

# 千瓦级氩电弧加热发动机的二维数值模拟

贾少霞<sup>1</sup> 王海兴<sup>1</sup> 陈熙<sup>2</sup> 潘文霞<sup>3</sup> 汤海滨<sup>1</sup>

(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)

**摘要** 本文对千瓦级氩电弧加热发动机内的传热与流动进行了数值模拟研究, 获得了典型工况下发动机内温度、速度和马赫数以及发动机喷管温度等参数分布。模拟结果表明, 工作气体主要是在阴极下游附近以及约束通道内被加热电离, 气体在发动机喷管的上游为亚音速流动, 经过约束通道后转变为超音速流动。在进气总压一定时, 随着弧电流的增加, 发动机出口温度和速度均随之增加, 但工作气体流量略有下降。

**关键词** 电弧加热发动机; 等离子体; 流动与传热; 数值模拟

**中图分类号:** V439 **文献标识码:** A **文章编号:** 0253-231X(2010)05-0821-03

## TWO-DIMENSIONAL MODELLING OF A kW-CLASS ARGON ARCJET

JIA Shao-Xia<sup>1</sup> WANG Hai-Xing<sup>1</sup> CHEN Xi<sup>2</sup> PAN Wen-Xia<sup>3</sup> TANG Hai-Bin<sup>1</sup>

(1. School of Astronautics, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;  
2. Department of Engineering Mechanics, Tsinghua University, Beijing 100084, China;  
3. Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China)

**Abstract** In this paper, modelling study is performed to reveal the plasma flow and heat transfer characteristics of a kW-class argon arcjet thruster. Computed results are presented concerning the temperature, velocity and Mach number distributions within the thruster nozzle and the temperature distributions inside the nozzle wall under typical operating conditions. Modelling results show that the heating and ionization of the propellant mainly take place near the cathode tip and constrictor region. The flow transits from upstream subsonic regime into downstream supersonic regime with the transonic in the constrictor region. With the increase of arc current, the temperature and velocity at the thruster exit plane increase, while the mass flow rates of working gas at fixed inlet pressure decreases slightly.

**Key words** arcjet; plasma; flow and heat transfer; numerical modelling

## 0 引 言

电弧加热发动机是通过阴极和阳极之间直流放电产生的电弧来加热推进剂, 所产生的高温部分电离气体经喷管加速产生推力。由于电弧加热发动机能提供比化学火箭发动机更高的比冲和适合于某些应用的推力, 早在上世纪 50 年代美国就已经着手对电弧加热发动机进行研究, 经过几十年努力, 先后攻克了电极烧蚀、电弧稳定等一系列难题, 研制成功千瓦级的用于同步卫星位置保持和姿态调整的电弧加热推进系统, 并得到了广泛的商业应用<sup>[1]</sup>。

尽管电弧加热发动机结构比较简单, 其中涉及

的物理过程却异常复杂。典型的电弧加热发动机的约束通道直径为 0.7 mm, 喷管收缩段和扩张段的半角为 30° 和 20°。电弧加热发动机阳极-喷管内的传热与流动直接影响发动机的寿命与效率, 并且与电磁场耦合。由于涉及大温差、多组分、亚音速-超音速流动、阳极弧根贴附位置不易确定、喷管中存在冻结流动损失等众多复杂因素, 电弧加热发动机内传热与流动的研究十分困难。目前我国电弧加热发动机的研究仍处于起步阶段, 对电弧加热发动机狭小空间内发生的复杂物理过程、能量转化规律等认识还不完全, 因此在进行实验研究同时, 通过数值

