离子发动机羽流二维轴对称数值模型与验证

任军学 王 艳

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191) (北京空间机电研究所, 北京 100190)

仇 钎 汤海滨

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191)

摘 要:为了解离子发动机羽流特别是交换电荷离子(CEX,Charge-Exchange)的分布和流动特性,建立了离子发动机羽流的物理模型,采用粒子网格(PCI,Particle in Cell)方法对2种型号的离子发动机羽流场进行数值模拟计算,与其地面实验数据进行对比分析.结果表明:在CEX离子密度大小及分布、电势的大小及最大电势梯度的位置、CEX离子流动角方面,模拟结果同实验结果符合得相当好.在电势结构方面,由于舱壁电势的影响,模拟结果同实验结果相比有一些差别.羽流模型和计算结果为相关羽流实验和数值模拟研究提供参考.

关 键 词: 离子发动机; 羽流; 粒子网格; 交换电荷离子; 数值模拟

中图分类号: V 439.4

文献标识码: A **文 章 编 号**: 1001-5965(2011)12-1498-06

Validation of two-dimensional axisymmetric plume model for ion thruster

Ren Junxue

(School of Astronautics, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Wang Yan

(Beijing Institute of Space Mechanics & Electricity, Beijing 100190, China)

Qiu Qian Tang Haibin

(School of Astronautics, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: In order to understand the distribution and flow characteristic of ion plume especially the charge-exchange (CEX) ions, the ion thruster plume model was established and a numerical simulation using the particle-in-cell method was adopted to obtain CEX ions distribution in the plume. The calculation results were compared with the experimental results for the plume fields of two ion thrusters. It agrees well between calculation results and experimental results of CEX ions density distribution, magnitude of electrical potential, position of maximum electrical potential grads, CEX ion flow angle. Structures of electrical potential have somewhat differences because the experimental result is influenced by the vacuum tank wall. The ion thruster plume model and calculation results help for experimental and numerical simulation study of plume.

Key words: ion engine; plume; particle in cell; charge-exchange ions; numerical simulation

随着技术的不断完善,离子发动机在国外已应用到商业卫星和深空探测器上,在国内也成为通信卫星南北位置保持的主要方案之一.离子发动机羽流由整体电中性的等离子体组成,其中主要有被栅极加速的高速束流离子、从电离室逸出的未被电离的推进剂中性原子以及由束流离子与中性原子碰撞产生的交换电荷离子、栅极溅射粒子、从中和器发射的电子等.离子发动机羽流中,

收稿日期: 2010-08-06; **网络出版时间**: 2011-12-21 09:56; **DOI**: CNKI:11-2625/V.20111221.0956.009

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20111221.0956.009.html

作者简介: 国家自然科学基金资助项目(10805004,10705003)

作者简介: 任军学(1980-),男,湖北随州人,讲师,rjx_buaa@sina.com.

高速束流离子与低速中性原子发生碰撞,中性原子上的电子转移到高速离子上,碰撞过程产生低速离子即交换电荷离子(CEX ions)[1]. 由于交换电荷离子速度较慢,在电场作用下会离开束流区,运动到航天器和太阳能电池帆板附近,从而影响航天器的可靠性和寿命,因此研究离子发动机交换电荷离子分布特性对于航天器的设计具有重要意义.

国外对离子发动机羽流进行了大量数值模拟和实验研究[2-10]. 美国南加州大学的 Wang J 采用粒子网格(PIC,Particle in Cell)法对"深空一号"探测器交换电荷离子返流进行了数值模拟,模拟结果与空间飞行测量结果吻合良好[7];并进一步发展了能够处理复杂边界情况的浸入有限元-粒子网格(IFE-PIC)方法对"黎明号"探测器与离子发动机羽流相互作用情况进行了数值模拟[8]. 欧空局和日本宇航探索局也分别发展了航天器电推力器羽流环境模拟软件 SPIS[9] 和 MUSCAT[10]. 相对而言,国内对离子发动机羽流的研究还刚刚起步. 对于羽流的数值模拟,主要问题有两点:① 实际的羽流成分复杂,需选择合适的羽流模型;② 采用合适的数学方法求解,并且计算结果需被实验数据所验证.

