

文章编号:1000-8055(2013)06-1372-08

离子发动机羽流特性的数值模拟

任军学¹, 顾 左², 郭 宁², 仇 钊¹, 汤海滨¹

(1. 北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191;

2. 兰州物理研究所 真空低温技术与物理重点实验室, 兰州 730000)

摘 要: 离子发动机羽流中产生的交换电荷(CEX)离子返流会影响航天器的正常工作. 建立离子发动机羽流模型, 采用单元内粒子方法(PIC)对羽流场进行数值模拟计算. 结合 DS-1 探测器飞行实验的测量结果, 分析了卫星电势、电子温度、卫星几何尺寸、推力器工作特性等相关因素对 CEX 离子返流特性的影响. 结果表明: 从推力器出口附近到卫星背面, CEX 离子密度为 $10^8 \sim 10^{12} \text{ m}^{-3}$. 当卫星电势从 -15 V 变化到 27 V , 测量点位置处 CEX 离子密度从 $0.65 \times 10^{12} \text{ m}^{-3}$ 变化到 $1.5 \times 10^{12} \text{ m}^{-3}$. 羽流中 CEX 离子密度和电势结构随电子温度变化不大, 但电势大小随电子温度成比例地变化. 同一位置处不同工况下 CEX 离子的密度可根据 CEX 离子生成率与工作点参数间的关系式准确地估计. 卫星安装推力器的表面起着对 CEX 离子返流屏蔽和降低的作用.

关 键 词: 离子发动机; 羽流; 单元内粒子; 交换电荷离子; 数值模拟

中图分类号: V439.4

文献标志码: A

Numerical simulation of characteristics of ion thruster plume

REN Jun-xue¹, GU Zuo², GUO Ning², QIU Qian¹, TANG Hai-bin¹

(1. School of Astronautics,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;

2. Science and Technology on Vacuum and Cryogenics Technology and Physics Laboratory,
Lanzhou Institute of Physics, Lanzhou 730000, China)

Abstract: The back flow of charge-exchange (CEX) ions in the ion thruster plume affects normal operation of the satellite. The ion thruster plume model was established and a numerical simulation using particle-in-cell (PIC) method was adopted to obtain CEX ions distribution in the plume. The simulation results agree well with the flight measurement results of deep space one spacecraft. Influential factors to the distribution characteristic of CEX ions surrounding the spacecraft were analyzed, including: spacecraft potential, electron temperature, thruster operation parameter and size of spacecraft. It shows that CEX ion density surrounding the spacecraft varies from 10^8 m^{-3} to 10^{12} m^{-3} . The CEX ion density in the measurement point varies from $0.65 \times 10^{12} \text{ m}^{-3}$ to $1.5 \times 10^{12} \text{ m}^{-3}$ when the spacecraft potential varies from -15 V to 27 V . The distribution of CEX ion density and electrical potential structure varies slightly with the electronic temperature. However, the magnitude of the electrical potential is proportional to the electronic temperature. The CEX ion density at different thruster operation points can be induced accurately according to the relationship between the CEX ion generation rate and the thruster's operation parameter. The sur-

收稿日期:2012-06-14

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20130617.0940.201306.1372_021.html

基金项目:国家自然科学基金(10805004)

作者简介:任军学(1980—),男,湖北随州人,讲师,博士,研究领域为航空宇航推进理论与工程.

face of the spacecraft onto which the thruster is installed in fact shields the backflow of CEX ions.

Key words: ion thruster; plume; particle in cell; charge-exchange (CEX) ion; numerical simulation

目前离子发动机在国外已经开始投入商用与深空探测项目,其在国内的应用也提上了日程.离子发动机羽流中产生的 CEX 离子返流会影响航天器的正常工作.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,进而会影响太阳能帆板与航天器正常工作,是影响航天器可靠性和寿命的关键因素之一,因此研究离子发动机羽流,特别是交换电荷离子分布特性对于航天器的设计具有重要意义.

离子发动机地面实验耗时长、成本高,而采用实验获得的部分参数进行数值模拟可以在较短的时间内,获得不同工况下的离子分布信息,因而数值模拟研究被广泛采用.国外对离子发动机羽流研究比较早,进行了大量数值模拟和实验研究^[1-13],并进行了空间飞行验证实验^[1,4-5].目前,美国、欧洲和日本分别发展了交互式的航天器电推力器羽流环境模拟软件 EPIC(electric propulsion interaction code)^[11],SPIS(spacecraft plasma interaction software)^[12]和 MUSCAT(multi-utility spacecraft charging analysis tool)^[13]用来指导航天器的设计.相对而言,国内对离子发动机羽流的研究近年来刚刚起步^[14-15].上述研究主要是针对单一工况情况下的,对于不同条件和工况下羽流分布规律的研究还较少.本文参考文献^[1-2,10]中的离子发动机羽流模型,计算了交换电荷离子返流的分布情况,并与国外飞行实验的测量结果进行对比,分析了卫星电势、电子温度、卫星几何尺寸、推力器工作特性等相关因素对羽流特性的影响,相关结果和规律可供卫星设计者参考.

