

文章编号: 1002-8055(2010)05-1145-06

脉冲等离子体推力器羽流特性数值研究

钱 中¹, 杜朝辉², 王平阳², 袁益超¹

- (1. 上海理工大学 能源与动力工程学院, 上海 200093;
2. 上海交通大学 机械与动力工程学院, 上海 200240)

摘 要: 以脉冲等离子体推力器羽流为研究对象, 建立三维物理模型, 简化并离散电子动量方程, 运用单元粒子直接模拟蒙特卡罗混合模拟非稳态羽流流动。假定脉冲周期内推进剂粒子按正弦规律进入流场, 分析流场中电势、电子、离子和原子数密度分布随着时间变化情况, 并通过与已有实验数据的对比验证仿真模型。研究表明: 模型能在垂直和平行于推力器极板的两个平面内预测等离子体羽流流场参数。该研究方法和结果对更深入研究脉冲等离子体推力器(PPT)羽流具有参考价值。

关 键 词: 脉冲等离子体推力器; 羽流; 三维; 单元粒子; 直接模拟蒙特卡罗

中图分类号: V439

文献标识码: A

Numerical study of plume characteristics of a pulsed plasma thruster

QIAN Zhong¹, DU Zhaohui², WANG Pingyang², YUAN Yichao¹

- (1. School of Energy and Power Engineering,
University of Shanghai for Science and Technology, Shanghai 200093, China;
2. School of Mechanical Engineering,
Shanghai Jiaotong University, Shanghai 200240, China)

Abstract: By taking the plume of a pulsed plasma thruster (PPT) as research object, a three-dimensional physical model in a Cartesian coordinate system was developed, and the electron momentum equation was simplified and discretized to simulate the unsteady flow of plume employing particle-in-cell (PIC) and direct simulation Monte Carlo (DSMC) hybrid method. Assuming that the propellant particles were injected to the flow field by a sinusoidal rule during a pulse period, the time-dependent profiles of potential, electron, ion and neutral number density were analyzed. Then the simulation model was verified by making comparisons between computational results and experimental data. The research indicates that the model could predict the parameters of the plasma plume in both parallel and perpendicular planes to electrodes. And the research method and findings can provide a reference for further study on PPT plume.

Key words: pulsed plasma thruster (PPT); plume; three-dimensional; particle-in-cell (PIC); direct simulation Monte Carlo (DSMC)

电推力器具有比冲大、结构简单、质量轻、功耗小、使用寿命长、控制精度高等特点, 非常适合于用于微、小卫星的位置保持、姿态控制、精确定

点等, 在探月工程等深空探测领域具有相当的吸引力^[122]。目前世界各主要航天大国都在研制电推力器。脉冲等离子体推力器 (pulsed plasma

收稿日期: 2009-12-31; 修订日期: 2010-08-01

基金项目: 国家自然科学基金(50306013)

作者简介: 钱中(1978-), 男, 江苏昆山人, 讲师, 博士, 主要从事电推进技术研究。

thruster, PPT) 是一种常用的电推力器, 其研发工作引起了国内外的关注.

近年来, 随着计算机性能的不断提高, 数值仿真技术已在电推力器及其羽流研究中得到了越来越多的成功应用^[327], 并成为实验研究^[829]的重要补充. 针对美国格林研究中心研发的平板式 PPT 样机羽流, 建立基于单元粒子法 (particle2in2cell, PIC)2 直接模拟蒙特卡罗法 (direct simulation Monte2Carlo, DSMC) 的数值模型, 不同于国外已有的二维轴对称仿真^[67], 本文进行三维仿真, 在平行和垂直于推力器电极的两个平面内研究流场瞬态特性. 通过比较计算值与国外 Langmuir 四探针流场实测数据^[10]验证仿真模型. 研究表明, 建立的仿真模型能较好预测 PPT 羽流流场、电场分布. 研究工作可为 PPT 的开发及其羽流污染评估等问题提供参考.