**收稿日期:** 2009-12-31; **修订日期:** 2010-04-07

**基金项目:** 国家自然科学基金资助项目 (No.50836007)

**作者简介:** 贾少霞 (1982-), 女, 河北定州人, 硕士, 主要从事空间电推进研究。

模拟方法对电弧加热发动机内部过程进行研究,将有助于增进我们对电弧加热发动机内部传热与流动特性的了解,为发动机的设计与改进提供参考。

## 1 数值模拟方案

本文数值模拟中采用的基本假定包括:(1)发动机内气体作定常、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)忽略旋流分量。模拟中采用的控制方程组如下<sup>[2]</sup>:

$$\frac{\partial}{\partial z}(\rho u) + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r}(r \rho v) = 0 \quad (1)$$

$$\frac{\partial(\rho u u)}{\partial z} + \frac{1}{r} \frac{\partial(r \rho u v)}{\partial r} = -\frac{\partial p}{\partial z} + 2 \frac{\partial}{\partial z} \left( \mu \frac{\partial u}{\partial z} \right) + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} \left[ r \mu \left( \frac{\partial u}{\partial r} + \frac{\partial v}{\partial z} \right) \right] + j_r B_\theta \quad (2)$$

$$\frac{\partial(\rho u v)}{\partial z} + \frac{1}{r} \frac{\partial(r \rho v v)}{\partial r} = -\frac{\partial p}{\partial r} + \frac{2}{r} \frac{\partial}{\partial r} \left( r \mu \frac{\partial v}{\partial r} \right) + \frac{\partial}{\partial z} \left[ \mu \left( \frac{\partial v}{\partial z} + \frac{\partial u}{\partial r} \right) \right] - 2 \mu \frac{v}{r^2} - j_z B_\theta \quad (3)$$

$$\frac{\partial(\rho u h)}{\partial z} + \frac{1}{r} \frac{\partial(r \rho v h)}{\partial r} = \frac{\partial}{\partial z} \left( \frac{k}{C_p} \frac{\partial h}{\partial z} \right) +$$

$$\frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} \left( r \frac{k}{C_p} \frac{\partial h}{\partial r} \right) + u \frac{\partial p}{\partial z} + v \frac{\partial p}{\partial r} + \Phi +$$

$$\frac{j_z^2 + j_r^2}{\sigma} + \frac{5k_B}{2e} \left( \frac{j_z}{C_p} \frac{\partial h}{\partial z} + \frac{j_r}{C_p} \frac{\partial h}{\partial r} \right) - U_r \quad (4)$$

$$\frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} \left( r \sigma \frac{\partial \phi}{\partial r} \right) + \frac{\partial}{\partial z} \left( \sigma \frac{\partial \phi}{\partial z} \right) = 0 \quad (5)$$

此处  $u$  与  $v$  分别是轴向 ( $z$ -) 与径向 ( $r$ -) 速度分量;  $p$  与  $\phi$  分别是压力与电位;  $\rho$ 、 $h$ 、 $\mu$ 、 $k$ 、 $C_p$ 、 $\sigma$  和  $U_r$  分别是依赖于温度和压力的等离子体质量密度、比焓、黏性系数、热导率、比定压热容、电导率以及单位体积辐射功率,  $\Phi$  为黏性耗散项,  $j_r$  和  $j_z$  为电流密度分量, 与电位梯度相关,  $B_\theta$  为周向磁感强度<sup>[2]</sup>。

模拟采用中科院力学所设计加工的电弧加热发动机尺寸<sup>[3]</sup>。工质气体为纯氩,在发动机的入口,给定总压条件,即令  $P_0=2.5 \times 10^5$  Pa,进入发动机的流量由计算的最终结果确定<sup>[2]</sup>。在所有固体壁面,速度采用无滑移边界条件;沿发动机轴线,采用轴对称条件;沿喷管出口截面,温度、速度均由上游外推获得。在阴极发射端给定电流密度,阳极处电位取为 0,其它边界上取电流密度为 0。数值模拟中采用

