

氙离子推力器阳极工质分配方式优化

孔令轩, 顾 左, 郭德洲, 杨福全, 王 蒙

(中国空间技术研究院 兰州空间技术物理研究所

真空技术与物理国家级重点实验室, 兰州 730000)

摘 要: 使用两种数值方法研究微尺度下惰性气体的流动现象, 验证表明壁面速度滑移条件的 N-S (Navier-Stokes) 方法能够较好地模拟离子推力器气体分配环内工质流动特性. 为了降低氙工质注入放电室过程中气流速度, 并改善其周向均匀性, 针对现有气体分配环构型提出符合 4 级环切场离子推力器放电特性的改进方案: 增加 2 级供气通道, 进行双侧 45° 角开孔并增加气孔数目. 数值计算表明: 结构优化后氙气进入放电室周向均匀性提高 37%, 气流速度降低 32%; 推力器装配优化方案气体分配环进行实验, 大束流工况下束离子电离能耗自 183 W/A 下降至 167 W/A, 离子推力器放电室性能得到了提高.

关 键 词: 氙离子推力器; 阳极; 放电室优化; 气体分配环; 束离子电离能耗

中图分类号: V439.4

文献标志码: A

Optimization of anode propellant allocation on xenon ion thruster

KONG Ling-xuan, GU Zuo, GUO De-zhou,

YANG Fu-quan, WANG Meng

(Science and Technology on Vacuum and Physics Laboratory,

Lanzhou Institute of Physics,

China Academy of Space Technology, Lanzhou 730000, China)

Abstract: Approach of micro-scale similar flow field of inert gas was obtained with two numerical methods. It was verified that the flow characteristics of ion thruster's propellant distributor could be better simulated under first-order velocity slip boundary condition by N-S (Navier-Stokes) method. Based on xenon flow features and discharge characteristics of four-ring-cusp discharge chamber, improvement scheme was proposed for decelerating injection velocity and ameliorating circumferential uniformity of propellant. Dual-stage distributor was utilized and extra amounts of orifices were arranged at 45° on both sides. Calculation results demonstrate that after conducting the improvement scheme, circumferential uniformity of xenon has an amelioration of 37% while the speed of flow has a decrease of 32%. Furthermore, experimental results illustrate that ion production cost has dropped from 183 W/A to 167 W/A at maximum throttle condition, and performance of discharge chamber has improved.

收稿日期: 2016-05-13

基金项目: 真空技术与物理国家级重点实验室基金(9140C550206150C55013)

作者简介: 孔令轩(1988—), 男, 博士生, 主要从事宇航推进技术研究. E-mail: lxxkong@foxmail.com

通讯作者: 顾左(1964—), 男, 研究员、博士生导师, 博士, 主要从事空间电推进技术研究. E-mail: guuzuu@sohu.com

引用格式: 孔令轩, 顾左, 郭德洲, 等. 离子推力器阳极工质分配方式优化[J]. 航空动力学报, 2017, 32(3): 756-761. KONG Lingxuan, GU Zuo, GUO Dezhou, et al. Optimization of anode propellant allocation on xenon ion thruster[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(3): 756-761.

Key words: xenon ion thruster; anode; discharge chamber; propellant distributor; ion production cost

较传统化学推进方式,离子推力器具有高比冲和高效率的优势,可大大节省推进剂携带量,增加航天器有效载荷比例^[1-3]。随着我国全电推卫星平台的建设需求和行星探测等大型航天任务部署规划,大推力离子推力器的研究发展成为迫切需求。显然,在保证较高推进剂利用率、束流平直度和低双荷离子比例情况下,须增大工质流率以提高推力。以美国国家航空航天局(NASA)论证研制的先进氙离子推力器NEXT^[4-5]为例,其功率调节范围达到0.54~6.83 kW,在保证其工质利用率满足88%~90%的情况下,阳极供气体积流率最大可达4.84 mg/s。

