

被动吸气式电推力器气体收集装置性能仿真研究^{*}

孙安邦, 李泽宇, 张思远, 李昊霖, 许 鹏

(西安交通大学 电气工程学院, 陕西 西安 710049)

摘 要: 为分析被动吸气式电推力器气体收集装置设计对其性能的影响情况, 以200km超低轨道下立方星推进装置为应用背景, 进行了被动吸气式电推力器气体收集装置的性能仿真研究设计, 采用基于稀薄气体的自由分子流模型对进气道装置内气流进行了仿真, 研究了不同关键参数, 包括几何形状(抛物线型、圆锥型、棱锥型)、入口出口截面比、长度、进气道内壁光滑程度多种因素对气体收集装置集气效率的影响, 选取典型参数模型计算其内部气压分布规律。仿真结果表明, 在三种形状设计中抛物线型进气道对气体聚焦效果最佳, 入口出口截面比越小、长度越大以及进气道内壁越光滑, 进气道性能越优。所设计的10cm抛物线型被动式进气道能够实现对大气120倍的压缩效果。

关键词: 吸气式电推力器; 气体收集装置; 超低近地轨道; 集气效率; 压力分布

中图分类号: V43

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055 (2022) 07-200879-09

DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 200879

Simulation Study on Performance of Gas Collection Device in Passive Air-Breathing Electric Thruster

SUN An-bang, LI Ze-yu, ZHANG Si-yuan, LI Hao-lin, XU Peng

(College of Electrical Engineering, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China)

Abstract: In order to analyze the effects of the design of the gas collection device in the passive air-breathing electric thruster on its performance, the design of the gas collection device of the passive air-breathing electric thruster is carried out based on the application background of the cube star propulsion device in the ultra-low orbit of 200km. The free molecular flow model based on rarefied gas is used to simulate the air flow in the inlet device, and the effects of different key parameters on the gas collection efficiency are considered, including geometry (parabola, cone, pyramid), area ratio of inlet and outlet, length, smoothness of the inner wall of the inlet, etc. Meanwhile, the typical parameter model is selected to calculate the internal pressure distribution. The simulation results show that the parabolic inlet has the best focusing effect on the gas in the three shape designs. The smaller the section ratio of the inlet and outlet, the longer the length and the smoother the inner wall of the inlet, the better the performance of the inlet is. The 10 cm parabolic passive inlet designed in this paper can attain 120 times of atmospheric compression effect.

Key words: Air-Breathing electric thruster; Gas collection device; Ultra-low earth orbit; Efficiency of gas collecting; Pressure distribution

^{*} 收稿日期: 2020-11-03; 修订日期: 2021-03-05。

基金项目: 国家自然科学基金(52077169); 中央高校基本科研业务费(1191329723)。

通讯作者: 孙安邦, 博士, 教授, 博导, 研究领域为电推进及特种推进技术领域。

引用格式: 孙安邦, 李泽宇, 张思远, 等. 被动吸气式电推力器气体收集装置性能仿真研究[J]. 推进技术, 2022, 43(7): 200879. (SUN An-bang, LI Ze-yu, ZHANG Si-yuan, et al. Simulation Study on Performance of Gas Collection Device in Passive Air-Breathing Electric Thruster[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2022, 43(7): 200879.)

1 引 言

位于 180~350km 高度的近地轨道大气环境是超低轨航天器在轨运行过程中必须重点考虑的环境要素之一。特别是对在低地球轨道运行的各类航天器,如高分辨对地光学观测卫星、地球重力、磁场测绘卫星等希望通过运行在较低的地球临近空间轨道上,来获取高精度的地球探测信息。在超低轨道上,大气阻力是制约航天器在轨工作寿命的主要原因之一,这对卫星以及推进技术提出了更高的要求。立方星是一种采用国际通用标准的低成本微纳卫星,以“U”为单位,1U 体积为 10cm×10cm×10cm。由于立方星组成器件采用通用化、模块化、标准化设计理念,其具备研制成本低,功能密度大,技术成熟度高,研制周期短的特点,非常适合未来在超低轨道下的应用。但是由于目前的限制,立方体卫星不允许携带推进剂,这限制了立方体卫星的机动、编队飞行、轨道提升、阻力补偿和脱离轨道的能力。

吸气式电推进技术可以利用进气系统捕捉残余大气中的气体分子,将其用于电推进系统的推进剂,电离、加热后喷出,从而产生一定大小的推力。由于超低轨道高度远远低于通常卫星任务轨道,吸气式电推进技术的应用可极大降低卫星的发射成本,此外,在同样的分辨率要求下,可减小观测系统镜片直径,从而降低观测系统成本。吸气式电推进还可以提高空间任务性能,实现超低卫星长时间对地观测和通讯,从而提供更高分辨率的遥感卫片,极大缩短通信延迟;甚至可以在具有大气层的太阳系其它行星的超低轨道进行观测任务。

随着电推进技术的快速发展和空间任务朝着超低轨道的拓展,吸气式电推进再次成为了研究热点,美国、欧洲、日本和俄罗斯等国家都在开展大量的理论、仿真和实验研究。离子推力器(栅格离子推力器-GIE,射频离子推力器-RIT)、霍尔推力器(HET,稳态等离子体推力器-SPT,带阳极层推力器-TAL)、场效应发射离子推力器(FEEP)、脉冲等离子体推力器(PPT)等是当前电推进的研究热点^[1-5],同时也是吸气式电推进的主要研究方向。

