

低功率电弧加热发动机喷管扩张段 内壁面温度测量

黄河激, 潘文霞, 吴承康

中国科学院力学研究所, 北京 100190

Tel:010-82544218, Email:huang@imech.ac.cn

摘要: 采用滤光成像, 摒弃电弧及羽流干扰, 实验获得了采用纯氮、纯氢以及氢-氮混合气为推进剂时, 低功率电弧加热发动机喷管内壁面的热辐射强度分布。通过辐射强度-温度标定以及图像分析, 导出了相应的温度分布。实验结果表明, 喷管扩张段内壁面温度最高处位于喉道出口附近。采用不同推进剂时, 喷管内壁面温度分布情况有显著区别。

关键词: 电弧加热发动机; 热辐射; 喷管内壁; 温度测量

0 前言

电弧加热发动机 (Arcjet) 在比冲、推力、技术实现难度以及可靠性等方面具有优异的综合性能[1], 是适合执行卫星姿态控制、位置保持、轨道转移等任务的一类发动机, 在国际上已经得到了较为广泛的应用。推力效率是星载发动机的重要指标之一。电弧加热发动机的效率与发动机内部的复杂传热与流动以及能量转换过程密切相关, 而发动机喷管正是完成该复杂过程的核心部件。一方面, 喷管通常兼做阳极, 用于产生直流电弧来加热气态推进剂, 形成最高温度达一万度以上的高温部分电离气体 (等离子体)。另一方面, 由收缩段、喉道、扩张段构成的喷管通过喷截面积的变化把等离子体流从亚声速加速到超声速, 气流在膨胀降温的同时提高喷出速度和推力。因此, 喷管的通道结构以及喷管周围所涉及的流动与传热问题, 对于提高电弧加热发动机效率起着重要作用。然而, 低功率电弧加热发动机喷管尺寸很小, 涉及复杂的传热与流动问题, 对其内部参数进行实验测量需将固壁、电弧以及羽流的相互干扰分离, 实施难度较大。通常采用数值模拟计算研究喷管内部的传热与流动, 但计算结果的可信度依赖于实验测量给出的边界条件。

本研究在前期工作[2,3]基础上, 利用滤光拍照的方法, 对低功率电弧加热发动机的阳极喷管扩张段内壁面温度进行了测量。研究了采用不同推进剂时, 喷管内壁面温度分布的变化, 从而为数值模拟计算提供可参考的边界条件。

1 实验方法

图 1 为电弧加热发动机喷管扩张段尺寸示意图。喷管采用再生冷却, 喉道直径为 0.7mm, 扩张角为 15° , 扩张比为 258:1。

分别采用纯氮、纯氢和混合比为 2:1 的氢-氮混合气作为电弧加热发动机推进剂。发动机运行参数列于表 1 中。本文实验在力学所空天等离子体动力学平台上进行。通过喷管出口下游 45° 放置的水冷铜镜, 将发动机工作时喷管内部情况反射出真空腔体, 用长焦摄像

机拍摄喷管内部图像。获得的喷管图像是包括喉道、扩张段边缘的同心圆（图 1 中 A-A 视图），其中从 a 到 b 为喷管扩张段内壁面。由于所用推进剂为氮、氢或其混合气，因此电弧与羽流发光主要包含氮、氢谱线。选用 698nm 波长干涉滤光片，可滤去氮、氢的特征谱线，只保留热辐射的连续谱在该波长通过，从而使摄像机拍摄到的仅为热辐射强度。通过图像分析，利用温度与图像强度的标定结果导出喷管扩张段内壁面温度分布。

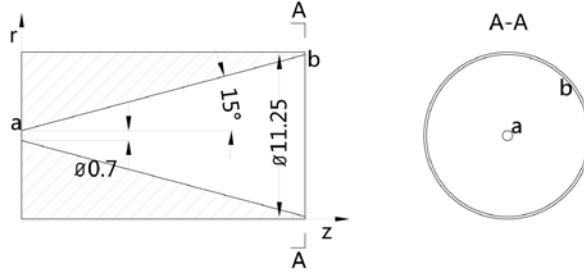


图 1 电弧加热发动机喷管扩张段尺寸示意图

表 1 电弧加热发动机工作参数

参数	取值		
推进剂种类	纯氮	纯氢	氢:氮=2:1
推进剂质量流量 (mg/s)	83	6	36
稳态电流 (A)	8	8	8
稳态电压 (V)	99	109	101

2 结果与讨论

2.1 温度与图像强度标定

由普朗特黑体辐射定律，黑体在某一波长的辐出度 $M_{b\lambda}$ 仅与黑体的温度相关：

$$M_{b\lambda} = \frac{2\pi hc^2}{\lambda^5} \frac{1}{e^{hc/\lambda kT} - 1} \quad (1)$$