本文通过对国外两种型号的离子发动机羽流场进行数值模拟计算,与其地面实验数据进行对比分析,对羽流模型进行验证,便于为以后国内开展相关实验和数值模拟研究提供参考.

1　羽流数值模型

离子发动机羽流研究中,主要关心的是束流内由于交换电荷碰撞而产生的交换电荷离子及其朝外的运动情况. 由于 CEX 离子的生成率与束流离子及中性原子的密度有关,电子和离子的密度共同决定电势分布,所以先给出羽流相关组分的密度分布模型、电场模型及离子运动方程.

1) 高能束流离子:束流离子是羽流的主要组成部分,经过栅极的加速,速度一般为 2×10^4 ~ 4×10^4 m/s,其运动轨迹呈射流状,受电磁场的影响很小,实验结果[2] 表明,大部分束流离子都集中在扩张半角 α 为 15° ~20°的范围内,本文所涉及的计算中束流扩张半角均假设为 15°.

目前束流离子密度分布模型主要有两种[2],一种是抛物线模型,另一种为高斯分布模型. 抛物线模型假设径向电流密度分布在靠近轴线部分为抛物线分布,边缘处为指数分布. 其极坐标系分布方程为

$$j_{\mathrm{bi}}(R,\theta)=\begin{cases}ev_{\mathrm{bi}}n_{\mathrm{b0}}\left(\dfrac{R_{\mathrm{c}}}{R}\right)^2\left(1-\dfrac{\theta^2}{\alpha^2}\right) & \theta<\gamma\alpha\\ ev_{\mathrm{bi}}n_{\mathrm{b0}}\exp\left(-\dfrac{R\cdot\sin\theta}{\lambda}\right)\left(\dfrac{R_{\mathrm{c}}}{R}\right)^2\left(1-\dfrac{\theta^2}{\alpha^2}\right) & \theta\geqslant\gamma\alpha\end{cases}\tag{1}$$

式中,R 为极半径;θ 为极角. 对于球形栅,如图 1 所示,$n_{\mathrm{b0}}=\dfrac{2I_{\mathrm{b}}}{ev_{\mathrm{bi}}\pi r_{\mathrm{T}}^2}$ 为栅极出口处束流中心的束流密度;I_{b} 为束流电流强度;v_{bi} 为束流速度;束流半径 $r_{\mathrm{b}}=r_{\mathrm{T}}+(R\cos\theta-z_{\mathrm{T}})\tan\alpha$;栅极中心位置为 $(z_{\mathrm{T}},0)$;r_{T} 为推力器出口栅极半径;栅极球半径为 $R_{\mathrm{c}}=\dfrac{r_{\mathrm{T}}}{\left(\alpha\cos\dfrac{\alpha}{2}\right)}$;边缘区系数 $\gamma=0.95$;衰减因子 $\lambda=0.6r_{\mathrm{b}}$.

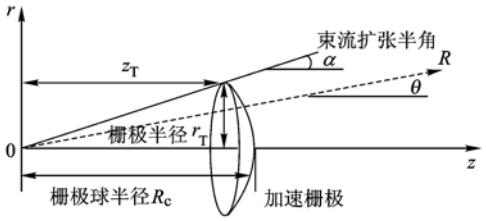


图 1　束流离子密度分布模型示意图

高斯分布模型假设径向电流密度分布为高斯分布:

$$j_{\mathrm{bi}}(r,z)=\frac{I_{\mathrm{b}}}{\xi^2\pi r_{\mathrm{b}}^2}\exp\left[-\left(\frac{r}{\xi r_{\mathrm{b}}}\right)^2\right]\tag{2}$$

式中,ξ 为放大因子. 上述模型可根据实际情况选用,也可根据实验结果采用其他形式函数的分布模型.

