文章编号:1000-8055(2020)10-2216-07 doi:10.13224/j.cnki.jasp.2020.10.022

Maxwell 模型中 keV 能量的 Xe 粒子对铜表面的适应系数

商圣飞[1,2]，姜利祥[1,2]，向树红[1]，蔡国飙[3]，贺碧蛟[3]，王文龙[4]
(1. 中国空间技术研究院 北京卫星环境工程研究所，北京 100094；
2. 北京卫星环境工程研究所 可靠性与环境工程技术重点实验室，北京 100094；
3. 北京航空航天大学 宇航学院，北京 100191；
4. 中国空间技术研究院 北京空间飞行器总体部，北京 100094)

摘　　要：使用热流传感器对氙离子推力器轴向距离为 500、700 mm 和 900 mm，径向角度为 0°～15°(推力器出口平面中心为圆心，推力器出口轴线为 0°)范围内羽流热流密度的分布进行了实验研究，获得了热流随角度和半径变化的实验数据。采用 PIC-DSMC (particle in cell direct simulation of Monte Carlo)算法在不同适应系数下对实验条件进行仿真分析，对比仿真结果和实验结果得到适应系数。结果表明：keV 能量的 Xe 粒子对热流传感器表面(铜)的适应系数接近 1。

关　键　词：电推进羽流；热流分布；适应系数；粒子与壁面相互作用；Maxwell 模型
中图分类号：V439$^+$.1　　**文献标志码**：A

Adaptation coefficient of keV energy Xe particles to copper surface in Maxwell model

SHANG Shengfei[1,2], JIANG Lixiang[1,2], XIANG Shuhong[1],
CAI Guobiao[3], HE Bijiao[3], WANG Wenlong[4]
(1. Beijing Institute of Spacecraft Environment Engineering,
China Academy of Space Technology, Beijing 100094, China;
2. National Key Laboratory of Science and Technology on Reliability and Environmental Engineering, Beijing Institute of Spacecraft Environment Engineering, Beijing 100094, China;
3. School of Astronautics,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;
4. Beijing Institute of Spacecraft System Engineering,
China Academy of Space Technology, Beijing 100094, China)

Abstract: Experimental study was carried out on the ion thruster plume thermal effect within the scope of thruster exit radius of 500, 700 mm and 900 mm, the angle of 0°—15° (assuming the thruster exit plane as the center of the circle, thruster exit axis as 0°) with the help of the heat flux sensor. PIC-DSMC (particle in cell direct simulation of Monte Carlo) algorithm was used to simulate the experimental conditions under different adaptation coefficients. The results showed that the adaptation coefficient of keV energy Xe particles to the

收稿日期:2020-03-19

作者简介:商圣飞(1989－)，男，工程师，博士，主要从事电推进羽流力热效应、等离子体溅射效应高超声速力热效应的相关研究。

引用格式:商圣飞，姜利祥，向树红，等. Maxwell 模型中 keV 能量的 Xe 粒子对铜表面的适应系数[J]. 航空动力学报，2020，35(10)：2216-2222. SHANG Shengfei，JIANG Lixiang，XIANG Shuhong，et al. Adaptation coefficient of keV energy Xe particles to copper surface in Maxwell model[J]. Journal of Aerospace Power，2020，35(10)：2216-2222.

surface (copper) of the heat flow sensor was close to 1.

Key words: electric propulsion plume; heat flux distribution; adaptation coefficient; particle wall interaction; Maxwell model

离子推力器具有比冲高、推力小、寿命长、能重复起动、推进剂利用率高等优点[1],它的应用可显著增加航天器的有效载荷、延长其使用寿命、降低其发射成本,并且已经成功运用于姿态控制、位置保持、阻力补偿和深空探测等任务[2-3]。航天器应用电推进技术以后,由于其特殊的羽流环境,会改变航天器周围的等离子体环境,使航天器带来电、磁、热等方面环境的改变,由此会造成诸如航天器表面带电、电磁干扰、热敏感表面热性随之改变等一系列影响。离子推力器热效应主要指束流高能离子对航天器表面碰撞产生热量交换,使航天器处在一个热环境中,造成航天器表面温度升高和材料损坏[4],进而使航天器的工作质量严重下降,严重时将导致航天器整体无法工作,进而航天任务失败。