1 PPT 羽流仿真模型

1.1 电子动量方程的简化

根据 PPT 工作环境, 运用量纲分析^[6], 忽略极弱的磁场, 可将等离子体羽流的电子动量方程简化为下式:

$$n_e e E + \nabla p_e + m_e n_e \nabla \cdot \mathbf{u}_e = -m_e n_e \nabla \cdot \mathbf{u}_i + m_e n_e \nabla \cdot \mathbf{u}_n = 0 \quad (1)$$

上式中 m_e 为电子质量; n_e 为电子数密度; $\mathbf{u}_e$ 为电子速度; E 为电场强度; p_e 为电子流压力; $\mathbf{M}$ 为电子2离子碰撞频率; $\mathbf{u}_i$ 为离子速度; $\mathbf{M}$ 为电子2原子碰撞频率; $\mathbf{u}_n$ 为原子速度. 同时, 流场电流密度可表示为

$$\mathbf{j} = \sum q_i n_i \mathbf{u}_i - en_e \mathbf{u}_e \quad (2)$$

准中性假设条件下, 结合电流守恒, 即

$$\nabla \cdot \mathbf{j} = 0 \quad (3)$$

且电场强度 E 与电势 U 之间满足

$$\mathbf{E} = -\nabla U \quad (4)$$

联立式(1)~ (4), 在直角坐标系中建立差分格式, 运用交替隐式法进行求解.

1.2 三维物理模型

根据格林研究中心开发的 PPT 样机结构特点^[67, 10], 可建立图 1 所示的仿真模型. 其中 $L_z = 0.8\text{m}$, $L_y = 0.4\text{m}$, $L_x = 0.4\text{m}$, 其中 z 向的返流区长度为 0.2m . 推力器出口面具体几何参数参见

文献 [627, 10].

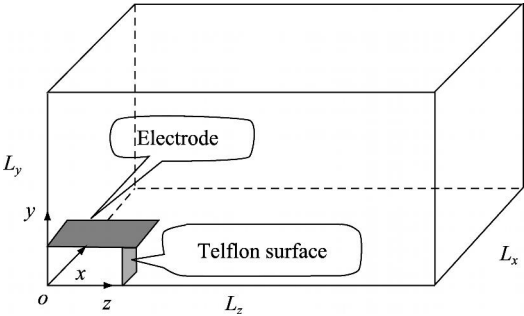


图 1 计算区域
Fig. 1 Schematic of computational domain

相应的边界条件如下:

$$\frac{\partial U}{\partial x} = 0 \quad (x = 0, x = L_x) \quad (5)$$

$$\frac{\partial U}{\partial y} = 0 \quad (y = 0, y = L_y) \quad (6)$$

$$\frac{\partial U}{\partial z} = 0 \quad (z = L_z) \quad (7)$$

$$U = 0 \quad (z = 0) \quad (8)$$

1.3 离子运动

对于流场中, 处于位置 x_i , 带电量为 q_i , 质量为 m_i 的离子, 其运动方程为

$$m_i \frac{d\mathbf{u}_i}{dt} = \mathbf{F}_E + \mathbf{F}_{ie}(\mathbf{x}_i) \quad (9)$$

其中 $\mathbf{F}_E = q_i E$ 为电场力; $\mathbf{F}_{ie}$ 为碰撞力, 其定义为^[11]

$$\mathbf{F}_{ie} = M m_{ie} \left(3 \mathbf{M} \mathbf{M} - 3 \mathbf{M} \mathbf{M} \right) + \left[\frac{M k (T_i - T_e)}{3 \mathbf{M} \mathbf{M} - 3 \mathbf{M} \mathbf{M}} - \frac{M m_{ie}^2 (3 \mathbf{M} \mathbf{M} - 3 \mathbf{M} \mathbf{M})^2}{m_i (3 \mathbf{M} \mathbf{M} - 3 \mathbf{M} \mathbf{M})} \right] \left(3 \mathbf{M} \mathbf{M} - \mathbf{M} \right) \quad (10)$$

式中 $m_e = m_i m_e / (m_i + m_e)$ 为简并质量; 定义在节点处的参数 $3 v^2 = \mathbf{u}_i$, $3 v^2$, T_i 分别为离子的平均速度、离子速度平方均值及离子温度; $3 v^2 = \mathbf{u}_e$ 为节点处的电子速度; $\mathbf{M}$ 和 $\mathbf{M}$ 分别为离子2电子动力摩擦碰撞频率和能量传递碰撞频率.

1.4 碰撞处理

PPT 羽流碰撞的取样采用 Bird 提出的 NTC (no time counter) 法^[12]确定可能的碰撞对数目, 用接受2拒绝原则判断是否发生碰撞. 碰撞亦分为: 动量碰撞、CEX (charge exchange collision) 碰撞、库伦碰撞. 库伦碰撞效应通过 $\mathbf{F}_{ie}$ 计量.

