

基于粒子模拟的舱内布局对霍尔推进器真空羽流的影响

王军伟, 张磊, 龚洁, 韩潇, 刘然

(中国航天科技集团有限公司

中国空间技术研究院 北京卫星环境工程研究所, 北京 100094)

摘 要: 对霍尔推进器地面测试过程中真空环境下的羽流流场进行模拟研究,通过直接蒙特卡洛(DSMC)方法进行多种布局方式下的系列数值模拟,重点研究地面测试设施中舱内的抽氙冷板、束流挡板在不同布局环境下对真空羽流流场的影响。数值模拟结果显示:抽氙冷板的布局位置对羽流流场影响较不明显,但应考虑舱内各处均布以防压力局部集聚过高形成阻力;束流挡板对返流粒子的抑制作用明显,对抽氙冷板等具有较好的防护功能,但也同时改变了羽流流场分布,甚至会影响到推进器的放电特性和性能表现。通过该数值模拟方法可以实现对舱内工艺设备的设计指导,对抽氙冷板、束流挡板等进行布局优化,继而为推进器地面测试提供更为有效的测试环境。

关 键 词: 电推进; 真空流场; 羽流; 直接蒙特卡洛; 粒子模拟

中图分类号: V416.5 **文献标志码:** A

Effect of cabin layout on vacuum plume of Hall thruster based on particle simulation

WANG Junwei, ZHANG Lei, GONG Jie, HAN Xiao, LIU Ran

(Beijing Institute of Spacecraft Environment Engineering,

China Academy of Space Technology,

China Aerospace Science and Technology Corporation, Beijing 100094, China)

Abstract: The plume field in a vacuum facility for Hall thruster ground testing was investigated in detail through a series of simulations using direct simulation Monte Carlo (DSMC) code. The focus here was put on the effects of vacuum plume flow field in testing facility under different distributions of the xenon pump and beam baffle. The results showed that the position of xenon pump had little influence on the plume flow field. However, it should be considered that the xenon pump should be uniformly arranged to prevent locally excessive increase of pressure and formation of resistance. The beam baffle had an obvious inhibitory effect on the backflow particles, and had a good protection function for xenon pump. However, it also changed the plume flow field distribution, even the discharge characteristic and performances of Hall thruster. There were also some considerations for distribution of process equipments to reach a better and real testing environment. The numerical simulation is great beneficial to the design and layout optimization of test facility, which

provides a more effective test environment for ground tests of electric propulsion.

Key words: electric propulsion; vacuum field; plume; direct simulation Monte Carlo; particle simulation

真空羽流是指推进器工作时,其喷流向外部真空环境膨胀形成的羽毛状流场。传统化学推进羽流的成分主要是化学反应产生的中性分子和原子,其运动速度较低且无电磁场的影响;而电推进羽流的成分是推进工质电离产生的等离子体及溅射污染物等,且运动速度较高,电磁场强烈耦合。

电推进地面测试系统中,由于真空获得泵组抽速限制和真空设备的泄漏放气等特点,所有模拟真空设备都不可避免地具有本底气体。当推进气体工质(主要为氙气工质)进入真空舱时,背景压力会瞬间升高,直至泵组抽速、设备泄漏率和推进器供给流量达到平衡。因此,电推进系统在地面模拟真空环境下的测试存在影响其性能预测的局限性。研究发现目前模拟真空环境对推进系统的地面测试影响主要包括推进器性能和寿命、羽流效应以及溅射污染等方面的影响,不同的真空环境下推进器性能、背景气体返流、电离特性、推进器溅射污染和振荡均有影响^[1-3]。对于较小功率电推进系统在现有试验能力下均能满足其测试要求,但未来对于大功率、长寿命电推进系统要求更大、功能更有效的地面真空环境设施保障,以此获取试验过程中精确的性能参数和验证数据。随着推进器功率等级、流量和寿命等能力的不断提高,真空环境下电推进的测试影响受地面模拟真空环境(空间尺寸、背景气体压力、内部工艺设备布局等)的影响也愈来愈大,其真空环境下推进器的耦合影响已成为阻碍推进技术发展和研究的重要议题^[4]。

