

文章编号: 1001- 2486(2008) 06- 0006- 04

## 脉冲等离子体推力器羽流的粒子模拟\*

尹乐, 周进, 杨乐, 李自然

(国防科技大学 航天与材料工程学院, 湖南 长沙 410073)

**摘要:** 目前微小卫星正在积极地发展中, 脉冲等离子体推力器是其推进系统的一个重要发展方向, 为了能够将 PPT 成功地运用于空间, 需对其羽流进行研究。将 DSMC(Direct Simulation Monte Carlo)/PIC(Particle in Cell) 流体混合算法与一维 MHD 放电模型相结合, 一体化模拟 NASA Glenn PPT 羽流, 对不同出口偏转角的羽流场进行模拟, 并与实验结果进行了比较。计算结果显示引入出口速度的偏转角提高了模型的羽流扩散能力, 羽流的扩散角是影响羽流的一个主要因素。

**关键词:** DSMC/PIC 流体混合算法; 一维 MHD 放电模型; 脉冲等离子体推力器; 羽流

中图分类号: V211.3 文献标识码: A

## Simulation of Flume of Pulsed Plasma Thruster by DSMC/PIC Fluid Hybrid Method

YIN Le, ZHOU Jin, YANG Le, LI Zi-ran

(College of Aerospace and Material Engineering, National Univ. of Defense Technology, Changsha 410073, China)

**Abstract:** At present, micro-satellites and small satellites are under rapid development. The pulsed plasma thruster is a good choice for its propellant system. For space application, the flume is in a great need to be studied. In this paper, DSMC(Direct Simulation Monte-Carlo)/PIC(Particle in Cell) fluid hybrid method and one-dimension MHD discharge model are used to simulate the NASA Glenn PPT flume from end to end. The distribution of deflection angle at the thruster outlet is achieved by calculation and comparison between experimental results. The results show that the deflection angle at the thruster outlet can improve the diffusion of flume, thus making an important factor influencing the simulation results.

**Key words:** DSMC/PIC fluid hybrid method; one-dimension discharge model; pulsed plasma thruster; flume

脉冲等离子体推力器(Pulsed Plasma Thruster, 简称 PPT)作为一种电磁推力器, 以其体积小、重量轻、结构紧凑、控制方便灵活、可靠性高等特点, 成为小卫星推进技术的重要发展方向<sup>[1]</sup>(图 1)。PPT 所排出的羽流中含有由聚四氟乙烯分解出的电子、中性粒子和离子所组成的混合物以及从电极、火花塞和喷管上飞溅出的构成材料。羽流中的离子撞击航天器及其设备表面, 各种不稳定和波动引起等离子体噪声带来的非稳态的电磁环境, 会对航天器的寿命和性能产生影响。通过对羽流的研究, 能够使航天器设计者更精确地掌握 PPT 的环境对航天器的影响程度, 最大化地发挥 PPT 的优势, 将它们可能对航天器及其有效载荷的潜在影响降到最低。

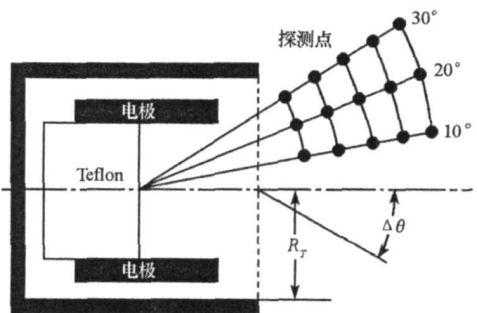


图 1 推力器构型  
Fig. 1 Geometry of PPT

早在 20 世纪 70 年代, 麻省理工学院林肯实验室的 Vondra<sup>[2]</sup> 等就对 LES-6 PPT 羽流的离子速度、电子温度以及基本组成成分进行实验研究。在数值模拟方面, 粒子仿真<sup>[3]</sup> 成为 PPT 羽流研究的主要方法。