吸气式电推进技术已经得到广泛关注和研究,但有关气体收集装置的研究还有待发展。装置按照集气方式可以分为主动式和被动式两种。前者通过涡轮分子泵来实现气体收集增压,虽然能达到较高的收集效率与压缩比,但是增大了系统的复杂性、功耗、质量以及故障风险。被动式收集依靠壁面反射

完成,实现方式较为简单,可靠性较高。目前被动式的气体收集装置主要有两种设计形式,分别为 Nishiyama 的平行设计^[6]和 McGuire 的锥形勺式设计^[7](如图 1 和图 2 所示),但是经验证集气效率都难以达到 50%,不能高效收集轨道残余气体。

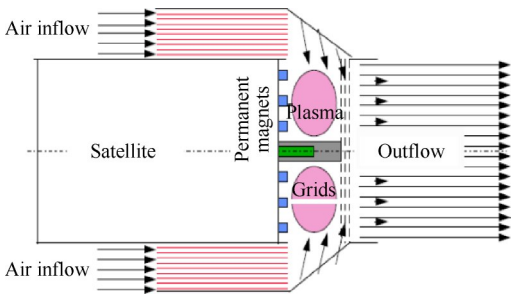


Fig. 1 Nishiyama's parallel design

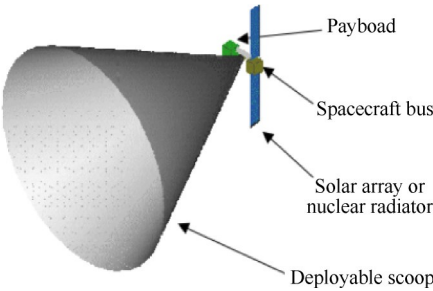


Fig. 2 McGuire's concept of conical scoop inlet

Li 等^[8]研究设计了一种入口直径为 500mm 的主动式真空气体收集装置,它由多孔板、大涡轮、小涡轮分子泵和串联的微型涡旋泵组成,真空气体收集装置的空间集气效率主要取决于多孔结构的性能。任琼英等^[9]采用进气道与螺旋波无极电离一体化设计技术,利用螺旋波在进气道产生预电离的气体实现进气道的气体无激波阻塞地流入电离室,高效收集轨道残余气体。Jackson 等^[10]对不同构型的进气道进行了数值模拟,对其与离子推力器的协同工作进行了可行性分析。在试验方面欧空局于 2018 年 3 月实现了世界首次吸气式电推进点火试验,完成了由进气道吸气、放电室电离到加速喷出的整个过程,进一步验证了吸气式电推进概念的潜力与可行性。

当前,国内外进行了大量关于吸气式电推进技术的研究,但国内吸气式电推力器研究起步较晚,具体到其气体收集装置的工作还相对较少,而这其中装置构型、参数设计、材料选择以及加工工艺等都是可能影响其集气性能的重要因素,有待深入研究。本文以立方星在超低轨道的应用为研究背景,提出了一种与其适应的被动式气体收集装置,仿真研究不同关键参数包括几何形状(圆锥型、棱锥型、抛物

线型)、入口出口截面比、长度、进气道内壁光滑程度等因素对进气道环境气体集气效率的影响。

2 自由分子流仿真计算

在稀薄气体动力学中,根据气体稀薄的程度可按克努森数 Kn 的不同将流动分为三个区域: $0.01 \leq Kn < 0.1$ 时,称为滑流区域; $0.1 \leq Kn < 10$ 时,称为过渡流区域; $Kn \geq 10$ 时,称为自由分子流区域^[11]。滑流、过渡流和自由分子流分别对应于稍稀薄、中等稀薄和高度稀薄的流动条件。如考虑地球大气,对于特征长度为1m的物体,滑流领域约在80~100km高空处,过渡流领域在100~130km高空处,而130km以上高空则为自由分子流领域,此时分子平均自由程大于被研究结构的特征长度,气体分子之间没有碰撞现象。

本文以工作于200km高度范围的立方星为对象进行其气体收集装置的仿真研究,这属于自由分子流领域。此高度下大气分子平均自由程约为240m,而本文研究的进气装置结构特征长度为0.1m,分子的平均自由程是物体特征长度的两千倍以上,而借鉴以往文献结果发现,被动式气体收集装置无法实现千倍的压缩效果^[6-7],这表明气体分子经过收集压缩后仍几乎不可能发生碰撞,故在整个计算过程中可将其作为自由分子流进行处理。

对自由分子流做气动力特性理论计算时,可以把入射的分子流动与反射的分子流动分开处理。计算对物面的入射动量通量或能量通量时,一般假定来流气体处于局部的麦克斯韦平衡状态。当清楚分子在物体表面的反射模型时,可以通过简单的求积得到气体分子对于任意方位的表面元施加的应力和热流值,再经简单求积即可得到总体的气动力特性。

仿真使用试验粒子蒙特卡洛方法^[12](Test particles Monte Carlo method, TPMC)对自由分子流进行模拟,其具有以下特点:

