

离子火箭发动机羽流特性分析

陈琳英, 宋仁旺

(太原科技大学, 山西 太原 030024)

摘 要: 分析了离子火箭发动机羽流组成和各种粒子的产生机理, 建立了束离子、中性推进剂原子、交换电荷离子的物理模型, 并以 20cm 氙离子火箭发动机为例计算了羽流中各种粒子的空间分布。通过对羽流组分分布特性的分析, 提出了羽流污染防治的有效措施和方法。

关键词: 离子火箭发动机; 羽流; 交换电荷

中图分类号: V434

文献标识码: A

文章编号: (2010) 04-0007-05

Analysis on plume characteristics of ion thrusters

Chen Linying, Song Renwang

(Taiyuan University of Science and Technology, Taiyuan 030024, China)

Abstract: This paper analyzed the compositions of ion thruster plume. Mechanism of particles formation, beam ion physical model, neutral propellant model, and charge-exchange (CEX) production physical model were established. The distributions of the particles in the plume of 20cm Xenon thruster were simulated. Finally, the plume characteristics were analyzed and the available approach for reducing the plume contamination was presented.

Key words: ion thruster; plume; CEX

0 引言

离子火箭发动机是一种新型航天器推进装置, 主要由离子源、离子光学系统和中和器构成。其工作原理是: 由空心阴极发射的电子碰撞

推进剂原子使之电离, 进入放电室, 被电离的离子再被离子光学系统加速引出, 产生推力。与此同时, 发动机产生的羽流还会引发一些负面效应, 如, 离子发动机工作时产生的羽流可能轰击到卫星或仪器表面, 降低航天器分系统和星上传感器的工作性能; 发动机栅极系统在高能离子的

收稿日期: 2010-03-13; 修回日期: 2010-06-17。基金项目: 高等学校博士学科点专项科研基金(批准号: 20082001)资助课题。

作者简介: 陈琳英 (1976—), 女, 博士, 研究领域为空间电推进技术。

轰击下产生溅射、腐蚀,影响到发动机的工作寿命等。另外,由于卫星上装载的用于姿态控制的离子发动机个数较多,并且不一定同时启用,而是用来定期调姿,所以,发动机产生的羽流会使星体表面和星上仪器的污染越来越严重,影响到卫星的寿命。因此,研究离子发动机羽流特性,预测羽流与航天器的相互作用对于发动机的研制是十分必要的。

1 离子推力器羽流组成及物理模型

离子火箭发动机引出羽流中主要由以下几个部分组成:1)快速束离子(>10km/s);2)未电离的中性推进剂原子,它主要来自于放电室和中和器;3)交换电荷离子(CEX离子);4)非推进剂离子,这主要是来自栅极材料的溅射离子;5)中和器发射的电子。

1.1 快速束离子物理模型

快速束离子就是在放电室中被电离,经离子光学系统加速、引出的高能量离子。离子发动机产生的推力就来自于高速束离子。考虑半径为 r_T 的球面部分,离子速度沿球面的法线方向,如图1所示。束发散角可以表示为

$$\alpha = \pi - 2 \tan^{-1}(r_T/d) \quad (1)$$

式中, r_T 是发动机半径; d 是发动机厚度。

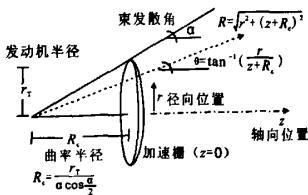


图1 束离子模型的几何示意图

Fig.1 Geometry for beam ion models

当离子从发动机栅极平面出口的某一点飞出时,在球极坐标中 (R, θ) ,束离子的电流密度分布呈抛物线分布,可以表示为

$$j_{bi}(R, \theta) = ev_{bi} n_{bio} \left(\frac{R_c}{R} \right)^2 \left(1 - \frac{\theta_2}{\alpha_2} \right) \quad (2)$$

式中, $R_c = \frac{r_T}{\alpha \cos \frac{\alpha}{2}}$; $\theta = \tan^{-1} \left(\frac{r}{z+R_c} \right)$; $R = \sqrt{r^2 + (z+R_c)^2}$;

n_{bio} 是发动机中心线处的束离子电流密度; R_c 为栅极的曲率半径; e 是电子电量; r 是离子所处的径向位置; z 是离子所处的轴向位置; θ 是离子运动轨迹的方位角; v_{bi} 是质量为 m_i 的单荷束离子速度, $v_{bi} = \sqrt{\frac{2e\varphi_b}{m_i}}$, 其中, m_i 是推进剂原子质量, φ_b 是束电压。