1.4.1 动量碰撞

动量碰撞包括: 原子2原子 (n2n) 碰撞, 原子2离子(n2i) 碰撞. 碰撞后的速度计算采用可变硬球 (variable hard sphere, VHS) 模型, 满足动量、能量守恒. 相应碰撞截面

$$S_t = \frac{Pd_{ref}^2 \left(\frac{2kT_{ref}}{m_r c^2} \right)^{X-1/2}}{\# \left[\frac{5}{2} - X \right]} \tag{11}$$

$$S_{2n}^m = \sqrt{\frac{PAa_0^3e^2}{E m_r}} \frac{1}{c_r} \tag{12}$$

式中 d_{ref} 为对应于参考温度 T_{ref} 的参考直径; m_r = m_sm_i / (m_s + m_i) 为简并质量; c_r 为相对速度; a₀ 为 Bohr 半径; A 为相对极化率; S_t 为 n2n 碰撞截面; S_{2n}^m 为 2n 动量碰撞截面; E 为真空介电常数; X 为 VHS 温度黏性指数. 具体各参数取值如表 1 所示.

表 1 弹性碰撞截面参数
Table 1 Parameters of elastic collision cross sections

参数	数值	参数	数值
E ₀ /10 ⁻¹² (F # m ⁻¹)	8.854	A _{r,F}	3.8
8	0.75	d _{ref,C} /10 ⁻¹⁰ m	3.0
a ₀ /10 ⁻¹¹ m	5.2918	d _{ref,F} /10 ⁻¹⁰ m	2.5
A _c	12	T _e /K	17406

1.4.2 CEX 碰撞

这里假定 CEX 碰撞发生在相同组元的原子2离子之间, 即 C2C⁺, F2F⁺, 碰撞截面

$$S_{2n}^{ex} = A + B \lg(c_r) \tag{13}$$

式中 S_{2n}^{ex} 为离子2原子 CEX 碰撞截面; 常数 A, B 取值见表 2.

表 2 CEX 碰撞截面参数
Table 2 Constants of CEX cross section expression

类型	A/10 ⁻¹⁹	B/10 ⁻¹⁹
F ⁺ 2F	8.3343	-1.2522
C ⁺ 2C	17.771	-2.6797

1.5 粒子入射模型

由于 PPT 出口处的参数变化十分复杂, 参照文献[6], 仿真中假设脉冲周期 P = t₂ - t₁ 内, 进入流场的推进剂粒子数密度 n 符合正弦规律, 即

$$n = \begin{cases} n_{max} \sin \left[\frac{t-t_1}{P} \pi \right] & t_1 \leq t \leq t_2 \\ 0 & \text{其他} \end{cases} \tag{14}$$

1.6 羽流出口参数的确定

仿真所需计算参数如表 3 和表 4 所示. 由于受实验条件、技术等限制, 计算所需的部分参数只能作合理假设, 如假设电子等温流动 (1.5 eV), 是同类研究中广泛采用的处理方式^[6,7]. 因为至今国内外也未能有关于脉冲等离子体推力器出口处参数的准确测量.

表 3 PPT 特征参数与仿真参数
Table 3 Characteristic parameters of PPT and simulation

参数	数值	参数	数值
放电能量/J	20	离子温度/K	11604
出口面积/10 ⁻⁴ m ²	17.1	原子温度/K	11604
总流量/10 ⁻⁶ (kg # s ⁻¹)	26.6	时间步长/10 ⁻⁸ s	5
离子流量/10 ⁻⁶ (kg # s ⁻¹)	7.98	仿真权值/10 ¹¹	3
原子流量/10 ⁻⁶ (kg # s ⁻¹)	18.6	脉冲周期/10 ⁻⁶ s	15

表 4 出口处粒子参数
Table 4 Particle parameters of exit plane

组元	速度/(m # s ⁻¹)	粒子数密度/10 ²⁰ m ⁻³
C	5180	8.45
C ⁺	20000	2.54
F	5180	7.07
F ⁺	20000	68.7

2 计算结果与分析

结合前面给出的参数, 流场仿真中总共采用了仿真粒子包含约 112 万个仿真粒子, 网格数为 60 @60 @100, 最小网格尺度为 3 @3 @3, 同时每个网格又划分为若干个子网格. 计算平台如下: CPU E6550, RAM 2G, 程序代码采用 Fortran 语言编写. 采样 1000 次后取均值并输出结果.