(1)TPMC忽略了来流分子间的相互碰撞,只考虑与物体表面的作用,因此每次只需要存储一个试验粒子的数据,数据存储占用量很小。

(2)TPMC采用事件触发方式,直接寻找分子碰撞物体表面的位置,根据分子运动距离和速度计算碰撞发生的时间,这样的触发方式在仿真时计算量很小。

(3)由于试验粒子之间相互独立,真空系统行为是线性的,即其算法特别适合并行运算,运算结果可以直接求和,故每一个CPU核追踪一个试验粒子,可以大量节省仿真时长。

(4)在复杂几何体的3D建模中,网格大小如果选择不当,会导致计算不收敛,而TPMC只考虑物体表面,将仿真场域边界离散为二维多边形面,大大降低了内存需求且不易出现不收敛的问题。基于以上特点,TPMC在特定情况下更快的计算速度和更小的内存需求量^[13],使得其在台式电脑上模拟计算更易实现。

进行稳态仿真时,考虑系统输入为稳定气流,每个面的粘着系数(碰撞时粒子被吸附的概率)为常量。仿真流程如图3所示,具体如下:产生一个新的试验粒子后确定其运动方向和速度,该粒子的运动轨迹即为一条可预估的直线。寻找这条直线与仿真边界的交点,即为粒子与物体表面的碰撞位置。如果该粒子在碰撞时被吸附,则产生下一个粒子进行下一次模拟;反之,则记录下该次碰撞,计算其反射后的路径,进行下一步模拟计算。

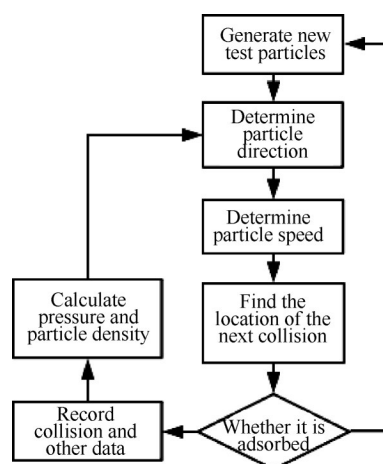


Fig. 3 Simulation flow chart of TPMC

2.1 试验粒子产生

稳态时来流气体的流量是常量,考虑气体的来源为进气道入口和物体表面的热解吸,在仿真系统中每个面(以下标 f 表示)都有对应的来流流量 Q_f ,表征某一面在当前压力下单位时间内的来流体积,其定义为

$$Q_f = \frac{dV}{dt} \quad (1)$$

以某个面为粒子源的真实粒子数的变化率 $dN_{f,real}/dt$ 可用式(2),(3)来计算。

$$pV = N_{real} k_B T \quad (2)$$

$$\frac{dN_{f,real}}{dt} = \frac{dV}{dt} \frac{p}{k_B T_f} = \frac{p Q_f}{k_B T_f} \quad (3)$$

式中 p 为气体压强, V 为气体体积, N_{real} 为真实粒子数, k_B 为玻尔兹曼常数, T 为绝对温度, T_f 表示该面的

温度。

根据 Diamant^[3]的研究可知,在150km以上轨道高度时稀薄大气对进气道的壁面温度影响不大,可认为装置的温度等于其所处环境的温度。因此在本系统计算中,温度为200km轨道高度对应的大气温度。

对每一个即将产生的试验粒子都将为其选择一个射出区域。首先选择一个面为该粒子的源,则该面为源的概率与该面上的真实粒子数变化率 $dN_{f,real}/dt$ 成正比。在确定此面为源后,粒子在其上每处发射的概率是相同的。

对于系统而言,每秒进入的真实粒子的数量是非常庞大的,所以模型中采用一定数量的试验粒子代表大量的真实粒子来进行模拟。在这种情况下,每秒进入系统的真实粒子数与试验粒子数之间的关系可由式(4)表征。

$$K_{\frac{real}{virtual}} = \frac{\sum dN_{real}/dt}{N_{virtual}} \quad (4)$$

2.2 粒子运动方向和速度

使用克努森余弦定律确定新产生粒子和漫反射粒子的热运动方向,一个分子以立体角 $d\omega$ 离开介质表面的概率 ds 可用式(5)表达

$$ds = \pi \cdot \cos \theta \cdot d\omega \quad (5)$$

式中 θ 表示粒子出射方向与介质表面法线的夹角。

根据文献[14],角度 θ 可由下式(6)给出,即

$$\theta = \sin^{-1} \sqrt{r} \quad (6)$$

式中 r 是均匀分布于0和1之间的伪随机数,其产生遵循梅森旋转算法^[15]。

考虑到速率大的粒子撞击装置表面的频率大于速率小的粒子,故仿真中考虑粒子速率并不是按照粒子平均速率来计算的,而是按照麦克斯韦-玻尔兹曼速率分布来计算的^[13]。则粒子速率分布的概率密度函数(PDF)为 $g(v)_{gas}$,由式(7)表征^[16]。

$$g(v)_{gas} = v^2 \exp\left(-\frac{v^2}{2a^2}\right) \frac{1}{a^3} \sqrt{\frac{2}{\pi}} \quad (7)$$