式中 h 为普朗克常数， k 为波尔兹曼常数， c 为光速， λ 为特征波长， T 为黑体温度。当用摄像机拍摄实际物体时，图像上所获得的强度 $M_{b\lambda}$ 与实际物体的辐射系数、光路损失、成像传感器灵敏度等相关。将这些参数用 $K(\epsilon, L)$ 表示，则实际获得的图像强度 M_λ 可简单表示为：

$$M_\lambda = K(\epsilon_\lambda, L)M_{b\lambda} \quad (2)$$

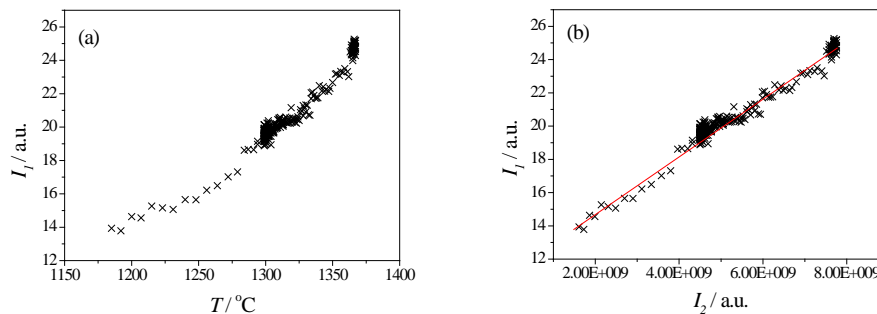


图 2 图像强度 (I_1) 与物体温度 (T) 以及同温度黑体辐射强度 (I_2) 的标定关系

在同样光路上，将已知温度的同样辐射系数物体与图像强度进行标定，即可建立物体温度与图像强度的对应关系。图 2 (a) 为通过 698nm 滤光片后，在与电弧加热发动机实验同样光路情况下的图像强度 (I_I) 与喷管温度 (T) 的关系。根据公式 (1) 计算同样温度下的黑体辐出强度 (I_2)，可看出 I_I 与 I_2 之间有很好的线性关系 (图 2 (b))，说明标定结果符合相应物理定律。

建立的温度与图像强度对应关系为：

$$T = \frac{hc}{\lambda k} \frac{1}{\ln\left(\frac{2\pi hc^2}{\lambda^5} \frac{1.76 \times 10^{-9}}{I_I - 11.1} + 1\right)} \approx \frac{2.1 \times 10^4}{\ln\left(\frac{4 \times 10^6}{I_I - 11.1}\right)} \quad (3)$$

2.2 喷管扩张段内壁面温度分布

图 3 给出当测得的喷管扩张段出口附近外壁面温度均为 950℃ 时，采用 N_2 、 H_2 和 H_2-N_2 推进剂时，图像强度 (I_I) (图 3 (a)) 与对应温度 (图 3 (b)) 的径向分布。采用不同推进剂时，喷管扩张段外壁面温度升温速率不同，到达 950℃ 时，所需时间分别为 318 秒 (N_2 为推进剂)、31 秒 (H_2) 和 45 秒 (H_2-N_2)。从图 3 中可以看出，对不同推进剂，内壁面温度最高处都位于喉道出口附近。其中，采用 N_2 为推进剂时，最高温度约 1920℃，采用 H_2 为推进剂时，最高温度约 1956℃，而采用 H_2-N_2 推进剂时，最高温度约 1930℃。采用不同推进剂，高温区集聚程度也不相同。其中采用 H_2 为推进剂时最为集中，这种集聚程度的不同可能反映了弧根在喷管内壁面贴附情况的不同。

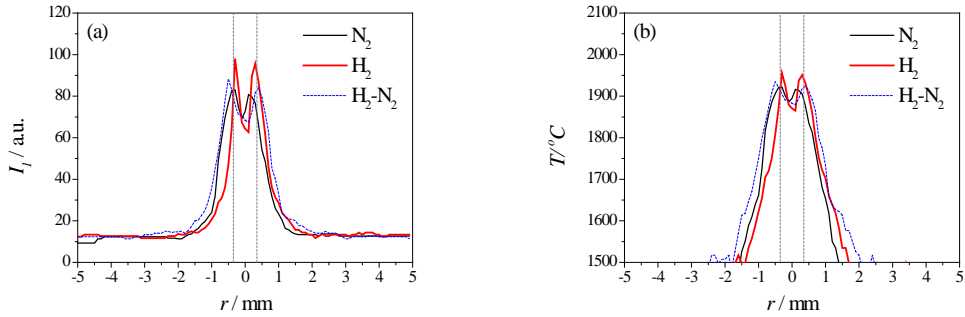


图 3 喷管扩张段出口附近外壁面温度为 950℃，采用 N_2 、 H_2 和 H_2-N_2 推进剂时，图像强度 (I_I) (a) 与对应喷管内壁面温度 (T) (b) 的径向分布。图中虚线为喉道尺寸示意。