对电推进热效应的研究主要有 3 种:在轨实验研究、地面实验研究、仿真分析。在轨实验由于存在的机会相对少,并且添加的测量设备给在轨飞行任务增加载荷,造成实验成本加大,并且实验测量设备的安装等还要受具体任务的限制;数值模拟仿真虽然能够反映电推进羽流的相对真实的面貌,比较灵活和计算成本比较低,但是需要与实验结果进行对比验证,确定仿真模型的精度和可信度;而地面真空舱羽流诊断实验是最直接有效的模拟在轨飞行实验,方便控制,获取实验数据也方便。为了解离子推力器羽流对航天器的热效应情况,探究离子推力器羽流热效应具体的分布,需要实验得到热流密度的大小为仿真分析提供数据支持。然而关于电推力器羽流的热效应实验诊断的正式发表的文献较少。可查文献中主要有美国的密歇根大学[5-6]对稳态等离子体推力器 SPT (stationary plasma thrusters)-100 霍尔推力器的研究以及美国奥斯汀大学针以螺旋波等离子体[7]为研究对象对氩放电过程进行了热效应诊断实验的研究。

仿真分析是上述几种研究方法中最经济、方便的手段,但是目前研究高能粒子对壁面相互作用的模型还不成熟。目前还没有 Maxwell 模型中的适应系数在 keV 能量的粒子轰击材料表面的数据。为了了解 20 cm 离子推力器的羽流热效应的分布情况,同时为仿真算法提供数据支持,本文使用了热流传感器对羽流的热流密度进行了测量。通过 PIC-DSMC(particle in cell direct simulation of Monte Carlo)算法在不同适应系数下的热流仿真结果与实验结果进行对比得到 keV 能量下的 Xe 粒子对热流传感器表面的适应系数。

1　20 cm 离子推力器热流密度测量

1.1　实验系统介绍

本次 20 cm 氙离子推力器羽流热效应实验在北京航空航天大学真空羽流实验系统(PES)[8-10]中完成。整个实验系统由 3 部分构成:真空羽流实验系统、离子推力器系统以及热流传感器测量系统。

1.1.1　真空羽流实验系统(PES)

真空羽流实验系统主要由真空舱、干泵、罗茨泵、分子泵、低温泵,液氮热沉组成的抽气系统、电气控制系统以及储供系统构成。其中真空舱为圆柱形卧式结构,主体结构材料为不锈钢最大外直径为 5.5 m,总长为 12.8 m,内有双层防溅射分子屏[11-12]。对于本次 20 cm 离子推力器羽流热效应实验其动态真空度为 8.1×10^{-4} Pa。真空羽流实验系统,如图 1 所示。



图 1　真空羽流效应实验系统(PES)

Fig. 1　Vacuum plume effect experiment system (PES)

1.1.2　离子推力器

本次实验使用兰州物理研究所设计的 20 cm 氙离子推力器,其主要性能有:推力为 40±4 mN;比冲为 3 000±300 s;功率为 1 300 W。其工作工质为 Xe 气。表 1[12]给出了推力器的工作参数,推力器的更多参数可参考文献[13]。

表 1 20 cm 离子推力器工作参数[12]

Table 1 Operational parameters of the 20 cm ion thruster[12]

额定工作参数	数值
屏栅电压/V	1000
束电流/A	0.8
加速栅电压/V	−180
阴极 Xe 体积流量/sccm	1.4
放电室主 Xe 体积流量/sccm	11.24
中和器 Xe 体积流量/sccm	1.4
束发散角/(°)	16