由于真空容器的体积一般较大,内部工艺设备布局复杂,导致内部羽流环境压力及温度流场较为复杂,因此难以通过传统计算方法进行设计^[5-7]。本文采用直接蒙特卡洛(DSMC)方法对真空羽流流场进行数值模拟研究,通过对抽氙冷板、束流挡板的布局变换探究其对真空羽流流场的影响,为后续电推进系统性能改进与验证提供保证,最终实现为电推进真空测试试验及测试成套设备制定标准和指导方针的目的,特别是随着未来大功率、长寿命电推进系统的开发,这种需求变得尤为迫切。

美国 Michigan 大学 Boyd 等人^[8]采用 DSMC 方法,建立了氙气工质从霍尔推进器扩散到真空舱室内的流动模型,并将仿真结果与试验压力测量值进行比较,研究发现地面模拟真空的有限压力有许多不良影响。例如:地面测试过程中推进器产生的推力更高,羽流更大,地面试验的羽流发散角比空间试验更大。图 1 为 NASA 格林研究中心 Yim 等人^[9]采用 DSMC 方法,通过一系列流场模拟对地面试验真空装置中的总气体密度(n_{total})和背景气体密度($n_{background}$)等参数进行了详细分析,研究的重点是背景气体本身而非评估其和推进器运行的相互作用。研究认为背景气体在试验过程中具有显著的速度,气体速度对推进器压力的正确测量和充气流量的计算有较大影响,因此需要将这些影响考虑在内,以正确描述推进器在不同地面试验真空设备上的运行特性。此外,Michigan 大学 Walker 等人研究了不同工质流量下地面真空环境内压力云图的函数关系,利用三维非结构化 DSMC 方法立了计算模型,并在测试设备内安装有 5 个校准的 Bayard-Alpert(BA)热阴极电离规进行验证,对试验结果和数值结果进行了比对,试验和计算数据显示了相同的趋势^[10]。

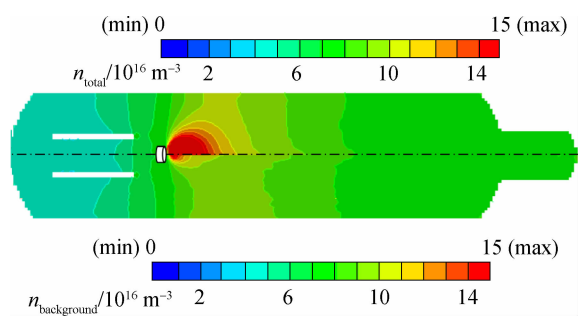


图 1 NASA 格林研究中心真空流场计算模型
Fig.1 Calculation model of NASA Glenn Research Center

美国 Georgia 大学 Frieman 等人提出了背景气体返流模型与方法,如图 2 所示,研究了真空试验装置中背景气体流动与霍尔推进器(HET)的耦合问题。针对不同真空环境几何形状和泵位布局,建立了设备背景流场分析模型。研究表明在试验不确定度范围内,利用 5 kW P5 和 1.5 kW SPT-100 预测以往的经验数据,背景气体返流模

