面向近地小行星防御的离子束远场羽流分析

宋叶晴[1,2]，李灏辰[1,2]，张伟杰[1,2]，王泽阳[3]，任军学[3]，张 尊[4]

（1. 深空探测实验室，合肥 230071；2. 深空探测全国重点实验室，合肥 230000；3. 北京航空航天大学 宇航学院，北京 100083；
4. 北京航空航天大学 空间与地球科学学院，北京 100083）

摘 要：面向近地小行星防御离子束推离处置需求，讨论了离子推进器的羽流特点和发散原因，给出了基于PSuM的远场羽流仿真框架。以LIPS-300推力器为例，开展了典型防御场景下的离子束远场羽流仿真，分析了原子数密度分布、离子数密度及电势分布、离子速度分布以及轴向动量通量在真空中的演化规律。结果表明，当航天器距离目标小行星表面35 m之内时，可认为小行星所受有效推力等价于离子推力器出口处额定推力，之后由于羽流扩散会随轴向距离增加而衰减。当航天器距小行星表面175 m之内时，离子束形成的有效推力能够满足5年内偏转50 m级，近地小行星1个地球半径的处置要求。初步验证了离子束推离技术的工程可行性，可为离子束推离近地小行星任务方案设计提供参考。

关键词：近地小行星；行星防御；离子束推离；远场羽流

中图分类号：P185 **文献标识码：**A **文章编号：**2096-9287(2026)03-0253-08

DOI:10.3724/j.issn.2096-9287.2026.20250114

引用格式：宋叶晴，李灏辰，张伟杰，等. 面向近地小行星防御的离子束远场羽流分析[J]. 深空探测学报（中英文），2026，13（3）：253-260.

Reference format: SONG Y Q，LI H C，ZHANG W J，et al. Ion beam far-field plume analysis for near-Earth asteroid defense[J]. Journal of Deep Space Exploration，2026，13（3）：253-260.

引 言

近地小行星是指轨道近日点距离小于1.3倍AU的小行星，其亮度暗弱、分布广泛，运行轨道易受到大行星牵引改变，存在撞击地球风险[1]。针对近地小行星撞击威胁，全世界发展出多种防御方法，按作用方式可分为以核爆、动能撞击为代表的瞬时处置作用和以引力牵引、激光烧蚀、离子束推离、拖船、光热效应、质量驱动等为代表的持续处置作用[2-4]。瞬时作用处置方法具有效果显著、对预警时间要求低等优势，但存在难以控制处置精度、存在次生灾害等弊端。而持续处置作用虽然效果相对微弱、作用时间长，但具有可在轨调控、处置效果精准等优势，适用于精准调控轨道偏转效果的场景[5]。

其中，离子束推离技术是利用安装在航天器上的离子发动机产生离子束，使其高速轰击小行星表面，产生持续推力，进而实现小行星轨道偏转。该概念由Kitamura[6]于2011年提出，最初用来改变空间碎片运行轨道。2012年，Bombardelli等[7]提出“SIROCO”概念任务，通过引导加速的等离子体离子流撞击近地天体表面，从而产生偏转力。Bombardelli等[8]的研究表明，对于直径200～400 m的小行星，离子束推离效果比引力牵引技术相比高1～5个数量级。具体而言，离子束推离技术能够在可接受的准备时间和航天器质量约束下，实现140 m级不规则小行星的有效偏转，他们还分析了2015年IAA（International Academy of Astronautics）行星防御会议（ Planetary Defense Conference，PDC）提供的虚拟小行星 2015 PDC撞击假想场景，初步证明了离子束推离技术的优越性[9]。类似地，DeCicco和Hartzell[10]提出使用中性束实现小行星消旋。针对2017年PDC提供的虚拟小行星2017 PDC，文献[11-14]给出了利用中性束技术的处置方案，证明了在10年内利用该技术完成研制、发射、转移和处置的可能性。

离子束推离技术作为一种典型的非接触式处置方式，能够有效规避小行星表面特征不确知带来的附着风险[15-16]。此外，航天器携带的离子推进系统既可用于低推力轨道的保持，也可用于自身的姿态调整，极大节约有效载荷质量。近年来，随着离子推进技术的空间应用日趋成熟，联合国下属的空间任务咨询组SMPAG在2020年将离子束推离技术成熟度评价为3～6级，认为其具有极高的工程可实现性[17]。然而，

收稿日期：2025-09-13 修回日期：2025-11-20

基金项目：空间碎片与近地小行星防御科研专项（KJSP2023020302）

离子推进器在小行星轨道偏转与航天器推进场景中的能量传递机制有很大不同。由于离子束存在发散效应，若电航天器与小行星距离过远，可能导致离子束到达小行星表面的速度降低，或无法全部照射到小行星表面，进而降低离子束对小行星的动量传递效率[18-19]。若距离太近，则对航天器轨道保持能力造成挑战。因此，探究离子推力器羽流在真空中的演化规律对于评估离子束推离技术在小行星防御中的表现至关重要。

