

低中功率氢电弧加热发动机内传热与流动特性比较研究

魏福智¹, 王海兴¹, 陈熙², 潘文霞³

(1. 北京航空航天大学宇航学院, 北京 100191; 2. 清华大学工程力学系, 北京 100084;

3. 中国科学院力学研究所, 北京 100190)

(Tel: 010-82339631, E-mail: whx@buaa.edu.cn)

摘要: 本文采用数值模拟方法对低、中功率氢电弧加热发动机内的传热与流动特性进行了比较研究。结果表明: 低、中功率氢电弧加热发动机内的传热与流动规律基本相似; 发动机内最高温度出现在阴极尖下游附近; 发动机轴线上的轴向速度在约束段出口附近达到最大值。随着发动机功率的增加, 发动机内的最高温度和轴线上的最大速度也随之增加。本文还将通过数值模拟获得的两种发动机性能参数和文献报道的实验测量值进行了比较, 二者符合良好。

关键词: 电弧加热发动机; 数值模拟; 低中功率; 传热与流动

0 引言

电弧加热发动机是一种典型的电热式推进器, 和传统化学推进相比, 具有比冲高、推力密度高、结构简单等特点, 低功率电弧加热发动机已被成功应用于同步卫星南北位置保持和姿态调整^[1], 中等功率的发动机可以用于卫星或空间机动平台的轨道转移^[2]。

低功率情形下的电弧加热发动机已有较多的实验和数值计算研究结果发表, 使我们对其中涉及的物理过程有了一定程度的认识。当电弧加热发动机功率由 1 kW 增加 10 kW 量级时, 发动机的结构和工作参数都随之发生变化, 例如约束段直径由 0.635 mm 增加到 2.5 mm, 工作气体流量 (氢作为工作气体时) 由 14 mg/s 增加到 100 mg/s, 发动机的工作电流由 10 A 增加到 140 A。虽然当功率增加时, 电弧加热发动机内的主要传热流动特性类似, 但是发动机结构和工作参数的变化必然导致其内部温度和速度分布以及发动机的推力、比冲等性能参数发生变化。对不同功率情形下发动机内的传热与流动规律进行比较研究, 可以探索如何使发动机在中高功率情形下仍然能够保持较好的性能, 以及为建立由低功率向中等乃至高功率情形发展的缩放准则提供参考。

1 数值模拟方法

本文数值模拟中采用的基本假定包括: (1) 发动机内部气体的流动为定常、轴对称、层流流动; (2) 等离子体处于局域热力学平衡状态, 对辐射为光学薄; (3) 工作气体为氢, 其等离子体的热力学性质及输运性质为压力和温度的函数, 计算中采用预先编制的数据库根据压力和密度插值获得。模拟中采用如下的控制方程组

$$\frac{\partial}{\partial t} \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho e_t \end{bmatrix} + \frac{\partial}{\partial z} \begin{bmatrix} \rho u \\ \rho u^2 + p \\ \rho uv \\ \rho uH \end{bmatrix} + \frac{\partial}{\partial r} \begin{bmatrix} \rho v \\ \rho uv \\ \rho v^2 + p \\ \rho vH \end{bmatrix} + \frac{1}{r} \begin{bmatrix} \rho v \\ \rho uv \\ \rho v^2 \\ \rho vH \end{bmatrix} = \frac{\partial}{\partial z} \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{zz} \\ \tau_{zr} \\ u\tau_{zz} + v\tau_{zr} - q_z \end{bmatrix} + \frac{\partial}{\partial r} \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{rz} \\ \tau_{rr} \\ u\tau_{rz} + v\tau_{rr} - q_r \end{bmatrix} \quad (1)$$

$$+ \frac{1}{r} \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{zr} - \frac{2}{3}r \frac{\partial}{\partial z} (\mu \frac{v}{r}) \\ \tau_{rr} - \tau_{\theta\theta} - \frac{2}{3}\mu \frac{v}{r} - \frac{2}{3}r \frac{\partial}{\partial r} (\mu \frac{v}{r}) \\ u\tau_{zr} + v\tau_{rr} - q_r - \frac{2}{3}\mu \frac{v^2}{r} - \frac{2}{3}r \frac{\partial}{\partial r} (\mu \frac{v^2}{r}) - \frac{2}{3}r \frac{\partial}{\partial z} (\mu \frac{uv}{r}) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ j_r B_\theta \\ -j_z B_\theta \\ j_z E_z + j_r E_r \end{bmatrix}$$