1.1.3 热流传感器

热流传感器测量系统主要是热流计、信号转换装置和电流信号采集系统组成。本文采用 Schmidt-Boelter 热流传感器是基于空间温度梯度的原理、利用热电堆测量温差的方法(有关热电堆的基本原理读者可查阅文献[14])来测量通过其的热流通量[15-16]。Schmidt-Boelter 传感器由成螺旋状缠绕在一个电绝缘薄片上的康铜(铜镍合金)丝制成,且薄片半边的康铜丝表面具有电镀铜。这个工艺在薄片两面的电镀终端创建了一排热电偶结点,这些热电偶可以测量通过由薄片构成的热阻抗层的温度差。传感器具体参数如表 2 所示。

表 2 热流传感器工作参数

Table 2 Operational parameter of the heat flux sensor

参数	数值及详情
量程/(kW/m²)	10
输出信号/mV	10(FS)
最高容许传感器温度/℃	204
响应时间/ms	≤100
超量程/%	150(FS)
最大非线性度/%	±2(FS)
重复性/%	±1/2
精度/%	±3(FS)

注:表中 FS 表示满量程。

1.1.4 测点布置

热流传感器的测点布置位于以离子推力出口平面中心、热流传感器表面圆心三点组成的水平面内。以推力器出口平面中心为实际测量点的圆心,推力器出口中心线为 0°,热流测点布置示意图如图 2 所示:选取距离推力器出口平面距离 L 分别为 500、700 mm 和 900 mm 三个测量距离,与推力器出口中心线夹角 0°～15°的范围内布置测点,以 2.5°为增量。

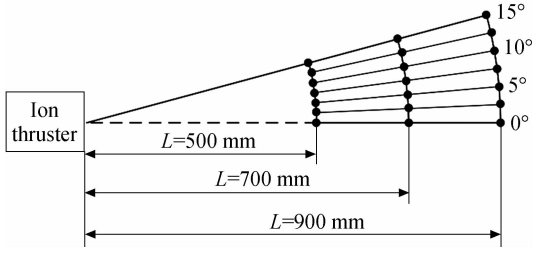


图 2 热流传感器测点分布

Fig. 2 Distribution of measuring points of the heat flux sensor

1.2 实验结果

实验测得的距推力器出口中心平面不同距离、不同角度处的热流密度大小 q 随偏离中心线的角度 θ 的变化关系如图 3 所示。距推力器中心线距离 L 分别为 500、700 mm 和 900 mm 处的最大热流密度为 12、8.8、6.6 kW/m²。热流密度随着偏离轴线的角度增加呈现出逐渐减小的趋势。而 700 mm 距离的热流数据在中心轴线和 2.5°偏角没有明显的区别,这主要是热流传感器在前期重复实验中发现其精度基本在 9.57%左右。图 3 中数据的误差棒给出的是 10%的误差限。

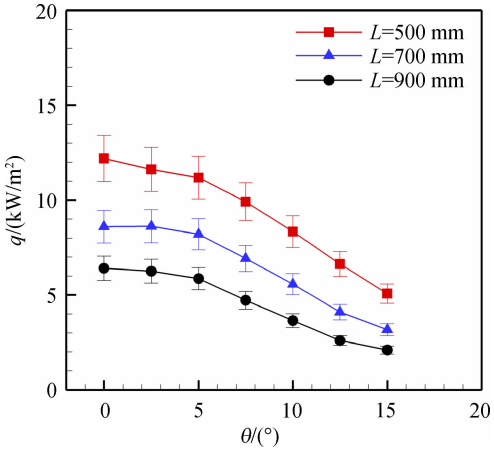


图 3 热流测量曲线

Fig. 3 Heat flow measurement curves

2 仿真分析

2.1 仿真软件介绍

仿真软件为基于 PIC-DSMC 算法北京航空航天大学(BUAA)自研软件 EX-PWS(expand-plume work station)[12,17-19],该软件是 PWS(plume work

station)[20-21]的扩展，适用于电推进羽流效应的仿真计算。图 4 给出了推力器出口 500 mm 处电流密度的 EX-PWS 计算结果与实验结果的对比，由图可知仿真结果和实验结果符合较好。

