

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)

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

中图分类号: V439 **文献标识码:** A **文章编号:** 0253-231X(2011)07-1185-03

Inner Nozzle Surface Temperature Measurement in a Low Power Arcjet Thruster

HUANG He-Ji PAN Wen-Xia WU Cheng-Kang

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

Abstract Using an interference filter, thermal radiation images of the inner nozzle surface were obtained for a low power arcjet thruster. The interference filter was selected to cut off disturbance from arc and plume emissions when pure nitrogen, pure hydrogen and their mixtures were used as the propellant. Relationship between the radiation intensity and the temperature was calibrated and the corresponding temperature distribution was calculated based on the radiation intensity distribution obtained by image analysis. Results show that the highest temperature zone locates downstream close to the throat exit and the temperature distributions for different propellants vary a lot.

Key words arcjet thruster; thermal radiation; inner nozzle surface; temperature measurement

0 引言

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摄氏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音速加速到超音速, 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。

1 实验方法

本文实验在中国科学院力学所空天等离子体动

收稿日期: 2011-01-10; 修訂日期: 2011-06-13

基金项目: 国家自然科学基金(No.50836007; No.10921062)

作者简介: 黄河激(1976-), 男, 四川成都人, 副研究员, 主要从事应用等离子体力学研究。

力学实验平台上进行。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。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0.7 mm，扩张角为 15° ，扩张比为258:1。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。

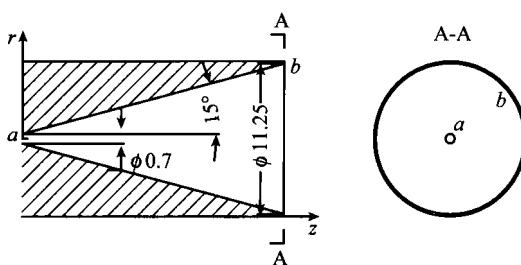


图1 电弧加热发动机喷管扩张段尺寸示意图
Fig. 1 Geometry of the divergent section of the arcjet thruster nozzle

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698 nm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。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。

表1 电弧加热发动机工作参数

Table 1 Working parameters of the arcjet thruster

| 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 | 12 | 36 |
| 稳态电流(A) | 8 | 8 | 8 |
| 稳态电压(V) | 99 | 109 | 101 |

由普朗特黑体辐射定律，黑体在某一波长的辐射度 $M_{b\lambda}$ 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_λ 与真实物体的辐射系数、光路损失、成像传感器灵敏度等相关。将这些参数用 $K(\varepsilon, L)$ 表示，则实际获得的图像强度

M_λ 可简单表示为：

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

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698 nm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_1)与喷管外壁面温度(T)的关系。根据公式(1)计算同样温度下的黑体辐射强度(I_2)，可看出 I_1 与 I_2 之间有较好的线性关系(图2(b))，说明标定结果符合相应物理定律。

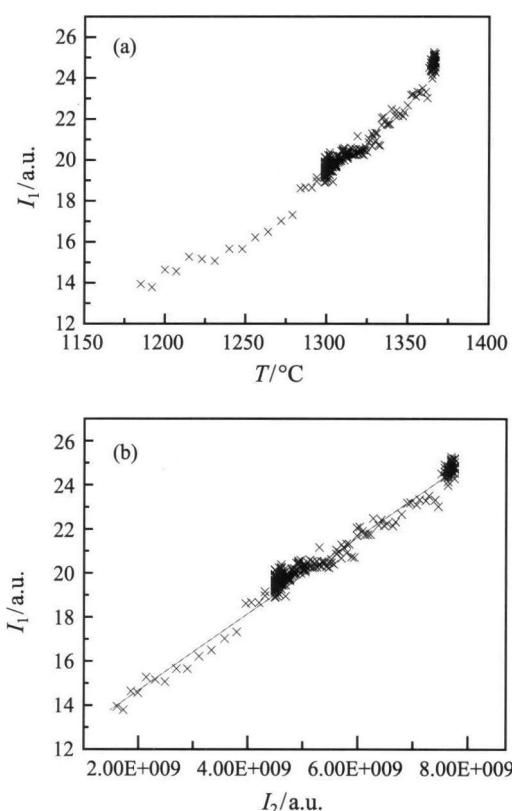


图2 图像强度(I_1)与物体温度(T)以及同温度黑体辐射强度(I_2)的标定关系

Fig. 2 Calibration among the image intensity (I_1), object temperature (T) and the radiation intensity (I_2) of black body

建立的温度与图像强度对应关系为：

$$\begin{aligned} T &= \frac{hc}{\lambda k} \frac{1}{\ln\left(\frac{2\pi hc^2}{\lambda^5} \frac{1.76 \times 10^{-9}}{I_1 - 11.1} + 1\right)} \\ &\approx \frac{2.1 \times 10^4}{\ln\left(\frac{4 \times 10^6}{I_1 - 11.1}\right)} \end{aligned} \quad (3)$$