1 物理及数值模型

1.1 羽流物理模型

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碰撞离子引起的返流的分布和流动情况.由于 CEX 离子的生成率与束流离子及中性气体原子的密度有关,电子和离子的密度共同决定电势的分布,所以需给出羽流相关组分的密度分布.束流密度模型参考了文献^[9]中 NSTAR(NASA solar technical

application readiness)离子发动机地面实验结果(出口 2 cm 处束流分布,见图 1),采用高斯分布模型拟合,其表达式为

$$j_{bi}(r, z) = \frac{I_b}{\xi^2 \pi r_b^2} \exp\left[-\left(\frac{r}{\xi r_b}\right)^2\right] \quad (1)$$

其中 I_b 为束流电流, r_b 为 z 位置处束流半径, ξ 为放大因子,此处取 0.56.

中性气体的密度分布采用以下点源分布模型

$$n_n(R, \theta) =$$

$$an_{n0} \{1 - [1 + (r_t/R)^2]^{-\frac{1}{2}}\} \cos \theta \quad (2)$$

点源模型认为,中性气体的点源位于推力器出口后栅极半径的位置^[2],其中 n_{n0} 为点源处中性原子的密度,修正系数 $a = 1.707$, r_t 为推力器出口半径.

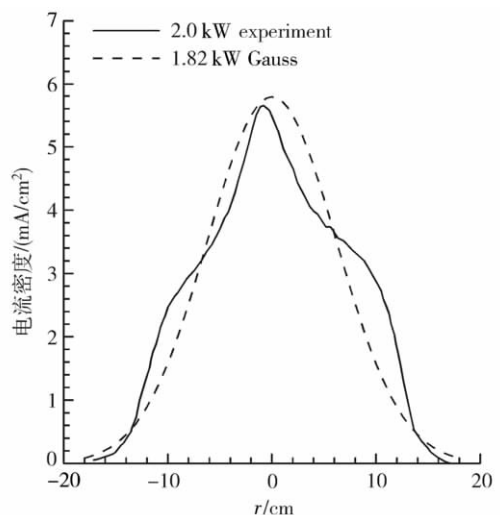


图1 束流分布实验值与拟合值的比较

Fig. 1 Comparison of the experimental and fitting curves of the ion beam profile

交换电荷离子由束流离子与中性原子碰撞产生,其生成率 $\dot{n}_{\text{ceX}}$ 与束流离子及中性原子的密度 n_b 和 n_n 、离子和原子间的相对速度 v_{bi} 、交换电荷离子碰撞截面 σ_{ceX} 成正比^[14-15],即 $\dot{n}_{\text{ceX}} = n_b n_n v_{bi} \sigma_{\text{ceX}}$. 电子的密度分布采用玻尔兹曼关系式 $n_e = n_{e,\text{ref}} \exp\left(\frac{\phi - \phi_{\text{ref}}}{T_e}\right)$, $n_{e,\text{ref}}$ 为参考电势 ϕ_{ref} 时的参考电子数密度, T_e 为电子温度.

1.2 计算区域和工作参数

以 DS1(deep space 1)探测器及其 NSTAR

离子发动机为研究对象. DS1 探测器为多棱柱接近于圆柱体的形状, 离子发动机位于探测器的端面, 用于探测器的主推进, 如图 2 所示, 遥感器单元 RSU (remote sensor unit, 主要包括朗缪尔探针和阻滞势分析仪, 用来测量当地电势、等离子体密度和电流密度) 安装在径向方向距离推力器轴线 75 cm、轴向方向与推力器出口平齐位置处. 表 1 以 DS1 中 ML83 (mission level 83) 工况为例, 给出探测器及离子推力器运行的相关参数^[1].