氙离子推力器中,氙工质由位于阳极筒内壁的气体分配环装置喷入放电室发生电离,中性原子在放电室内自由程如式(1)^[6]所示,其中 n_e 为电子密度, v_n 为工质原子速度,电离系数 $\langle\sigma v_e\rangle$ 对于确定的工质基本恒定,故工质气体进入放电室速度越小,则碰撞前自由程越短,中性原子更易发生电离。因此对流量分配机构的设计,应尽量降低工质气体在放电室内的喷射速度,减少从栅极逸出的工质气体。在大流率条件下,阳极工质气体的分布对推力器性能影响更是不容忽视。

$$\lambda = \frac{v_n}{n_e \langle\sigma v_e\rangle} \quad (1)$$

早期Janes等^[7]使用等离子体诊断手段发现放电通道内存在周向放电不均匀的现象,密歇根大学Reid^[8]利用计算和实验发现中性气体注入放电室不均会导致性能下降,改善阳极工质注入的均匀性能够减少原初电子向阳极的直接运动,并提高放电稳定性,提出气体喷射应朝磁感线密集方向。日本学者Hayakawa等^[9]在14 cm三级环切场推力器研制过程中,将阳极供气气孔朝向底部磁环与中间磁环中线方向,获得了良好的效果。Nakayama等^[10]通过放电室内压力测量比较了阳极中心单入口供气和环管供气,发现前者造成放电室内中性气体分布不均匀且平均压力较低,而环管供气改善了这一问题,延长了中性气体在放电室内的滞留时间,提高了电离效率。然而前人研究并未针对4级环切磁场离子推力器工质分配方式提出具体工程指导,NASA研制XIPS(xenon ion propulsion system)系列^[11-12]不同功率推力器过程中,增加了屏栅极反向供气方案,并

未针对中性气体在放电室周向分布不均匀进行优化。目前大功率离子推力器阳极工质分配方式尚存在进一步优化以提高放电室性能的空间。

本文根据惰性气体在微尺度管道中的流动现象分析了氙离子推力器放电室工质分配环中流动特性,比较两种数值方法在研究该问题中的适用性,依据气体分配环内工质流动特性和4级场离子推力器放电特性提出气体分配环结构设计的优化建议,并经计算和实验手段进行了验证。

1 流动特性分析

氙离子推力器工作过程中,高压气瓶内的Xe通过减压阀调节至0.3 MPa,通过多路供气管路分别对主阴极、中和器阴极和放电室进行供气。在5 kW级推力器大推力工况下,阳极供气流量为3.9 mg/s,经0.5~4 mm直径管道进入气体分配环。Xe在该过程中流动状态根据两个重要无量纲数Knudsen数(Kn)^[13]和Reynold数(Re)^[14]判断,其中

$$Kn = \frac{\lambda}{d} = \frac{1}{n\sigma d} \quad (2)$$

$$Re = \frac{\rho u d}{\mu} = \frac{d}{\mu} \cdot \frac{Q}{A} \cdot \frac{PM}{RT} \quad (3)$$

当来流压力为1~5 kPa范围内时,其流量为 10^{-3} mg/s量级;此时 $Kn < 0.1$,流动处于连续介质区及速度滑移区;而 $Re < 3\,000$,流动处于层流或低雷诺数流动区域。

南加州大学Ketsdever, Lilly等^[15-17]曾针对该尺度下微型管道内惰性气体流动问题进行研究,实验测量空间微推力装置(nNTS)中薄壁孔壁厚/直径比对推力的影响,并获取了不同来流总压下流经薄壁孔的He工质质量流量。该实验中,295 K温度的氦气经节流阀进入增压室,通过直径为1 mm,厚度为1.2 mm的薄壁孔喷入真空度为 10^{-4} Pa的真空仓,过程中设备压力不高于0.1 Pa。以下分别使用基于分子动力学的直接蒙特卡罗方法(DSMC)和基于连续流动的计算流体力学(CFD)方法^[18]研究该流动状态。