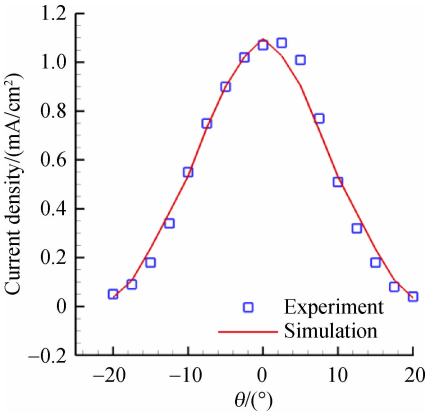


图 4　EX-PWS 计算得到的 500 mm 处束电流密度和实验结果的对比

Fig. 4　Comparison of the beam current density at 500 mm calculated by EX-PWS and experimental results

2.2　计算网格及边界条件设置

图 5 给出了仿真计算中使用的计算网格的 2D-cutplan 图。EX-PWS 使用非结构网格，网格数量约为 200 万。计算域整体是长为 2.0 m，直径为 3.0 m 的圆柱体。如图 5 所示，推力器位于网格内部，推力器出口平面距离左侧边界 0.5 m。计算时采用虚拟热流计方法统计热流计的热流密度，具体做法为在网格中不做热流计的建模，而是统计空间热流计位置处的粒子通量，进而统计出来流能量密度，采用 Maxwell 反射模型，统计出反射粒子的能量流，进而做差得到热流密度。

图 5 中“1”表示仿真入口边界条件(离子推力器的出口分布，文中将边界条件简写为 BC)，其具体设置如图 6 和表 3 所示。计算时 Xe^{++} 和 Xe^{+} 的比例假设为 10%。Xe 原子和 Xe 离子的温度参考文献[22-23]给出的分别为 390 K 和 4 eV。Xe 原子的出口宏观速度采用文献[23]给出的 325 m/s。表 3 中的高斯分布[24]为 $n(r)=e^{-1.7r^2}$，这里 r 是归一化的离子推力器的半径。图 6 给出了离粒子出口的速度分布情况。“2”表示壁面边界，粒子到达壁面后遵从 Maxwell 反射模型反射。“3”为自由出口边界，即粒子到达边界后从计算域中移除该粒子。“4”为虚拟 Maxwell Wall 边界，实际计算该边界并不存在，粒子直接穿透运动，只是在后台统计穿透的粒子并虚拟反射，统计热流密度。计算时采用虚拟粒子方式计算环境背压，计算的背压采用 20 cm 离子推力器工作时实验测量的环境背压(8.1×10^{-4} Pa)。

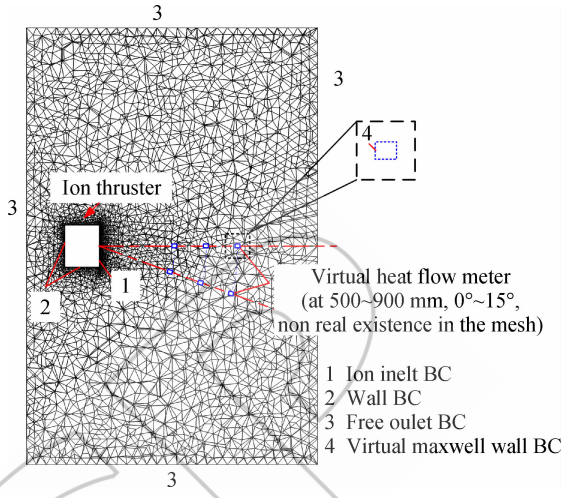


图 5　仿真中使用的网格 2D-cutplan

Fig. 5　Diagram of the mesh in 2D-cutplan used in simulation

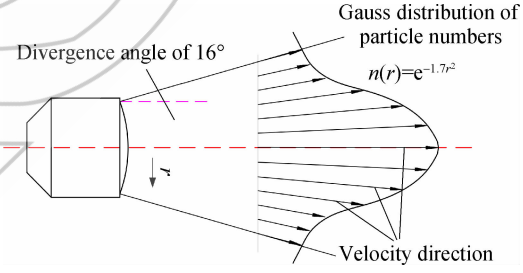


图 6　离子推力出口分布条件[12]