由于采用了滤光片，低温时获得的图像强度太

低。在现有实验条件下, 采用本方法仅能在固体温度大于 1400 K 时可获得清楚的图像。

2 结果与讨论

图 3 给出电弧加热发动机点火后不同时间点, 采用 N_2 、 H_2 和 H_2-N_2 推进剂时, 喷管扩张段内壁面温度分布及其变化情况。图中横坐标所示为喷管端视图中的径向位置, 从中心向外代表了从喉道出口到喷管扩张段最大直径处。

从图中可以看出, 随着时间增加, 采用不同推进剂的电弧加热发动机喷管温度均整体呈上升趋势。当采用纯氮作为推进剂时, 喷管内壁面温度上升缓慢, 到点火后 300 s, 内壁面高温区域仍集中于喉道出口附近。而喷管扩张段下游温度过低(外壁面测温结果显示约为 950°C), 低于本实验的图像法测温的

下限。采用纯氢作推进剂时, 喷管内壁面温度的上升速度和点火 300 s 后达到的温度均远高于采用纯氮推进剂时。这可能是由于羽流在膨胀过程中温度仍高于喷管, 而氢的加入显著提高了等离子体羽流向喷管的传热。采用氢 - 氮混合气作为推进剂, 可以明显看到喷管内壁面高温区域随着时间的增加而向下游扩张, 扩张段内壁面温度梯度减小。喷管内壁面的温度梯度从一定程度上可以反映电弧焦耳热的影响。当电弧以集聚形态附着于喷管壁面时(集聚型弧根), 由于贴附面积小, 在相同的总电流下局部热流密度高, 使得局部温度显著高于其他区域。而当电弧以扩散形态附着于喷管壁面时(扩散型弧根), 传热面积扩大, 喷管内壁面温度梯度减小。

目前研究中假设等离子体为光学薄, 未考虑喷管外壁面与内壁面的辐射系数差异, 也忽略喷管辐射系数随温度的变化。同时, 由于喷管内壁为锥形, 即便在等温情况下, 由于有效辐射系数的变化, 锥面不同位置的图像强度也可能不同。这些因素对测温的影响将在下一步工作中进一步研究。

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区域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。

参 考 文 献

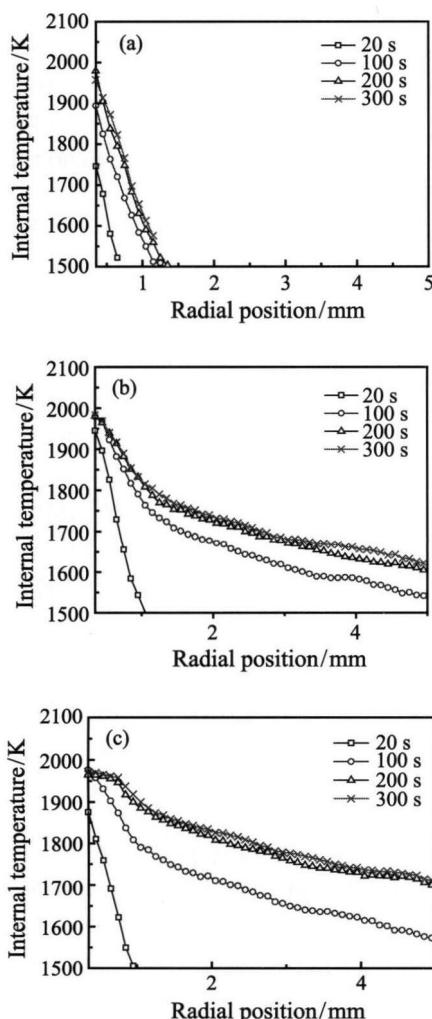


图 3 点火后不同时间段喷管扩张段内壁面温度分布
(a) 纯氮, (b) 纯氢, (c) 氢 - 氮混合推进剂

Fig. 3 Inner nozzle surface temperature distribution at different stages after ignition using (a) N_2 ; (b) H_2 and (c) H_2-N_2 as the propellant

- [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 [J]. 推进技术, 2001, 22(3): 233–236
TANG Haibin, ZHANG Zhengke, LIU Yu, et al. Experiment and Performance Analyse on Low Power Arcjet [J]. 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 [J]. 推进技术, 2008, 29(4): 494–497
PAN Wenxia, LI Teng, HUANG Heji, et al. Low Power H_2-N_2 Arcjet Thruster Operation and Performance [J]. 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 [J]. 宇航计测技术, 2008, 28(2): 17–20
LI Teng, PAN Wenxia, LIN Lie, et al. A Thrust Stand for Arc Heating Thruster [J]. Journal of Astronautic Metrolology and Measurement, 2008, 28(2): 17–20