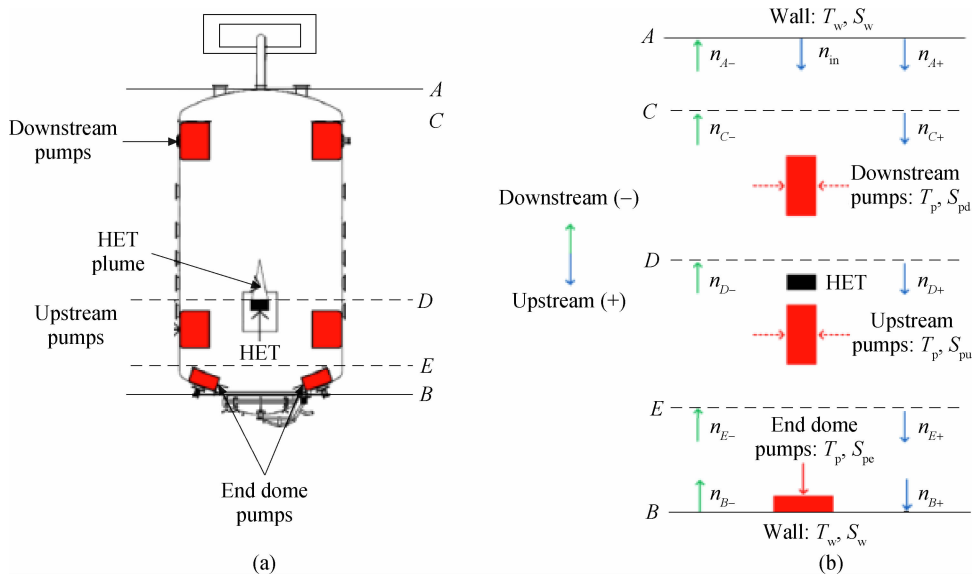


图 2 典型推进器模拟真空环境下气体返流模型

Fig. 2 Gas regurgitation model of typical thrusters under simulated vacuum

型计算与经验测量值接近 70%^[11-12]，图中相关物理量含义参见文献[11-12]。

1 羽流数值模拟过程

DSMC 粒子模拟方法是模拟稀薄气体流动问题的常用有效手段,适用于分子间的平均距离远大于分子直径的流体力学问题,可以有效地模拟稀薄气体的流动问题,用来计算非定常流的过渡流场^[13-14]。该方法采用随机过程描述分子间的碰撞,这就要求被模拟的气体分子呈杂乱无章的状态,而且分子间的距离较大,通常克努森数 Kn 介于 0.1~10 之间。从均匀稳定流态开始,模拟过程中的时间参数可通过真实流动的物理时间来认定。将物理空间划分若干个单元网格,以便选择相互碰撞的分子对和对宏观流动进行抽样。通常空间网格按照三维来处理,模拟分子的位置和速度都是连续分布的,并且在计算机循环误差范围内,质量、动量和能量是守恒的。

电子流体模型采用效率和精确性方面均较好的混合粒子模拟 PIC (particle in cell) 方法,适合进行航天器电推进羽流问题的数值模拟。使用 DSMC 方法,引入大量的模拟粒子,根据一定的物理模型,模拟粒子之间的碰撞;引入 PIC 方法,将羽流流场的粒子分配到网格节点上,得到羽流流场的电场分布,模拟电场作用下羽流流场中的粒子运动^[15-16]。电推进器的工质是氙单质,经过在电离室与电子的碰撞,羽流场中会存在多种粒子,其中主要包含 Xe 、 Xe^+ 和 Xe^{2+} 这 3 种粒子。

重点考虑其中的两种碰撞:①动量碰撞,视为弹性碰撞,用可变硬球模型来模拟;②电荷交换碰撞 (charge exchange collision),即 Xe 、 Xe^+ 和 Xe 、 Xe^{2+} 之间的碰撞,具体表现为高速运动的 Xe^+ 和 Xe^{2+} 与低速 Xe 发生碰撞,产生低速运动的 Xe^+ 和 Xe^{2+} 和高速运动的 Xe (原子)。跟踪粒子在运动时间 t 内发生碰撞的概率为

$$P(t) = 1 - \exp\left(-\int_0^t n V_r S_i dt\right) \tag{1}$$

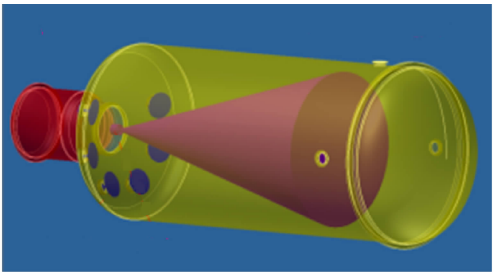
式中 n 为背景粒子数, V_r 为碰撞粒子的相对速度, S_i 为碰撞截面面积。在计算过程中,每个时间步长内粒子的碰撞概率为

$$P = 1 - \exp(-n V_r S_i \Delta t) \tag{2}$$

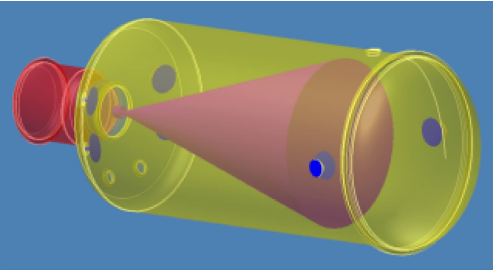
得到粒子碰撞的概率后,采用“舍选抽样”的方法判断粒子是否发生碰撞,即利用随机数程序产生随机数 rand,将该随机数与碰撞概率 P 作比较,决定离子是否发生碰撞。

