

氙离子火箭发动机的羽流及其污染分析

顾 左, 郑茂繁, 陈战东

中国航天科技集团公司第五研究院五一〇所

摘 要: 在国外, 针对特定的航天器, 开展了离子火箭发动机羽流对航天器影响的的专项研究, 国内还未开展氙离子火箭发动机的羽流分析及其对卫星太阳帆板的污染专题研究, 受实验条件所限, 缺乏必要的实验数据, 并且也未能建立完整的理论分析手段。为此, 本文主要借助于国外离子火箭发动机羽流的地面模拟分析和在轨实验结果, 对氙离子火箭发动机羽流的污染进行简单的定性分析, 并根据国外的研究经验, 提出今后在氙离子火箭发动机羽流研究中需要进一步开展的研究工作。

关键词: 电推进; 氙离子火箭发动机; 羽流; 污染

中图分类号: V439

文献标识码: A

文章编号: (2004)02-0019-05

1 引言

离子火箭发动机羽流对航天器污染的研究, 是离子火箭发动机与航天器相互作用研究的重要课题之一。从氙离子火箭发动机引出的束流经中和之后, 形成了由中性气体分子、离子、电子组成的呈电中性的、高速喷射的混合流体。一般地, 由离子火箭发动机离子光学系统引出的离子能量在 1000eV 左右, 在离子火箭发动机的出口截面 1 米之内, 离子浓度在 $10^{15} \sim 10^{16} \text{ cm}^{-3}$ 数量级范围内, 在离子火箭发动机的出口截面 1 米之外, 离子浓度在 $10^{13} \sim 10^{16} \text{ cm}^{-3}$ 数量级范围内, 同时, 从离子光学系统中逸出约 10% 的在放电室未被电离的中性分子, 这部分中性分子与高速运动的离子流碰撞形成了交换电荷低能离子, 交换电荷离子浓度在 $1 \times 10^4 \sim 1 \times 10^6 \text{ cm}^{-3}$ 数量级, 其电流密度在 $10^{-7} \sim 10^{-9} \text{ A/cm}^2$ 数量级范围内。

氙离子火箭发动机羽流的主要组成是未被电离的推进剂中性分子、中和器发射的电子、被电离的离子、交换电荷离子以及由离子溅射产生的

非推进剂离子。在研究离子火箭发动机羽流对航天器的污染中, 主要是研究羽流中由交换电荷离子产生的返流污染以及羽流与航天器表面的相互作用。同时, 还要对氙离子火箭发动机工作时诱发航天器周围环境的变化及其影响进行研究, 如要开展对推力器部件溅射出的离子沉积进行实验研究; 对羽流中的等离子体的振荡及其影响进行实验研究; 在推力器羽流环境下, 航天器表面充电放电的影响。

目前, 国外对离子火箭发动机的羽流特性及其对航天器的影响研究, 主要集中在二个方面, 一是通过数理计算方法进行羽流的数值模拟, 并通过在地面环模设备中, 对羽流中离子能量分布、离子密度分布和多荷离子的实验测量, 并与数值模拟结果进行比较; 二是进行空间飞行试验, 进行实际羽流污染的评价。

国际上主要的电推进技术研究实验室现已完成了基于 PIC/DSMC 方法的二元或三元的羽流数值模型的建立, 并与试验测试相比较中, 取得了很好的一致性。如 NASA-JPL 实验室由 Joseph J.

收稿日期: 2003-10-14; 修回日期: 2003-12-10

作者简介: 顾左 (1964—), 男, 高级工程师, 研究领域为离子推进技术。

Wang 完成的对 30cm 氙离子火箭发动机羽流的三元数值模拟, 该模拟方法选取了 5×10^7 个稳态粒子数, 采用并行计算机进行模拟计算, 模拟结果与其后的深空一号在轨测量结果极为接近。法宇航对在 2003 年初发射的 STENTOR 卫星和 SMART-1 的电推力器羽流进行了模拟分析。