2) 推进剂中性原子:在电离室中,并不是所有的推进剂都能被电离,未被电离的中性粒子以自由分子流的形式从栅极孔中逸出,在每个栅极孔中的流动方程可由克努森流公式给出. 因此,离子发动机出口处中性原子的平均密度为

$$n_{\mathrm{n0}}=\frac{4I_{\mathrm{b}}}{e\bar{C}A_{\mathrm{n}}}\left(\frac{1}{\eta_{\mathrm{p}}}-1\right)\tag{3}$$

式中,η_{p} 为推进剂利用率;$\bar{C}=\sqrt{\dfrac{8kT_{\mathrm{w}}}{\pi m_{\mathrm{i}}}}$ 为中性原子平均热运动速度;T_{w} 为放电室壁温. A_{n} 为中性原子逸出栅极的通道总面积. 离子发动机羽流中的中性原子浓度分布采用以下点源分布模型:

$$n_{\mathrm{n}}(R,\theta)=an_{\mathrm{n0}}\{1-[1+(r_{\mathrm{T}}/R)^2]^{-\frac{1}{2}}\}\cos\theta\tag{4}$$

上述点源模型[2] 认为,中性气体点源位于推力器出口后栅极半径的位置. 其中:

$$a=1.707$$

$$R = [r^2 + (z + r_T)^2]^{\frac{1}{2}}$$

$$\theta = \tan^{-1}\left[\frac{r}{(z + r_T)}\right]^{\frac{1}{2}}$$

3）交换电荷离子：交换电荷离子由束流离子与中性原子碰撞产生，其生成率与束流离子及中性原子的密度、离子和原子间的相对速度、交换电荷离子碰撞截面 σ_{cex} 成正比[2]，即

$$\dot{n}_{cex}(x) = n_b(x) n_n(x) v_b \sigma_{cex} \tag{5}$$

其中 σ_{cex} 由碰撞理论给出：

$$\sigma_{cex}^{1/2} = k_1 \ln v_{bi} + k_2 \tag{6}$$

对于推进剂氙，$k_1 = -0.8821$，$k_2 = 15.1262$.

对于汞，$k_1 = -0.9097$，$k_2 = 15.8687$.

4）电子：羽流场中的电子来自中和器，由于电子的运动速度远远大于束流离子，可以迅速中和整个羽流场中的束流离子. 因此，电子的密度分布可采用流体模型，电子假设为等温流体，其密度分布采用玻尔兹曼关系式给出：

$$n_e = n_{e,ref} \exp\left(\frac{\phi - \phi_{ref}}{T_e}\right) \tag{7}$$

式中，$n_{e,ref}$ 为参考电势 ϕ_{ref} 时的参考电子数密度；T_e 为电子温度.

5）栅极溅射粒子：羽流场中的栅极溅射粒子主要来源于栅极附近的推进剂 CEX 离子引起的加速栅极溅射腐蚀而进入羽流场的栅极材料（一般为钼）原子. 同样，栅极材料原子也会同推进剂束流离子发生 CEX 碰撞而产生栅极材料 CEX 离子. 栅极溅射粒子（包括原子和离子）的含量很少，对羽流场的电势分布影响不大，一般仅在沉积污染研究中考虑，本文不予考虑.

6）电磁场：由于离子发动机产生的磁场在发动机外部很微弱，因此可忽略磁场的影响. 对于羽流中的电磁场求解可简化为求解静电场的泊松方程：

$$\left.\begin{aligned} \nabla^2 \phi &= -\frac{e}{\varepsilon}(n_i - n_e) \\ E &= -\nabla\phi \end{aligned}\right\} \tag{8}$$

式中，n_i 为离子密度，需要在 PIC 方法中统计每个网格内的离子个数并分配到网格节点得到[11].