$89 \times 30$  的计算网格,以全速度 SIMPLE 型算法进行方程组 (1)~(5) 的求解。

## 2 数值模拟结果与讨论

图 1、2 给出了一个典型工况下电弧加热发动机内部的温度场、轴向速度和马赫数分布,计算时弧电流取为 10 A。从图 1 中可以看出,电弧加热发动机内最高温度出现在阴极端点附近中心轴线处,这是因为电弧在阴极表面收缩形成阴极弧点,从而焦耳热 ( $j^2/\sigma$ ) 较高并成为该高温区的主要加热机制。沿着中心轴线,气体温度开始时随着距阴极距离的增加迅速增加,然后在等离子体流向喷管出口的过程中,气体温度逐渐下降。电弧的弧根贴附于约束通道的下游 ( $z=5$  mm 附近)。

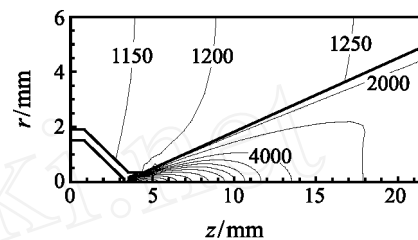
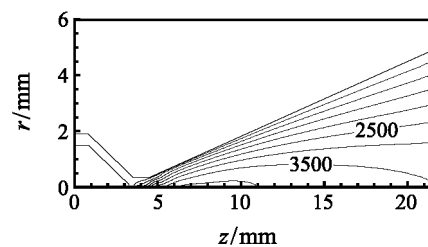
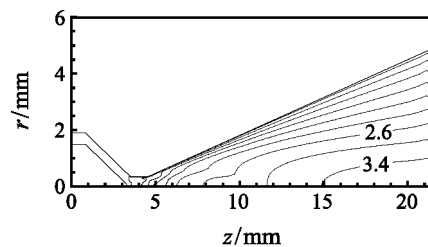


图 1 电弧加热发动机内的等温线分布 (间隔 1000 K)  
Fig. 1 Computed isotherms within the thruster nozzle.  
Isotherm interval: 1000 K in gas region  
and 50 K in solid region



(a) 轴向速度分布 (间隔 500 m/s)



(b) Mach 数分布 (间隔 0.4)

图 2 电弧加热发动机内轴向速度和马赫数分布  
Fig. 2 Computed axial velocities (a) and Mach number  
(b) contours within the thruster nozzle

从图 2(a) 中可以看出,在高温区内,工作气体剧烈膨胀,轴向速度迅速增加,气体的热能不断转化为动能,从而在发动机中段的约束通道内达到音速,

进一步在扩张段加速达到超音速流动状态。从计算获得的 Mach 数分布看(图 2(b)), 发动机阳极-喷管的收缩段、约束通道段和扩张段分别对应于流动的亚音速、跨音速和超音速区。

图 3 比较了不同工作电流下电弧加热发动机轴线上的等离子体温度和轴向速度分布。当工作电流分别为 8 A 与 10 A 时, 发动机轴线上的最高等离子体温度分别为 17020 与 17920 K, 高电流所对应的轴线上的温度分布高于低电流的情形。从图 3(b) 可以看出, 轴线上的轴向速度分布开始随着距阴极距离的增加而迅速增加, 在  $z=6$  mm 处, 轴向速度达到最大值, 对应工作电流分别为 8 A 与 10 A 的情形, 发动机轴线上的轴向速度最大值分别为 3878 与 4079 m/s。值得注意的是, 发动机的轴向速度沿发动机轴线并非单调增加, 在发动机喷管扩张段下游, 由于高温气流对喷管壁面的传热和黏性损失的影响, 轴向速度开始下降。