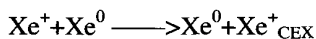
在离子火箭发动机羽流的空间试验中, 主要有 SERT-II 卫星的在轨飞行试验; 俄罗斯对 Express 卫星的电推力器羽流的污染也进行了飞行试验, 并与地面模拟分析取得了较为一致的结果; NASA 进行了深空一号氙离子火箭发动机羽流在空间太阳风环境下对航天器表面影响的分析, 在轨试验测试表明: Xe^+ 的浓度较太阳风离子浓度大 5~6 个数量级。

在我国, 此项专题研究还未开展, 离子火箭发动机羽流污染还未进行专项研究, 受实验条件所限, 缺乏必要的实验数据, 并且也未能建立完整的理论分析方法。为此, 本文借助于对深空一号离子火箭发动机的地面模拟分析和在轨的实验结果, 对氙离子火箭发动机羽流的污染进行简单的定性分析, 并根据国外的研究经验, 提出今后在氙离子火箭发动机研制中需要进一步开展的研究工作。

2 氙离子火箭发动机的羽流计算分析与测量

对氙离子火箭发动机的羽流污染分为近场羽流污染和远场羽流污染。

对氙离子火箭发动机的近场羽流污染的研究主要是对推力器束流中产生的交换电荷离子返流污染的研究。当带正电荷的低温、高密度的氙离子由离子光学系统引出后, 与放电室未被电离的氙气分子发生能量交换碰撞, 产生如下式的过程:



式中, Xe^+ 为加速喷出的氙离子, 左边的 Xe^0 为未被电离的低速氙气分子, 右边的 Xe^0 为高能氙气分子, Xe^+_{CEX} 为交换电荷离子。

由此产生的交换电荷离子 Xe^+_{CEX} 能量较低, 在引出束流的束电位和航天器的表面电位的相互作

用下, 向航天器的表面聚集, 据国外的研究报道, 选择适当的中和器偏置电压, 具有良好接地的氙离子火箭发动机, 相对于航天器表面, Xe^+_{CEX} 的势能约在 2eV 以内。同时, 受航天器周围特别是推力器周围的磁场的作用, Xe^+_{CEX} 在向航天器表面聚集时具有一定的规律, 推力器周围的磁场见图 1。

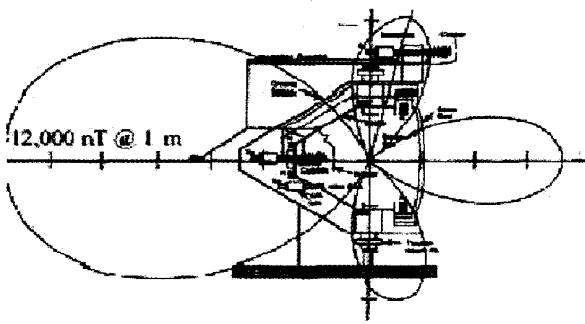


图 1 NSTAR 推力器周围的磁场示意图

Xe^+_{CEX} 在向包括太阳帆板在内的航天器表面聚集时, 将会影响到航天器表面的电位分布, Xe^+_{CEX} 长期侵蚀, 会对航天器表面产生污染。所产生的等离子体振荡噪声, 也会对航天器产生影响。

对离子火箭发动机的羽流计算模拟, NASA、法宇航、德国、日本宇宙事业开发团等针对特定的航天器或飞行任务开展了深入的研究分析, 可参见文献 1,2,7,8。

对氙离子火箭发动机的近场羽流污染的研究的另外一个重要方面, 是对推力器中溅射出的金属离子在航天器表面沉积的分析。由于相当一部分的 Xe^+_{CEX} 受推力器加速极约 -300V 的电位吸引, 不仅对加速极产生轰击, 影响加速极的寿命, 而且直接在羽流中产生了低能 Mo^+ , 同样, Mo^+ 离子受到与 Xe^+_{CEX} 一样的作用力, 向航天器表面聚集。深空一号的 30cm 氙离子发动机在经过 7300 小时的寿命考核后, 在推力器出口截面附近沉积了厚约 35nm 的钼层, 在同期在轨试验中, 同样位置的在轨测试的钼层沉积厚度为 3.5nm, 这主要与地面试验设备的真空度有关。图 2 是 Xe^+_{CEX} 和 Mo^+ 返流示意图, 图 3 为加速极受轰击照片, 加速极有明显的深坑, 引出孔形成了一定的倾角。