7）交换电荷离子运动：只考虑静电作用力，交换电荷离子运动方程为

$$\frac{d\boldsymbol{v}_i}{dt} = \frac{q_i}{m_i} E \tag{9}$$

2 计算模型及方法

文献[3-4]对 SERT II -M 15 cm 汞离子发动机与 Hughes 900 系列汞离子发动机羽流场进行了细致的测量. 文献[3]采用 Langmiur 探针研究了 SERT II-M 15 cm 汞离子发动机产生的 CEX 等离子体情况，得到等离子体密度、电势和电子温度，实验中等离子体密度测量误差在 ±（20% ~ 50%），实验采用的舱体尺寸为 Φ1.2 m × 4.6 m，背景中性气体压强为 6.7×10^{-7} Pa，测量的具体位置参见图 2. 文献[4]采用 Langmuir 探针的“末端效应”测量了 Hughes 900 汞离子发动机不同位置处的 CEX 离子流动角，测量的误差为 ±2.5°，实验中舱体尺寸为 Φ2.1 m × 4.6 m，背景中性气体压强为 4.7×10^{-7} Pa.

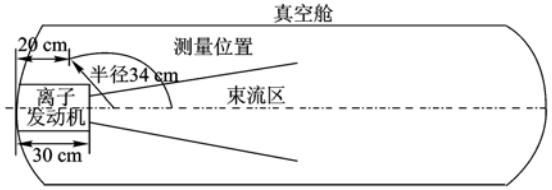


图 2 文献[3]试验测量位置示意图

计算模型分别采用这两种发动机，计算区域为图 3 所示的 r-z 二维轴对称坐标系区域，其中发动机为等势体，其边界为粒子吸收边界，对称轴线（$r = 0$）为粒子反射边界，其余边界为自由边界. 当粒子通过反射边界时，将其 r 方向的坐标、速度分量都作对称反射. 当粒子越出自由边界，或撞到吸收边界时，直接删除该粒子. 电势边界：自由边界以及对称轴均采用 Neumann 边界条件，推力器壁面和加速栅极处采用 Dirichlet 边界条件. 计算所需参数见表 1. 在进行网格划分和取时间步长 Δt 时，需满足 $\Delta z \leqslant \lambda_{D,min}$，$\Delta r \leqslant \lambda_{D,min}$，$\omega_P \Delta t \leqslant 1$ 条件，其中 $\lambda_{D,min}$ 为等离子体中德拜长度最小值，ω_P 为等离子体频率.

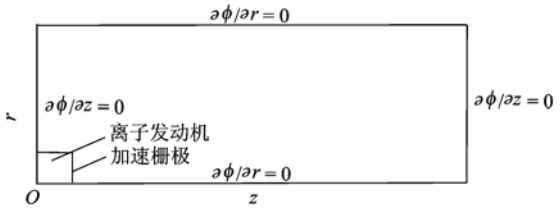


图 3 计算区域及边界条件

采用 PIC 方法对 CEX 的分布及运动进行求解，其基本流程为：采用式（6）计算每一时间步内每个网格中新生成的 CEX 离子个数，位置在每一网格中随机确定. 通过交替方向隐式法（ADI）求解电场泊松方程得到电势分布，用插值法求得 CEX 离子所在位置处的电场力，然后加速 CEX 离子，再用新的离子位置求解新的电场分布，上述过程循环进行，直至收敛. 图 4 给出计算域交换电荷离子总数随计算步数的变化曲线. 从图中可以看

出,SERT II-M 离子发动机羽流场在 4 000 步、Hughes 900 离子发动机羽流场在 9 000 步时计算域内的离子数不再发生变化,计算达到了收敛,此时计算域内粒子总数分别达到了 341 000 和 932 000个.