Fig. 6　Distribution of the outlet condition of the ion thrust[12]

表 3　离子推力器出口分布[12]

Table 3　Outlet conditions of the ion thruster[12]

粒子类型	流量/10^{17} s^{-1}	温度	宏观速度/(m/s)	分布模型
Xe	5.69	390 K	325	Gauss[24]
Xe^{+}	46.1	4 eV	39000	Gauss[24]
Xe^{++}	5.12	4 eV	55154	Gauss[24]

2.3　Maxwell 模型中的适应系数

Maxwell 提出的 Maxwell 反射模型是建立在经典动力学基础上的粒子-壁面碰撞模型。它假设粒子从一个表面反射遵从完全能量适应漫反射或者没有能量交换的镜面反射，如图 7 所示。适应系数 σ 是漫反射粒子的部分。当 $\sigma=0$ 时为

完全镜面反射，当 $\sigma=1$ 时为完全漫反射。对于粒子与壁面的能量传递而言，只有漫反射部分的粒子完全适应了壁面的温度，其能量沉积在壁面，而镜面反射部分则不会贡献能量。因此 Maxwell 模型的适应系数是计算来流粒子与壁面能量传递的控制因子，在计算粒子对壁面的能量交换中起到决定的作用。在仿真计算中，分别选取适应系数为 0.5、0.9、1 参与计算。

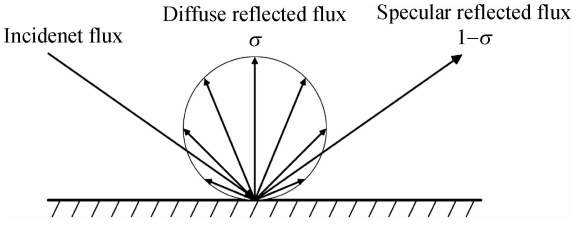


图 7 Maxwell 模型的示意图

Fig. 7 Sketch of the Maxwell model

2.4 PIC-DSMC 气动热计算方法

在计算自由等离子流对物体表面的热传导时，采用来流和反射流能量差计算。即来流对壁面的热流 q 等于来流的总能量流 q_i 减去反射粒子携带的能量流 q_r。采用 Maxwall 反射模型计算反射能量流时，其主要包括 σ 份的漫反射能流 q_w 和 $1-\sigma$ 份的镜面反射能流 q_m。由于镜面反射能量不会沉积，因此实际贡献热流的是漫反射部分。对于来流等离子体把热流 q_i 分为两部分，即等离子体平移运动的能量流 $q_{i,tr}$ 和等离子体转动和振动内能的能量流 $q_{i,int}$。等离子平移运动能量流 $q_{i,tr}$ 表示为[25]

$$q_{i,tr}=\int_{-\infty}^{\infty}\int_{-\infty}^{\infty}\int_{0}^{\infty}\frac{1}{2}m(u^2+v^2+w^2)uf\,\mathrm{d}u\mathrm{d}v\mathrm{d}w=\rho RT\sqrt{\frac{RT}{2\pi}}\left\{(S^2+2)\mathrm{e}^{-(S\cos\theta)^2}+\sqrt{\pi}\left(S^2+\frac{5}{2}\right)\times S\cos\theta[1+\mathrm{erf}(S\cos\theta)]\right\}\quad(1)$$

式中 ρ 为密度，R 为气体常数，T 为气体温度，S 为分子速度比其值为 $U/\sqrt{2RT}$，$\mathrm{erf}(\cdot)$ 为误差函数其表达式为

$$\mathrm{erf}(a)=\frac{2}{\sqrt{\pi}}\int_0^a\mathrm{e}^{-y^2}\,\mathrm{d}y\quad(2)$$