本研究中用于模型建立的真空环境设备由主舱与副舱组成,主舱尺寸为 $\phi 3\text{ m} \times 6\text{ m}$,副舱尺寸为 $\phi 1\text{ m} \times 1\text{ m}$,中间通过大型高真空插板阀实现通断。舱内氙气抽除通过低温冷头驱动抽氙冷板 (氙泵) 的方式实现,此外舱内还配有束流挡板用于高能粒子的溅射防护。根据优化原则及实际情况,本研究拟定图 3 中 4 种模型方案。

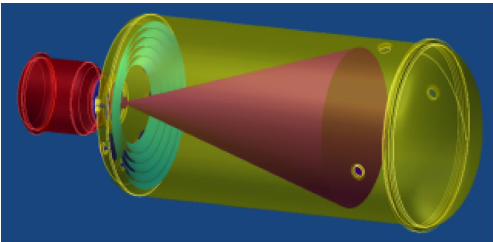
方案 1:推进器置于前方端部位置,抽氙冷板 (6 块) 全部集中在同侧端部,内部无防护装置;方案 2:推进器置于前方端部位置,抽氙冷板 (4 前 2 后) 前后分布,内部无防护装置;方案 3:推进器置于前方端部位置,抽氙冷板 (6 块) 全部集中在前



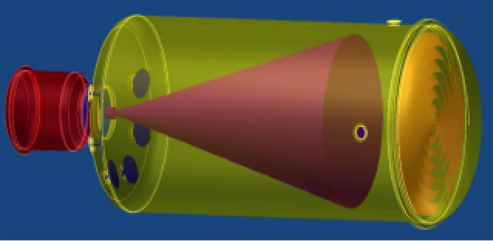
(a) 方案1



(b) 方案2



(c) 方案3



(d) 方案4

图 3 研究目标模型

Fig. 3 Research model of test facility

端部一侧,防护装置采用推进器周围布置多层挡板的形式;方案 4:推进器置于前方端部位置,抽氙冷板(6 块)全部集中在前端部一侧,防护装置采用束流挡板并置于后端部面对羽流方向位置。

根据前述方案建立非结构化网格如图 4 所示,为减少计算量,在计算中采用一半的网格,降低网格数量。为尽量与真实舱体结构符合,建立网格时同时考虑了主舱及副舱,但同时也忽略了一些细节。舱内抽氙冷板尺寸及其与推进器之间的相对位置关系、束流挡板结构及位置一致。抽氙冷板共设置为 6 块,抽氙冷板表面设置为自由边界,即氙粒子到达抽氙冷板上随即删除该粒子。

由于网格结构比较复杂,为了能够比较全面

地展示舱内粒子分布情况,图 5 中采取上下两图不同截面的方式进行说明,下半图采用水平截面,上半图采用与水平面成 22.5°偏角的平面,该平面包含 1 个抽氙冷板,方便进行对比分析。

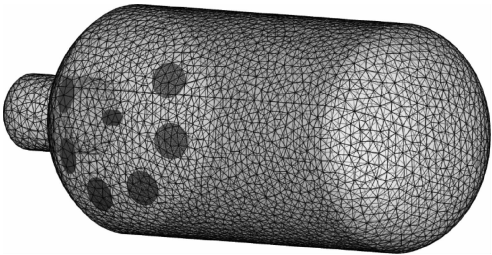


图 4 网格划分示意
Fig. 4 Schematic of meshing

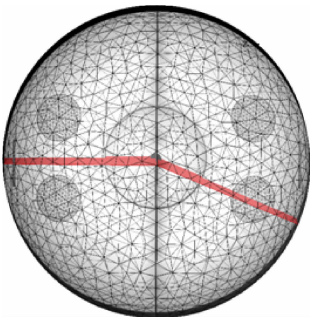


图 5 分析截面示意
Fig. 5 Schematic of analytic cross section

初始化参数根据以往经验总结设置:推进器流量由给定的流量:160 mL/min,按照 Xe(原子):Xe⁺(1 价):Xe²⁺(2 价)=4:4:1 的粒子数比分配,经计算,设定为:3.185 19×10¹⁹、3.185 19×10¹⁹、7.962 96×10¹⁸ s⁻¹。离子的宏观速度如表 1 所示,进

表 1 推进器模拟的基本参数
Table 1 Basic parameters of thruster

参数	数值
出口外径/mm	100
出口内径/mm	60
总流量/(mL/min)	160
羽流发散角/(°)	45
1 价氙离子速度/(m/s)	18 000
2 价氙离子速度/(m/s)	25 456
氙原子温度/K	273
氙离子温度/eV	4
壁面温度/K	300
等温模型参考温度/eV	3.5
参考电子密度/10 ¹⁶ m ⁻³	1.0