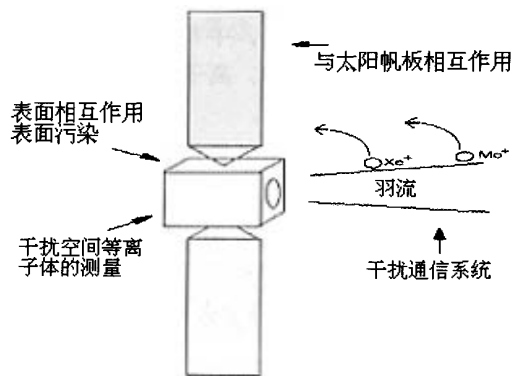


图 2 Xe^+_{CEX} 和 Mo^+ 返流示意图

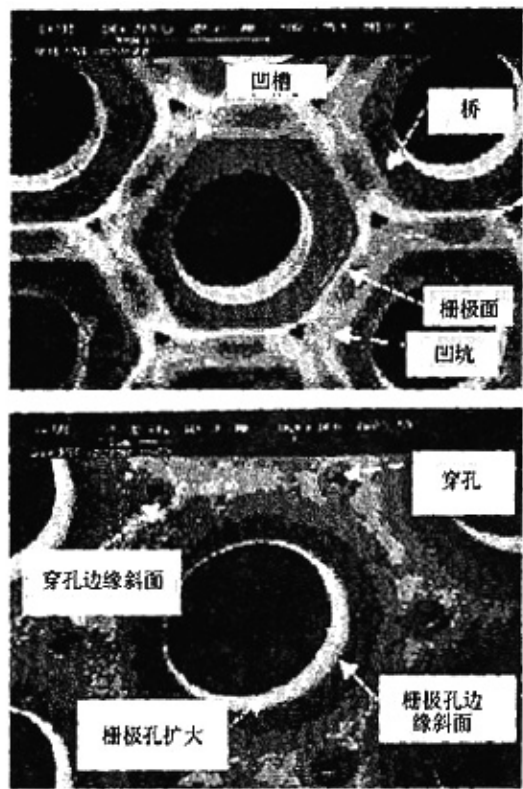


图 3 推力器加速极受侵蚀情况

对氙离子火箭发动机的远场羽流污染的研究，一般均对推力器束流 5 米之外羽流特性进行分析，远场羽流主要是对太阳帆板产生影响，远场羽流与推力器的束发散角、束电位有关，减小推力器的束发散角，选择适当的束电位可以降低羽流对太阳帆板产生的影响。

对离子火箭发动机的羽流测量，NASA 在 1995 年以前均在长约 12m 的真空试验设备上进

测试，近期对氙离子火箭发动机的羽流试验是在刘易斯中心进行的，试验系统的真空度在有载情况下为 $4.9 \times 10^{-6} \text{Torr}$ ($6.5 \times 10^{-4} \text{Pa}$)，真空罐体尺寸为 $\Phi 2.2 \times 7.9 \text{m}$ ，并取得了满意的结果。

3 氙离子火箭发动机的羽流特性及羽流污染防护的措施

3.1 交换电荷特性

在离子火箭发动机推力器出口处的交换电荷有两种，一种是从推力器放电室逃逸出的中性推进剂分子（即 Xenon）与高速离子束流碰撞所产生的交换电荷离子 Xe^+ ，它的产生率可用下式表示：

$$N_{ce} = \frac{2J_b^2(1-\eta_p)\sigma_{ce}}{\pi r_b \eta_p q^2 \bar{V}_0}$$

式中： J_b —束流密度， η_p —推进剂利用率， σ_{ce} —交换电荷碰撞截面，

r_b —束流直径， q —电荷量， \bar{V}_0 —推进剂逃逸平均速度。

从上式可知，交换电荷的产生率主要与离子发动机推力器的束流密度、推进剂利用率、推进剂逃逸平均速度等因素有关。另一种是带电离子轰击推力器组件所产生的交换电荷离子，这种交换离子对 Kaufman 型离子火箭发动机来说，产生率与交换电荷离子 Xe^+ 相比要小的多。