等离子内能能量流 $q_{i,int}$ 表示为

$$q_{i,int}=\frac{5-3\gamma}{\gamma-1}\cdot\frac{mRT}{2}N_i=\frac{\rho RT}{2}\sqrt{\frac{RT}{2\pi}}\left(\frac{5-3\gamma}{\gamma-1}\right)\times\left\{\mathrm{e}^{-(S\cos\theta)^2}+\sqrt{\pi}S\cos\theta[1+\mathrm{erf}(S\cos\theta)]\right\}\quad(3)$$

同理，漫反射能量流也包括平动能流 $q_{w,tr}$ 和内能能流 $q_{w,int}$，最终反射能量流 q_w 可表示为

$$q_w=q_{w,tr}+q_{w,int}=(4+\xi)\frac{mRT_w}{2}N_i=\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}mRT_wN_i\quad(4)$$

式中 ξ 为参与表面能量交换的内自由度数，m 为分子质量，N_i 为来流的分子数，γ 为气体的比热比。

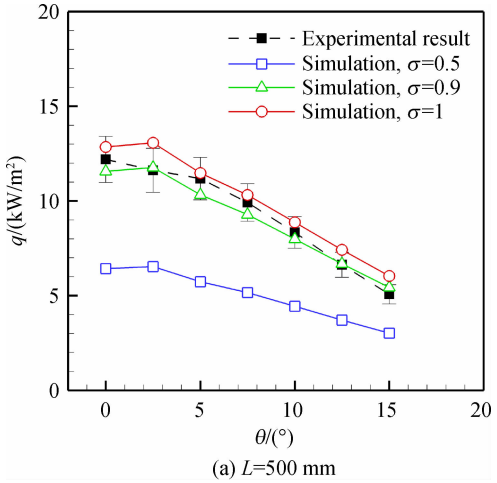
根据式(1)～式(4)可计算表面的热流密度为

$$q=q_i-q_r=\sigma(q_i-q_w)=\sigma\rho RT\sqrt{\frac{RT}{2\pi}}\left\{\left[S^2+\frac{\gamma}{\gamma-1}-\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}\cdot\frac{T_w}{T}\right]\times\left\{\mathrm{e}^{-(S\cos\theta)^2}+\sqrt{\pi}(S\cos\theta)[1+\mathrm{erf}(S\cos\theta)]\right\}-\frac{1}{2}\mathrm{e}^{-(S\cos\theta)^2}\right\}\quad(5)$$

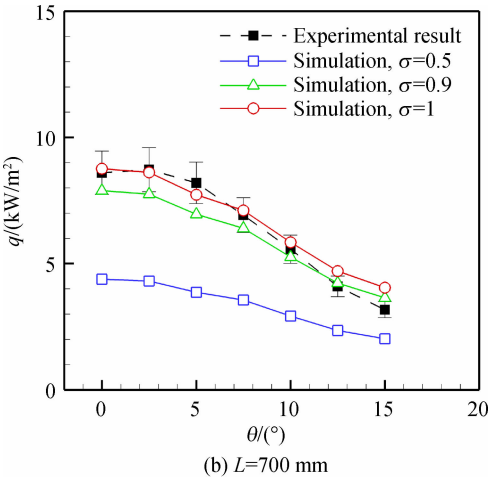
其中 q_r 为总反射能量流，其包括漫反射能流 q_w 和镜面反射能流 q_m。本文计算时，采用虚拟热流计方法，即直接统计流场特定位置的粒子通量采用式(5)计算得到流场不同位置的热流密度。这样只需要一套网格一次计算就可得到全部的虚拟热流计表面的热流结果。