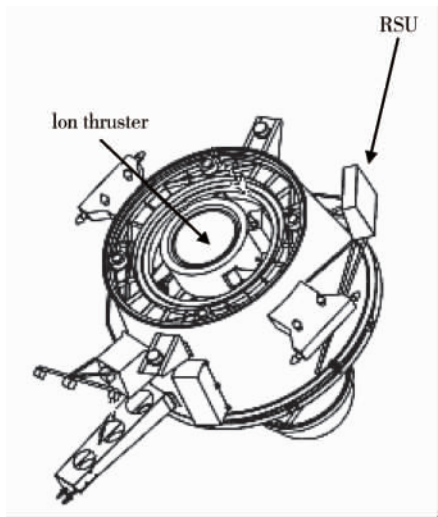


图 2 DS1 探测器^[1] (太阳帆板未画出)

Fig. 2 DS1 spacecraft (without solar cell panel)

表 1 卫星和离子发动机参数

Table 1 Spacecraft and ion thruster parameters

参数	值
束流电流/A	1.4
卫星半径/m	0.6
卫星长度/m	1.4
离子发动机半径/m	0.15
卫星电势 ϕ_{sc}/V	0
电子温度/eV	2.09
推进剂利用率	0.88
束流离子速度/(m/s)	38700
束流扩张半角/(°)	15
点源处中性原子的密度 $n_{n0}/10^{17} m^{-3}$	2.3

计算中将 DS1 探测器简化为半径为 0.6 m 的圆柱体, RSU 的位置及计算区域如图 3 所示, 计算区域采用二维轴对称坐标系, 区域范围为 3.2 m×2.2 m, 其边界条件定义如下: 对于电势的边界, 卫星为等势体, 电势给定; 自由边界以及对

称轴上的电势采用 Neumann 边界条件. 对于粒子, 卫星壁面为吸收边界, 对称轴为反射边界, 其余边界为自由边界. 当粒子通过对称轴线边界时, 粒子将作对称反射. 当粒子越出自由边界, 或撞到卫星壁面时, 直接删除该粒子. 计算网格采用 100×100 个非均匀正交结构网格, 在离子发动机出口附近等离子体密度较大的地方网格密度给得大些. 在进行网格划分和取时间步长 Δt 时, 需满足 $\Delta z \leq \lambda_{D, \min}$, $\Delta r \leq \lambda_{D, \min}$, $\omega_p \Delta t \leq 1$ 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. 采用 PIC 方法对 CEX 离子的分布及运动进行求解, 当计算域内离子总数达到稳定时停止计算, 具体求解过程参见文献^[10]. 计算过程中所需参数见表 2.

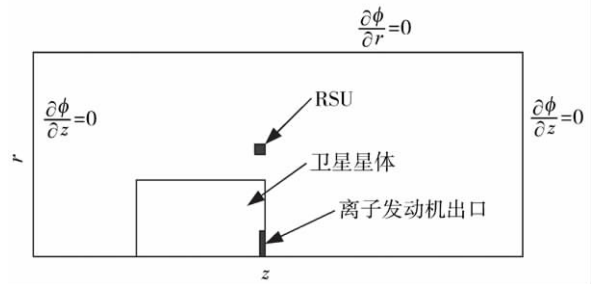


图 3 计算区域及边界条件

Fig. 3 Computation domain and boundary condition

表 2 模拟时采用的参数

Table 2 Parameters for simulation

参数	数值
时间步长/ 10^{-7} s	2
粒子比例	10^8
零电势参考电子数密度/ m^{-3}	10^6

2 计算结果及验证

表 3 给出了 DS1 中离子发动机在 3 种不同工况下羽流场中电势、等离子体密度和电流密度. ML6, ML36 和 ML83 工况分别代表推力器低功率、中功率和高功率工况^[4]. ϕ_p 为推力器出口位置附近的电势, ϕ_{sc} 为卫星电势, ϕ_{rsu} 为测量位置处的电势. 需要说明的是, 实际中上述电势的绝对值是不知道的, 但由于关心的是相对电势, 所以用相对电势 $\phi_p - \phi_{sc}$ 作为计算输入值. 计算表明, 测量位置处的计算结果对轴向位置比较敏感. 由表 3 中的结果可知, 考虑到安装位置、束流模型的差异及测量的误差, 计算结果同测量结果吻合较好. 关于离子发动机返流 CEX 离子密度和电势分布的主

表 3 计算结果与文献[4]测量结果的比较

Table 3 Comparison between computation results and measurement results in Ref. [4]

工况	ML6	ML36	ML83	备注
电子温度	1.17	1.33	2.09	测量值, 计算输入
$(\phi_p - \phi_{sc}) / V$	15	14	19	测量值, 计算输入
$(\phi_p - \phi_{rsu}) / V$	9	9	15	测量值
	8.1~8.9	9.2~10.6	15.8~17.0	计算结果(测量位置轴向变化 ± 2 cm)
CEX 离子密度/	2.0	2.2	1.2	测量值
10^{12} m^{-3}	2.5~4.4	2.2~4.0	1.1~2.0	计算结果(测量位置轴向变化 ± 2 cm)
CEX 离子电流密度/	1.1	1.2	0.9	测量值
$10^{-3} (\text{A}/\text{m}^2)$	1.3~2.4	1.2~2.1	0.9~1.5	计算结果(测量位置轴向变化 ± 2 cm)

要结构特征, 相关文献已有较详细的描述^[1-2,14], 这里不再赘述.