交换电荷离子在推力器出口处由于离子束流的磁场作用，具有径向速度，在推力器电场的作用下，形成返流。交换电荷离子在推力器出口附近的运动状态见图 4。

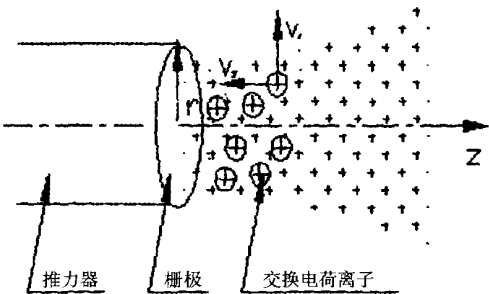


图 4 交换电荷离子的运动图

污染防治：从交换电荷的产生率来看，提高工质利用率，降低束流密度可降低交换电荷的浓度（深空一号试验表明，降低束流密度可以降低交换电荷浓度，20cm 氙离子火箭发动机是有利的）。此外，还可在推力器出口处，加装屏蔽罩吸收交换电荷离子，以减小返流对航天器的污染。

3.2 束流密度分布特性

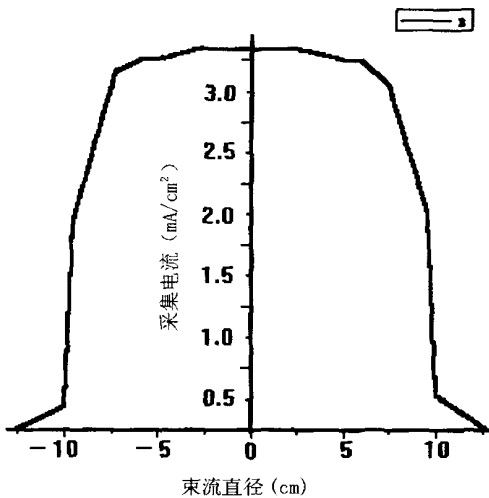


图5 20cm 氙离子火箭发动机离子束流的轮廓图

束流密度在推力器出口外的轴向切面上的径向分布是随着与轴距离的增加而减小；沿轴向方向，随距推力器出口平面的距离而呈发散状。图5出了20cm 氙离子火箭发动机在出口10cm处离子束流的轮廓图。

图中纵坐标是用法拉第筒探针采集的电流，横坐标是引出束流直径，测试时，推力器的工作条件是：屏栅极电压1000V、加速栅极电压—500V、推进剂利用率为80%、放电电压40V、放电损耗250W/A、法拉第筒探针距推力器出口平面为10cm。束流中离子束含量为90%时，

污染防治：降低推力器束流的发散角，可改善束流离子对航天器的污染程度，特别是对于用作航天器南北位保的推力器，可降低其对太阳帆板的污染。此外，选择推力器安装倾角，也可降低对航天器的污染程度。

3.3 束电位特性

束电位的大小，反映了离子束流中和的程度，

一般来说，束电位越小，中和程度越好。这样，在中和后的等离子体中，离子浓度也就越小，对航天器的污染也将减小。

污染防治：一是选择最佳的中和器位置，使束流离子中和最佳，束电位达到最低，从而减小推力器羽流对航天器的污染。其次是推力器接地通过二极管接地，使得束流电位随中和程度调整到最佳。对于20cm 氙离子火箭发动机，要求束电位在20V以内。