\* 收稿日期: 2008-07-16

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(10772195); 国家部委基金项目

作者简介: 尹乐(1978-), 女, 博士生。

本文采用 DSMC/PIC 流体混合算法<sup>[4]</sup> 结合一维 MHD PPT 放电模型<sup>[5]</sup> 对 NASA 格伦研究中心的实验室 PPT 羽流进行模拟, 该 PPT 为平行板电极, 继承了 LES-8/9 的设计, Eckman<sup>[6]</sup> 等对其羽流进行了测量研究。计算中采用线性化出口轴线速度的夹角, 并与实验结果进行了对比。

## 1 方法概述

Gatsonis<sup>[4]</sup> 提出 DSMC(Direct Simulation Monte-Carlo)/PIC(Particle in Cell) 流体混合算法, 其中 DSMC 方法用来计算等离子体中的碰撞, PIC 方法则被用来计算等离子体中的自感电场对带电粒子运动的影响。其后又将电子近似为无质量流体, 假设电子迅速达到平衡分布, 通过电荷守恒关系式获得电场分布情况。

DSMC 方法是依赖物理的概率模拟方法, 它来源于分子动力学方法, 采用几率论方法判断分子间是否发生碰撞。DSMC 方法从微观角度出发, 利用少量的模拟分子代表真实流体的大量分子, 用计算机模拟由于气体分子运动、碰撞而引起动量和能量的输运、交换, 产生气动力和气动热这一宏观物理过程。等离子体羽流中包含了弹性碰撞、非弹性碰撞以及电荷交换碰撞, 本文采用 NTC(Non-Time-Counter)。中性粒子之间的碰撞采用 VHS(Variable Hard Sphere) 模型, 碰撞截面采用

$$\sigma_T = \pi d_{ref}^2 (g_{ref}/g)^{2\omega-1} \quad (1)$$

式中,  $d_{ref}$  为参考直径,  $g$  为粒子之间的相对速度。离子-粒子之间的碰撞截面采用

$$\sigma_m^M = \sqrt{\pi \alpha_R a_0^3 e^2 / \epsilon_0 m_r} / g \quad (2)$$

式中,  $\alpha_R$  为相对极化率,  $a_0$  为波尔半径。由 Dalgarno 的推导, 电荷交换的碰撞截面表达式为

$$\sigma_m^{M, CEX} = A + B \lg(g) \quad (3)$$

离子在电场力  $E$  和碰撞力  $F_k$  的共同作用下加速, 即

$$m_i dv_i/dt = q_i E + F_k \quad (4)$$

$F_{ie}$  为离子-电子之间的碰撞力, 其表达式为

$$F_k = v_k m_k (\langle v_e \rangle - \langle v_i \rangle) + \left[ \frac{v_k^2 (T_i - T_e)}{\langle v_i^2 \rangle - \langle v_i \rangle^2} - \frac{v_k m_{ie}^2 (\langle v_e \rangle - \langle v_i \rangle)^2}{m_i (\langle v_i^2 \rangle - \langle v_i \rangle^2)} \right] (\langle v_i \rangle - v_i) \quad (5)$$

其中, 忽略非稳态效应和磁场, 得到电子的速度  $\langle v_e \rangle = u_e$ 。

$$u_e = - \frac{eE}{m_e v_e} - \frac{1}{n_e m_e} \dot{\gamma} p_e + \frac{\sum_i p_{ei} u_i}{v_e} + \frac{\sum_n v_{en} u_n}{v_e} \quad (6)$$

电场强度  $E$  由电量守恒方程得到,

$$\dot{\gamma} \cdot \left( \frac{e^2 n_e}{m_e v_e} E \right) = - \dot{\gamma} \cdot \left( \sum_i n_i q_i u_i \right) - \dot{\gamma} \cdot \left( \frac{e}{m_e v_e} \dot{\gamma} p_e \right) - \dot{\gamma} \cdot \left( - en_e \frac{\sum_i p_{ei} u_i}{v_e} \right) - \dot{\gamma} \cdot \left( - en_e \frac{\sum_n v_{en} u_n}{v_e} \right) \quad (7)$$