本文针对离子束推离近地小行星动量传递效率问题，分析了离子推进器的羽流特点和发散原因，给出了远场羽流仿真数值模拟方法，针对典型近地小行星防御场景开展了基于典型离子推进器的远场羽流仿真，并对后续研究工作进行了展望，可为离子束推离处置近地小行星任务方案设计提供参考。

1 离子推力器羽流特点及发散原因

1.1 离子推力器简介

离子推力器是一种主流的电推力器类型，具有比冲高，离子羽流发散角小等特点，因此是小行星防御在轨处置技术中离子束引导技术的优良选择。离子推力器的基本原理是在放电室内将工质气体（主要是氙气等）电离并形成等离子体，再通过栅极引出等离子体同时达到加速的目的，离子推力器具有常规电推进中最高的比冲[20]，达3 000～4 000 s。离子推力器通常为双栅或三栅结构，包含屏栅、加速栅及减速栅，其中物理过程的机理十分复杂，包含了等离子体的聚焦、加速、引出等过程，并包含了各类粒子间的碰撞。

针对离子束推离小行星防御的工程应用场景，离子推力器的羽流发散角是相当重要的技术指标。电推力器的羽流发散角与推力器本身的设计相关，针对每台推力器都有其对应的羽流发散角，对于电磁式的电推力器，高能粒子的运动方向会随着磁场线而变化，而静电式电推力器的羽流发散角则相对稳定，其中离子推力器的羽流发散角因具体设计不同大约为20°～30°左右。在离子推力器的设计中，不同栅极之间的距离非常近，同时在实际使用中会普遍观察到栅极结构的侵蚀和失效现象，从而影响离子推力器的寿命[21]。部分离子会撞击加速栅并造成溅射，对栅孔造成侵蚀，显著改变栅极结构的形态[22]，导致栅孔结构脱落或栅极间短路，影响离子的导出。为了减少高电压差栅极间的击穿及短路，离子推力器的栅极普遍会设计为一个平面栅极及一个弧形栅极的组合，弧形栅极就会导致离子推力器的羽流发散角扩大。因此选择防御任务的推力器，需要综合考虑权衡羽流发散角及推力器寿命间的关系[23]。

1.2 离子推力器羽流发散主要原因

在近场区域，离子推力器的羽流近似可以看作一个定值，等离子体羽流呈一个锥形向外扩散，但在远场区域，会有一定的扩散。导致等离子体羽流扩散的原因主要有以下几个方面。

1）CEX（Charge EXchange）碰撞

在背景环境中存在少量的中性粒子，同时等离子体羽流中也会有大量的速度较慢的中性粒子，高速的离子与低速的中性粒子碰撞就被称为CEX碰撞。高速的离子与中性粒子碰撞时会导致速度大小和方向变化，进而导致整体羽流向外发散。CEX碰撞会导致离子推力器的羽流发生扩散及反流，并降低轴向上的动量，另外，在远场羽流区域，离子还会与电子复合，也会对羽流的状态产生影响。此外，地面真空舱中的真空度与真实太空环境相比较低，导致了更频繁的CEX碰撞作用，进而导致地面真空舱试验往往显示等离子体羽流的影响距离仅有米级。

2）电场作用

等离子体羽流中含有大量的离子，而离子之间会产生静电斥力，导致高能离子向外发散，宏观表现为羽流中沿径向的电场，在远场区域有足够的时间空间使离子受到静电场的作用，进而对羽流的发散程度造成影响。另外等离子体羽流轰击在小行星上时，由于等离子体中离子与电子的吸附能力不同，还会改变小行星表面的电势，改变小行星表面附近的电场，进一步影响等离子体羽流对小行星的作用效果。

因此，想要研究空间中数10 m远处羽流的发散行为，进而对小行星防御在轨处置的离子束引导的可行性做出判断，就需要研究离子推力器羽流发散的原因，并对其进行仿真模拟，给出确定可靠的定量分析。

2 远场羽流仿真数值模拟方法

数值模拟采用北京航空航天大学JLPP（Joint Laboratory of Plasma & Propulsion）实验室开发的等离子体粒子云网格法（Particle-In-Cell，PIC）仿真框架PSuM（Particle-in-cell Skeleton using Meta-programming）进行研究，该框架与实验实测数据对比有较好的拟合度[24]。PIC方法起源于粒子统计动力学，在每个网格中使用一组离散化质点表示不同类型的粒子，并不断地在时间步长内迭代计算。使用这套框架可以对羽流中的离子求解，并考虑CEX碰撞及电场作用，最终实现对离子推力器远场羽流的仿真分析。

2.1　PIC（Particle-in-Cell）计算原理

PIC 方法从微观视角模拟等离子体的行为，通过直接考察大量粒子的运动刻画等离子体整体的行为（见图1）。PIC方法通过物理场实现粒子间作用：将粒子携带的物理量统计到计算域网格中得到各类物理场，再插值得到粒子所在位置的场值，由此对粒子进行相应处理。通过这样的方式，求解粒子间的碰撞和电荷间作用。这样的过程不断迭代，直至计算出稳定的结果（见图2）。