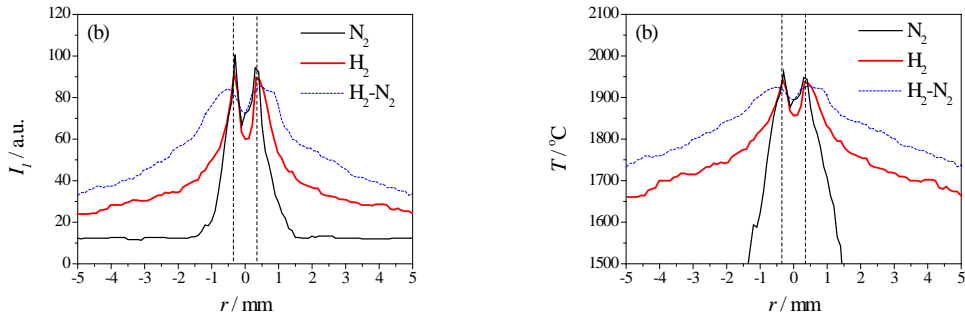


图 4 采用 N_2 、 H_2 和 H_2-N_2 推进剂稳态工作时，图像强度 (I_I) (a) 与对应喷管内壁面温度 (T) (b) 的径向分布。图中虚线为喉道尺寸示意。

采用不同推进剂, 达到稳态工况后, 电弧加热发动机喷管温度不同。图 4 给出了在输入电流均为 8A 时, 采用不同推进剂到达稳态时图像强度及喷管扩张段内壁面温度的分布。此时, 对于 N_2 、 H_2 和 H_2-N_2 推进剂, 测得的喷管扩张段外壁面出口附近温度分别为 950°C 、 1393°C 和 1410°C 。以 H_2 和 H_2-N_2 为推进剂, 喷管整体温度上升明显。喷管扩张段内壁面温度也反映了该趋势。相比图 3, 到达稳定工况后, 喷管内壁面温度梯度减小。随着喷管温度的整体升高, 高温区的集聚程度也减弱, 这可能与前期研究中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。

3 结 论

采用滤光成像获得了低功率电弧加热发动机喷管扩张段内壁面温度分布。实验结果表明, 采用不同推进剂时, 喷管内壁面温度分布显著不同。喷管内壁面最高温度位于喷管喉道出口附近。在喷管温度较低时, 内壁面温度高温区相对集中, 纯氢作为推进剂时, 这种集聚更为明显。当达到稳态工况后, 喷管整体温度上升, 内壁面温度分布梯度减小。对采用纯氢或氢-氮推进剂的发动机而言, 高温区集聚程度变小, 这可能与电弧弧根随喷管温度升高由集聚型向扩散型转变有关。对于采用纯氮推进剂的电弧加热发动机, 稳态工作时喷管扩张段出口附近外壁面温度也不超过 1000°C , 高温区的集聚程度没有明显变化。本文的测量结果可为电弧加热发动机喷管内部传热与流动的数值模拟计算提供可参考的边界条件。

参考文献

- [1] 汤海滨, 张正科, 刘宇, 等. 小功率电弧等离子体发动机试验及性能分析. 推进技术, 2001, 22(3): 233--236
TANG Hai-Bin, ZHANG Zheng-Ke, LIU Yu, et al. Experiment and Performance Analyse on Low Power Arcjet. Journal of Propulsion Technology, 2001, 22(3): 233--236
- [2] 潘文霞, 李腾, 黄河激, 等. 氢-氮电弧加热推力器运行参数与性能. 推进技术, 2008, 29(4): 494--497
PAN Wen-Xia, LI Teng, HUANG He-Ji, et al. Low Power H_2-N_2 Arcjet Thruster Operation and Performance. Journal of Propulsion Technology, 2008, 29(4): 494--497
- [3] 李腾, 潘文霞, 林烈, 等. 一种电弧加热推进器推力测试架. 宇航计测技术. 2008, 28(2): 17--20
LI Teng, PAN Wen-Xia, LIN Lie, et al. A Thrust Stand for Arc Heating Thruster. Journal of Astronautic Metrology and Measurement, 2008, 28(2): 17--20