其在一定时间内撞击表面概率的概率密度函数 $g(v)_{coll}$ 则由式(8)表征^[16]。

$$g(v)_{coll} = v^3 \exp\left(-\frac{v^2}{2a^2}\right) \frac{1}{2a^4} \quad (8)$$

式(7)和式(8)中

$$a = \sqrt{\frac{k_B T}{m}} \quad (9)$$

式中 m 为气体分子质量。

在有了撞击的概率密度函数之后,便可以通过

数值反演得到累积分布函数(CDF)^[17],即给定一个速度 v ,粒子速率低于 v 的概率为 $G(v)_{coll}$ 。由式(10)表征。

$$G(v)_{coll} = \int_{-\infty}^v g(v')_{coll} dv' = \frac{1 - \exp\left(-\frac{v^2}{2a^2}\right)}{1 + \frac{v^2}{2a^2}} \quad (10)$$

在实际求解中发现撞击的CDF计算比较繁琐,为了加快计算速度,由下述方法求取其逆函数。

在每个面上,在 $0 \sim 4v_{most-probable}$ 间平均选取100个速率点,计算每一个速率点对应的CDF值,即作为其逆函数。其中 $v_{most-probable}$ 定义为

$$v_{most-probable} = \sqrt{\frac{8k_B T}{\pi M}} \quad (11)$$

式中 M 表示气体分子的摩尔质量。

在确定粒子热运动速率时,产生一个0~1之间的伪随机数,找到与该随机数相差最小的 $F(v)_{coll}$ 值,则该值对应的速率 v 即为该粒子的热运动速率,结合速度方向即可确定粒子热速度矢量。考虑到200km环境条件,需要将粒子热运动速度与气流相对立方星的速度矢量 v' 求和后作为粒子初始速度。

2.3 碰撞处理

当一个粒子的方向和速度确定了之后,其运动轨迹就可以通过辐射追踪算法得到粒子与物体表面的下一个碰撞点。然后结合碰撞面粘着系数 s ,就可以得到粒子与表面碰撞时,粒子是否被吸附。

粘着系数 s 定义为碰撞到某一面的分子中被面吸收比例,可用式(12)表征。

$$s = \frac{N_{absorb}}{N_{hit}} \quad (12)$$

式中 N_{absorb} 为被面吸收的气体分子数, N_{hit} 为与面碰撞的气体分子数。

当碰撞发生之后,程序将产生一个平均分布的伪随机数,若该数小于粘着系数 s ,则认为该粒子被表面吸附,删除该粒子并按照2.1节生成新的试验粒子进入仿真;反之,若该数大于 s ,则开始计算后续的反射进程。

仿真时定义进气入口面和出口面粘着系数 $s=1$,代表粒子到达入口和出口时被删除。设置侧壁面粘着系数 $s=0$,不考虑材料对气体粒子的沉积作用。

在考虑分子与物体表面作用发生反射时,有两个简单的理想模型,即镜面反射和完全漫反射。本研究考虑表面完全光滑与完全粗糙两种理想情况,当物体表面完全光滑时,采用镜面反射模型,物体表

面完全粗糙时,采用完全漫反射模型^[11]。

镜面反射考虑分子与物体表面的碰撞只改变入射速度法向分量的方向,而不改变其大小与其他速度分量。因此出射流产生的正压力与入射流产生的正压力相同,而出射流产生的剪切应力与入射流产生的剪切应力大小相等,方向相反,总的剪切应力为零,故来流气体与物体表面的能量交换为零。而完全漫反射模型则假定出射分子以物体表面温度相应的麦克斯韦速度分布进行散射。

当分子与物体表面的相互作用介于镜面反射与完全漫反射之间时,引入适应系数。切向动量适应系数 σ ,定义由式(13)表征,法向动量适应系数由式(14)表征,能量适应系数由式(15)表征。

$$\sigma = \frac{\tau_i - \tau_r}{\tau_i - \tau_w} = \frac{\tau_i - \tau_r}{\tau_i} \quad (13)$$

$$\sigma' = \frac{n_i - n_r}{n_i - n_w} \quad (14)$$

$$\alpha = \frac{E_i - E_r}{E_i - E_w} \quad (15)$$

式(13)~(15)中, n, τ 分别表示法向和切向的动量流分量, E 表示能量流,下标*i, r*分别表示入射量和出射量,下标*w*表示完全漫反射情况的出射量。显然, $\tau_w = 0$ 。当完全镜面反射时 $\sigma = \sigma' = \alpha = 0$,在完全漫反射时 $\sigma = \sigma' = \alpha = 1$ 。在一般工业加工的情况下,物体表面的适应系数值接近1,即接近完全漫反射。此情况下反射后应重新设立出射粒子的运动方向和速度。

出射粒子的运动方向可以使用2.2节中提到的方法进行设立,考虑到系统能量守恒,出射粒子的运动速率则可由下述方法确定^[18]。粒子和表面之间的相互作用会引起粒子能量和动量的变化,引用一个0~1之间的随机热适应系数*A*,同时采用麦克斯韦-玻尔兹曼速率分布基于表面温度获得一个新的速率 v_{wall} ,在获得 v_{wall} 之后,则新的出射速度 v_{new} 就可以根据式(16)计算。

$$v_{\text{new}}^2 = v_{\text{old}}^2 + A(v_{\text{wall}}^2 + v'^2 - v_{\text{old}}^2) \quad (16)$$