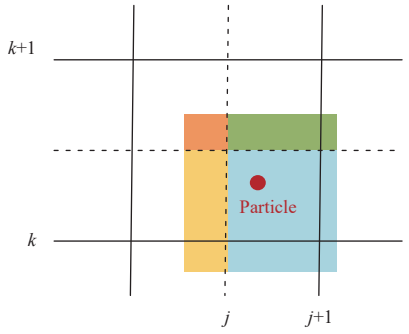


图 1　PIC插值方法

Fig. 1　PIC interpolation method

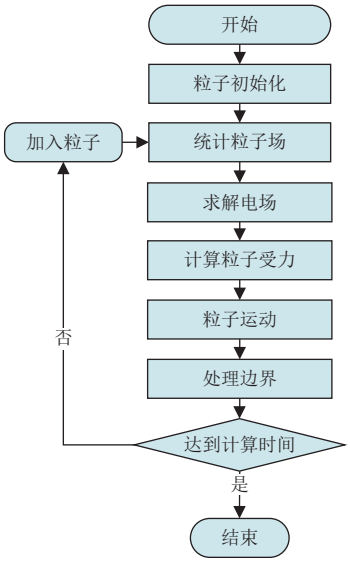


图 2　PIC计算流程

Fig. 2　PIC calculation flowchart

2.2　粒子推动及电场求解

PIC中的带电粒子运动通过求解经典的Newton-Lorentz方程得到，利用Boris的蛙跳算法实现离散，从而实现对粒子的推动和追踪（见图3）。该方法将一个时间步长内粒子的运动分为3步，先计算半个时间步长的电场加速效果，再计算一个时间步的洛伦兹力加速效果，最后再计算半个时间步长的电场加速效果。

考虑到离子推力器羽流除推力器栅极喷出的离子和中性粒子外，还存在中和器喷出的电子。采用等温电子假设，即认为电子的数密度分布服从Boltzmann能量分布

$$n_e = n_{ref} e^{(\varphi-\varphi_{ref})/T_e} \tag{1}$$

其中：n_{ref}为参考密度；φ_{ref}为参考电势；T_e为电子温度。远场羽流中电子温度一般取1.5 eV，参考电势一般取0 V，参考密度取等离子体密度。等温电子假设的引入使得PIC仿真中不必直接模拟电子运动，大大降低了对空间步长和时间步长的需求，经对比验证误差不影响仿真结果[23]。

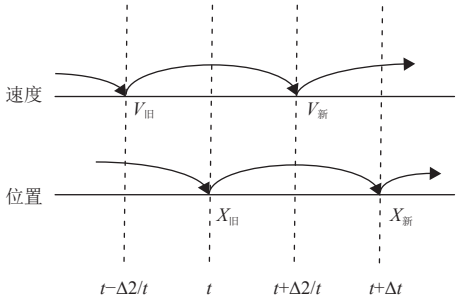


图 3　蛙跳格式粒子推动示意图

Fig. 3　Schematic diagram of frog leap format particle propulsion

对于羽流中的电场求解，使用Boltzmann方程和Poisson方程联立求解电势，求解离子、电子和第三类边界条件共同作用产生的电场。

2.3　粒子碰撞

对于粒子间的碰撞，采用蒙特卡洛法构建碰撞模型。粒子间碰撞是各类电推进装置内部和羽流中等离子体形成和发展的核心物理机制。粒子间碰撞主要包含动量交换和电荷转移两种效应，需要对碰撞的微观过程进行建模和计算。

当平均粒子间隙远大于粒子直径时，二体碰撞是主要的碰撞过程，电推进中的各种等离子体均满足此条件。离子和原子间需考虑的碰撞包括弹性碰撞和电荷交换（CEX）碰撞。

弹性碰撞过程可以视为离子与等质量、零初速的原子发生碰撞。碰撞过程能量守恒，离子损失的动能转移到原子上。而CEX 碰撞的处理中，离子和原子仅交换速度。

3　典型防御场景下的远场羽流仿真分析

3.1　防御场景

这里选取2016AO131作为目标小行星，分析离子束推离技术在典型近地小行星防御处置场景中处置效果。由JPL Small-Body Database系统得到小行星轨道信息如表1所示。假设该小行星为匀质球体，根据绝对星

等和反照率计算得到小行星平均直径为48.3 m，按照S型小行星平均密度计算得到其质量为1.593×10^{8} kg。

表 1 2016AO131小行星轨道和特征参数

Table 1 Orbital and characteristic parameters of asteroids 2016AO13

轨道和特征参数	数值
半长轴/AU	1.309 8
偏心率e	0.251 5
轨道倾角i/（°）	4.503 3
升交点经度Ω/（°）	126.271 0
近心点幅角ω/（°）	306.568 4
真近点角M/（°）	328.253 4
反照率	0.142 8
绝对星等/H	24.31
直径/m	48.3
密度/（kg·m^{-3}）	2 700
质量/kg	1.593×10^{8}