3 影响因素分析

3.1 卫星电势的影响

卫星浸入等离子体环境时, 会浮动到某一电势以保证电子电流和离子电流平衡, 即 $I_e(\phi) + I_i(\phi) = 0$. 由于离子推力器的工作将严重影响卫星周围的等离子体环境, 因此会影响卫星的浮动电势. 事实上, 在计算卫星的浮动电势时, 需考虑许多复杂的现象, 例如卫星表面的二次电子发射和光电子发射、卫星所处轨道的空间等离子体环境、所处位置在太阳光下还是阴影中等诸多因素有关. 准确地确定卫星的浮动电势需发展完整的带电模型.

为方便起见, 这里将卫星电势固定, 主要反映卫星电势对计算区域内的电势结构的和 CEX 离子流动的影响. 图 4 至图 6 给出了 ML83 工况下卫星电势分别为 27.0, -15 V 时计算区域内的电势及离子的分布情况. 从图中可以看出, CEX 等离子体在卫星周围形成了等离子体鞘层. 卫星电势和鞘层共同作用影响卫星附近的 CEX 离子密度和电势分布.

从图 4 可以看出, 当卫星电势 $V_{sc} = 27 \text{ V}$ 时, 由于卫星电势比其上表面和左边表面附近的等离子体电势要高, CEX 离子不能靠近卫星上表面和左边表面, 导致其附近离子密度接近于 0.

从图 5、图 6 可以看出, 卫星电势 $V_{sc} = 0 \text{ V}$ 和 $V_{sc} = -15 \text{ V}$ 时, 由于鞘层的作用, 卫星电势的改变对 CEX 离子密度和除卫星表面附近以外电势的分布影响不大. 轴向负方向 CEX 返流离子密度不断减小, 鞘层厚度也不断增加.

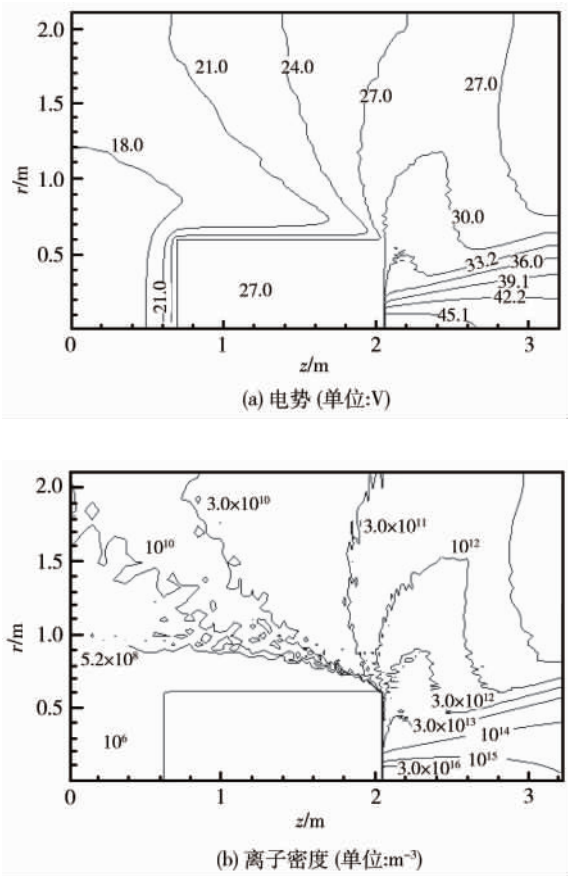


图 4 $V_{sc} = 27 \text{ V}$ 时的电势和离子密度

Fig. 4 Electrical potential and ion density when $V_{sc} = 27 \text{ V}$

上述分析表明, 从推力器出口附近到卫星背面, CEX 离子密度在 $10^8 \sim 10^{12} \text{ m}^{-3}$, 由此形成的等离子体鞘层, 使得卫星电势的变化仅对其附近的电势和 CEX 离子密度有所影响, 而对远离卫星表面的位置影响不大. 值得注意的是, 具体到本例中 RSU 所在的位置, 卫星电势对测量结果有较大的影响, 如表 4 所示, 卫星电势从 -15 V 变化到