发动机产生的离子束流可以表示为

$$I_b = \int_0^\alpha j_{bi} 2\pi R^2 \sin\theta d\theta \quad (3)$$

束离子密度为

$$n_{bi} = \frac{I_b}{ev_{bi} \pi r_T^2} \quad (4)$$

发动机中心线处束离子电流密度可以表示为

$$n_{bio} = \frac{I_b}{2\pi R_c^2 ev_{bi} \delta} \quad (5)$$

式中, $\delta = 1 - \frac{2\cos\alpha}{a} - \frac{2\sin\alpha}{a} + \frac{2}{a}$, 当 $a \ll 1$, $\delta \rightarrow a^2/4$

时, $n_{bio} = \frac{2I_b}{ev_{bi} \pi r_T^2}$ 。

束离子密度可以表示为

$$n_{bi}(r, z) = \frac{j_{bi}(r, z)}{ev_{bi}} \quad (6)$$

1.2 中性推进剂原子物理模型

放电室中并不是所有的推进剂都能够电离,由于放电效率的限制,放电室中存在一部分未电离的推进剂分子。放电室中未电离的中性气体分子会影响发动机放电室性能。中性气体密度场可以看作是产生于点源的气体,位于发动机栅极后面一个发动机半径范围内,在球极坐标中 (R, θ) ,中性气体密度分布可以表示为

$$n_n(R, \theta) = \frac{n_{no}}{4} \left(\frac{r_o}{R} \right)^2 \cos\theta \quad (7)$$

式中气体的扩散速度是恒定的。

在发动机栅极处的中性气体平均密度 n_{no} 可以根据束离子电流和推进剂有效利用率计算出来

$$n_{\infty} = \frac{4I_b}{eCA_n} \left(\frac{1-\eta_p}{\eta_p} \right) \quad (8)$$

式中, C 是气体的平均热速度, 表示为 $C = \sqrt{\frac{8kT_w}{\pi m_i}}$; A_n 是中性推进剂气体流经栅极的透过系数; η_p 是推进剂有效利用率; T_w 是发动机壁温, 约为 500K。

当点源位于发动机引出面后 1 倍束径 r_T 处, 在球极坐标中, 中性气体密度可以表示为

$$n_{\infty}(R, \theta) = \alpha \frac{n_{\infty}}{2} \left[1 - \left(1 + \left(\frac{r_T}{R} \right)^2 \right)^{-1/2} \right] \cos \theta \quad (9)$$

式中, $\alpha = \left[1 - \frac{1}{\sqrt{2}} \right]^{-1}$, 是由于点源漂移引起的修正系数; $R = [r^2 + (z + r_T)^2]^{1/2}$; $\theta = \tan^{-1} [r / (z + r_T)]$ 。

1.3 CEX 离子物理模型

当带正电荷的低温、高密度氙离子由离子光学系统引出后, 与放电室未被电离的氙气原子发生碰撞, 产生交换电荷离子 Xe^+_{CEX} 。一部分 CEX 离子是在栅极区形成, 并以很大的范围发射出去, 发射角可达 90° , 在引出束流的束电位和航天器表面电位的相互作用下, 向航天器的表面聚集, 影响到航天器表面的电位分布。一部分 Xe^+_{CEX} 由于碰撞返回, 在发动机加速极约 -300V 的电位吸引下, 对加速极产生轰击、溅射, 影响加速极的寿命。

考虑半径为 r_T 的离子发动机前面区域, 如图 2 所示, 推进剂 CEX 离子的体积产额率是束离子密度、推进剂原子密度的函数

$$\dot{N}_{\text{cexp}}(x) = n_n(x) n_{bi}(x) v_{bi} \sigma_{\text{cexp}}(v_{bi}) \quad (10)$$

式中, σ_{cexp} 是推进剂 CEX 的碰撞截面。

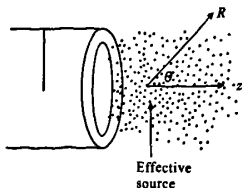


图 2 交换电荷离子模型的几何结构图

Fig.2 Schematic of geometry for CEX ion models

在发动机引出面的下游区域, 束离子和中性推进剂气体密度认为是恒定的。该区域的束离子密度可以用式 (4) 表示。逃逸出发动机的推进剂可以用推进剂有效利用率 η_p 表示为

$$I_n = I_b \left(\frac{1-\eta_p}{\eta_p} \right) \quad (11)$$

在发动机引出平面的羽流中中性气体的密度可以表示为

$$n_n = \frac{2I_b (1-\eta_p) / \eta_p}{eC\beta\pi r_T^2} \quad (12)$$

这样, 在半径为 r_T , 长为 $a r_T$ 的圆柱区域内, 每秒钟 CEX 离子产额率为

$$\dot{N}_{\text{cexp}} = \left(\frac{I_b}{e v_{bi} \pi r_T^2} \right) \left(\frac{2I_b (1-\eta_p) / \eta_p}{eC\beta\pi r_T^2} \right) v_{bi} \sigma_{\text{cexp}}(v_{bi}) (\pi r_T^2) (a r_T) \quad (13)$$