表 1　离子发动机计算参数

参数	SERTII-M	Hughes 900
束流电流强度/A	0.31 *	1.0
推进剂利用率	0.85	0.95
栅极半径/m	0.075	0.15
推力器半径/m	0.12	0.21
电子温度/eV	5	1
加速栅极电势/V	-500	-500
零电势等离子密度	10^{12}	10^{13}
束流分布模型	高斯分布	抛物线
束流离子速度/(m·s^{-1})	31011	32525
栅极通道面积比	0.1	0.24
背景压强/Pa	6.7×10^{-4}	4.7×10^{-4}
推力器电势/V	-1	-1
时间步长/s	1×10^{-7}	1×10^{-7}
模拟真实粒子比例	1×10^{8}	1×10^{8}
计算区域尺寸/m	0.7×0.7	1×0.8
网格数目	100×100	100×100

注:* 为根据文献[3]中推力器下游 13 cm 位置处径向截面离子密度测量值确定.

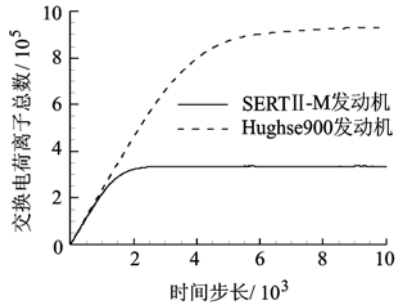
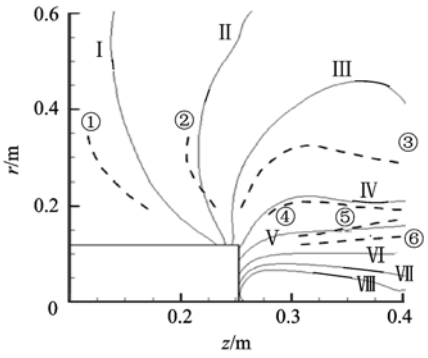


图 4　计算域内交换电荷离子总数随时间变化曲线

3　结果分析与验证

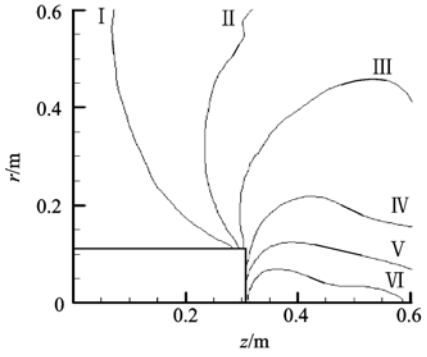
3.1　等离子体密度

图 5a 给出了 SERT II-M 离子发动机在表 1 工作情况下的离子密度图的计算值(光滑后),同实验数据进行比较,两者符合相当好. 从图中可以看出,总的离子密度从束流中的 $3\times10^{15}\sim5\times10^{15}$ m^{-3}到推力器出口平面后的 3×10^{12} m^{-3},大约有 3 个量级的下降. 图 5b 中给出了 CEX 离子密度等值线图,从图中可以看出,CEX 离子密度总是比束流离子密度小,大部分 CEX 离子在推力器下游 2~3 个束流半径范围内生成. 在束流区(从发动机出口栅极半径处开始,扩张半角为 15°的范围内)中,束流等离子体占主导地位,但交换电荷离子也达到接近 10^{15} m^{-3}量级. 对比图 5a 和图 5b 可以看出,束流区外的总离子密度和交换电荷离子密度相等,表明束流离子密度为 0,CEX 等离子体为仅有的成分.



虚线①~⑥—离子密度实验数据分别为 3×10^{12},1×10^{13},3×10^{13},1×10^{14},3×10^{14},1×10^{15};实线Ⅰ~Ⅷ—离子密度的计算值分别为 3.2×10^{12},1.0×10^{13},3.0×10^{13},1.0×10^{14},3.0×10^{14},1.0×10^{15},2.0×10^{15},3.0×10^{15}.

a　总离子数密度



Ⅰ~Ⅵ—CEX 离子密度分别为 3.0×10^{12},1.0×10^{13},3.0×10^{13},1.0×10^{14},3.0×10^{14},1.0×10^{15}.