上式中 $\rho e_t = \rho(u^2 + v^2)/2 + p/(\gamma - 1)$, $\rho H = \rho e_t + p$, $\tau_{zz} = \mu(4\partial u/\partial z - 2\partial v/\partial r)/3$, $\tau_{rr} = \mu(4\partial v/\partial r - 2\partial u/\partial z)/3$, $\tau_{zr} = \tau_{rz} = \mu(\partial v/\partial z + \partial u/\partial r)$, $\tau_{\theta\theta} = \mu(-2(\partial v/\partial r + \partial u/\partial z) + 4v/r)/3$, $q_z = -\kappa \partial T/\partial z$, $q_r = -\kappa \partial T/\partial r$ 。式中的基本变量 ρ 、 u 、 v 、 p 、 μ 、 κ 、 σ 、 j 、 E 和 B 分别是气体密度、轴向(z -)速度、径向(r -)速度、压强、粘性系数、热导率、电导率、电流密度、电场强度及磁感应强度。本文采用有限差分法对方程(1)进行求解,对时间项采用龙格库塔法进行离散,对流项采用 Roe 格式^[3]进行离散,扩散项采用中心差分法进行离散。磁感应强度则由麦克斯韦方程组简化得到的二维轴对称稳态磁场方程计算得到

$$\frac{\partial}{\partial r} \left[\frac{1}{r\sigma} \frac{\partial(rB_\theta)}{\partial r} \right] + \frac{\partial}{\partial z} \left[\frac{1}{r\sigma} \frac{\partial(rB_\theta)}{\partial z} \right] = \mu_0 \left[\frac{\partial(vB_\theta)}{\partial r} + \frac{\partial(uB_\theta)}{\partial z} \right] \quad (2)$$

式中 μ_0 为真空磁导率。电流密度则通过下式求解

$$J_z = \frac{1}{r\mu_0} \frac{\partial(rB_\theta)}{\partial r}, \quad J_r = -\frac{1}{\mu_0} \frac{\partial B_\theta}{\partial z} \quad (3)$$

数值模拟中分别采用 NASA Lewis 中心所设计的低功率电弧加热发动机^[4] (Thruster L) 和 Stuttgart 大学研制的中等功率的辐射冷却电弧加热发动机^[5] (Thruster M) 的结构尺寸。两种发动机的主要结构参数如表 1 所示。图 1 为发动机计算域的示意图,表 2 给出了对应的边界条件。

表 1 两种发动机的主要结构参数

Thruster	L	M
收缩段半角(度)	30	50
约束段直径(mm)	0.635	2.5
约束段长度(mm)	0.25	5.0
喷管扩张半角(度)	20.0	17.5
喷管长度(mm)	12.15	35.7
喷管出口直径(mm)	9.53	25.0
面积扩张比	1:225	1:100

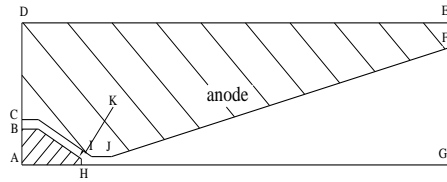


图 1 计算域示意图

表 2 边界条件

	B-C	C-I-J-F	F-G	G-H	H-K-B
流场	亚声速入口	阳极壁面, 无滑移边界条件, 热流连续: $\kappa_{\text{Anode}} (dT/dn)_{\text{Anode}} = \kappa_{\text{Gas}} (dT/dn)_{\text{Gas}}$	超声速出口	轴线, 对称边界条件	阴极壁面, 无滑移边界条件, 温度给定
磁场	$rB_\theta = -\mu_0 I / (2\pi)$	$\partial(rB_\theta)/\partial r \cos\varphi - \partial(rB_\theta)/\partial z \sin\varphi = 0$ (φ 为喷管的扩张半角)	$rB_\theta = 0$	rB_θ 由 0 递减为 $-\mu_0 I / (2\pi)$	$rB_\theta = -\mu_0 I / (2\pi)$
阳极	温度外推	热流连续: $\kappa_{\text{Anode}} (dT/dn)_{\text{Anode}} = \kappa_{\text{Gas}} (dT/dn)_{\text{Gas}}$	辐射边界: $-\kappa dT/dn = \epsilon\sigma T^4$	辐射边界: $-\kappa dT/dn = \epsilon\sigma T^4$	