电场满足泊松方程  $E = - \dot{\gamma} \phi$ , 边界条件见图 2。

采用一维 MHD 放电模型<sup>[7]</sup> 获得羽流场入口参数, 考虑  $C$ 、 $F$ 、 $C+$ 、 $F+$  四种组分, 满足 Saha 方程求解。特氟纶的温度变化情况由热传导方程得到。

$$\frac{\partial T}{\partial t} = a \frac{\partial^2 T}{\partial x^2}, \quad - \lambda \frac{\partial T}{\partial x} \Big|_{x=0} = q(t) - \Delta H \cdot \Gamma - C_p (T_s - T_0) \Gamma \quad (8)$$

其守恒方程形式如下:

$$\begin{cases} \partial \rho / \partial t + \partial (\rho V) / \partial x = 0 \\ \partial (\rho u) / \partial t + \partial (\rho u^2) / \partial x + \partial P / \partial x + \partial B^2 / 2 \mu_0 \partial x = 0 \\ \partial (\rho_e) / \partial t + \partial (\rho_e u) / \partial x + \partial (P u) / \partial x + \partial (B^2 u) / 2 \mu_0 \partial x = Q \\ \partial B / \partial t + \partial (B u) / \partial x - \partial^2 (B / \mu_0) \partial x^2 = 0 \end{cases} \quad (9)$$

假设出口处速度偏转角是出口径向距离的函数, 轴向速度随偏转角的变化<sup>[8]</sup> 为

$$v_z = |v| \cos(\Delta \theta \cdot r / R_T), \quad v_r = |v| \sin(\Delta \theta \cdot r / R_T) \quad (10)$$

式中,  $v_z$  和  $v_r$  分别表示出口处离子的轴向和径向速度,  $v_i$  为离子速度,  $\Delta\theta$  为偏转角,  $r$  为距离喷射中心的径向位置,  $R_T$  为喷嘴半径。

## 2 模拟实例

本文采用格伦研究中心的实验室的数据<sup>[4,9]</sup>进行计算, 放电能量在 20J 下推力器的基本构形及电参数见表 1。分别计算偏转角在  $0^\circ$ 、 $10^\circ$ 、 $20^\circ$  时的羽流场情况。

表 1 NASA 格伦研究中心 PPT 数据

Tab. 1 NASA GRC PPT data

结构参数	电极长度 $l$	2.54cm
	电极宽度 $w$	2.54cm
	电极间距 $h$	2.54cm
电参数	电容 $C$	17 $\mu$ F
	外电路阻抗 $R_0$	30m $\Omega$
	外电路感抗 $L_0$	35nH
	电容器充电电压 $U_0$	1538V

采用轴对称构形, 计算域及边界条件的处理, 如图 2 所示,  $AB$  为轴对称边界,  $CE$ 、 $CD$ 、 $BD$  都为真空边界,  $EF$  为航天器表面,  $R_T$  为推力器出口。等离子体温度为 1eV。网格划分为  $150 \times 100$ , 每个网格划分为  $2 \times 2$  个子网格。