1.1 分子动力学方法

针对该问题建立如图1所示8 mm×4 mm的计算区域,薄壁孔区域为1.2 mm×0.5 mm;对分子碰撞对的抽样选择采用随机取样频率RSF

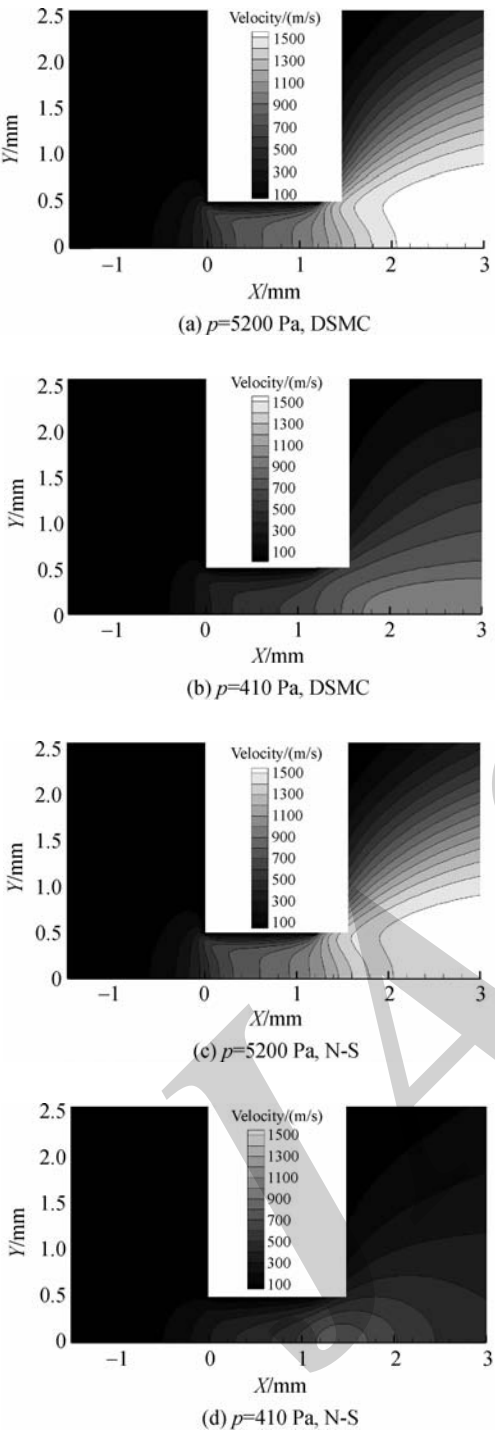


图 1 不同来流总压条件下速度分布

Fig. 1 Velocity distribution under different inflow total pressures

(random damping frequency) 方法; 分子间势能假设为变径硬球 VHS(variable hard sphere) 模型; 使用 Borgnakke-Larsen 模型按照平衡态分布原则对碰撞后的分子进行能量分配; 而在分子与壁面作用过程中使用镜面反射模型^[19-20].

入口条件随总压变化, 来流总压大于 2 kPa 时, 统计粒子个数为 3×10^7 , 小于该压力采用粒

子个数为 3×10^6 ; 计算步长 Δt 为 $0.03 \mu\text{s}$, 约 10 万步之后计算达到收敛.

1.2 连续流体方法

使用 CFD 软件 Fluent 隐式耦合求解二维 Navier-Stokes 方程, 计算区域同图 1 所示, 在该区域内生成结构化网格, 网格数目为 20 000; 流动处于速度滑移区, 对于腔体及孔壁等壁面条件, 使用 1 阶速度滑移条件进行修正. 为了模拟在不同来流总压条件下的流动, 采用低雷诺数的 $k-\epsilon$ 湍流模型, 并使用自定义函数 UDF (user defined function) 定义来流总压 (p) 逐渐降低, 得到薄壁孔内流量随来流总压变化曲线如图 2 所示.