入流场时的热速度根据离子温度遵循 Maxwell 分布随机生成,最终其实际速度为宏观速度与热速度的之和。对于离子热速度信息缺乏实际的测量结果,参考电子温度估计为 3.5 eV。所有边界电场强度设置为 0 V/m。

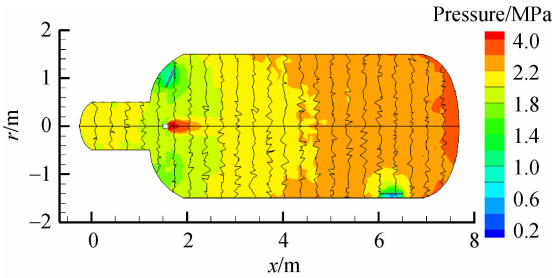
设定所有粒子撞击真空容器及束流挡板壁面后中和成中性粒子,碰撞反射符合 Maxwell 模型。除抽氙冷板和推进器壁面是粒子出口外,粒子从其他边界面无法逃出。粒子与本底气体及壁面的溅射效应暂不考虑。

2 结果分析与优化研究

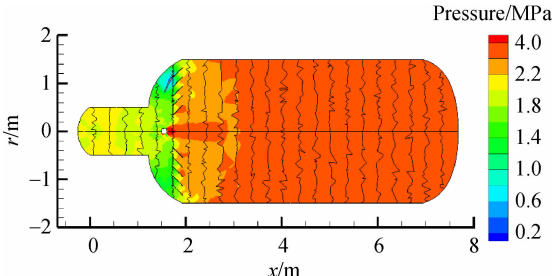
2.1 舱内压力分布

舱内背景压力是影响地面电推进试验测量数据的主要影响因素。舱内压强由 Xe、Xe⁺ 及 Xe²⁺ 粒子数密度构成。其中氙原子速度较慢,积聚效应明显,同时由于氙离子撞击壁面后变为氙原子,因此氙原子数量高于氙离子,是真空压力分布的主要构成部分。

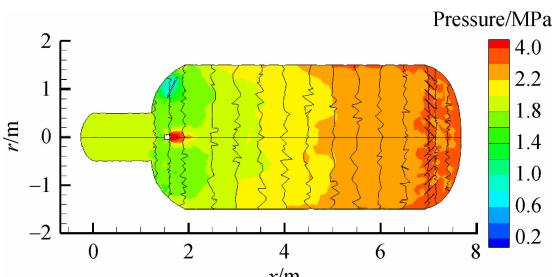
如图 6 所示,方案 1 中抽氙冷板集中于前端部推进器所在位置,因而能够保证推进器周围压力环境明显低于方案 2 布局。方案 3 和方案 4 舱内抽氙冷板位置相同,不同的是束流挡板的位置布局。从舱内压力的分布上来看,由于霍尔推进器羽流发散角较大,方案 3 中位于抽氙冷板与推进器之间的束流挡板布置可以有效实现羽流粒子对抽氙冷板的防护,但其同时干扰了推进器羽流场,影响了舱内羽流分布,造成舱内后段粒子数密度显著增大,其主要原因是速度较大的 Xe⁺ 离子及 CEX(charge-exchange collision)粒子撞击束流挡板后失去电荷,速度降至热运动速度,造成粒子积聚。方案 4 中羽流粒子撞击束流挡板后进入后侧封头处,造成封头内粒子积聚,压强增大,束流挡板前方压强低于方案 3,因此该种结构布局可以有效捕获高能粒子,但从图中可以看出束流挡板后方需要增加抽氙冷板,以提供气体出口