碰撞前后粒子速率发生了变化,但是平均速率不变,因此表现出的气体温度也不随着碰撞压缩改变。

2.4 统计和计算

表征此系统性能的仿真结果参数有气体收集效率和压缩比。收集效率为稳态时单位时间出口吸收粒子与入口产生粒子的比值;压缩比为仿真区域某两处气压的比值。

在计算压缩比时需要碰撞频率 z 这一参数。当统计得到面*f*上的碰撞数 N_{hit} 后,此面的碰撞频率 z 可根据式(17)计算。

$$z = \frac{N_{\text{hit}} K_{\frac{\text{real}}{\text{virtual}}}}{S} \quad (17)$$

式中*S*为面*f*的面积。

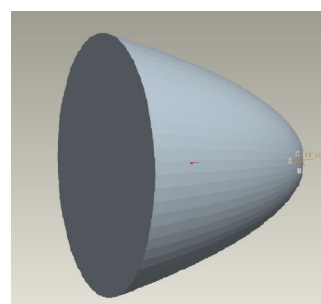
系统内某位置的气压*p*与该位置的气体碰撞率 z 的关系可根据式(18)计算^[13]。

$$p = z \sqrt{2\pi m k_B T} \quad (18)$$

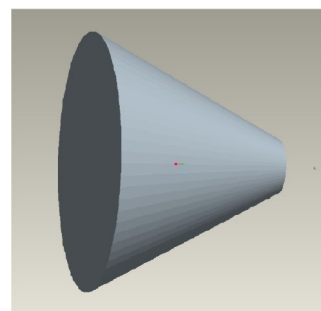
3 结果与讨论

3.1 参数设计

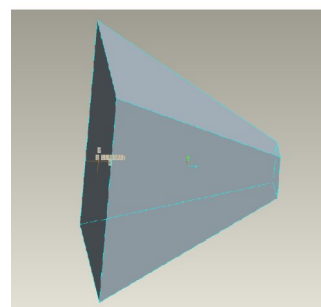
以能够工作在超低轨道下的立方星为应用对象,在适合立方星的内部结构的前提下,对三种不同形状的进气道(抛物线型、圆锥型、棱锥型,如图4所示)进行气体收集性能仿真计算。



(a) Parabolic



(b) Conical



(c) Pyramidal

Fig. 4 Schematic diagram of three types of inlets

进气道的参数设计需要参考立方星的冲压面尺寸、长度和微推进器的半径,设置进气道入口半径为 5cm,出口半径为 1cm,进气道长度在 5,7.5,10,12.5,15cm 之间变化。根据 Wirz 等^[19]的研究发现,出口孔径大小的尺寸是要根据微推进器的半径来选择的。微型离子推进器的平均尺寸为 1~2cm,因此,选择的出口孔径的最小设计尺寸为 1cm,此出口孔径大小也最大程度上缩减了整个系统的占据空间,故在研究入口出口截面比对气体压缩比的影响时,设置出口直径分别为 1,2,3,4,5,6cm 进行仿真。

在实际气体收集装置在轨工作过程中,进气道内部材料以及表面状况即内壁光滑程度对粒子反射方式有很大影响,进而影响气体收集效率。本文仿真中考虑反射为理想镜面反射与漫反射的情况分别进行计算分析。

查找美国标准大气数据资料(U.S. Standard Atmosphere(1976))^[20],显示,离地面 200km 高度处,大气温度为 854.56K,压强 8.474×10^{-5} Pa,大气分子平均自由程 240m,与航天器相对速度为 7.9km/s。结合式(1)定义与理想气体状态方程,可对来流流量进行计算,如式(19)所示。计算可以得到, $Q_i=0.9952\text{cm}^3/\text{min}=0.9952\text{mL}/\text{min}$ 。以此计算结果作为输入数据参考,本文仿真时选取大气温度为 854.56K,来流流量以 0.9952mL/min 进行计算。

$$\frac{8.474 \times 10^{-5} \times 7.9 \times 10^5 \times 60 \times 78.54}{854.56} = \frac{101325 \times Q_i}{273.15}$$

(19)

3.2 仿真结果分析

采用第 2 节所述 TPMC 方法,以入口半径为 5cm,出口半径为 1cm,长度为 10cm 的抛物线型、圆锥型和棱锥型进气道为基础模型,对其气体收集效率进行仿真。图 5 显示了某一时刻 10cm 长的圆锥型进气道在漫反射下的仿真计算图像。图 5 中红点表示被吸附的粒子,蓝点表示从入口新进入的粒子,绿线显示

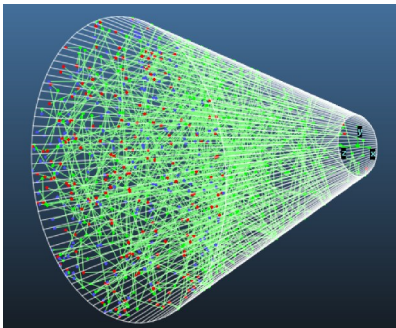


Fig. 5 Simulation image of a 10cm conical inlet under diffuse reflection

粒子在空间中的运动轨迹。

表 1 和表 2 分别给出了漫反射和镜面反射条件下基础模型计算结果与文献[10]中的数据结果对比,从中可以看出计算结果和文献中软件仿真结果整体吻合较好,漫反射条件下误差均<2.4%,镜面反射条件下误差均<9%,验证了本文模型的准确性。