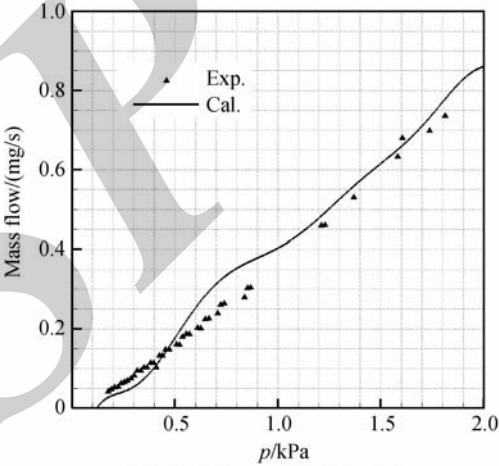


图 2 流量随来流总压变化曲线

Fig. 2 Mass flow as a function of plenum inflow total pressure

1.3 比较与分析

计算结果中选取高、低总压两种工况进行对比, 如图 1 所示. 在计算中, 定义当地 $Kn = \rho / (d\rho/dx)$ 进行统计, 表 1 所示为不同工况下流量的计算值结果与实验测量结果比较.

薄壁孔左侧为高压低速区, 在该区域两种数值方法计算结果在不同来流总压条件下均极为相似; 在来流总压为 5 kPa 时, 薄壁孔区域 Kn 远小于 0.01, 流动处于连续流动状态, 此时两种计算方法对于气体膨胀羽流特性的捕捉近乎相同; 当来流总压下降到 410 Pa 时, 孔区域 Kn 上升到 0.04, 在羽流区域达到 10^{-1} 甚至 10^1 量级, 此时在薄壁孔区域内气体流动处于滑移领域, 而羽流区处于过渡流及分子流领域, 由于 Boltzmann 方程推导出 N-S 方程过程中将 Kn 做 1 阶无穷小处理, 故而在该区域 N-S 方法不再适用.

表 1 不同工况下流量的计算值与实验值比较

Table 1 Comparison of mass flow under different cases between experiment and numerical calculation

p/Pa	Kn	流量/(mg/s)		
		DSMC	N-S	实验结果
410	0.040	0.131	0.087	0.102
1071	0.016	0.439	0.387	0.419
1605	0.012	0.651	0.692	0.679
2142	0.008	0.957	0.928	0.937
3570	0.005	1.642	1.723	1.764
5200	0.003	2.553	2.582	2.811

高低压来流条件下 Kn 始终小于 0.1,而表 1 显示 N-S 方法获取流量同实验结果最大误差在 15% 范围内. 这意味着在相似几何尺度和来流条件下,N-S 方法依然适用于离子推力器气体分配环内部流动的模拟^[21],但工质气体在背压为 0.01 Pa 的放电室内的扩散过程,则必须使用分子动力学方法研究分析. 图 2 截取来流总压为 0~2 kPa 范围内 N-S 流量计算结果同实验值进行比较,发现两者吻合区域基本覆盖了离子推力器气体分配环内所处流动区域.

2 气体分配环流场分析

2.1 单级结构气体分配环

广泛使用于现有 Kaufman 型离子推力器上的气体分配环为单管结构,管道内径 4 mm,工质从其一侧直径 2 mm 的管道进入,经 60×Φ1 mm 的薄壁孔进入放电室;其流场如图 3 所示,在该区域内使用 ICEM 软件生成结构化网格;在 Xe 流量为 3.9 mg/s 工况下使用前文验证过的 N-S 数值方法进行计算.

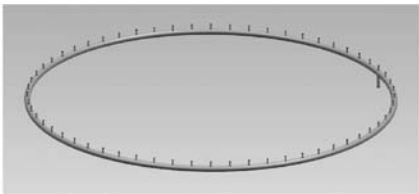


图 3 单级结构气体分配环流场

Fig. 3 Flow field of single-stage propellant distributor

图 4 中取进口所在方位角 $\theta=0^\circ, 90^\circ, 180^\circ, 270^\circ$ 共 4 个截面观察其速度分布. 明显地,进气口所在位置附近工质进入放电室的速度要高于其他

位置;由于细长管道的流阻较大,离入口较远的出口气流速度较低,而较近的出口速度较高. 该情况下,工质气体在放电室周向分布严重不均匀,高速区域电离不充分,工质利用率低;通过增强磁场等手段来提高电离效率易导致放电不稳定,在保证束流的情况下放电损失大幅增加;周向中性原子分布不均,存在部分区域高能电子与 Xe^+ 碰撞生成 Xe^{++} 几率提高^[22-23],高能双荷离子对栅极、触持极、阳极表面轰击溅射导致离子推力器寿命和可靠性降低^[24].