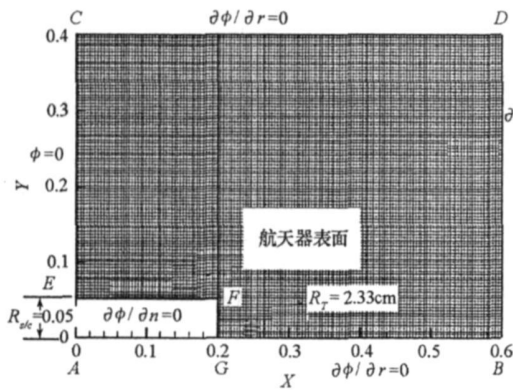


图 2 计算域及边界

Fig. 2 Computational domain and boundaries

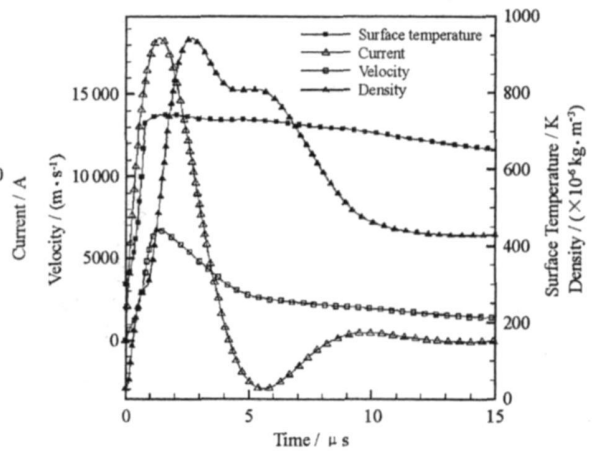


图 3 LES-89 计算结果

Fig. 3 Calculated temporal variations of LES-89

## 3 结果及分析

图 3 给出了由一维 MHD 放电模型模拟出的推力器放电电流、出口速度、推进剂表面温度以及出口密度的变化情况。温度在放电初期迅速上升至分解温度之上, 而后缓慢下降, 在脉冲时间末期仍然维持在一个较高的水平。出口速度以及密度都在脉冲初期随着放电电流的增大迅速增大, 而后迅速下降。推力器的放电烧蚀过程主要集中在脉冲初期。

图 4 和图 5 分别给出了与轴线成  $10^\circ$  和  $30^\circ$  夹角时的最大电子数密度分布情况。从图中可以看出, 由于羽流的扩散作用, 最大密度出现在距离推力器出口平面近的区域。角度较小时模拟的结果与实验结果更为接近。大出口偏转角的结果优于小偏转角, 特别是在轴线夹角较大的情况下更为突出。

图 6 和图 7 分别给出了与轴线成  $10^\circ$  夹角、距离推进剂表面 8cm 和 12cm 的电子密度随时间的变化情况, 由于实验结果的滞后性, 将数值模拟的结果作了适当时间延迟处理。计算结果与实验结果具有大致相同的整体走势, 实验结果相对平缓, 总体吻合较好, 在相同的位置同一个时间大出口偏转角的情况具有更大的电子密度。