Table 1 Comparison of results under diffuse reflection

Type of inlets	Efficiency of gas collecting (this work)/%	Efficiency of gas collecting (reference)/%	Error/%
Parabolic	8.96	8.75	2.4
Conical	8.38	8.46	0.9
Pyramidal	8.45	8.35	1.2

Table 2 Comparison of results under specular reflection

Type of inlets	Efficiency of gas collecting (this work)/%	Efficiency of gas collecting (reference)/%	Error/%
Parabolic	95.77	94.25	1.6
Conical	26.13	27.06	3.4
Pyramidal	29.17	26.74	9.0

仿真计算进气道入口半径为 5cm,出口半径为 1cm,进气道长度在 5,7.5,10,12.5 和 15cm 之间变化时,不同形状进气道在镜面反射和完全漫反射两种理想条件下的气体收集效率,结果如表 3 所示。

对以上仿真结果做条形图进行对比分析,得到边界漫反射情况下的对比结果如图 6 所示,边界镜面反射的结果如图 7 所示。

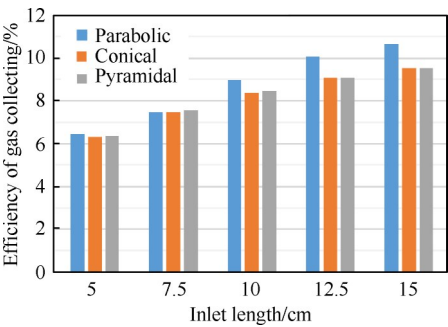


Fig. 6 Simulation results under diffuse reflection

由图 6 可知,在边界漫反射的情况下,由于其较大的随机性,抛物线型、圆锥型和棱锥型进气道的气体收集性能差别较小,然而相比较而言,在每种进气道长度下,抛物线型的收集效率都是稍高的,圆锥型和棱锥型进气道性能无明显差别。收集效率与进气道长度存在正相关关系,且在五种长度设计中 15cm 长抛物线型进气道具有最佳性能。

Table 3 Simulation results of three types of inlets

Entrance radius/cm	Inlet length/cm	Parabolic inlet		Conical inlet		Pyramidal inlet	
		Efficiency of gas collecting(specular reflection)/%	Efficiency of gas collecting(diffuse reflection)/%	Efficiency of gas collecting(specular reflection)/%	Efficiency of gas collecting(diffuse reflection)/%	Efficiency of gas collecting(specular reflection)/%	Efficiency of gas collecting(diffuse reflection)/%
5	5.0	10.20	6.46	8.32	6.32	10.13	6.38
5	7.5	71.27	7.47	17.90	7.50	17.88	7.58
5	10.0	95.77	8.96	26.13	8.38	29.17	8.45
5	12.5	98.76	10.06	42.98	9.07	42.53	9.07
5	15.0	99.88	10.63	57.09	9.55	58.85	9.52

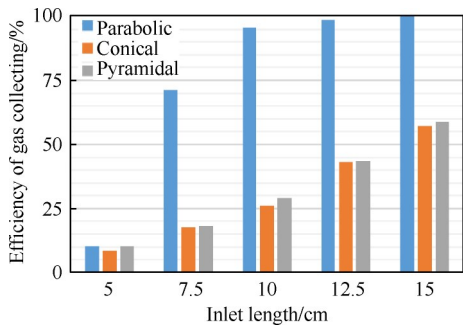


Fig. 7 Simulation results under specular reflection

由图 7 可知,在镜面反射的理想情况下,随着进气道长度的增加,抛物线型、圆锥型和棱锥型进气道的气体收集性能都有显著提升。由于抛物线的光学特性,抛物线型进气道气体收集性能明显优于其他两种形状,且其优势随进气道长度先增大后减小。气体收集效率与进气道长度存在显著的正相关关系。另外可以观察到在 15cm 长度下抛物线型进气道集气效率接近 100%,这是因为其数学焦点在此参数下实际上接近于进气道的出口部位。

综上,在抛物线型、圆锥型、棱锥型这三种几何形状的进气道中,抛物线型具有一定优势,且随着进气道长度的适度增加,这种优势会趋于增大,之后长度带来的性能提升更多的体现在圆锥型和棱锥型进气道上。

气体压缩比是进气道的另外一个重要性能参数,选取镜面反射条件下,5cm 入口半径,1cm 出口半径,10cm 长度的抛物线型进气道作为典型,观察其中心部分平均压力分布,结果如图 8 所示。

根据图 8 的结果可以发现,在靠近进气口的 3/4 段气压升高缓慢,气体压缩速度逐渐加快,进气道对气体的压缩效果主要体现在距离出口处的 1/4 段处,可以实现总压缩效果的 70%。计算出口入口气压可得该结构下的进气道设计能实现空间大气 120 倍的被动压缩效果。