假设2030—2035年实施处置，根据冲量守恒原理，为实现5年内目标轨道偏转一个地球半径，航天器应沿小行星公转方向持续提供大于等于0.04 N的恒定推力。设航天器悬停在距小行星质心一定距离处，并在轴向相反方向配备两个离子推力器，一个用于推离小行星，另一个用于长期悬停的轨道保持，防御场景如图4所示。

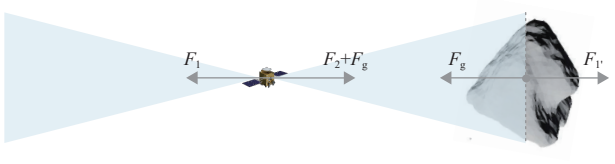


图 4 离子束推离示意图

Fig. 4 Diagram of ion beam deflection

其中：$\boldsymbol{F}_1$表示航天器受到右侧离子推力器提供的推力；$\boldsymbol{F}_2$表示航天器受到左侧离子推力器提供的推力；$\boldsymbol{F}_g$表示航天器与小行星间的万有引力；$\boldsymbol{F}_{1'}$表示目标天体实际受到的离子束推力。$\boldsymbol{F}_{1'}$越接近$\boldsymbol{F}_1$表示离子束动量传递效率越高。受到小行星不规则形状影响，$\boldsymbol{F}_g$可能随小行星自转动态变化。为维持航天器长期轨道稳定，应尽可能控制$\boldsymbol{F}_2=\boldsymbol{F}_1-\boldsymbol{F}_g$。离子推力器选用LIPS-300，其特征参数如表2所示。

表 2 LIPS-300特征参数

Table 2 Characteristic parameters of LIPS-300

特征参数	数值
推力/mN	200
比冲/ s	4 000
额定功率/kW	1
出口羽流发散角/（°）	30
出口处离子速度/（ km·s^{-1}）	40
出口处平均离子数密度/（个·m^{-3}）	8.1×10^{15}

3.2 仿真设置

利用上述PSuM仿真框架对Lips-300离子推力器进行远场羽流仿真，计算中设置时间步长：$\Delta t=2\times10^{-6}$ s；空间步长：$\Delta x=0.5$ m；宏粒子权重：$w=1\times10^{10}$。

离子由计算域左下角入射，入射半径为0.15 m，入射速度40 000 m/s，入射参考等离子体数密度为8.1×10^{15}个·m^{-3}，入射时羽流发散半角为15°。

据文献[25]，氙离子能在小行星表面物质数纳米深度内完全沉积。因此可将小行星受力面积近似为小行星最大横截面，等效为距航天器75 m处直径50 m的圆盘，并按100%计算离子束动量传递效率。

为适应小行星防御场景，采用二维轴对称计算模型，计算域取推力器出口至轴向75 m距离区域、推力器轴线至径向40 m距离区域。

3.3 羽流原子数密度分布

电场求解中计算域右边界与对称轴采用零梯度Neuman边界条件，左边界和上边界采用Robin边界条件

$$\left.\frac{\partial\phi}{\partial\hat{\boldsymbol{n}}}\right|_{\mathrm{b}}+\frac{\hat{\boldsymbol{n}}_{\mathrm{b}}\cdot\boldsymbol{r}_{\mathrm{b}}}{\boldsymbol{r}_{\mathrm{b}}\cdot\boldsymbol{r}_{\mathrm{b}}}(\phi_{\mathrm{b}})=0 \tag{2}$$

其中：$\boldsymbol{n}_{\mathrm{b}}$为计算域边界指向计算域内部的范围单位法向量；$\boldsymbol{r}_{\mathrm{b}}$为计算域右下角指向边界的向量；$\phi_{\mathrm{b}}$为边界电势。

计算中考虑CEX碰撞，其中背景原子数密度通过点源模型（图5）给出[26]

$$n_{\mathrm{n}}(R,\theta)=\alpha\frac{n_{\mathrm{n0}}}{2}\left\{1-\left[1+\left(\frac{r_{\mathrm{T}}}{R}\right)^{2}\right]^{-\frac{1}{2}}\right\}\cos\theta \tag{3}$$

其中：r_{T}为栅极半径；n_{n0}为参考原子数密度，栅极出口处的中性原子平均密度为

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

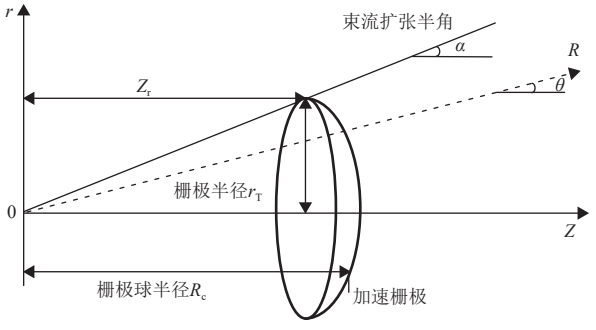


图 5 背景原子数密度点源模型示意图

Fig. 5 Diagram of background atomic number density point source model

其中：系数$\bar{C}=\sqrt{8kT_{\mathrm{w}}/\pi m_{\mathrm{i}}}$；流通面积$A_{\mathrm{n}}=\beta\pi r_{\mathrm{T}}^2$。其中中性粒子的透过率$\beta$约为0.1～0.3。