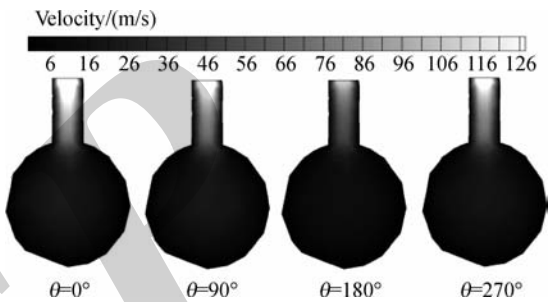


图 4 单级结构气体分配环不同截面上工质气体速度分布

Fig. 4 Velocity distribution on different cross sections of single-stage propellant distributor

2.2 2 级结构气体分配环

鉴于单级结构气体分配环的不足之处,对其结构进行优化设计,旨在使 Xe 工质以尽可能低的速度均匀进入放电室. 增加进气管路可以有效地提高出口均匀性,但该手段必然导致储供系统的复杂化,因此考虑将气体分配环设计为 2 级结构,工质从进气管路进入单级气体分配环之后减速增压,通过均布的 60×Φ0.5 mm 薄壁孔进入 2 级气体分配环,经 2 级气体分配环上气孔进入放电室. 为了配合目前使用的 4 级环形会切磁场方案,2 级气体分配环采用双侧 45°角 2×60×Φ0.5 mm,以提高阴极磁环-底部磁环处及底部磁环-中间磁环处中性原子密度.

2 级结构气体分配环流场如图 5 所示. 图 6

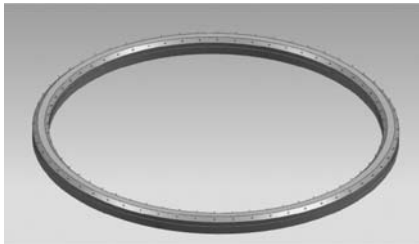


图 5 2 级结构气体分配环流场

Fig. 5 Flow field of dual-stage propellant distributor

为对应 4 个截面上工质气体速度分布. 对比单管气体分配环, 出口处气流速度明显降低, 且各出口处气流均匀性得到了改善.

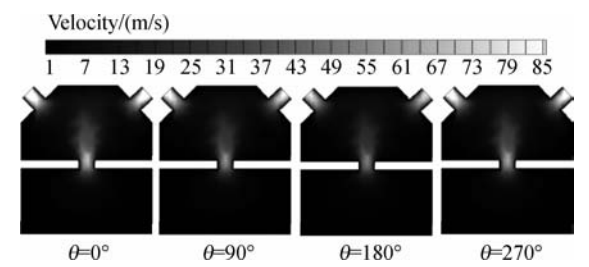


图 6 2 级结构气体分配环不同截面上工质气体速度分布
Fig. 6 Velocity distribution on different cross sections of dual-stage propellant distributor

3 优化结果分析

比较单级结构气体分配环和优化后 2 级结构气体分配环出口处气流参数, 如表 2 所示, 优化后出口平均速度($\bar{v}$)降低 32%, 最高速度($v_{\max}$)与最低速度($v_{\min}$)之差同时大幅降低, 若以各出口速度标准差(Δ)表征气流均匀性, 计算发现其均匀性提升 37%.