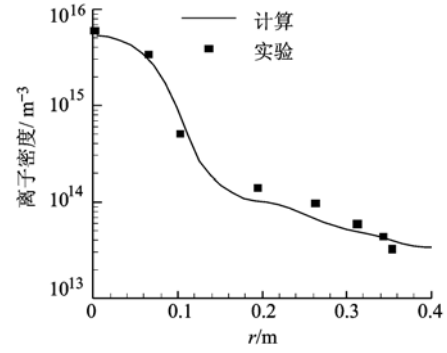
b　CEX 离子密度

图 5　离子数密度与文献[3]实验结果对比

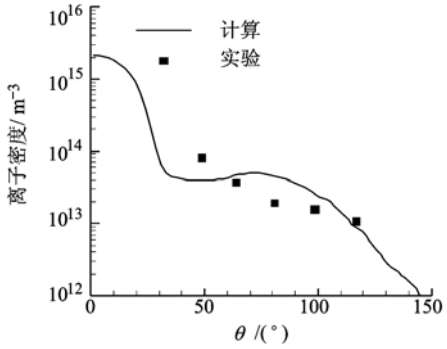
图 6a 给出了轴向距离为推力器下游 13 cm 位置处径向截面的等离子体密度的计算值(光滑后),并同实验数据进行了比较. 考虑到实验数据最大有 ±50% 的误差,可以看出实验数据与数值结果符合相当好. 整个等离子体密度从束流中心线的 5×10^{15} m^{-3}到 40 cm 远的 10^{13} m^{-3}. 图 6b 给出了推力器下游 7.5 cm 位置处沿着半径为 34 cm 圆弧上(参见图 2)等离子体密度的计算值(光滑后)和实验数据的比较. 可以看出,在实验误差范围内,两者较为符合. 在角度小于 30°的情况下,束流离子密度占主导;角度更大的情况下,只有 CEX 等离子体. 当角度在 60°左右时,由于当地的 CEX 离子密度与束流离子密度相当,所以使得总的离子密度随角度下降比较平缓.

3.2　等离子体电势

图 7 给出了 SERT II-M 离子发动机电势等值线图的计算值与实验测量值的比较. 可以看出,在发动机的束流区内的电势为 40 V 量级,最大电势



a 推力器下游 13cm 位置处径向截面



b 推力器下游 7.5 cm 位置处半径 34 cm 的圆弧

图 6 等离子体密度的计算值和实验值的比较

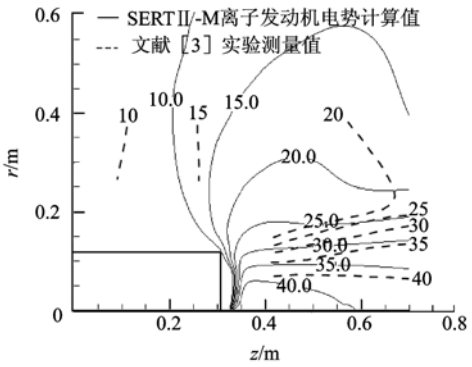


图 7 电势等值线的计算与实验结果比较

梯度位于束流边缘处,计算结果同实验结果符合较好. 电势结构方面计算结果同文献[3]实验结果相比有一些差别,实验测得电势结构中 20 V 等值线为弯曲结构,这是因为实验舱体的体积较小,推力器距舱壁较近(例如,图 2 中 120°位置处距后舱壁只有 20 cm,推力器出口距后舱壁也只有 30 cm)造成的. 在电子温度等温情况下,相同的电势表明相同的等离子体密度,所以这种弯曲结构并未在图 5 中测得的密度等值线中体现. 实验中为防止 CEX 离子被真空舱壁排斥影响等离子体密度的测量结果,舱壁相对等离子体电势偏置为负以对 CEX 离子进行吸收,所以上述电势结构中 20 V 等值线的弯曲形状,是由舱壁的电势作用引起的.

由于舱壁效应的存在,计算得到的电势分布不像密度分布那样吻合得好. 另外,要注意的是实验误差为 ±(20% ~50%),也会引起实验数据的散布,因此地面实验中真空舱应尽量大些,以免影响等离子体电势的测量.