原子数密度分布如图6所示：

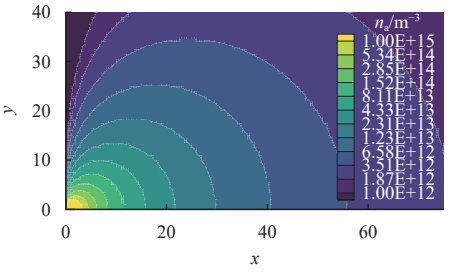


图 6　原子数密度分布（0～75m）

Fig. 6　Distribution of atomic number density（0-75m）

3.4　羽流离子数密度及电势分布

CEX碰撞截面表示为

$$\sigma_{\mathrm{CEX}}(v^2)=\left[87.3-13.6\times\log_{10}\left(\frac{0.5\times m_{\mathrm{i}}\times v^2}{q_{\mathrm{e}}}\right)\right]\times10^{-20}\ \mathrm{m}^2 \tag{5}$$

计算得到的离子数密度分布与电势分布图7和图8所示，离子被显著分为发生CEX碰撞的CEX离子（左上部分沿径向运动的离子）和未发生CEX碰撞的羽流离子（右侧沿轴向高速运动的离子）。另外伴随着轴向和径向距离的增加，电势也发生了明显的降低，这是导致远场区域羽流进一步扩散，羽流包络面扩大的主要原因。

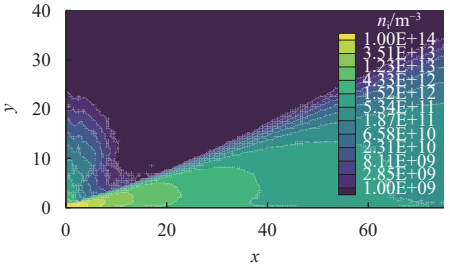


图 7　离子数密度分布（0～75 m）

Fig. 7　Distribution of ion number density（0-75 m）

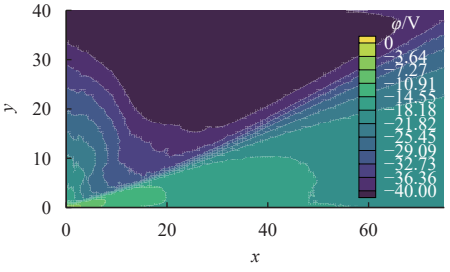


图 8　电势分布（0～75 m）

Fig. 8　Electric potential distribution（0-75 m）

3.5　羽流离子轴向速度分布

离子轴向方向速度分布如图9所示，羽流区离子速度保持在40 000 m/s左右，未显著衰减，羽流中心处因电场作用速度还会有部分增加，发生CEX碰撞的离子的轴向速度显著降低。由于离子轴向速度并未发生明显变化，因此造成有效推力下降的主要因素是离子数密度的下降。

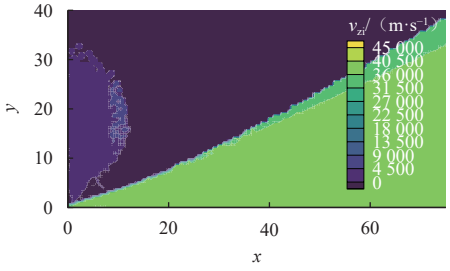


图 9　离子轴向速度分布（0～75 m）

Fig. 9　Distribution of ion axial velocity（0-75 m）

3.6　离子束有效推力分析

沿轴向不同位置处的离子动量通量可以表示为

$$F_{\mathrm{i}}(\mathrm{z})=m_{\mathrm{i}}\int_0^{r_{\mathrm{lim}}}n(r,z)\,v(r,z)^2 2\pi r\mathrm{d}r \tag{6}$$

其中：$F(\mathrm{z})$为动量通量；z为轴向位置；$n(r,z)$和$v(r,z)$分别为离子数密度场和离子速度场。

离子动量通量可以表示为

$$F_{\mathrm{a(z)}}=m_{\mathrm{i}}\int_0^{r_{\mathrm{lim}}}n(r,z)\,kT2\pi r\mathrm{d}r \tag{7}$$

其中：k为玻尔兹曼常数；T为原子温度，这里$T=500$ K。

计算得到沿轴向不同位置处，直径50 m圆内的粒子数通量、离子动量通量和原子动量通量如图10所示。可以发现在$z=0$～60 m之间，离子动量的通量未发生明显变化，粒子数通量下降幅度也不明显，只有原子的动量通量有显著下降，但由于原子在推力作用中的占比极小，因此整体推力未发生显著衰减。因此，认为离子动量通量即为目标所受有效推力。对于LIPS-300推力器，可认为当航天器悬停在距离直径50 m小行星质心约60 m以内（即距小行星表面约35 m以内）时，目标所受推力约等于推力器出口处推力。从$z=60$ m处开始，由于羽流的扩散，羽流截面直径已经超过50 m，离子动量通量和粒子数通量均开始发生明显衰减。