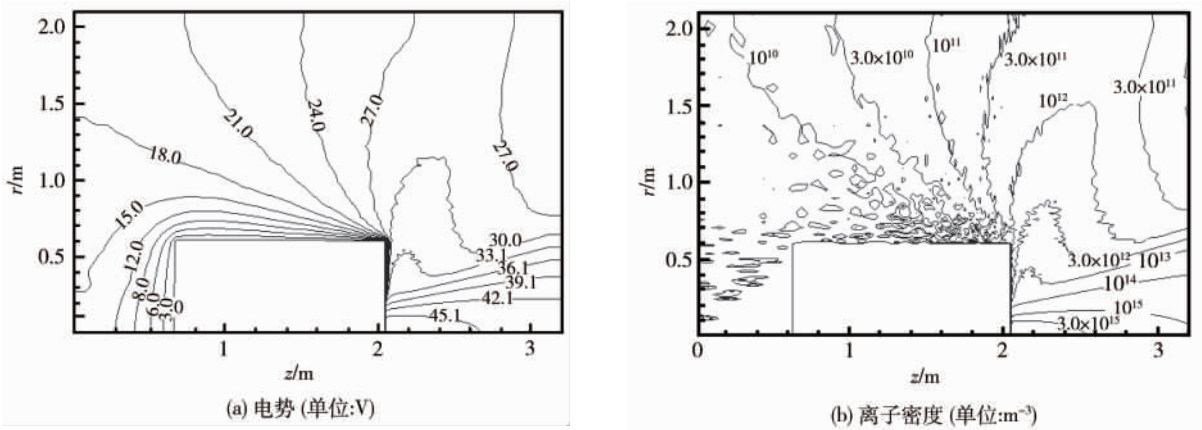


图 5 $V_{sc}=0\text{V}$ 时的电势和离子密度

Fig. 5 Electrical potential and ion density when $V_{sc}=0\text{V}$

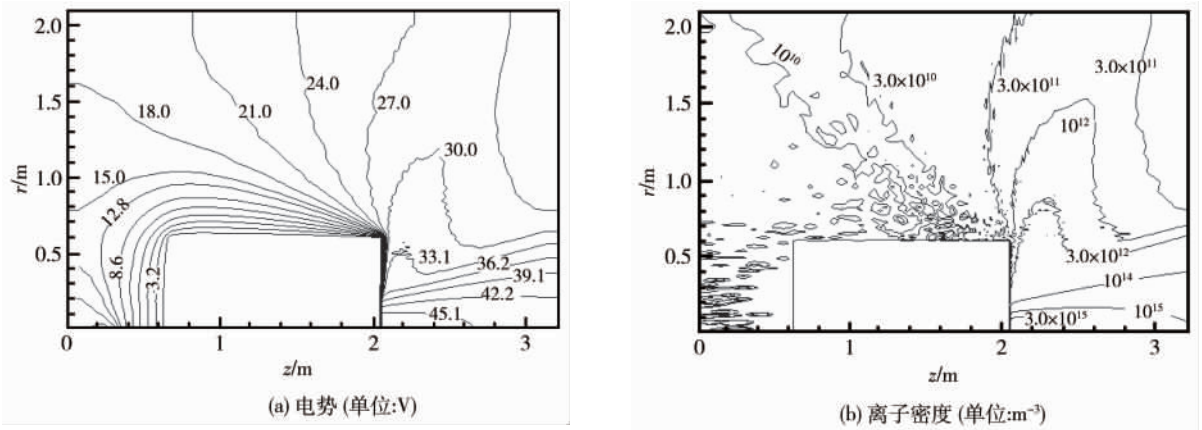


图 6 $V_{sc}=-15\text{V}$ 时的电势和离子密度

Fig. 6 Electrical potential and ion density when $V_{sc}=-15\text{V}$

27 V, CEX 离子密度变化范围为 2.5 倍左右. 这主要是因为测量位置距卫星较近, CEX 离子密度受卫星电势影响较大的缘故.

表 4 卫星电势不同时测量点处的计算结果
Table 4 Computation results at the measurement position when the spacecraft potentials are different

卫星电势/V	RSU 位置处离子 CEX 密度(n_{cecx}) 计算值/ 10^{12} m^{-3}
27	1.50
0	0.80
-15	0.65

3.2 电子温度的影响

本节将研究电子温度对羽流返流结构的影响. 电子温度分别采用 1.00 eV 和 2.09 eV, 模拟中卫星星体电势为 0 V. 图 7 给出了 $T_e=1.00\text{eV}$

时电势和 CEX 离子密度分布, $T_e=2.09\text{eV}$ 时的结果见图 5. 从图 5(b) 和图 7(b) 可以看出, 在返流区域, CEX 离子密度的差异非常小.

图 5(a) 和图 7(a) 比较了羽流中的电势结构, 可以看出电势的结构分布区别并不大. 由于图 5(a) 中的电子温度为图 7(a) 的 2.09 倍, 可以看出电势大小大致随电子温度成比例地增加. 例如, 图 7(a) 中的 10.1 V 和 20.1 V 等值线分别对应图 5(a) 中的 21.0 V 和 42.1 V 等值线. 上述结果主要是由于电子密度分布满足玻尔兹曼方程决定的. 电势大小变化的主要影响为: 电子温度更高时, CEX 离子会被加速到更高的速度, 从而返流区的 CEX 离子电流密度高.