3.3 流 动 角

流动角定义为 CEX 离子流动方向与推力器推力轴线之间的夹角. 图 8 给出了计算得到的 Hughes 900 发动机 CEX 离子运动的速度矢量场,箭头方向代表 CEX 离子运动方向(即流动角),箭头长短代表速度大小. 产生于束流中心线附近的 CEX 离子,由于没有很强的径向电场,因此在束流轴向电势梯度的影响下朝下游运动. 但是在束流中沿径向方向更远运动时,径向电势梯度逐渐将 CEX 离子转向束流边缘;CEX 离子在离开束流边缘时,完全是沿径向方向离开的. 在束流边缘之外,推力器出口平面的上游,电势结构使得 CEX 离子转向返流方向. 接近于推力器上边缘的 CEX 离子偏转得最厉害,一些甚至被推向推力器顶部. 在推力器出口处,CEX 离子被直接吸引回负偏置的加速栅极,引起了栅极撞击电流. 从图中还可以看出,由于束流区内浓度变化不大,电势梯度较小,因此束流区域内的 CEX 离子速度都很小;束流区域外的 CEX 离子,在离开束流边缘时,经过了较大的电势梯度的加速,所以速度较大,可达到 6 000 m/s 左右.

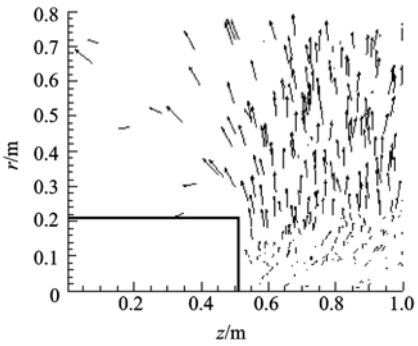
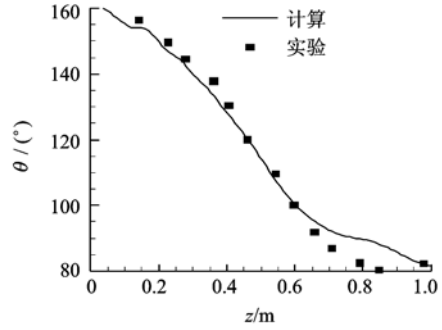


图 8 CEX 离子速度矢量场

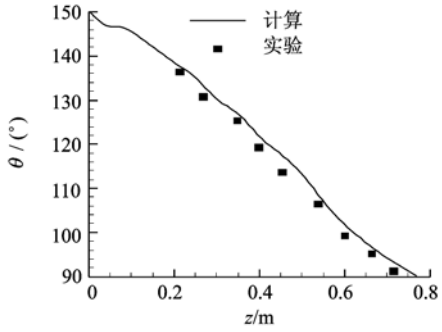
文献[4]测量了 Hughes 900 汞离子发动机距羽流中心线 48 cm 和 64 cm 处 CEX 离子流动角. 图 9a 和图 9b 分别给出了径向距离为 48 cm 和 64 cm计算的和测量的流动角. 可以看出,考虑到测量的误差,两者吻合得较好. 距离羽流中心线径向距离越近,流动角越大. 在推力器出口面后 50 cm的位置处,在 $r=48$ cm 时,$z=0$ cm 的位置处流动角为 155° ~160°,在 $r=64$ cm 时,$z=0$ cm 的位置处流动角只有 145° ~150°. 在推力器下游 10 ~20 cm的位置,流动以接近 90°的方向离开羽流轴线. 需要说明的是,文献[4]实验中的舱体直

径大约是文献[3]实验中的两倍,因此舱壁对测量结果的影响要小一些.

