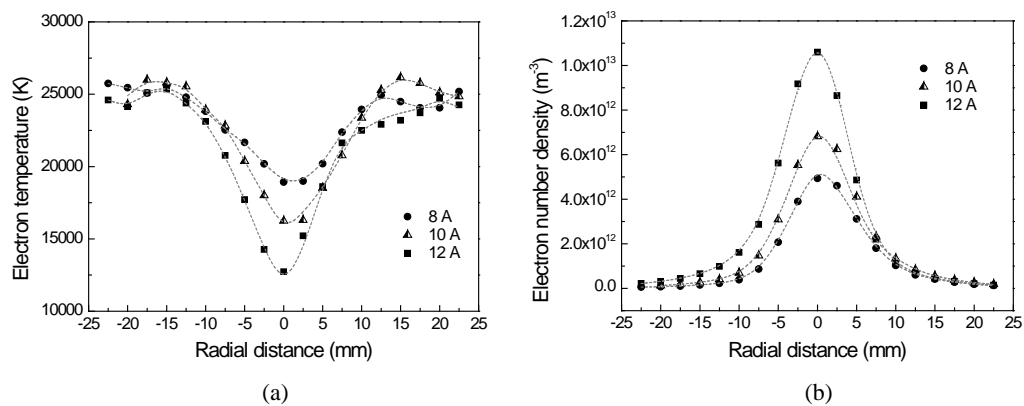


图 5 (a)电子温度和(b)电子数密度的径向分布 (气流量: 5.6 slm, 探针距喷管出口 26 mm)

图 5 所示为探针距喷管出口 26 mm、气流量 5.6 slm 条件下得到的电子温度和电子数密度的径向分布随弧电流的变化曲线。羽流轴线上的电子温度随弧电流的增加而降低, 轴线上的电子温度低于两侧的结果; 电子数密度随弧电流的增加而增加, 羽流轴线上的电子数密度高于两侧的值。图 6 给出了探针距喷管出口 26 mm、弧电流 8 A 条件下电子温度和电子数密度随气流量的变化曲线。从图中看到, 电子温度随着气流量的增加略有增加, 但不如轴向距离和弧电流变化引起的电子温度变化明显。气流量为 5.6 slm 时羽流中心区域的电子数密度要高于气流量 2.8 slm 和 7.8 slm 时的结果。

图 4-图 6 的测量结果不同于亚声速等离子体射流^[11]电子温度在射流轴线上取得最大值、射流轴线上的电子温度随轴向距离的增加而降低及随弧电流的增加而增加的变化趋势。本文所研究的发动机羽流是高度非均匀、非平衡的, 近羽流轴线部分和近发动机喷管壁面部分的

流动有较大差别,即近羽流轴线部分为超声速流动,而近发动机喷管壁面附近流速较低,有一部分甚至可能是亚声速流动;羽流中电子的产生、复合、温度和数密度的变化涉及气体温度分布、气体密度、粒子碰撞频率、复合动力学参数等。对羽流参数准确预测或解释是极困难的,本文的测量可给出一些数量级上的概念,结合测得的电子温度、电子数密度的分布及变化趋势,可对理解发动机羽流性质有所启示。

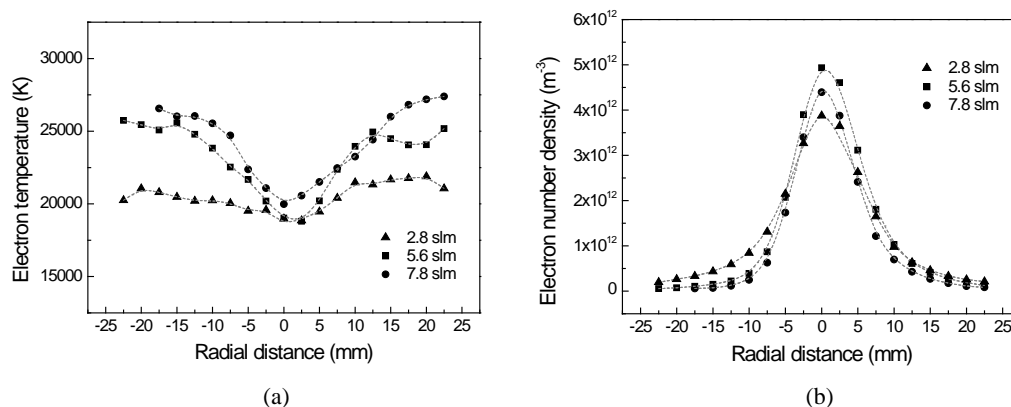


图6 (a)电子温度和(b)电子数密度的径向分布(弧电流: 8 A, 探针距喷管出口 26 mm)

3 结论

本文采用双静电探针测量电弧加热发动机羽流电子温度和电子数密度的结果表明:羽流显著偏离局域热力学平衡状态,电子温度呈现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,电子温度随弧电流的增加而降低,随气流量的变化趋势不明显;距喷管出口 11 mm 的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;羽流轴线上的电子数密度远高于偏离轴线处的值,电子数密度随轴向距离的增加逐渐降低,随弧电流的增加而增加。

参考文献

- [1] G. W. Butler, R. J. Cassady. Directions for Arcjet Technology Development. *J. Propulsion and Power*, 1996, Vol. 12: 1026-1034.
- [2] R. L. Sackheim. Overview of United States Space Propulsion Technology and Associated Space Transportation Systems. *J. Propulsion and Power*, 2006, Vol. 22: 1310-1333.
- [3] E. O. Johnson, L. Malter. A floating double probe method for measurements in gas discharges, *Physical Review*, 1950, Vol. 80(1): 58-68.
- [4] E. W. Peterson, L. Talbot. Collisionless electrostatic single-probe and double-probe measurements. *AIAA Journal*, 1970, Vol. 8(12): 2215-2219.
- [5] R. H. Kirchhoff, E. W. Peterson, L. Talbot. An experimental study of the cylindrical langmuir probe response in the transition regime. *AIAA Journal*, 1971, Vol. 9(9): 1686-1694.
- [6] P. M. Chung, L. Talbot, K. J. Touryan. Electric probes in stationary and flowing plasmas: part 1. collisionless and transitional probes. *AIAA Journal*, 1974, Vol. 12(2): 133-144.
- [7] W. H. Tao, H. K. Yasuda. Measurement of spatial distributions of electron density and electron temperature in direct current glow discharge by double langmuir probes. *Plasma Chemistry and Plasma Processing*, 2001, Vol. 22(2): 297-311.
- [8] S. Henderson, J. Menart, J. Shang. Data reduction analysis for a cylindrical, double langmuir probe operating in a flowing plasma. AIAA 2004-360.
- [9] F. F. Chen. Electric probes, in *Plasma Diagnostic Techniques*, Edited by R. H. Huddleston and S. L. Leonard, Academic Press, 1965: 113-200.
- [10] Q. E. Walker. Characterization and novel applications of the helium arcjet [Ph.D], Stanford University, 2007.
- [11] 郭志颖, 孟显, 黄河激, 潘文霞. 减压直流等离子体射流电子温度的双静电探针测量. *宇航计测技术*, 2009, Vol. 29(4): 12.