2.5 仿真结果

采用 0.5、0.9、1 三种适应系数计算得到的推力器中心线半径 500、700 mm 和 900 mm 处沿径向 15°内的热流与实验结果的对比如图 8 所示。由图可知，距推力器出口中心 500 mm 处采用适应系数为 1 的工况计算的结果稍大于实验工况，适应系数为 0.9 的计算结果稍微偏低。而距推力器 700 mm 和 900 mm 处采用适应系数为 1 的工况计算的结果与实验结果吻合较好。综合上述结



(a) L=500 mm



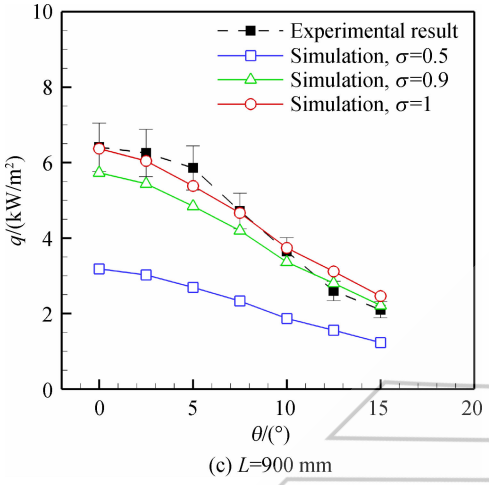


图 8　计算得到的热流密度和实验结果的对比

Fig. 8　Comparison between simulation results and experimental results of heat flux density

果，作者建议在应用 Maxwell 模型计算 keV 的 Xe 粒子轰击在铜表面（热流传感器表面为 Cu）的热流时，其适应系数应选择为 1。

3　结　论

本文为了得到 Maxwell 模型中 keV 能量下的 Xe 粒子对 Cu 表面的适应系数，开展了 20 cm 离子推力器的热流分布实验研究。采用 EXPWS 仿真软件，选取 Maxwell 模型中 3 种适应系数 500、700 mm 和 900 mm 对 20 cm 离子推力器的热流分布进行仿真分析，结果表明，适应系数为 1 的工况与实验结果吻合较好。作者建议在应用 Maxwell 模型计算 keV 的 Xe 粒子轰击在铜表面的热流时，其适应系数应选择为 1。

参考文献：

[1] GOEBEL D M, KATZ I. Fundamentals of electric propulsion: ion and hall thrusters[M]. Hoboken, New Jersey, US: John Wiley and Sons, 2008.

[2] DOMONKOS M T, PATTERSONN M J, JANKOVSKY R S. Ion engine and hall thruster development at the NASA Glenn Research Center[R]. Cleveland, Ohio, US: National Aeronautics and Space Administration, Glenn Research Center, 2002.

[3] SOVEY J S, RAWLIN V K, PATTERSON M J. Ion propulsion development projects in US: space electric rocket test Ⅰ to deep space 1[J]. Journal of Propulsion and Power, 2001, 17(3): 517-526.

[4] 陈琳英，宋仁旺. 离子推力器羽流特性及其污染分析[J]. 上海航天，2005(4)：36-40.
CHEN Linying, SONG Renwang. A analysis on plume contamination and its characteristic of ion thruster[J]. Aerospace Shanghai, 2005(4): 36-40. (in Chinese)

[5] KING L B, GALLIMORE A D. Ionic and neutral particle transport property measurements in the plume of an SPT-100[R]. AIAA 96-2712, 1996.

[6] KING B L, GALLIMORE A D. Mass spectral measurements in the plume of an SPT-100 hall thruster[J]. Journal of Propulsion and Power, 2000, 16(6): 1086-1092.

[7] BERISFORD D F, BENGTDON R D, RAJA L L, et al. Heat flow diagnostics for helicon plasma[J]. Review of Scientific Instruments, 2008, 79(10): 10F515. 1-10F515. 3.