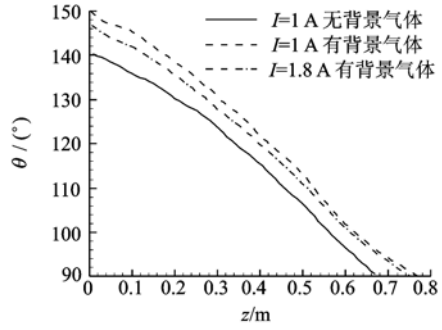
图 9c 计算比较了在距羽流轴线的径向距离为 64 cm 的情况下,有和没有中性气体背景压强以及束流电流变为 1.8 A 时 CEX 离子的流动角. 没有中性气体背景压强以及束流电流变为 1.8 A 情况下的流动角要稍微小一些,但总的来说这种差别不大. 这是因为 CEX 离子的流动角主要由羽流的电势结构确定,中性气体背景压强以及束流电流的大小对电势结构影响不大,因此流动角变化也很小.



a　距离羽流中心线 48 cm



b　距离羽流中心线 64 cm



c　有和没有背景压强及束流电流为 1.8 A 时比较

图 9　CEX 离子流动角

4　结　论

1) 在 CEX 离子密度方面,无论是分布还是大小,模拟结果同文献实验结果符合得相当好,表明采用本文的羽流模型和数值方法估计返流 CEX 离子密度是有效的.

2) 电势的大小及最大电势梯度的位置同测量值的符合也较好;在电势结构方面,由于舱壁的影响,计算结果同实验结果相比有一些差别. 舱体尺寸会对相关参数的测量产生影响,测量中应尽量采用尺寸较大的舱体.

3) 同测量的 CEX 离子流动角进行了比较,表明模型和数值方法在计算 CEX 离子流动角时也是有效的;有无中性气体背景压强和束流电流大小对 CEX 离子的流动角影响不大.

参考文献 (References)

[1] 陈琳英,宋仁旺. 离子推力器羽流特性及其污染分析[J]. 上海航天,2005(4):36 - 40
Chen Linying, Song Renwang. Analysis on plume contamination and its characteristic of ion thruster[J]. Aerospace Shanghai, 2005(4):36 - 40(in Chinese)

[2] Samanta R L Roy. Numerical simulation of ion thruster plume backflow for spacecraft contamination assessment[D]. Boston: Department of Aeronautics and Astronautics, Massachusetts Institute of Technology,1995

[3] Kaufman H R. Charge-exchange plasma generated by an ion thruster[R]. NASA CR-13844,1976

[4] Carruth M R, Brady M E. Measurement of the charge-exchange plasma flow from an ion thruster[J]. Journal of Spacecraft, 1981,8(5):457 - 461

[5] Samanta Roy R L, Hastings D E, Taylor S. Three-dimensional plasma particle-in-cell calculations of ion thruster backflow contamination[J]. Journal of Computational Physics, 1996, 128(1):6 - 18

[6] Wang J, Brinza D, Young M. Three-dimensional particle simulations of ion propulsion plasma environment for deep space 1[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2001,38(3):433 - 438

[7] Passaro A, Vicini A, Biagioni L. 3-D computation of plasma thruster plumes[R]. AIAA paper 04-3632,2004

[8] Wang J, Cao Y, Kafafy R, et al. Simulations of ion thruster plume-spacecraft interactions on parallel supercomputer[J]. IEEE Transactions on Plasma Science, 2006,34(5):2148 - 2158

[9] Roussel J F, Rogier F, Dufour G, et al. SPIS modeling capabilities, achievements and prospects[C]//Proceedings of 10th Spacecraft Charging Technology Conference. Biarriz, France: [s. n.],2007

[10] Muranaka T, Hosoda S, Kim J H, et al. Development of multi-utility spacecraft charging analysis tool (MUSCAT)[J]. IEEE Transactions on Plasma Science,2008,36(5):2336 - 2349

[11] 贺碧蛟,张建华,蔡国飙. 稳态等离子体推进器羽流场数值模拟[J]. 北京航空航天大学学报, 2005, 31(9):1010 - 1013
He Bijiao, Zhang Jianhua, Cai Guobiao. Numerical simulation of stationary plasma thruster plume[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2005,31(9):1010 - 1013(in Chinese)

(编　辑:张　嵘)