2 结果与讨论

图 2 给出了两种发动机内部的温度和轴向速度分布。从图 2 (a, b) 看出两种发动机内的温度分布规律是相似的, 最高温度出现在阴极尖下游附近, 因为此处的焦耳热最大。在约束段出口附近的轴线上, 电弧的加热效应迅速减小, 气体开始膨胀加速, 热能转化为动能, 温度随之迅速减小。低功率发动机 Thruster L 内沿轴线最高温度由 24 603 K 减少到出口处的 2182 K; 而中等功率发动机 Thruster M 内沿轴线最高温度由 35 557 K 减小到出口处的 2381 K。图 2 (c, d) 为对应的轴向速度分布, 从图中也可以看出, 两种发动机内的速度分布规律也是相似的, 但是速度的具体数值不同。对于低功率发动机情形, 沿轴线的轴向速度由最大值 18 480 m/s 减少到出口处的 12 078 m/s; 而对于中等功率发动机情形, 沿轴线的轴向速度由最大值 42 088 m/s 减少到出口处的 21 329 m/s。

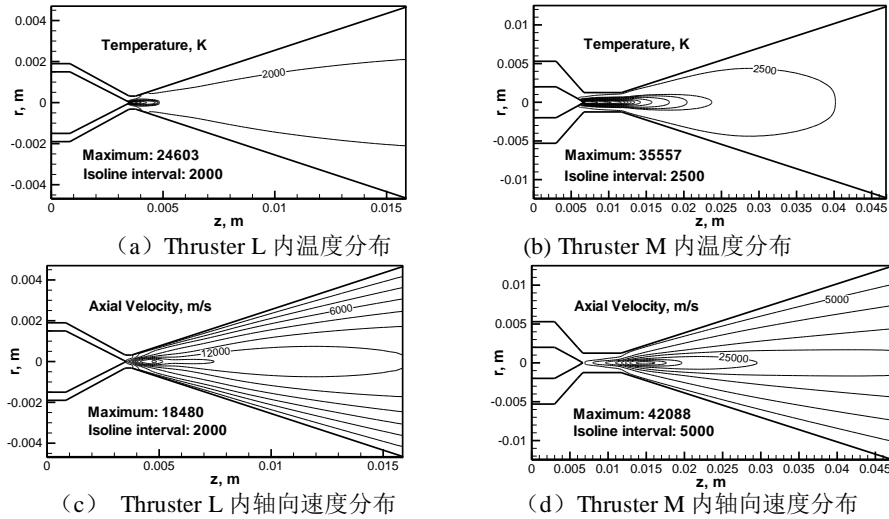


图 2 Thruster L、M 内温度场和轴向速度分布比较

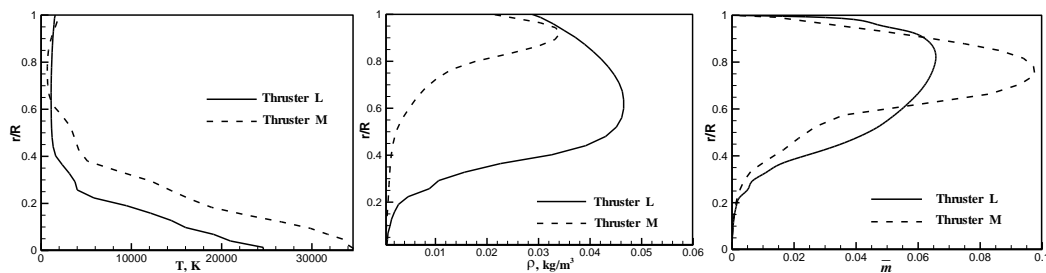
电弧加热发动机内许多重要的物理过程均发生在约束通道内, 一方面, 气体的电弧加热主要发生在这个区域, 另一方面作为发动机的喉道, 气体速度在这里由亚声速转变为超声速, 所以约束通道内的传热与流动对发动机的性能有着重要的影响。图 3(a, b, c) 分别给出了电弧加热发动机约束段入口处气体温度、密度和无因次流量比沿径向的变化。图中的径向无因次坐标定义为 r/R , R 为约束段半径。从图 3(a)中可以看出, 与低功率电弧加热发动机相比, 中等功率发动机约束通道内, 沿径向高温区的范围较低功率情形更宽。从对应的图 3(b)中也可以看出, 由于中等功率发动机约束通道内高温区范围宽, 所以约束通道内低气体密度区域也大于低功率情形。

图 3(c)进一步给出了发动机约束通道内无因次局部流量比沿径向变化情况, 其中无因次局部流量比在本文中定义为通过半径为 r 、宽为 Δr (为当地网格宽度) 的环形的流量与发动机流量之比。

$$\bar{m} = \rho u 2\pi r \Delta r / m_0 \quad (3)$$

在约束通道内, 由于中心区域的温度较高, 所以当工作气体流经这个区域, 会发生类似流体绕流物体的现象, 即热绕流。从图 3 (c) 中可以看出, 低、中功率发动机在约束通

道内都存在明显的热绕流现象，但是在中等功率的发动机的约束通道内热绕流现象尤为明显，由于大部分气体在贴近约束通道壁面附近的区域流过约束通道，流过约束通道中心气体流量比较小，这也可以反过来说明在图 3 (a) 中，中等功率发动机约束通道轴线上的最高温度高于低功率的情形。