表 2 不同构型气体分配环气孔出口参数比较
Table 2 Comparison of flow parameters at exits with different propellant distributor orifices

气体分配环 结构形式	$\bar{v}/(\text{m/s})$	Δ	$v_{\max}/(\text{m/s})$	$v_{\min}/(\text{m/s})$
单级结构	99.39	8.56	120.52	80.36
2 级结构	67.54	5.38	75.61	59.94

将装配有 2 级结构阳极气体分配环的离子推力器安装于兰州空间技术物理研究所 TS-6S 电推进实验台, 5 kW 级推力器在大推力工况下进行实验. 仓内压强保持在 4.5×10^{-3} Pa 以下; 主阴极、阳极、中和器阴极流量分别为 0.244, 3.76, 0.15 mg/s. 表 3 为安装有不同构型气体分配环下 5 kW 氙离子推力器实验参数对比.

表 3 中阳极当量电流采用 $I = qeN_a/M$ 计算得到, 束离子电离能耗由 $\epsilon_b = (I_d V_d + I_{ck} V_{ck})/I_b$ 计算得到. 结果显示, 在引出束流、屏栅极电参数、工质利用率相当的情况下, 束离子电离能耗从 183 W/A 下降到 167 W/A, 降幅约达 9%, 阳极电

压从 35 V 下降到 31.3 V. 这表明, 减小工质气体进入放电区域的速度, 并提高其在放电室周向分布的均匀性, 有效提高了电离效率, 双侧供气, 增加气孔数量更加符合 4 级环切磁场下的放电特性.

表 3 不同构型气体分配环下 5 kW 氙离子推力器大功率
工况实验结果

Table 3 Experimental results of 5 kW xenon ion thruster with different propellant distributor

实验 参数	气体分配环结构形式			
	单级结构		2 级结构	
	电压/V	电流/A	电压/V	电流/A
阳极	35	19.66	31.3	19.97
主阴极触持极	8.6	0.6	8.3	0.6
屏栅极	1 204	3.78	1 188	3.76
加速栅	−300	0.326	−300	0.385
中和器触持极	15.2	1.6	14.8	1.6
当量电流/A	4.4		4.4	
束离子电离 能耗/(W/A)	183		167	
工质利用率/%	86		85	

4 结 论

论文针对大推力离子推力器, 分析了氙工质在进入放电室过程中的流动特性; 比较了两种数值方法在该过程中的适用性; 根据离子推力器放电室工作特性对现有气体分配环构型提出了改进建议, 并使用数值仿真及实验进行验证, 得出以下结论:

1) 离子推力器在大流量工况下, 放电室工质分配机构中流动状态处于速度滑移区, 使用 1 阶滑移壁面条件的 N-S 方法处理能够得到与实际较为符合的结果, 而进入放电室后为分子流状态, 该方法不再适用.

2) 采用 2 级结构, 双侧开孔的优化结构气体分配环, 使工质进入放电室速度降低 32%, 工质在放电室内周向均匀性大幅提高, 在阴极磁环-底部磁环处及底部磁环-中间磁环处中性原子密度得到提高, 更加符合 4 级环形会切磁场离子推力器放电特性. 装配优化结构气体分配环后, 离子推力器束离子电离能耗由 183 W/A 下降至 167 W/A.

在下一阶段的研究中, 将采用等离子体诊断配合数值模拟的手段研究放电区域中性原子的分

布对电离过程的影响机理,进一步优化离子推力器工质分配方式以提高其性能。

参考文献:

[1] Shastry R, Herman D A, Soulas G C, et al. Status of NASA's evolutionary xenon thruster(NEXT) long-duration test as of 50 000 h and 900 kg throughput[R]. IEPC-2013-121, 2013.

[2] Oleson S, Gefert L, Benson S, et al. Mission advantages of NEXT: NASA's evolutionary xenon thruster[R]. AIAA 2002-3969, 2002.

[3] 赵以德, 吴先明, 王亮, 等. LIPS-400 离子推力器方案设计研究[R]. 上海: 第十届中国电推进技术学术研讨会, 2014.

[4] Patterson M J, Foster J E, Haag T. W, et al. NEXT: NASA's evolutionary xenon thruster[R]. AIAA 2002-3832, 2002.