图 8 给出了 CEX 离子径向速度和径向位置的关系. 对于 1.00 eV 算例, 最大径向速度为 3500 m/s. 对于 2.09 eV 算例, 最大径向速度为 5100 m/s. 在对上述最大径向速度进行比较, 可以发现

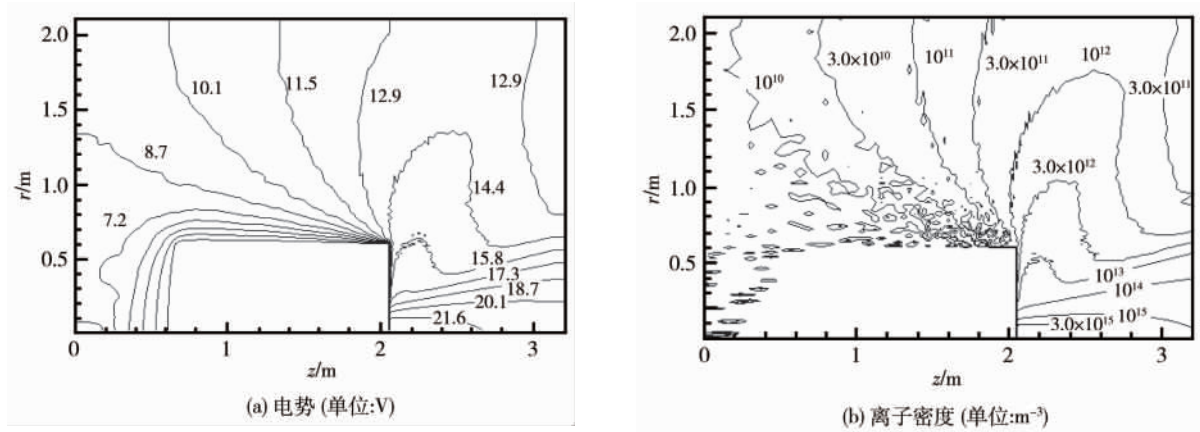
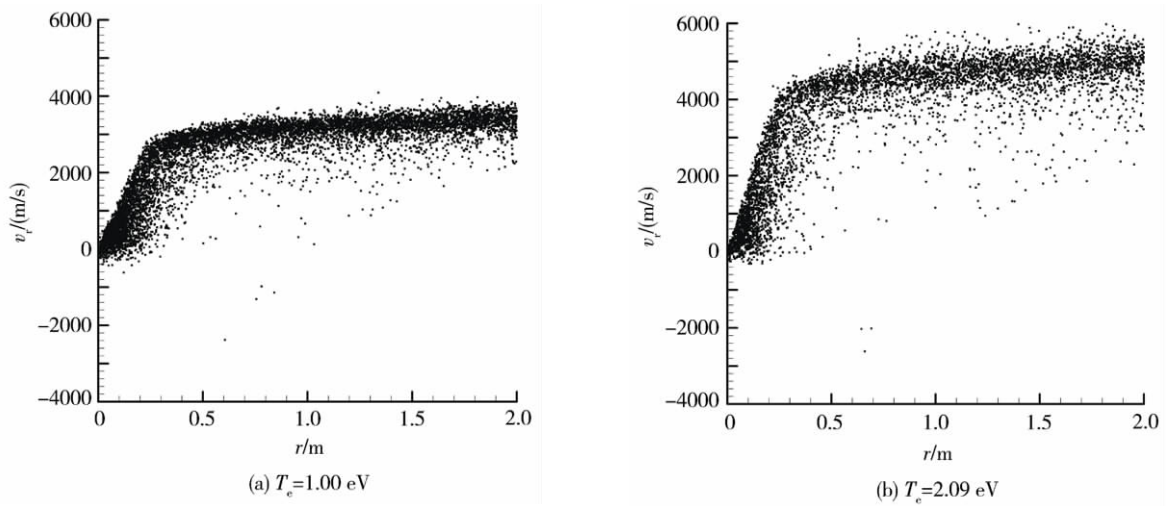
图7 $T_e = 1.00 \text{ eV}$ 时的电势和离子密度Fig. 7 Electrical potential and ion density when $T_e = 1.00 \text{ eV}$ 

图8 不同电子温度下的离子速度相空间图

Fig. 8 Ion velocity phase at different electron temperature

2.09 eV 算例大致为 1.00 eV 算例的 $2.09^{0.5} = 1.45$ 倍. 这是因为速度与电势差的平方根成正比. 因此, 降低束流中的电子温度可以降低返流 CEX 离子的速度, 从而降低返流电流. 当中和器工作正常并且耦合电压较低, 不需要更高电压驱动电子到束流中时, 电子温度将较低.