尽管$z=75$ m时有效推力已降低至180 mN，仍远大于达到预定推离效果所需的40 mN推力，因此在保证推离效果的基础上，可以增大航天器与小行星表面

的距离以降低其轨道控制的难度。为确定能保证推离效果的航天器与小行星表面的最远距离，对LIPS-300推力器的远场羽流进行进一步的仿真。

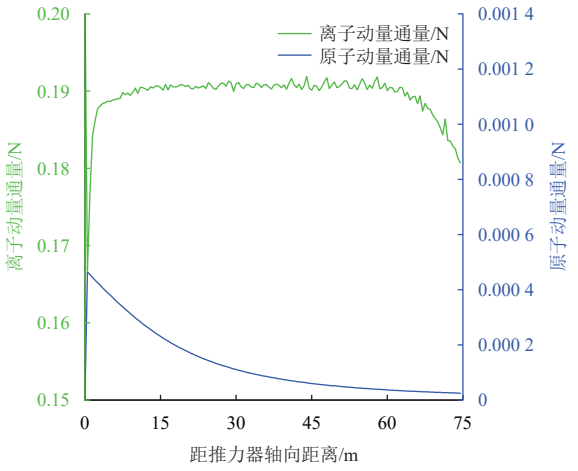


图 10 直径50 m平面内粒子轴向动量通量（0～75 m）
Fig. 10 Axial momentum flux of particles within a plane of 50 meters in diameter（0-75 m）

逐步增大推力器的轴向距离，直到50 m直径的圆形区域的离子动量通量达到40 mN，计算得到的离子及原子轴向动量通量如图11所示，离子动量通量曲线拟合参数如表3所示。对50 m平面内离子动量通量在65 m外显著下降部分的曲线进行拟合，拟合结果显示离子动量通量近似与轴向距离的二次方成反比。轴向距离200 m以内的粒子数密度如图12所示，离子数密度近似与轴向距离的二次方成反比，这与离子动量通量与轴向距离的关系相似，印证了造成有效推力下降的主要因素是离子数密度的下降这一结论。

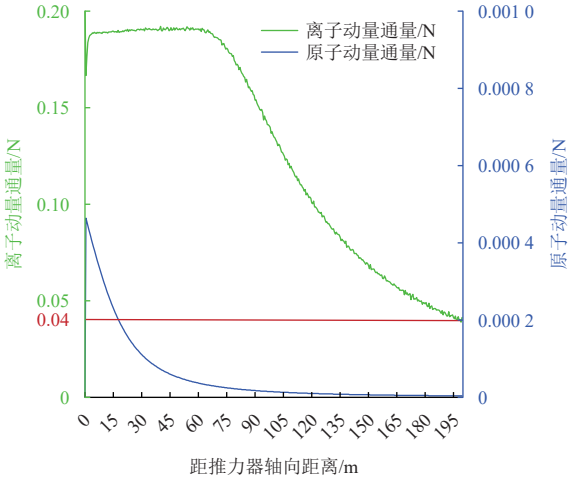


图 11 直径50 m平面内粒子轴向动量通量（0～200 m）
Fig. 11 Axial momentum flux of particles within a plane of 50 meters in diameter（0-200 m）

表 3 离子动量通量曲线拟合参数（65～200 m）
Table 3 Fitting parameters of ion momentum flux curves（65-200 m）

特征参数	数值
方程	$ax^{-2}+b$
a	1 275.656 35 ± 6.622 43
b	0.009 93 ± 3.848 62 × 10^{-4}
R平方（COD）	0.994 4
调整后R平方	0.994 37

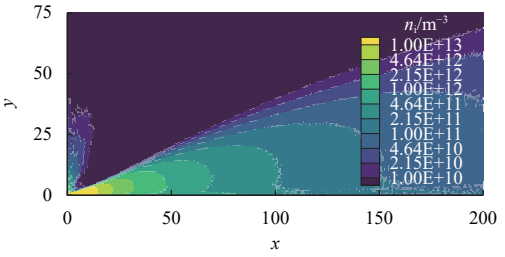


图 12 离子数密度分布（0～200 m）
Fig. 12 Distribution of ion number density（0-200 m）

分析推力器的有效推力曲线可看到，在推力效果中占据主要地位的离子轴向动量通量降到40 mN时，推力器出口距离小行星球心处为200 m，即距离小行星表面175 m。相比35 m的距离，大大降低了航天器的轨道控制难度，增加了离子束推离小行星在轨处置措施的工程可实现性。

由于目标天体受到与航天器之间的万有引力作用，且作用方向与离子束相反，因此万有引力对离子束推离效果存在衰减作用。设航天器总质量为2 T，则二者质心相距60 m时引力为6.1 mN，相距200 m时引力为0.53 mN，并将继续随着距离的拉远而逐渐减弱，与离子束形成的有效推力相差约两个数量级。因此，认为可忽略万有引力对离子束推力效果的影响。