式中, σ_{cexp} 是交换电荷碰撞截面; β 是栅极对中性原子的透过面积; a 是常数, 常取 $a=1-3$ 。

如果 $a=4/3$, 体积就等于半径为 r_T 的球体区域。式 (13) 可以简化为

$$\dot{N}_{\text{cexp}} = \left(\frac{2a}{e \beta \pi} \right) \left(\frac{I_b^2 (1-\eta_p) / \eta_p}{C r_T} \right) \sigma_{\text{cexp}}(v_{bi}) \quad (14)$$

栅极金属 CEX 离子的产额率可以表示为

$$\dot{N}_{\text{ceg}} = \left(\frac{I_b}{e v_{bi} \pi r_T^2} \right) \left(\frac{Y F_i I_b}{e v_g \pi r_T^2} \right) v_{bi} \sigma_{\text{ceg}}(v_{bi}) (\pi r_T^2) (a r_T) \quad (15)$$

式中, F_i 是栅极的轰击电流与束流的比值; Y 是一定能量范围内栅极的溅射量。

在空间 $F_i=(0.1-0.2)\%$, $Y=0.5$, $\sigma_{\text{ceg}}=6 \times 10^{-20} \text{m}^2$, $v_g \approx 3170 \text{m/s}$ 。将这些参数代入式 (14)、(15), 可估算出栅极 CEX 离子与推进剂 CEX 离子的比值为 4.4×10^{-6} , 栅极 CEX 离子仅占很小的一部分。

2 计算结果与分析

以 20cm 氙离子发动机引出面 (轴向 0.2 米, 径向 0.1 米) 的区域为模拟计算区域, 计算束电

流密度、束离子密度、中性气体密度、CEX 离子产额率的分布。推力器工作条件如表 1 所示。

表 1 20cm 氙离子推力器工作条件

Tab.1 Working condition for 20cm ion thruster

推进剂	Xe
束流 I_b/A	0.9
栅极电压 V_g/V	1200
阳极电压 V_a/V	30
束发散角 $\alpha/^\circ$	20°

2.1 束电流密度和束离子密度分布

图 3 和图 4 是在 $V_b=1200V$, $I_b=0.9A$, $\alpha=20^\circ$, $r_f=0.1m$ 条件下计算得到的束电流密度和离子密度分布。

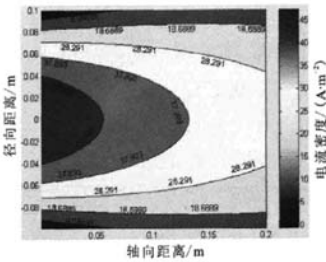


图 3 束电流密度的分布图

Fig.3 Distribution of beam current density

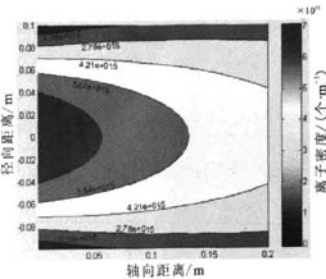


图 4 离子密度的二维模拟分布图

Fig.4 Distribution of beam ion density

从图中可看出：发动机出口中心线附近束电流密度和束离子密度最大，而且以发动机中心线为对称轴呈对称分布，径向束电流和束离子密度下降的趋势比轴向束电流及束离子密度要快，径向束电流或束离子密度下降梯度越快则说明束发

散角越小。

2.2 中性推进剂气体密度分布

图 5 和图 6 分别是推进剂有效利用率为 80%、85%时的中性气体密度分布。结果表明：在发动机出口附近中性气体密度最大。另外，推进剂有效利用率越大中性气体密度越小，说明放电室的电离度越大，发动机的性能就越好。发动机出口附近的中性气体也正是形成 CEX 离子的重要成分。