流场的不同方位处的电子数密度与实验值的对比如图 2 所示. 这里距离 R 指实验中探针距离 Teflon 表面的距离, 它比羽流出口与探针的距离大 3.8cm; H 为测点与羽流中心线的夹角^[6,7]. 由

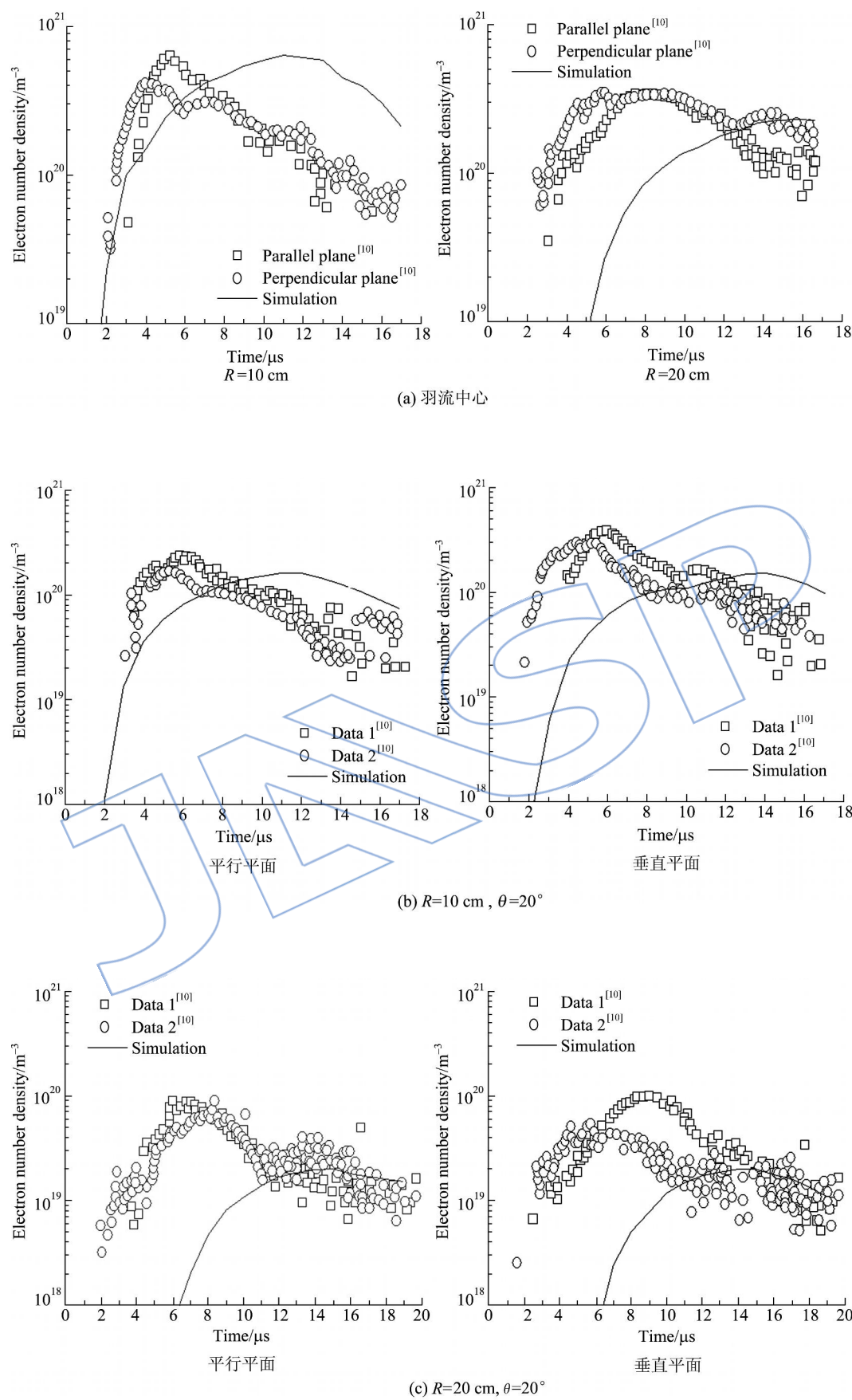


图 2 流场电子数密度分布

Fig. 2 Profiles of electron number density of flow field

图 2 可知,等 离 子 体 参 数 变 化 剧 烈,测 量 值 和 仿 真 值 随 时 间 都 有 较 大 的 波 动,即 使 是 同 一 方 位 处 的 两 次 测 量 值 有 时 都 存 在 相 当 的 差 别.流 场 电 子 数 密 度 随 着 距 离 R 的 增 加 而 减 小,如 $R=20\text{ cm}$ 处 的 数 密 度 约 比 $R=10\text{ cm}$ 处 数 密 度 一 个 量 级,即 由 10^{21} m^{-3} 降 低 到 10^{20} m^{-3} .同 时,在 同 一 距 离 处,电 子 数 密 度 随 着 角 度 H 的 增 加 而 减 小,在 羽 流 中 心 处 最 大.图 2 还 表 明,由 于 受 推 力 器 极 板 的 影 响 (粒 子 碰 撞 到 极 板 后 会 反 弹),使 得 平 行、垂 直 于 电 极 的 两 个 平 面 内 (即 XZ 平 面 和 YZ 平 面) 的 流 场 数 密 度 有 所 差 别.但 是 随 着 R 的 增 大,该 影 响 因 素 基 本 可 忽 略.这 一 现 象 在 仿 真 值 和 实 验 值 中 都 得 到 体 现.

从 图 2 可 以 发 现, $R=10\text{ cm}$ 处 的 仿 真 值 在 脉 冲 初 期 与 实 验 值 符 合 较 好,而 $R=20\text{ cm}$ 处 的 仿 真 则 相 反,即 在 脉 冲 中 后 期 仿 真 值 与 实 测 值 十 分 吻 合.这 可 能 是 由 推 力 器 出 口 处 推 进 剂 流 量 按 正 弦 型 规 律 进 入 流 场 而 导 致 (由 于 PPT 羽 流 近 场 数 据 难 以 准 确 测 定,文 献 [627] 仿 真 时 采 用 了 这 一 假 设).虽 然 在 流 场 部 分 区 域 的 仿 真 值 与 实 验 数 据 存 在 一 定 的 误 差,但 总 的 来 说,两 者 变 化 趋 势 基 本 一