(b) 方案2



(c) 方案3



(d) 方案4

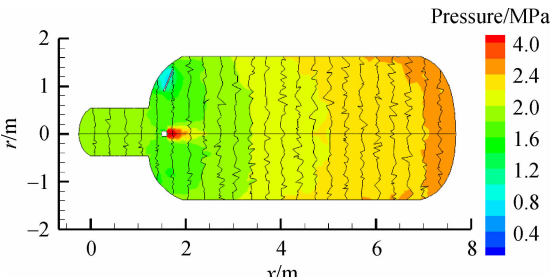
图 6 舱内压强分布

Fig. 6 Distribution of pressure in cabin

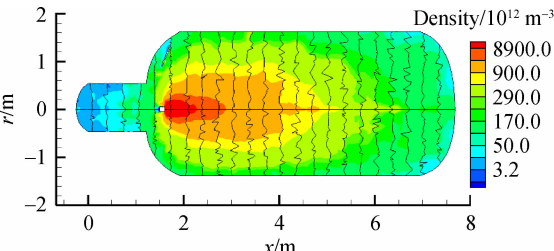
进一步降低封头处压强。图 6 中横坐标 x 为舱体轴向位置,纵坐标 r 为舱体径向位置。

2.2 Xe⁺ 离子数密度分布

Xe⁺ 离子具有较高的密度和速度,是电推进器羽流的重要组成部分。图 7 显示了 4 种方案下舱内 Xe⁺ 离子数的密度分布。图中可以看出,方案 1 和方案 2 对舱内 Xe⁺ 离子数密度分布影响不大,而方案 3 前部的束流挡板有效限制了推进器出口附近向后扩散的 CEX 离子及大羽流扩散角的 Xe⁺ 离子分布,方案 4 的束流挡板则大幅降低了舱后段封头位置处的 Xe⁺ 离子分布。



(a) 方案1



(a) 方案1

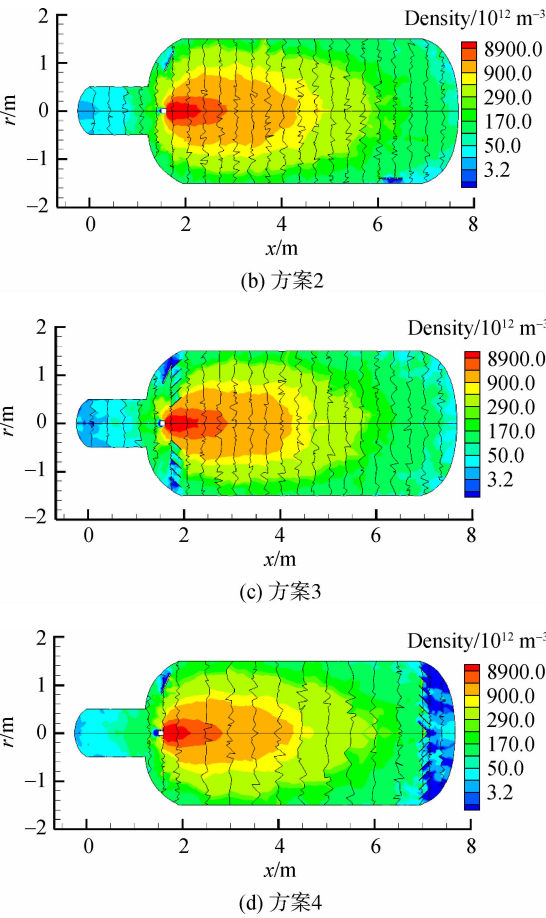


图 7 Xe^+ 离子分布云图
Fig. 7 Distribution of Xe^+

2.3 Xe^+ 离子速度分布

Xe^+ 离子是粒子数密度中最大的组成部分, 由于其速度较高, 因此是羽流流场中影响能量分布的重要部分, 是分析力效应、热效应及溅射污染效应时的主要因素。图 8 展示了各个方案下的 Xe^+ 离子速度(u)分布。

从图 8 可以看出抽氙冷板位置由于距离羽流区较远, 对 Xe^+ 的速度分布的影响不大。通过对比可以看出, 方案 3 和方案 4 中的束流挡板显著降低了其后方 Xe^+ 离子的速度, 使得 Xe^+ 离子对抽氙冷板的溅射效应显著降低。方案 3 中的环形束流挡板对羽流流场的影响较大, 对比可以看出, 推进器