(a) 气体温度沿径向分布 (b) 气体密度沿径向分布 (c) 无因次局部流量比沿径向分布
图 3 Thruster L、M 的气体温度和密度沿约束段入口处径向分布比较

表 3 模拟结果和实验结果的比较

Thruster	L		M	
	模拟	实验	模拟	实验
流量 (mg/s)	14.2	13.0	100	100
电流 (A)	10.0	10.3	140	140
功率 (kW)	1.37	1.43	13.3	15.4
推力 (N)	0.107	0.106	1.12	1.07
比冲 (s)	768.5	830	1139	1090

表 3 给出了两种不同功率的发动机的数值模拟结果和相同/相近工况下实验结果的比较。由于计算中没有考虑发电机电极鞘层所导致的功率消耗，所以两个发动机的功率模拟结果都比实验测量值小；而推力和比冲的模拟结果与实验结果基本相符。

3 结 论

本文采用数值模拟方法对低、中功率氢电弧加热发动机内的传热与流动进行比较研究。结果表明：虽然低中功率氢电弧加热发动机内的结构和工作参数有较大变化，但是发动机内的传热与流动规律基本相似；电弧加热发动机内约束通道内的传热流动分析表明，中等功率发动机内热绕流现象较低功率发动机明显，较大流量比例的工作气体在壁面附近的低温区域流出约束通道。本文还将计算获得的两种发动机性能参数等和文献报道的实验测量值进行了比较，二者符合良好。

参考文献

- [1] G. W. Butler, R. J. Cassady. Directions for Arcjet Technology Development. Journal of Propulsion and Power, 1996, 12: 1026-1034
- [2] M. Auweter-Kurtz, B. Glocker, T. Goelz. Arcjet Thruster Development. Journal of Propulsion and Power, 1996, 12: 1077-1083
- [3] P. L. Roe. Approximate Riemann solvers, parameter vectors, and difference schemes. Journal of Computational Physics, 1981, 43: 357-372
- [4] P. V. Storm, M. A. Cappelli. Arcjet nozzle flow-field characterization by laser-induced fluorescence. Applied Optics, 1998, 37: 486-495
- [5] B. Glocker, M. Auweter-Kurtz, T. M. Goelz. Medium Power Arcjet Thruster Experiments. AIAA Paper No. 90-2531, 1990