致,仿 真 模 型 还 是 能 有 效 预 测 脉 冲 等 离 子 体 羽 流 流 场 的 电 子 数 密 度 分 布.需 要 指 出 的 是,目 前 对 于 电 推 力 器 脉 冲 等 离 子 体 羽 流 的 粒 子 模 拟 都 存 在 相 当 的 误 差 (作 了 各 种 假 设 简 化),但 这 种 方 法 仍 是 研 究 稀 薄 羽 流 问 题 最 主 要、最 有 效 方 法 之 一.显 然,今 后 应 不 断 完 善 仿 真 模 型,尤 其 是 改 进 流 场 入 口 模 型 (即 羽 流 出 口 模 型).

产 生 误 差 的 主 要 原 因 有: ① 等 离 子 体 羽 流 出 口 处 处 理 不 够 精 确,如 粒 子 数 目 按 照 正 弦 型 进 入 流 场; ② 流 场 电 子 流 作 恒 温 流 假 设 及 边 界 处 理 等 也 导 致 了 误 差; ③ 针 对 脉 冲 等 离 子 体 羽 流 的 实 验 测 量 的 误 差 相 对 也 较 大,电 子 数 密 度 的 实 验 误 差 可 能 达 60%^[10].即 使 是 同 一 测 点 的 两 次 测 量,其 结 果 也 有 一 定 差 别.

仿 真 所 得 的 等 离 子 体 羽 流 的 电 势、离 子 数 密 度、原 子 数 密 度 如 图 3~ 图 5 所 示 (图 中 参 数 满 足 国 际 标 准 单 位 制 (SI), X, Y, Z 的 单 位 均 为 m).随 着 时 间 的 增 加,羽 流 在 空 间 范 围 内 不 断 扩 大,离 子 的 扩 散 使 得 流 场 电 势 等 值 线 呈 椭 球 形 不 断 扩 大.整 个 流 场 中 推 力 器 出 口 附 近 电 势 最 大,约 为 45 V.由 于 基 于 等 离 子 体 电 中 性 假 设,即 电 子 数 密 度