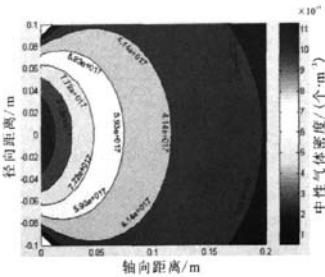


图 5 中性气体密度分布图， $\eta_p=0.8$

Fig.5 Distribution of neutral propellant density at $\eta_p=0.8$

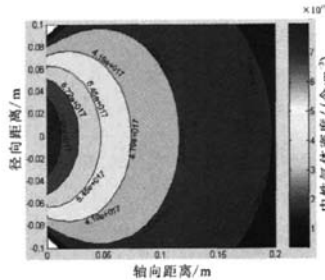


图 6 中性气体密度分布图， $\eta_p=0.85$

Fig.6 Distribution of neutral propellant density at $\eta_p=0.85$

2.3 CEX 离子分布

图 7 和图 8 分别是推进剂有效利用率为 80%、85%时交换电荷离子的产额率。 $\eta_p=0.8$ 时，最大 CEX 离子产额率 $\dot{N}_{\text{cexp}}=1.1 \times 10^{21} \text{m}^{-3} \text{s}^{-1}$ ； $\eta_p=0.85$ 时， $\dot{N}_{\text{cexp}}=7.8 \times 10^{20} \text{m}^{-3} \text{s}^{-1}$ 。图 9 和图 10 是在发动机引出束流分别为 $I_b=0.8A$ 、 $0.95A$ 时交换电荷离子产额率的模拟结果。引出束流 $I_b=0.8A$ 时，最大 CEX 离子产额率 $\dot{N}_{\text{cexp}}=3.9 \times 10^{20} \text{m}^{-3} \text{s}^{-1}$ ； $I_b=0.95A$ 时， $\dot{N}_{\text{cexp}}=5.4 \times 10^{20} \text{m}^{-3} \text{s}^{-1}$ 。

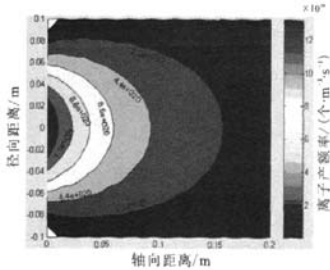


图 7 交换电荷离子产额率, $\eta_p=0.8$

Fig.7 Distribution of CEX production rate at $\eta_p=0.8$

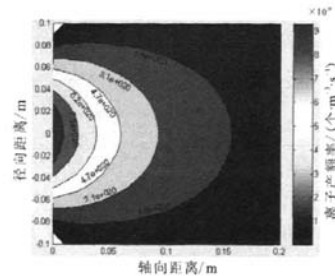


图 8 交换电荷离子产额率, $\eta_p=0.85$

Fig.8 Distribution of CEX production rate at $\eta_p=0.85$

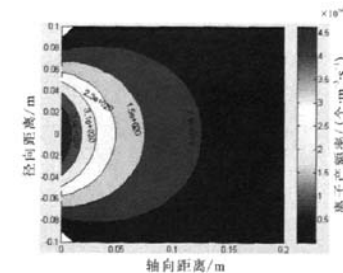


图 9 交换电荷离子产额率, $I_b=0.8A$

Fig.9 Distribution of CEX production rate at $I_b=0.8A$

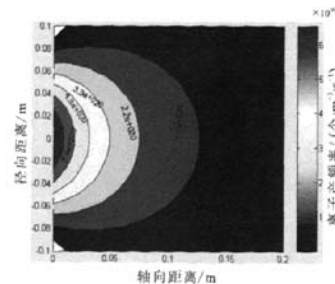


图 10 交换电荷离子产额率, $I_b=0.95A$

Fig.10 Distribution of CEX production rate at $I_b=0.95A$

另外, 计算结果表明: 交换电荷离子产额率随着轴向距离和径向距离的增大而减小, 越接近进出口处产生的交换电荷越多; 推进剂有效利用率越高, 交换电荷产额率越小; 大量产生于出口附近的交换电荷会在加速栅负电位的吸引下向加速栅运动, 引起栅极材料的溅射腐蚀, 还有一部分交换电荷在航天器表面电位的吸引下出现返流。

3 结论

通过对离子火箭发动机羽流组分分布及其特性的分析, 羽流中除高能粒子外, 还存在中性气体和交换电荷。羽流中存在的交换电荷是羽流污染防治的主要因素, 因此, 对于离子发动机羽流污染防治的防护主要是对交换电荷离子的防护, 即如何降低交换电荷离子的产额率。其措施主要有: 提高发动机的推进剂工质利用率; 降低离子束的束电位; 降低束流密度。

参考文献:

- [1] Robie I Samanta Roy, Daniel E Hastings. Particle-in-Cell and Monte Carlo Modelling of Advanced Plasma Thrusters, AFOSR-TR-95 [R]. AFOSR/NA, 110 Duncan Ave., Suite B115. Bolling AFB, DC, 1995.
- [2] Wang J Brophy. 3-D Monte-Carlo Particle-in-Cell Simulations of Ion Thruster Plasma Interactions[R]. AIAA 95-2826.
- [3] Michael R Nakles. Experimental and Modeling Studies of Low-Energy Ion Sputtering for Ion Thrusters [D]. Blacksburg, Virginia: Virginia Polytechnic Institute and State University, July 8, 2004.
- [4] John R Brophy, Ira Katz, James E Polk. Numerical Simulations of Ion Thruster Accelerator Grid Erosion [R]. AIAA2002-4261.
- [5] Cody C Farnell, John D Williams, Paul J Wilbur. Numerical Simulation of Ion Thruster Optics [C]. 28th International Electric Propulsion Conference. Toulouse, France, CR-2003-212305.

(编辑: 陈红霞)