以上已选取 10cm 入口直径,10cm 长度抛物线型

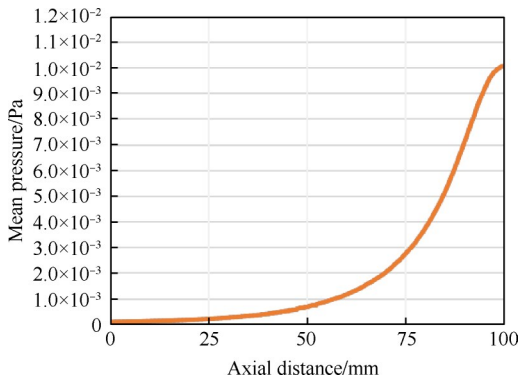


Fig. 8 Average pressure distribution in the center of 10cm parabolic inlet

进气道为典型,以下固定入口面积和进气道长度,改变出口面积,研究进气道入口出口截面比对气体收集效率的影响。

建立直角坐标系,以坐标原点为抛物线型进气道的假想顶点,构建基础方程如式(20)所示的抛物线模型。

$$y(x) = ax^2 \quad (20)$$

改变出口的直径大小,抛物线的参数 a 也会随之发生变化,设定出口直径分别为 1, 2, 3, 4, 5, 6cm, 对出口和焦点的位置进行计算,计算结果如表 4 所示。

Table 4 Parameters of parabola under different outlet diameters

Outlet diameter/cm	a of parabola	Ordinate of outlet/cm	Ordinate of focus/cm
1	0.404	0.101	0.619
2	0.417	0.417	0.600
3	0.439	0.988	0.569
4	0.476	1.904	0.525
5	0.533	3.331	0.469
6	0.625	5.625	0.400

观察计算的数据可以发现,出口直径为 1cm 和 2cm 时,抛物线的焦点位于进气道内,出口直径为 3cm 及以上时,焦点位于进气道外,对这六种情况分

别进行计算仿真,得到结果如表 5 所示。由表 5 可以得知,入出口截面比越小,进气道性能越优。进气道出口直径为 3cm 及以上时,在理想的镜面反射下其集气效率接近 100%,这是由于抛物线的光学性质作用。将漫反射下集气效率数据进行作图分析,结果如图 9 所示。

Table 5 Simulation results of different Outlet diameters			
Outlet diameter/cm	Cross section ratio	Efficiency of gas collecting(specular reflection)/%	Efficiency of gas collecting(diffuse reflection)/%
1	100.00	37.14	2.37
2	25.00	95.77	8.96
3	11.11	99.99	18.32
4	6.25	99.99	29.56
5	4.00	99.99	40.96
6	2.78	99.99	53.49

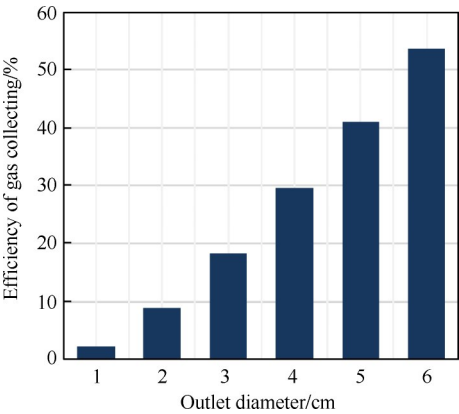


Fig. 9 Simulation results of different outlet diameters under diffuse reflection

观察仿真结果可以发现,随着出口直径的增大,进气道的集气性能大致是线性提升的,同时提升的速度也略微的有所加快。这是由于抛物线焦点的位置在变化,当抛物线的入口出口面积趋于统一时,焦点会越来越远地位于进气道外部,这会增加粒子的收集效率。

这种情况在镜面反射下更容易看到,在出气口直径为 1cm 时,焦点位于进气道内,此时只有 37.14% 的收集效率,而在直径为 3cm 及以上时,焦点位于出口孔前面面,收集效率约为 100%。

图 10 进一步解释了这种现象,对于出口位于焦点之前的抛物线型进气道,此时如果粒子由灰色区域射入,粒子将在推测的反射条件下从壁面反射回来(为了便于解释,图 10 中灰色区域的大小实际上被放大了。如果焦点在出口的后面,则会有大量进入

的粒子被反射回入口。如果焦点与出口对齐或位于出口前面,则气体收集效率将大大增加。

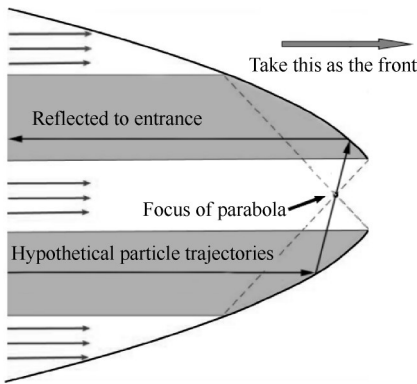


Fig. 10 Particle motion in parabolic inlet under specular reflection

4 结 论

本文以 200km 超低轨道立方星推进装置为原型,进行了被动吸气式电推力器系统中气体收集装置的设计与分析,采用自由分子流模型对气体收集装置内气流进行了仿真,得到如下结论:

(1)在入口出口截面比、长度等一致条件下,三种不同构型的进气道中抛物线型进气道对来流的收集效率最大,性能最佳。

(2)进气道的入口出口截面比越小,即进气口面积越大出气口面积越小时,进气道的集气性能越优。入口面积固定不变时,进气道的集气性能与出气口直径大致是以线性关系提升的,随出气口直径的增大,提升的速度略微有所加快。