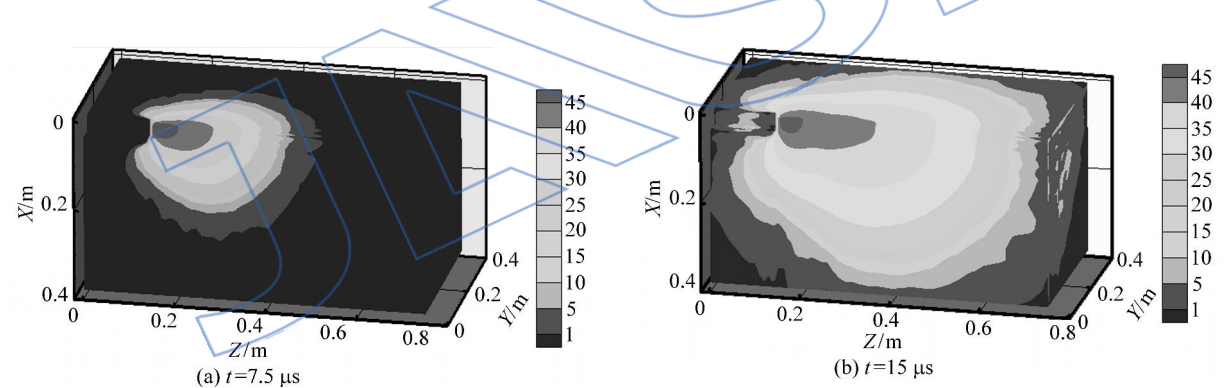


图 3 等 离 子 体 电 势 分 布 (单 位: V)
Fig. 3 Contours of plasma potential (unit: V)

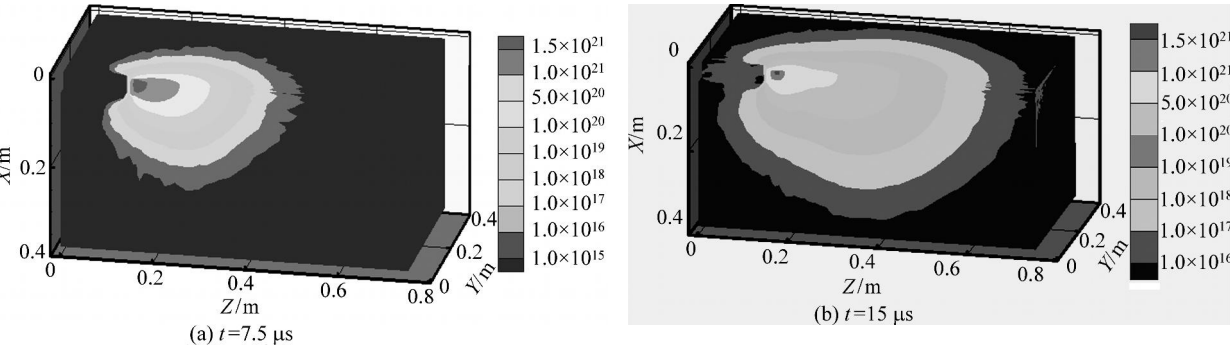


图 4 离 子 数 密 度 分 布 (单 位: m^{-3})
Fig. 4 Contours of ion number density (unit: m^{-3})

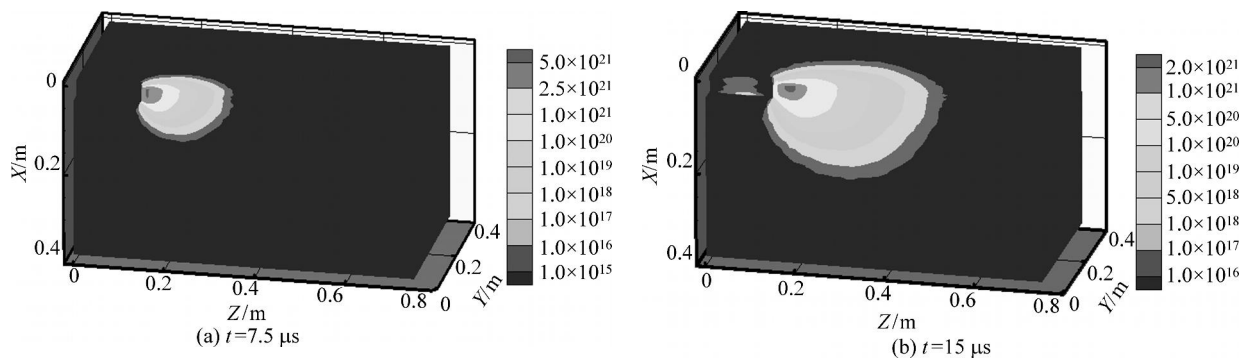


图 5 中性粒子数密度分布(单位: m^{-3})
Fig. 5 Contours of neutral number density (unit: m^{-3})