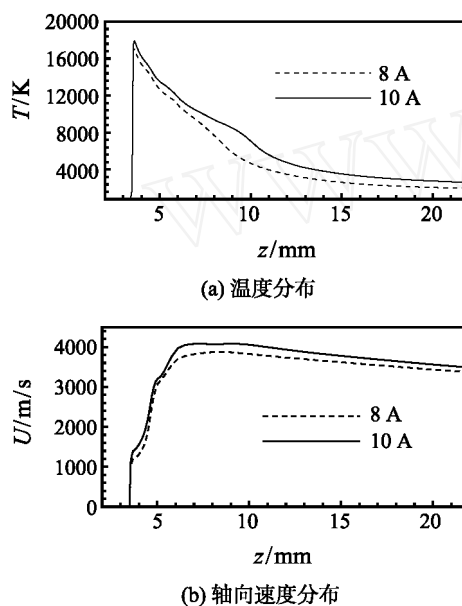


图 3 电弧加热发动机内温度和轴向速度沿轴线分布比较  
Fig. 3 Comparison of computed variations of the plasma temperature (a) and axial velocity (b) along the thruster axis

图 4 显示当工作电流分别为 8 A 与 10 A 时, 发动机出口中心的等离子体温度分别为 1988 与 2645 K, 相应的轴向速度为 3387 与 3505 m/s; 同时计算获得的出口马赫数分别为 4.1 与 3.7。如上所述, 发动机工作气体的流量由计算过程本身决定, 对本文计算的工况, 当工作电流为 8 A 与 10 A 时, 计算获得的工作气体的流量分别为 63.3 与 59.8 mg/s。另外, 从图 4 中还可以看出, 出口截面上等离子体的最高温度并不是出现在轴线上, 产生这种现象的主

要原因是由于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, 这种现象亦常见于液体火箭发动机喷管流场的数值模拟结果中<sup>[4]</sup>。对于发动机工作电流为 10 A、工作气体流量为 59.8 mg/s 情形, 计算获得的发动机比冲为 220 s。

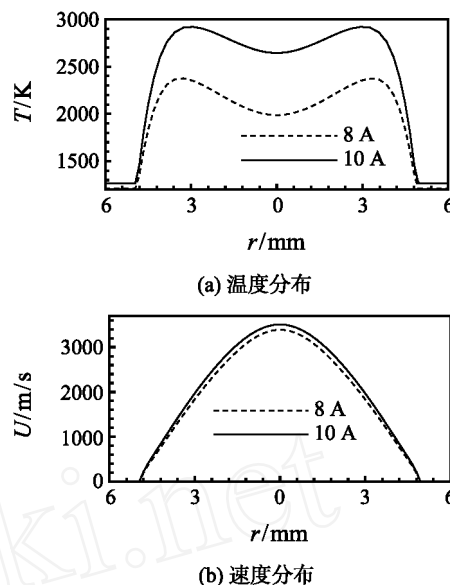


图 4 发动机出口处温度和速度分布  
Fig. 4 The distribution of the temperature (a) and axial velocity (b) at the exit plane

### 3 结 论

本文采用全速度算法对千瓦级氩电弧加热发动机内的传热与流动进行了数值模拟研究。结果表明: 电弧加热发动机内推进剂的加热主要发生在阴极及约束通道内, 焦耳热是高温区的主要加热机制。当电弧加热发动机工作电流为 10 A、入口总压为  $2.5 \times 10^5$  Pa 时, 发动机出口截面轴线上的温度、轴向速度与马赫数分别为 2645 K、3505 m/s 与 3.7; 计算获得的发动机比冲为 220 s。

### 参 考 文 献

- [1] Sabchez M M, Miller S A. Arcjet Modelling: Status and Prospects [J]. J. Propulsion and Power, 1996, 12(6): 1035-1043
- [2] HAN P, CHEN X. Modelling of the Supersonic Flow and Heat Transfer in a DC Arc Plasma Torch [J]. Plasma Chemistry and Plasma Processing, 2001, 21(2): 249-264
- [3] PAN W X, LI T, WU C K. Effects of Anode Temperature on Working Characteristics and Performance of a Low Power Arcjet Thruster [J]. Chin. Phys. Lett., 2009, 26 125201
- [4] Tiwari S N, Pidugu S B. Effects of Finite Rate Chemistry Models on Radiating Nozzle Flows [C]//AIAA Paper, 2000: 2000-0730