[8] 王文龙，周建平，蔡国飙. 羽流效应地面模拟试验系统关键技术发展[J]. 航空动力学报，2012，27(4)：900-906.
WANG Wenlong, ZHOU Jianping, CAI Guobiao. Development of vacuum plume effects ground simulation experimental system key technology[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(4): 900-906. (in Chinese)

[9] 凌桂龙，蔡国飙，张建华. 基于真空羽流试验的洁净真空系统设计[J]. 航空动力学报，2013，28(5)：218-224.
LING Guilong, CAI Guobiao, ZHANG Jianhua. Oil-free vacuum system design based on vacuum plume experiment [J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(5): 218-224. (in Chinese)

[10] 吴靖，张国舟，蔡国飙. 真空应用电火花点火的氢氧发动机设计与试验[J]. 航空动力学报，2014，29(2)：398-404.
WU Jing, ZHANG Guozhou, CAI Guobiao. Design and experiment of gaseous hydrogen/oxygen engine ignited with electric spark igniting in vacuum[J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(2): 398-404. (in Chinese)

[11] 商圣飞，向树红，姜利祥，等. 防溅射靶对离子推力器背溅射沉积污染的影响[J]. 航空动力学报，2019，34(5)：1178-1184.
SHANG Shengfei, XIANG Shuhong, JIANG Lixiang, et al. Influence of anti-sputtering target on ion thruster back sputtering deposition[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(5): 1178-1184. (in Chinese)

[12] SHANG Shengfei, CAI Guobiao, ZHU Dingqiang, et al. Design of double-layer anti-sputtering targets for plume effects experimental system[J]. Science China Technological Sciences, 2016, 59(8): 1265-1275.

[13] ZHENG Maofan, JIANG Haocheng, GU Zuo, et al. 3 000 h life test of 20 cm xenon ion thruster[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2009, 26(4): 374-377.

[14] 李斌, 李安桂. 热电堆型热流计的一种标定方法[J]. 建筑热能通风空调, 2008, 27(6): 14-17.
LI Bin, LI Angui. Calibration of the thermopile type heat flow meter[J]. Building Energy and Environment, 2008, 27(6): 14-17. (in Chinese)

[15] KELTNER N R. Thermal measurements in electronic cooling [M]. New York: Chemical Rubber Company (CRC) Press, 1997.

[16] HOFFIE A F. Convection calibration of schmidt-boelter heat flux gages in shear and stagnation air flow [D]. Blacksburg, Virginia, US: Virginia Polytechnic Institute and State University, 2006.

[17] SHANG Shengfei, CAI Guobiao, ZHU Dingqiang, et al. An empirical formula of Ez in modified Sigmund's formula under the low energy heavy ions bombardment[J]. Vacuum, 2015, 125: 192-204.

[18] ZHENG H R, CAI G, LIU L, et al. Three-dimensional particle simulation of back-sputtered carbon in electric propulsion test facility[J]. Acta Astronautica, 2017, 132: 161-169.

[19] SHANG Shengfei, XIANG Shuhong, JIANG Lixiang, et al. Sputtering distribution of LIPS200 ion thruster plume [J]. Acta Astronautica, 2019, 160: 7-14.

[20] HE Bijiao, HE Xiaoying, ZANG Mingxing, et al. Plume aerodynamic effects of cushion engine in lunar landing[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2013, 26(2): 269-278.

[21] CAI Guobiao, SU Wei, HOU Fenglong. Theoretical development for DSMC local time stepping technique[J]. Science China Technological Sciences, 2012, 55(10): 2750-2756.

[22] VANGILDER D B, BOYD I D. Particle simulations of the SPT-100 plume[R]. AIAA 98-3797, 1998.

[23] BOYD I D. Computation of the plume of an anode-layer hall thruster[J]. Journal of Propulsion and Power, 2000, 16(5): 902-909.

[24] VANGILDER D B, FONT G I, BOYD I D. Hybrid Monte Carlo-particle-in-cell simulation of an ion thruster plume [J]. Journal of Propulsion and Power, 1999, 15(4): 530-538.

[25] 沈青. 稀薄气体动力学[M]. 北京: 国防工业出版社, 2003.

(编辑: 王碧珺)

JASP