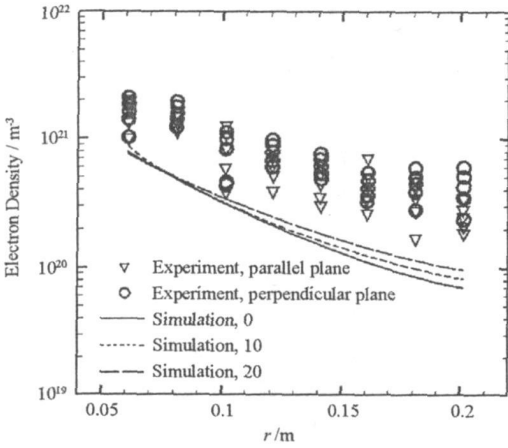


图4 轴夹角 10° 时最大电子密度

Fig. 4 Maximum electron density at  $\theta = 10^\circ$

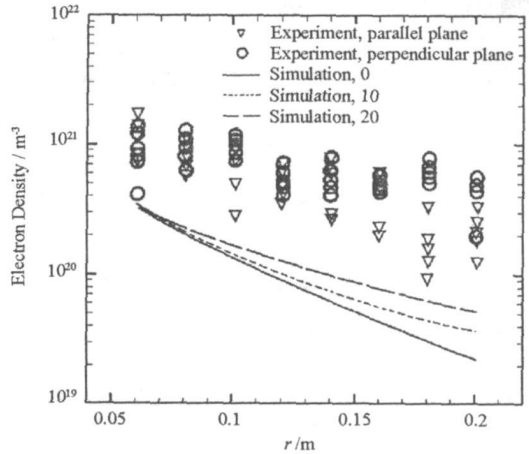


图5 轴夹角 30° 时最大电子密度

Fig. 5 Maximum electron density at  $\theta = 30^\circ$

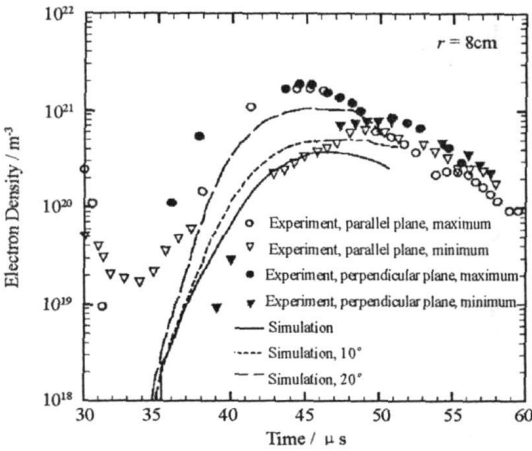


图6  $r = 8\text{cm}$ ,  $\theta = 10^\circ$  处的电子密度

Fig. 6 Electron density at  $r = 8\text{cm}$ ,  $\theta = 10^\circ$

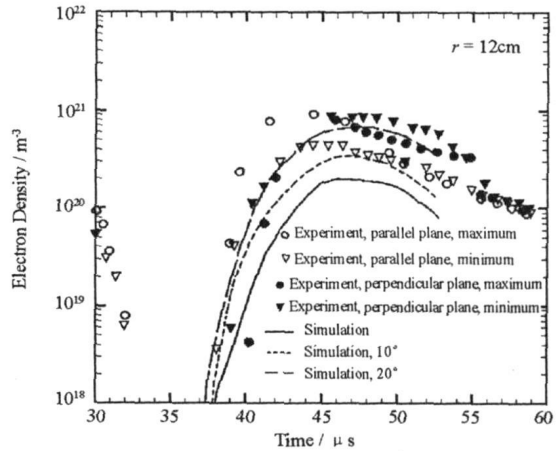


图7  $r = 12\text{cm}$ ,  $\theta = 10^\circ$  处的电子密度

Fig. 7 Electron density at  $r = 12\text{cm}$ ,  $\theta = 10^\circ$

## 4 结论

本文采用 DSMC/PIC 流体混合算法对脉冲等离子体推力器的羽流场进行了模拟。结果显示该模型具有一体化(从工作过程到羽流)模拟脉冲等离子体推力器的能力。从结果中可以看到,推力器的放电烧蚀过程主要集中在脉冲时间前期,由于羽流的扩散作用,羽流中的高密度部分主要集中在靠近推力器出口平面的地方。对比实验结果后发现,引入出口速度的偏转角,提高了模型的羽流扩散能力,改善了模拟结果,取得了与实验结果更相符的结果。这是由于羽流的扩散作用,在出口处的速度并不是沿轴向平行流出,而是沿着喷口按照一定的角度流出。羽流的扩散角是影响羽流的一个主要因素。

## 参考文献:

- [1] Burton R L, Turchi P J. Pulsed Plasma Thruster[J]. Journal of Propulsion and Power, 1998, 14(5):716
- [2] Vondra R J, Thomassen K, Solbes A. Analysis of Solid Teflon Pulsed Plasma Thruster [J]. Journal of Propulsion and Power, 1970, 7(12): 1402.
- [3] Keidar M, Boyd I D. Device and Plume Model of an Electrothermal Pulsed Plasam Thruster[R]. AIAA 2000- 3430, 2000.
- [4] Yin X. Axisymmetric Hybrid Numerical Modeling of Pulsed Plasma Thruster Plumes[D]. USA: Worcester Polytechnic Institute, 1999.
- [5] Keidar M, Boyd I D. Electrical Discharge in the Teflon Cavity of a Coaxial Pulsed Plasma Thruster [J]. Transactions on Plasma Science, 2000, 28(2): 376.
- [6] Eckman R F. Langmuir Probe Measurements in the Plume of a Pulsed Plasma Thruster [D]. USA: Worcester Polytechnic Institute, 1999.
- [7] Keidar M, Boyd I D, Beil I I. Model of an Electrothermal Pulsed Plasma Thruster [J]. Journal of Propulsion and Power, 2003, 19(3): 424.
- [8] VanGilder D B. Numerical Simulation of the Plasma of Electric Propulsion Thrusters [D]. USA: Worcester Polytechnic Institute, 2000.
- [9] Laperriere D D. Electromechanical Modeling and Open-loop Control of Parallel-plate Pulsed Plasma Microthrusters with Applied Magnetic Fields [D]. USA: Worcester Polytechnic Institute, 2005.