等于离子数密度(本文考虑的都是一价离子),离子分布决定了电场分布,即图 3 与图 4 密切相关.同时,对比图 4 和图 5,可知离子的扩散速度显然大于原子的扩散速度,这与期望相符.离子和原子都有返流,但前者由于受电场力作用,其返流量明显大于后者.此外,由于垂直平面(YZ 平面)内流场受电极极板影响,流场参数分布与平行平面(XZ 平面)内略有不同,后者在返流区内的粒子数更多.

3 结 论

基于 PIC2DSMC 混合合法的三维等离子体羽流模拟得到以下结论:

- 1) 所建模型可用于 PPT 羽流研究,所得仿真结果与实测值基本相符.三维仿真可在平行、垂直于电极的两个平面内对羽流流场参数进行有效预测.文中采用研究方法和所得结果对于同类问题的研究具有参考作用.
- 2) 离子受自洽电场作用,返流效应明显强于原子.

参考文献:

[1] 毛根旺,付西鹏,陈茂林.月球探测器电推进系统的应用研究[J].机械科学与技术,2008,27(7):852856.
MAO Genwang, FU Xipeng, CHEN Maolin. Application of an electric propulsion system to a lunar detector [J]. Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering, 2008, 27(7): 852856. (in Chinese)

[2] 牛禄,王宏伟,杨威.用于微小卫星推进装置的脉冲等离子体推力器[J].上海航天,2004(5):3243.
NIU Lu, WANG Hongwei, YANG Wei. The pulsed plasma thruster for propeller in small and micro satellite [J]. Aerospace Shanghai, 2004(5): 3243. (in Chinese)

[3] 肖应超,刘宇,张振鹏,等.电弧喷射推力器电磁场模拟

[J].航空动力学报,2006,21(4):7732777.

XIAO Yingchao, LIU Yu, ZHANG Zhenpeng, et al. Modeling of electromagnetic field within arcjet thruster [J]. Journal of Aerospace Power, 2006, 21(4): 7732777. (in Chinese)

[4] 张硕,魏志军,王宇飞,等.固体火箭发动机排气羽流对微波衰减的计算方法[J].航空动力学报,2009,24(3):7052710.
ZHANG Shuo, WEI Zhijun, WANG Ningfei, et al. Calculation method of micro wave attention by exhaust plume of solid rocket motors [J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(3): 7052710. (in Chinese)

[5] 蔡国飙,刘世俭,王慧玉,等.真空羽流场的 DSMC 并行数值模拟[J].航空动力学报,1999,14(2):1132119.
CAI Guobiao, LIU Shijian, WANG Huiyu, et al. DSMC parallel numerical simulation on vacuum plume [J]. Jour2 nal of Aerospace Power, 1999, 14(2): 1132119. (in Chinese)

[6] Yin X. Axisymmetric hybrid numerical modeling of pulsed plasma thruster plumes [D]. Worster: Worcester Poly2 technic Institute, 1999.

[7] Gatsonis N A, Yin X. Hybrid (particle2fluid) modeling of pulsed plasma thruster plumes [J]. Journal of Propulsion and Power, 2001, 17(5): 942958.

[8] Maruo T, Shamlak U. Analysis of pulsed plasma thruster plume characteristics [R]. AIAA20072166, 2007.

[9] Scharlemann C A, York T M. Mass flux measurements in the plume of a pulsed plasma thruster [R]. AIAA20062 4856, 2006.

[10] Gatsonis N A, Zwahlen J, Wheelock A, et al. Pulsed plasma thruster plume investigation using a current mode quadruple probe method [J]. Journal of Propulsion and Power, 2004, 20(2): 2432253.

[11] Jones M E, Lemons D J, Mason R J, et al. A grid2based coulomb collision model for PIC codes [J]. Journal of Computational Physics, 1996, 123(1): 162181.

[12] Bird G A. Molecular gas dynamics and direct simulation of gas flows [M]. New York: Oxford University Press, 1994.