4 开展氙离子火箭发动机的羽流研究

4.1 数值模型的研究

建立较为完善的羽流数值模型，定量研究交换电荷离子的生成，以及交换电荷离子向航天器和太阳帆板的输运，为控制污染提供定量数据。通过对数值模型的研究，还可定量分析羽流的各项成份，不但为推力器羽流污染的分析提供数据，也为离子火箭发动机性能的改善提供了技术数据。此外，利用计算机技术和先进的计算方法（如monte calor方法），根据离子火箭发动机的工作参数，模拟羽流的分布及其对航天器的污染程度。

4.2 羽流测量技术的研究

羽流是分子、电子、高能及低能离子的混合流体。在测量时，不但要测量分子浓度，还要测量电子和高能离子形成的等离子体浓度，以及由交换电荷而产生的低能离子的浓度。由于分子、电子和离子在羽流中是动态过程，同时，它们由于受离子火箭发动机工作条件和周围环境的影响，这就给准确测量带来一定的难度，特别是交换电荷离子的浓度更难测量，在地面模拟环境中测量时，要受到真空环境本底压力和边界条件的限制，由于离子流与真空系统壁碰撞，也会产生交换电荷离子，一般来说，交换电荷离子测不准。因此，羽流测量技术是羽流研究的一个重要课题。

4.3 离子对太阳帆板影响的实验研究

开展离子对太阳硅片产生寄生电流及其对太阳帆板电效率影响的实验研究，同时研究离子使太阳硅片间产生短路电流后，对太阳帆板功率输出效率的影响，为防护离子对太阳帆板产生影响，

提供基础数据,寻找最佳的防护措施,使太阳帆板高可靠的正常工作。

5 结束语

通过对国外离子火箭发动机羽流对航天器污染的研究和分析,根据离子火箭发动机羽流及其工作特性,认为,离子火箭发动机对航天器造成污染的主要是交换电荷离子,束流经中和后形成的等离子体对航天器的污染,可通过安装布局的优化降到最小。在离子推力器出口交换电荷离子的浓度与束流浓度相比,要小 9~10 个数量级,交换电荷产生的污染也就比较小。对离子火箭发动机对航天器的污染,还需要进行深入的实验研究,以便能对羽流进行定量分析,为羽流防护提供基础数据。

参考文献:

- [1] Wang J, Brophy J, Liewer. 3-D Monte-Carlo's Particle-in-cell Simulation of Ion Thruster Plume under Ground Test and Flight Conditions. AIAA 94-1436.
- [2] Wang J, Brophy J. 3-D Monte-Carlo's Particle-In-Cell Simulation of Ion Thruster Plume Plasma Interactions, AIAA 95-2826.
- [3] Garrigues L., Heron, A. Adam J.C.,and Boeuf, J. P., Hybrid and Particle-in-cell Models. Plasma Sources Sci. Technol. 9 (2000) pp219-226.
- [4] Jones S., Staskus J., Byers D. Preliminary Results of SERT II Spacecraft Potential Measurements. NASA TM X-2083, 1970.
- [5] Boyd I. D. Hall Thruster Far Field Plume Modeling and Comparison to Flight Data. AIAA 2002-0487.
- [6] Wang J, Brinza D, Goldstein R. et al. Deep Space One Investigations of Ion Propulsion Plasma Interactions: Overview and Initial Results. AIAA 99-1110.
- [7] Othmer C, Glassmeier K H, Motschmann et al. Parallel PIC-Code Simulations of Ion Thruster-Induced Plasma. Proceedings of ISSS-6 (2001): 1-4
- [8] Takahashi M; Nishimoto H; Kawakita S et al. ETS-VIII Solar PDL Plasma Interaction Problem Approach. 6th Spacecraft Charging Technology Conference, September 2000.
- [9] Gardner B, Katz I. A Parametric Model of Ion Thruster Plume Characteristics. AIAA 99-0219.
- [10] Foster J E, Soulas G C, Patterson M. J et al. Plume and Discharge Plasma Measurements of an NSTAR-Type Ion Thruster. NASA TM 2000-210382.
- [11] Kaufman H R, Isaacson G C. The Interactions of Solar Arrays with Electric Thrusters. AIAA 76-1051.