[5] Elliott F W, Foster J E, Patterson M J. An overview of the high power electric propulsion program[R]. AIAA 2004-3453, 2004.

[6] Goebel D M, Katz I. Fundamentals of electric propulsion: ion and hall thrusters[M]. Hoboken: John Wiley and Sons, 2008.

[7] Janes G S, Lowder R S. Anomalous electron diffusion and ion acceleration in a low density plasma[J]. Physics of Fluids, 1966, 9(6): 1115-1123.

[8] Reid B M. The influence of neutral flow rate in the operation of hall thrusters[D]. Michigan, USA: University of Michigan, 2009.

[9] Hayakawa Y, Miyazaki K, Kitamura S. Performance test of a 14 cm xenon ion thruster[R]. Nashville, TN: AIAA/SAE/SAME/ASEE 28th Joint Propulsion Conference and Exhibit, 1992.

[10] Nakayama Y, Narisawa K. Neutral pressure measurement in an ion thruster discharge chamber[R]. IEPC 2013-106, 2013.

[11] Beattie J R, Matossian J N, Poeschel R L, et al. Xenon ion propulsion subsystem[J]. Journal of Propulsion and Power, 1971, 5(4): 438-444.

[12] Herman D A, Gallimore A D. Comparison of discharge plasma parameters in a 30-cm NSTAR type ion engine with and without beam extraction[R]. AIAA-2003-5162, 2003.

[13] 陈熙. 热等离子体传热与流动[M]. 北京: 科学出版社, 2009.

[14] Anderson J D. Fundamentals of aerodynamics[M]. New York: McGraw, Hill, 1984.

[15] Ketsdever A D, Clabough M T, Gimelshein S F, et al. Experimental and numerical determination of micropropulsion device efficiencies at low Reynolds numbers[J]. AIAA Journal, 2015, 43(3): 633-641.

[16] Lilly T, Selden N P, Gimelshein S F, et al. Numerical and experimental study of low Reynolds number flow through thin-walled orifice and short circular tube[R]. AIAA-2004-2385, 2004.

[17] Lilly T, Selden N P, Gimelshein S F, et al. Measurements and computations of mass flow and momentum flux through short tubes in rarefied gases[J]. Physics of Fluids, 2006, 18(9): 4173-4180.

[18] 王保国. 稀薄气体动力学计算[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2013.

[19] Bird G A. Molecular gas dynamics and the direct simulation of gas flows[M]. New York: Oxford University Press, 1994.

[20] 王保国, 李学东, 刘淑艳. 高温高速稀薄流的 DSMC 算法与流场传热分析[J]. 航空动力学报, 2010, 25(6): 1203-1220.

WANG Baoguo, LI Xuedong, LIU Shuyan. DSMC algorithm and heat transfer analysis of high temperature and high velocity rarefied gas flow[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(6): 1203-1220. (in Chinese)

[21] 许艳芝, 朱惠人, 郑杰. 克努森数在微尺度相似流动特性研究中的作用[J]. 航空动力学报, 2013, 28(8): 1752-1758.

XU Yanzhi, ZHU Hui ren, ZHENG Jie. Effect of Knudsen number on microscale similar flow characteristics[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(8): 1752-1758. (in Chinese)

[22] Peters R, Wilbur P. Double ion production in mercury thrusters[R]. NASA CR-135019, 1976.

[23] Khayms V. Advanced propulsion for microsatellites[D]. Cambridge, USA: Massachusetts Institute of Technology, 2000.

[24] 刘畅, 汤海滨, 张振鹏, 等. 离子发动机加速栅极腐蚀深度的 DFF 测量与数值模拟[J]. 航空动力学报, 2008, 23(3): 574-579.

LIU Chang, TANG Haibin, ZHANG Zhenpeng, et al. Numerical simulation and DFF measurement of ion thruster accelerator grid erosion depth[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(3): 574-579. (in Chinese)

(编辑: 叶 青)