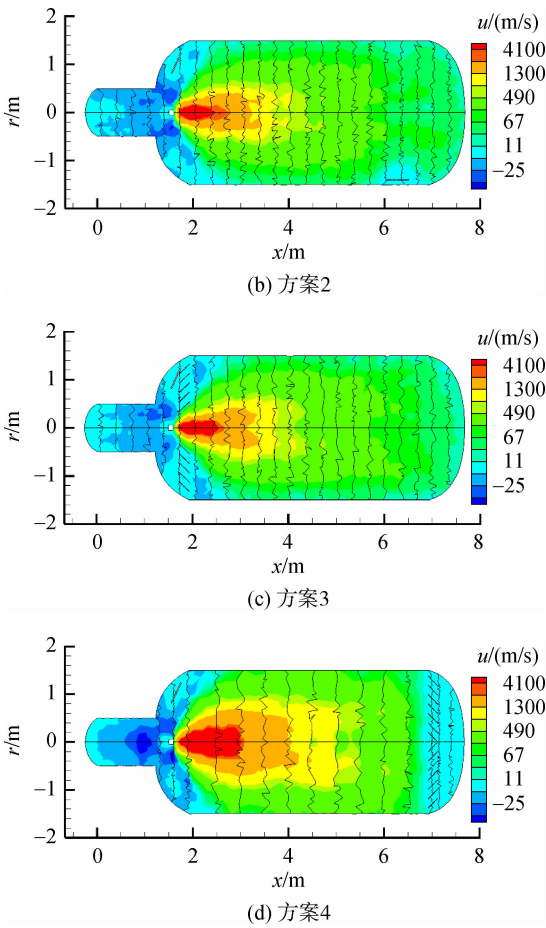


图 8 Xe^+ 离子速度分布云图
Fig. 8 Velocity distribution of Xe^+

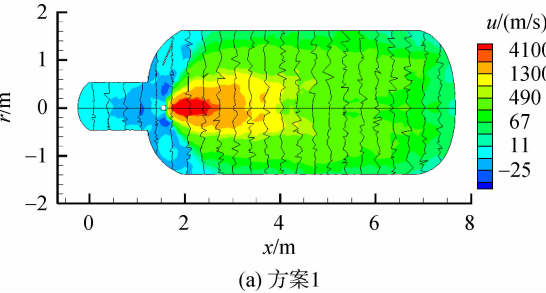
出口附近的 CEX 粒子直接撞击在最内侧的束流挡板平面上, 继而变为低速运动的氙原子, 后续的氙离子与束流挡板周围的氙原子进一步发生电荷交换碰撞, 进而导致推进器出口喷出的高速 Xe^+ 离子的羽流发散角降低, 最终影响羽流流场。方案 4 中的端部束流挡板对其附近及封头处 Xe^+ 离子的速度降低作用明显, 对羽流核心区域影响较小。

综合以上的分析结果, 给出优化建议: 在保证同等抽速条件下抽氙冷板的布置方式与方案 2 相同, 即在推进器后方设置 4 块抽氙冷板用于为推进器出口位置提供良好的本底环境。同时, 将方案 4 中的端部束流挡板位置前移, 其余 2 块抽氙冷板置于束流挡板后方, 使得氙原子进入束流挡板后方后被及时抽除, 从而最大程度地降低抽氙冷板对羽流流场的影响, 同时增大抽氙冷板的吸附效率。

3 结 论

对 4 种布局方案进行模拟对比分析可知:

1) 抽氙冷板的布局位置对羽流流场影响较不明显, 推进器周围布局更多的抽氙冷板可为氙



(a) 方案1

粒子提供更大面积的出口,有利于为推进器点火提供更好的本底真空环境,但舱体内远离推进器的位置也应考虑一定数量的抽氩冷板以防压力局部集聚过高形成阻力。

2) 方案 3 中位于推进器前部的环形束流挡板对羽流流场影响较大,其影响了推进器出口附近粒子的分布,使得大部分粒子处于束流挡板后方,增大了舱体后段的粒子数密度,导致压强升高。该方案中束流挡板对抽氩冷板的溅射防护效果明显,但也同时改变了羽流的流场分布,导致对大羽流发散角推进器羽流的测量误差的增大。

3) 方案 4 中的端部束流挡板对羽流流场影响较小,同时对返流粒子的抑制作用明显。束流挡板能够将来流的高能粒子变为慢速的氩原子,通过设置的束流挡板角度使得氩原子进入其后方的封头内,对封头内的氩原子也具有较好的“密封”作用,抑制了返流的氩原子与来流高能 Xe 粒子间的 CEX 碰撞,但存在的问题是封头处的压强较大,应该增加抽氩冷板对其中的氩气粒子进行有效抽除。

