

防溅射靶对离子推力器背溅射沉积污染的影响

商圣飞¹, 向树红¹, 姜利祥¹, 蔡国飙², 顾 左³

- (1. 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;
2. 北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191;
3. 兰州物理研究所 电推进事业部, 兰州 730000)

摘 要: 针对目前对真空舱背溅射沉积污染的计算模型误差较大的问题,对地面实验中离子推力器的背溅射沉积污染效应开展了研究,提出了更精确的计算模型。由于 Reynolds 的模型对束流密度在轴向上误差较大,采用改进型的离子束流模型对偏离推力器 80 cm 位置的真空舱背溅射沉积率做了计算,并与实验结果对比校验,结果吻合较好。用校验过的模型对光舱环境和防溅射靶环境的背溅射沉积效应开展研究,研究结果显示:光舱工况的返流沉积率为 $2.36 \times 10^{-10} \text{ g}/(\text{cm}^2 \cdot \text{s})$,安装防溅射分子屏的工况在推力器上的背溅射沉积率为 $2.51 \times 10^{-11} \text{ g}/(\text{cm}^2 \cdot \text{s})$,结果表明添加防溅射分子屏后背溅射沉积污染量可以降低近 1 个量级。

关 键 词: 离子推力器;羽流;背溅射沉积污染;石英微量天平;防溅射靶

中图分类号: V439⁺.1 **文献标志码:** A

Influence of anti-sputtering target on ion thruster back sputtering deposition

SHANG Shengfei¹, XIANG Shuhong¹, JIANG Lixiang¹,
CAI Guobiao², GU Zuo³

- (1. Science and Technology on Reliability and Environmental Engineering Laboratory,
Beijing Institute of Spacecraft Environment Engineering, Beijing 100094, China;
2. School of Astronautics,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;
3. Electric Propulsion Department, Lanzhou Institute of Physics, Lanzhou 730000, China)

Abstract: Considering very large error of current back sputtering model, a model of higher accuracy was proposed. A improved ion current density model was used to calculate the back sputtering deposition in the 80 cm position deviating from the thruster while the Reynolds model had a big error. The calculated results agreed well with the experiment result. Then, the verified model was used to calculate the back sputtering deposition of bare chamber and the chamber with anti-sputtering target. The results showed that, the deposition rate of bare chamber case was $2.36 \times 10^{-10} \text{ g}/(\text{cm}^2 \cdot \text{s})$, while the anti-sputtering target

收稿日期:2018-08-15

作者简介:商圣飞(1989—),男,工程师,博士,主要从事电推进羽流效应、等离子体溅射和高超声速气膜冷却相关研究。
E-mail:shangshengfei@buaa.edu.cn

引用格式: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.

shield case was $2.51 \times 10^{-11} \text{ g}/(\text{cm}^2 \cdot \text{s})$. It was clear that the back sputtering deposition yield with anti-sputtering target shield was an order of magnitude lower than the vacuum chamber without the anti-sputtering target.

Key words: ion thruster; plume; back sputtering deposition pollution; quartz crystal microbalance; anti-sputtering target

离子推力器羽流对航天器溅射污染的研究,是离子推力器羽流与航天器相互作用研究的重要课题之一^[1]。电推进器羽流多为等离子体,离子撞击航天器及其设备表面,会对其寿命和性能产生影响^[2],因此对羽流中离子的运动行为进行研究和分析显得尤为重要。目前对于离子推力器的研究主要有仿真、地面实验、空间在轨实验 3 种方式,但由于仿真是基于理论的方式进行研究,其结果需要实验的验证。而在轨实验费用昂贵、测量复杂等条件限制,因此地面实验是相对经济、简单的选择。推力器在真空舱中长时间的工作的背溅射效应对推力器产生不利影响^[3-4]。国外对于溅射污染的相关地面实验^[5-7]对推力器的相关研究已经比较成熟,我国对溅射污染实验的研究较少。Jonathan 等^[8]、Randolph 等^[9]及张天平等^[10-11]对寿命实验时真空舱对背溅射的影响作了分析,其计算采用的束流模型为 Reynolds 模型^[12],并假设溅射返回的物质全部沉积在推力器上,其计算方法与国外的数据对比偏低,但是在量级上一致。实际上,返流的沉积物不可能全部沉积在推力器上,文献^[13-14]研究指出溅射出的 C 原子的沉积系数为 0.7~0.78,因此文献^[10-11]如果考虑沉积系数结果会更低。其主要原因是采用的 Reynolds 模型作为束流密度的问题,Reynolds 束流模型实际上是远场模型,其拟合系数需要远场数据才有效,因为模型出射源项在推力器出口平面中心点,导致在推力器近场附近其变化非常剧烈(在推力器出口处束流密度为无穷大)。而在实际羽流测量时往往用推力器出口平面 1 m 之内的数据对 Reynolds 模型进行拟合,导致远场数据偏差较大,最终导致计算结果不准确。作者在前期研究中提出了改进型的束流模型^[15],该模型是适用于全流域的模型,因此对计算溅射沉积污染精度更高。