4 结 论

本文针对离子束推离近地小行星的动量传递效率问题，分析了离子推进器的羽流特点和发散原因，给出了基于PSuM的远场羽流仿真框架。针对50 m级近地小行星防御场景，选用LIPS-300离子推力器，对其远场羽流进行仿真分析与统计，认为离子推力器羽流的动量传递效果在小行星能涵盖羽流阔线时的衰减并不明显，当航天器距离目标小行星表面35 m之内时，可认为小行星所受推力等价于推力器出口处额定推力。由于需求推力小于额定推力，本文进一步增加推力器到小行星的轴向距离以降低轨道控制难度，结果显示，直到距小行星表面175 m时，仍能满足5年内偏转一个地球半径的有效推力要求，进而说明了通过离子

束推离技术实现近地小行星防御的有效性和工程可实现性。此外，羽流与目标物体表面的相互作用、目标物体表面鞘层及动量传递系数等问题会对离子束推离的小行星防御手段的效果产生影响，后续将对上述问题展开进一步研究。

参考文献

[1] 吴伟仁，龚自正，唐玉华，等. 近地小行星撞击风险应对战略研究[J]. 中国工程科学，2022，24(2)：140-151.
WU W R，GONG Z Z，TANG Y H，et al. Response to risk of near Earth asteroid impact[J]. Strategic Study of CAE，2022，24(2)：140-151.

[2] CHENG Q ，ZHANG W . Scientific issues and critical technologies in planetary defense[J]. Chinese Journal of Aeronautics，2024，37(11)：24-65.

[3] LI M，WANG K. Progress of planetary defense research in China[J]. Chinese Journal of Space Science，2022，42(4)：830-835.

[4] 张熇，顾征，张相宇，等. 近地小行星防御的可行性研究[J]. 中国科学：技术科学，2024，54：1435-1445
ZHANG H，GU Z，ZHANG X Y，et al. Feasibility study on the defense of near Earth asteroids[J]. Scientia Sinica(Technologica)，2024，54：1435-1445.

[5] 吴伟仁，唐玉华，李明涛. 小行星防御在轨处置技术研究进展[J]. 深空探测学报(中英文)，2023，10(4)：345-356.
WU W R，TANG Y H，LI M T. Research progress in asteroid defense on-orbit disposal technology[J]. Journal of Deep Space Exploration，2023，10(4)：345-356.

[6] KITAMURA S. Large space debris reorbiter using ion beam irradiation：IAC-10-A6.4. 8[R]. Paris：IAF，2009.

[7] BOMBARDELLI C，URRUTXUA H，GALVEZ A，et al. The SIROCO asteroid deflection demonstrator[J]. Advances in the Astronautical Sciences，2012，227：1-10.

[8] BOMBARDELLI C，URRUTXUA H，MERINO M，et al. The ion beam shepherd：a new concept for asteroid deflection[J]. Acta Astronautica，2013，90(1)：98-102.

[9] BOMBARDELLI C，AMATO D，CANO J L. Mission analysis for the ion beam deflection of fictitious asteroid 2015 PDC[J]. Acta Astronautica，2016，118：296-307.

[10] DECICCO A J，HARTZELL C M. System-level design considerations for asteroid despin via neutral beam emitting spacecraft[C]//Proceedings of 2016 IEEE aerospace conference. Piscataway：IEEE，2016：1-8.

[11] BROPHY J，STRANGE N，GOEBELA D，et al. Characteristics of a highpower ion beam deflection system necessary to deflect the hypothetical asteroid 2017 PDC[J]. Journal of Space Safety Engineering，2018，5(1)：34-45.

[12] DECICCO A J，HARTZELLA C M. Asteroid deflection via neutral beam emitting spacecraft[C]//Proceedings of 5th IAA planetary defense conferenceWashington，D. C.：IAA，2017：1-11.

[13] DECICCO A J，HARTZELL C M，ADAMS R B，et al. Preliminary asteroid deflection mission design for 2017 PDC using neutral beam propulsion[C]//Proceedings of 2018 IEEE aerospace conference. Piscataway：IEEE，2018：1-10.

[14] DECICCO A J，HARTZELL C M，ADAMS R B，et al. The feasibility of deflecting asteroid 2017 PDC using neutral beam propulsion[C]//Acta Astronautica，2019，156：363-370.

[15] FRAZIER W，CHODAS P，BROPHY J，et al. Comparison of planetary defense deflection methods[C]//Proceedings of 2024 IEEE Aerospace Conference. USA：IEEE，2024.

[16] BOMBARDELLI C，CALERO E J，GONZALO J L，et al. Deflection of fictitious asteroid 2017 PDC：Ion beam vs. kinetic impactor[J/OL]. Acta Astronautica，2017：12. https：//doi.org/10.1016/j.actaastro.12.03.