4) 由于设备效应的影响,电推进技术已经发展到必须为测试设备制定标准指导方针的地步,以确保可靠的深空探测推进系统开发和测试^[17-18]。特别是随着未来大功率、长寿命推进器的开发,这种技术变得尤为迫切。通过探寻内部真空环境布局对羽流流场的影响,有益于开展推进系统真空环境下的测试等效性及有效性偏差研究,可为后续我国深空探测型号实施提供科学依据。

参考文献:

- [1] BYERS D, DANKANICH J W. A review of facility effects on hall effect thrusters[R]. Ann Arbor, Michgen, US: The 31st International Electric Propulsion Conference, 2009.
- [2] VICINI A, BIAGIONI L, PASSARO A, et al. Plasma thruster plume simulation; effect of vacuum chamber environment[R]. AIAA-2004-2357, 2004.
- [3] 白德宇. 真空环境对霍尔推力器性能影响的理论和实验研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2008.
BAI Deyu. Experimental and theoretical research of the vacuum environment on the performance of a Hall thruster[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2008. (in Chinese)
- [4] RODRIGUEZ W A, DANKANICH J. National space simulation facility concept design[R]. Atlanta, US: The 35th International Electric Propulsion Conference, 2017.
- [5] LEONARDO B, ANDREA P, MARIANO A. Particle simulation of tailored vacuum pumping configurations for elec-

- tric propulsion testing[R]. Liege, Belgium: The fourth International Symposium Environmental Testing for Space Programmes, 2001.
- [6] BIAGIONI L, BOCCALETTO L, MARCUCCIO S. A large space simulator for electric propulsion testing; design requirements and engineering analysis[R]. AIAA-2000-3750, 2000.
- [7] 王军伟, 张磊, 杨瑞洪, 等. 电推进真空热环境试验研究现状及关键技术[J]. 航天器环境工程, 2015, 32(2): 211-216.
WANG Junwei, ZHANG Lei, YANG Ruihong, et al. Research status and key techniques of vacuum thermal environment test for electric propulsion[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2015, 32(2): 211-216. (in Chinese)
- [8] BOYD I D, CAI C, WALKER L R, et al. Computation of neutral gas flow from a hall thruster into a vacuum chamber[R]. Whistler, Canada: the 23rd International Symposium on Rarefied Gas Dynamics, 2002.
- [9] YIM J T, BURT J M. Characterization of vacuum facility background gas through simulation and considerations for electric propulsion ground testing[R]. AIAA-2015-3825, 2015.
- [10] WALKER M, GALLIMORE A D, CAI C, et al. Pressure-map of a facility as a function of flow rate to study facility effects[R]. AIAA-2002-3815, 2002.
- [11] FRIEMAN J D, LIU T M, WALKER M. Background flow model of hall thruster neutral ingestion[J]. Journal of Propulsion and Power, 2017, 33(5): 1087-1101.
- [12] FRIEMAN J D, LIU T M, WALKER M. Development of background flow model of hall thruster neutral ingestion [C]// Proceedings of the 35th International Electric Propulsion Conference. Atlanta, US: Georgia Institute of Technology, 2017: 008. 1-008. 18.
- [13] BIRD G A. Monte Carlo simulation of gas flows[J]. Annual Review of Fluid Mechanics, 1978, 10(1): 11-31.
- [14] BOYD I D, YIM J T. Modeling of the near field plume of a Hall thruster[J]. Journal of Applied Physics, 2004, 95(9): 4575-4584.
- [15] 钱中, 康小录, 王平阳, 等. 霍尔推力器等离子体羽流粒子模拟[J]. 上海航天, 2009, 26(4): 43-46.
QIAN Zhong, KANG Xiaolu, WANG Pingyang, et al. Particle simulation of plasma plume of a Hall thruster[J]. Aerospace Shanghai, 2009, 26(4): 43-46. (in Chinese)
- [16] 王宁. 基于 DSMC 方法的中性粒子及带电粒子羽流场数值模拟研究[D]. 长沙: 国防科技大学, 2014.
WANG Ning. Research on numerical simulation of neutral particle and charged particle plumes flow based on DSMC method [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2014. (in Chinese)
- [17] BLOTT R, ROBINSON D, GABRIEL S. Verification-electric propulsion's achilles heel[R]. Wiesbaden, Germany: The 32nd International Electric Propulsion Conference, 2011.
- [18] BIAGIONI L, KIM V, NICOLINI D, et al. Basic issues in electric propulsion testing and the need for international standards[R]. Toulouse, France: The 28th International Electric Propulsion Conference, 2003.