(3)进气道长度越大以及进气道内壁越光滑的情况下,气体收集性能越优。当内壁越接近于理想光滑时,长度对抛物线型进气道所带来的提升存在最大收益点。

(4)在镜面反射条件下,以 10cm 进气口直径、2cm 出口直径、10cm 长度的抛物线型进气道作为典型分析,计算得到了该结构理论上可以实现大气 120 倍的被动压缩,压缩效果主要体现在距离进气道出口处的 1/4 段处,可以实现总压缩效果的 70%。

本文仿真过程中假定进气道入出口的粘着系数皆为 1,但实际粘着系数是与出口连接器、进气道模型尺寸以及多种其他多种因素相关,在实际工程中如何确定材料表面的粘着系数,如何合适的气体收集装置材料还有待于深入研究。另外被动式收集可能只适用于对放电室工质密度要求不高的电推

进装置有效,如果对工质密度需求较高,则要更为深入地考虑进一步增加气体压缩比和效率。

致 谢:感谢国家自然科学基金、西安交通大学自主创新能力提升计划项目和中央高校基本科研业务费的资助。

参考文献

- [1] King S T, Walker M L R, Chianese S G. Atmospheric Electric Propulsion Mission Performance Tool[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2014, 51(3): 931-937.
- [2] Feili D, Lotz B, Meyer B, et al. Testing and Comprehensive Modeling of a GIE Utilizing Atmospheric Propellants[C]. *Washington: 33rd International Electric Propulsion Conference*, 2013.
- [3] Diamant K. A 2-Stage Cylindrical Hall Thruster for Air Breathing Electric Propulsion[C]. *Nashville: 46th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, 2010.
- [4] Diamant K D. Microwave Cathode for Air Breathing Electric Propulsion[C]. *Ann Arbor: 31st International Electric Propulsion Conference*, 2009.
- [5] Kirtley D, Slough J, Pihl C, et al. Pulsed Plasmoid Propulsion: Air-Breathing Electromagnetic Propulsion[C]. *Wiesbaden: 32nd International Electric Propulsion Conference*, 2011.
- [6] Nishiyama K. Air Breathing Ion Engine Concept[C]. *Bremen: International Astronautical Congress of the International Astronautical Federation*, 2013.
- [7] McGuire T, Sedwick R. Assisted Orbital Transfer Vehicles Utilizing Atmosphere Ingestion[C]. *Nevada: Aerospace Sciences Meeting & Exhibit*, 2013.
- [8] Li Y, Chen X, Li D, et al. Design and Analysis of Vacuum Air-Intake Device Used in Air-Breathing Electric Propulsion[J]. *Vacuum*, 2015, 120: 89-95.
- [9] 任琼英, 郑慧奇, 丁 亮, 等. 超低轨吸气式螺旋波电推进概念研究[C]. 南京: 第十四届中国电推进学术会议, 2018.
- [10] Jackson S W, Marshall R. Conceptual Design of an Air-Breathing Electric Thruster for CubeSat Applications[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2018, 55(3): 632-639.
- [11] 樊 菁. 稀薄气体动力学: 进展与应用[J]. *力学进展*, 2013, 43(2): 185-201.
- [12] Plotnikov, M Y, Shkarupa V E, et al. Statistical Error and Optimal Parameters of the Test Particle Monte Carlo Method[J]. *American Institute of Physics Conference Proceedings*, 2012, 1501(1): 880-886.
- [13] 刘佰奇, 马永胜, 郭迪舟, 等. 事件触发式实验粒子蒙特卡洛方法模拟分子流真空系统的三维压力分布[J]. *真空科学与技术学报*, 2018, 38(5): 363-368.
- [14] Greenwood J. The Correct and Incorrect Generation of a Cosine Distribution of Scattered Particles for Monte-Carlo Modelling of Vacuum Systems[J]. *Vacuum*, 2002, 67(2): 217-222.
- [15] Matsumoto M, Nishimura T. Mersenne Twister: A 623-Dimensionally Equidistributed Uniform Pseudo-Random Number Generator[J]. *ACM Transactions on Modeling and Computer Simulation*, 1998, 8(1): 3-30.
- [16] Maxwell J C. Illustrations of the Dynamical Theory of Gases[M]. *Edinburgh: Taylor & Francis Group*, 1965.
- [17] Wolfgang, Hö rmann, Josef Leydold. Continuous Random Variate Generation by Fast Numerical Inversion[J]. *ACM Transactions on Modeling & Computer Simulation*, 2003, 13(4): 347-362.
- [18] Matsumoto H, Kanamori K. Monte Carlo Simulation of Rarefied Gas Flow Induced by Wall Temperature Gradient[J]. *American Institute of Physics Conference Proceedings*, 2012, 1501(1): 661-666.
- [19] Wirz R, Polk J, Marrese C, et al. Development and Testing of a 3cm Electron Bombardment Micro-Ion Thruster[C]. *Pasadena: International Electric Propulsion Conference*, 2001.
- [20] Oceanographic N, Noaa A. U.S. Standard Atmosphere[M]. *San Francisco: National Oceanic and Atmospheric Administration*, 1976.

(编辑:张 贺)