3.3 离子发动机工作点特性的影响

实际飞行任务中, 离子发动机会在不同的工作点下运行, 例如, NSTAR 离子发动机可工作在 500~2300 W, 束流电流为 0.5~1.8 A. 选取如表 5 所示工作点.

实际中, 离子发动机的工作点发生变化, 其所有参数可能会发生相应变化. 由于卫星电势、电子温度等参数前面已考察, 而不同工作点下束流离子速度变化不大, 因此这里认为工作点发生变化

时, 其他参数不变, 主要考查束流电流 I_b 和推进剂利用率 η_p 的影响. 模拟中卫星星体电势为 0 V, 电子温度为 2.09 eV.

根据束流电流 I_b 和束流离子密度 n_b 、中性气体密度 n_{n0} 之间的关系式^[2], 以及 CEX 离子生成率公式, 可以得到 CEX 离子生成率与工作点参数间的关系式

$$\dot{n}_{\text{cex}} \sim I_b^2 \left(\frac{1 - \eta_p}{\eta_p} \right) \sigma_{\text{cex}}(v_{bi}) \quad (3)$$

其中 $\dot{n}_{\text{cex}}$ 为 CEX 离子的生成率, $\sigma_{\text{cex}}(v_{bi})$ 为 CEX 离子的交换电荷碰撞截面, 为束流速度 v_{bi} 的函数, η_p 为推进剂利用率. 式(3)表明: CEX 离子生成率同时与 I_b , η_p 和 $\sigma_{\text{cex}}(v_{bi})$ 有关, 但 v_{bi} 对 σ_{cex} 影响不大, 所以主要受 I_b , η_p 影响. 式(3)可用来估计同一位置处不同工况下 CEX 离子的密度. 从表 5 中计算结果可以看出, n_{cex} 计算值同根据公式

表 5 不同工作点下的离子发动机的主要参数

Table 5 Ion thruster parameters at different operation conditions

工况	I_b/A	η_p	$v_{bi}/(m/s)$	测量位置处 n_{cex} 计算值/ $10^{12} m^{-3}$	由公式(3)推测的 $n_{cex}/10^{12} m^{-3}$
ML83	1.4	0.88	38700	0.8	
A1	0.82	0.52	38700	1.8	1.9
A2	0.52	0.32	38700	1.6	1.7

(3)推测得到的 n_{cex} 值非常接近.

3.4 卫星几何尺寸的影响

3.3 节中的式(3)只能适用在卫星几何尺寸给定的情况,不能用于评估不同卫星下 CEX 离子的返流情况. 本节的研究目的是展示卫星星体尺寸对 CEX 等离子体的影响. 在计算前首先考察计算域的大小对计算结果的影响,结果表明影响不大. 然后采用 ML86 工况、电子温度 $T_e=1.00 eV$ 、卫星电势为 $0 V$ 时模拟了 3 种情况. 图 9 给出了长为 $1.4 m$,半径分别为 $0.3 m$ 和 $1.2 m$ 的卫星周围离子密度,半径为 $0.6 m$ 的情况见图 4. 以卫星上方

$3 \times 10^{10} m^{-3}$ 等值线为例,可以看出卫星直径越大,等值线越靠近卫星的右侧面,表明在同一轴向位置处卫星表面等离子体密度下降,相当于卫星的右侧面起了屏蔽 CEX 离子向后返流的效果. 因此,在评估不同卫星的 CEX 等离子体返流的分布时,需考虑卫星几何尺寸的影响.

4 结 论

分析了卫星电势、电子温度、推力器工作特性、卫星几何尺寸等相关因素对羽流特性的影响,结果表明:

- 1) 本例中,从推力器出口附近到卫星背面, CEX 离子密度在 $10^8 \sim 10^{12} m^{-3}$,由此形成的等离子体鞘层,使得卫星电势的变化仅对其附近的电势和 CEX 离子密度有所影响,而对远离卫星表面的位置影响不大.
- 2) 电子温度对 CEX 离子密度和电势结构的影响不大,但电势大小大致随电子温度成比例地增加,使得 CEX 离子会被加速到更高的速度,返流区的 CEX 离子电流密度更高.
- 3) 在卫星及离子发动机几何参数不改变的情况下,束流电流和推进剂利用率发生变化时,可以依据某一工况下已知的 CEX 离子的密度,由 CEX 离子生成率与工作点参数间的关系式,比较准确地估计同一位置处其他工况下 CEX 离子的密度.
- 4) 卫星安装推力器的表面起着对 CEX 离子返流屏蔽的作用. 因此卫星直径越大,同一轴向位置处卫星表面等离子体密度越低.