[17] HARRIS A W，JOHNSON L. Planetary defense roadmap：SMPAG-RP-001V4.0[R]. SMPAG：Vienna，2023.

[18] MERINO M，CICHOCKI F，AHEDO E，et al. A collisionless plasma thruster plume expansion mode[J]. Plasma Sources Science and Technology，2015，24：035006-035018.

[19] MELNIKOV A V，ABGARYAN V K，MOGULKIN A I，et al. Experimental study of ion beam interaction with target surface aimed at developing a contactless method for space debris removal by an ion beam[J]. Acta Astronautica，2024，216：120-128.

[20] LEVCHENKO I，XU S，MAZOUFFRE S，et al. Perspectives，frontiers，and new horizons for plasma-based space electric propulsion[J]. Physics of Plasmas，2020，27(2)：2-32.

[21] VANNOORD J L. Lifetime assessment of the NEXT ion thruster[C]//Proceedings of 43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. [S. l.]：AIAA，2007：5274.

[22] SENGUPTA A，BROPHY J，GOODFELLOW K. Status of the extended life test of the deep space 1 flight spare ion engine after 30，000 hours of operation[C]//Proceedings of 39th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. [S. l.]：AIAA，2003：4558.

[23] 毛仁凡，任军学，王泽阳，等. 基于动态边界技术的离子推力器加速栅极侵蚀型面仿真[C]//中国科协航空发动机产学联合体，中国空天动力联合会，中国航天基金会空天动力专项基金. 第八届空天动力联合会议暨中国航天第三专业信息网第四十四届技术交流会论文集. 北京：北京航空航天大学，2024：958-966.

[24] PAN R，REN J，MAO R，et al. Practical analysis of different neutral algorithms for particle simulation of Hall thruster[J/OL]. Plasma Sources Science and Technology，2023，32(3)：034005. https://doi.org/10.1088/1361-6595/acc134.

[25] BOMBARDELLI C，URRUTXUA H，MERINO M，et al. Dynamics of Ion-beam-propelled space debris[C]//Proceedings of 22nd International Symposium on Space Flight Dynamics. USA：[s. n.]，2011.

[26] WANG J，BROPHY J，BRINAZA D. 3-D simulations of NSTAR ion thruster plasma environment：AIAA 96-3202[R]. [S. l.]：AIAA，1996.

作者简介：

宋叶晴(1998－)，女，工程师，主要研究方向：近地小行星防御总体技术，系统工程。

通信地址：北京市海淀区东冉北街9号深空探测实验室(100195)

电话：(010)88432489

E-mail：songyeqing126@126.com

李灏辰(2000－)，男，助理工程师，主要研究方向：近地小行星防御总体技术、电推进。**本文通信作者**。

通信地址：北京市海淀区东冉北街9号深空探测实验室(100195)

电话：(010)88432062

E-mail：18811105692@163.com

Ion Beam Far-Field Plume Analysis for Near-Earth Asteroid Defense

SONG Yeqing[1,2]，LI Haochen[1,2]，ZHANG Weijie[1,2]，WANG Zeyang[3]，REN Junxue[3]，ZHANG Zun[4]

（1. Deep Space Exploration Laboratory，Hefei 230071，China；
2. National Key Laboratory of Deep Space Exploration，Hefei 230000，China；
3. School of Astronautics，Beihang University，Beijing 100083，China；
4. School of Space and Earth Sciences，Beihang University，Beijing 100083，China ）

Abstract：To address ion beam deflection requirements for near-Earth asteroid defense, the plume characteristics and divergence mechanisms of ion thrusters were examined, establishing a far-field plume simulation framework based on PSuM. Taking the LIPS-300 thruster as an example, far-field ion beam plume simulations were conducted for typical defense scenarios. The evolution of atomic number density distribution, ion number density and potential distribution, ion velocity distribution, and axial momentum flux in vacuum were analyzed. Results indicate that within 35 meters of the target asteroid surface, the effective thrust experienced by the asteroid could be considered equivalent to the rated thrust at the ion thruster nozzle. Beyond this distance, the effective thrust diminished due to plume diffusion increasing with axial distance. Within 175 meters of the asteroid surface, the effective thrust generated by the ion beam could satisfy the requirement to deflect a 50-meter-class near-Earth asteroid by one Earth radius within five years. This study preliminarily verifies the engineering feasibility of ion beam deflection technology, providing reference for mission design of ion beam-based near-Earth asteroid deflection operations.

Keywords：near-Earth asteroids；planetary defense；ion beam deflection；far-field plume

Highlights：

- The plume characteristics and divergence causes of ion thrusters are analyzed.
- Taking the LIPS-300 thruster as an example, far-field plume simulations were are conducted.
- When the spacecraft is within 35 meters of the target asteroid’s surface，100% momentum transfer efficiency can be achieved.
- When the spacecraft is within 175 meters of the asteroid’s surface，the effective thrust generated by a single ion thruster can deflect a 50-meter-class near-Earth asteroid by one Earth radius within five years.

[责任编辑：高莎，英文审校：宋利辉]