参考文献:

[1] Wang J, Brinza D, Young M. Three-dimensional particle simulation modeling of ion propulsion plasma environment for deep space 1[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2001,38(3):433-440.

[2] Samanta R I, Hastings D E, Gatsonis N A. Ion-thruster plume modeling for backflow contamination[J]. Journal of Spacecraft and Rockets,1996,33(4):525-534.

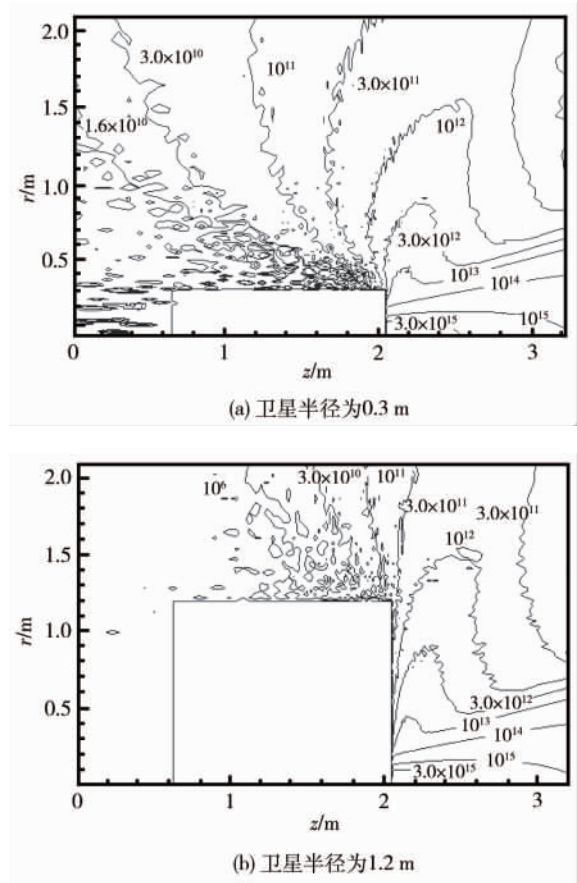


图 9 不同卫星尺寸下的离子密度 (单位: m^{-3})
Fig. 9 Ion density distribution with different satellite sizes (unit: m^{-3})

- [3] Samanta R I, Hastings D E, Taylor S. Three-dimensional plasma particle-in-cell calculations of ion thruster backflow contamination[J]. Journal of Computation Physics, 1996, 128(1): 6-18.
- [4] Wang J, Brinza D, Young M, et al. Deep space 1 investigations of ion propulsion plasma environment[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2000, 37(5): 545-555.
- [5] Brinza D, Wang J, Polk J, et al. Deep space 1 measurements of ion propulsion contamination[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2001, 38(3): 426-432.
- [6] Van Gilder D B, Font G I, Boyd I D. Hybrid Monte Carlo-particle-in-cell simulation of an ion thruster plume[J]. Journal of Propulsion and Power, 1999, 15(4): 530-538.
- [7] Fergason S D. Ion thruster plume simulation using clustered PC workstations[R]. AIAA 2005-966, 2005.
- [8] Mandell M J, Kuharski R A, Gardner B M et al. Ion engine plume interaction calculations for prototypical prometheus 1[R]. AIAA 2005-4047, 2005.
- [9] Polk J E, Anderson J R, Brophy J R. An overview of the results from 8200 hour wear test of the NSTAR Ion thruster[R]. AIAA 99-2446, 1999.
- [10] 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.
- [11] Mikellides G, Kuharski R A, Mandell M J, et al. Assessment of spacecraft systems integration using the electric propulsion interaction code (EPIC) [R]. AIAA 2002-3667, 2002.
- [12] Hilgers A, Thiebault B, Estublier, et al. A simple model of SMART-1 electric potential variation[J]. IEEE Transactions on Plasma Science, 2006, 34(5): 2159-2165.
- [13] Uranaka T M, 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.
- [14] 任军学, 王艳, 仇钊, 等. 离子发动机羽流二维轴对称数值模型与验证[J]. 北京航空航天大学学报, 2011, 37(12): 189-194.
REN Junxue, WANG Yan, QIU Qian, et al. Validation of two-dimensional axisymmetric plume model for ion thruster[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2011, 37(12): 189-194. (in Chinese)
- [15] 钟凌伟, 刘宇, 任军学, 等. 离子发动机栅极系统中束流离子的三维模拟[J]. 航空动力学报, 2010, 25(9): 2125-2131.
ZHONG Lingwei, LIU Yu, Ren Junxue, et al. Three dimensional simulation of beam ions in ion thruster optics system[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(9): 2125-2131. (in Chinese)