本文相对于前人的研究主要有以下几点改进:①相对于前人用推力器附近的沉积量近似推力器本身的沉积量且其模型只针对推力器中心线处有效,本文的模型能够计算偏离推力器任意位置的沉积量,模型通用性更强;②本文采用本课题

组全流域束流模型,相对于 Reynolds 模型计算结果更精确;③实际实验验证了本文的计算模型,模型显示计算结果与实验结果吻合较好;④分析了模型的基本假设,界定了模型的适用范围为推力器能量在 keV 量级的离子推力器有效,对于低能量的推力器其溅射产物不符合余弦分布的无效。

本文采用本课题组前期研究的改进型束流模型开展背溅射沉积污染的计算,并使用 quartz crystal microbalance(QCM)测量了距推力器 80 cm 处的沉积污染量,计算结果和实验结果符合较好,最后采用校验过的模型分别对光舱环境(没有防溅射靶)和添加防溅射靶的工况开展计算分析,结果表明,添加防溅射靶的返流污染量比光舱工况小近一个量级,防溅射靶可以有效降低返流的沉积污染。

1 计算模型

1.1 模型假设条件

为了简化计算,并且方便实验数据的校对,的在计算舱体的背溅射的效应时,基于以下几点假设:①舱体形状近似为直径为 5 m,长度为 11 m 的圆柱体结构;②采用单质 Fe 代替舱体材料 304 不锈钢材料;③假设溅射产物在空间上符合余弦分布;④材料在 QCM 和推力器表面的沉积系数 k 相同,且参考文献^[13-14]中给出的 C 的沉积系数这里取 $k=0.7$ 。对于前 3 个基本假设的合理性做如下分析:

1) 真空舱形状假设

真空舱实际尺寸为 $\Phi 5.2 \text{ m} \times 12.6 \text{ m}$ 的圆柱体结构,其实际有效实验尺寸大约为 $\Phi 5 \text{ m} \times 11 \text{ m}$,由于部分工装影响会对背溅射效应产生影响。舱体基本上是圆柱形,忽略舱内少部分工装(主要是支撑架)的影响,这里为了处理方便用圆柱代替舱体是可行的。

2) Fe 代替舱体 304 材料假设

304 不锈钢成分为 0Cr18Ni9。其中各元素的质量分数 Fe 约占 72%,Cr 占 18%,Ni 占 9%,其他约占 1%。董树忠^[16]对多组分固体的溅射提

出了多组分的溅射计算模型

$$\frac{Y_1}{Y_2} = \frac{C_1}{C_2} \left(\frac{M_2}{M_1} \right)^{2m} \left(\frac{U_{02}}{U_{01}} \right)^{1-2m} \tag{1}$$

其中 $C_1、C_2$ 为元素在多组分里的原子个数占的百分比; $M_1、M_2$ 表示元素的相对原子质量; $U_{01}、U_{02}$ 表示元素的表面升华能; $Y_1、Y_2$ 分别表示“1”组分和“2”组分的溅射产额,例如 Y_{Fe} 表示铁(Fe)的溅射产额。假设 Fe 和 Cr 各占 50% 的组分,取 $m=0.3$ (m 一般在 $0.2\sim0.3$ 之间),那么对于 Fe-Cr 和 Fe-Ni 的多组分物质则假设其溅射的择优效应可以得到 $Y_{Fe}/Y_{Cr}=1.028$ 及 $Y_{Fe}/Y_{Ni}=0.987$,由此可见其择优溅射效应不明显。如果忽略 304 材料中 1% 的 Y_{other} 的影响,那么采用单一元素 Fe 的溅射率代替 304 材料(其中换算成原子数所占比例 Fe、Cr、Ni 分别约为 0.723、0.192、0.085)的溅射率的误差 Δ 为

$$\Delta = [Y_{Fe} - (0.723Y_{Fe} + 0.192Y_{Cr} + 0.085Y_{Ni})]/Y_{Fe} \times 100\% \approx 0.41\% \tag{2}$$

由此可见,用 Fe 元素的溅射率代替 304 不锈钢的溅射率误差不超过 1%。因此为了简单计算,用 Fe 的溅射率代替 304 不锈钢的溅射率是可行的。

3) 溅射产物在空间上为余弦分布假设

对于计算返流的沉积时,需要用到溅射产物的空间分布模型,下面对余弦分布模型假设的合理性做分析。对于斜入射时,根据 Yamamura 的理论^[17],给出溅射产物的方向分布半经验计算公式为

$$S(E, \theta, \theta_1) = 0.042 \frac{\alpha(M_1/M_2, \theta) S_n(E)}{U_s} \cos \theta_1 \cdot \left\{ 1 - \frac{1}{2} \left(\frac{E_{th}}{E} \right)^{\frac{1}{2}} \left[\cos \theta \gamma(\theta_1) + \frac{3}{4} \pi \sin \theta \sin \theta_1 \cos \phi_1 \right] \right\} \tag{3}$$

式中 E 为入射离子的能量, θ 为入射离子的角度, θ_1 为溅射产物的出射角, ϕ_1 为溅射产物的出射方位角。其中

$$\gamma(\theta_1) = \frac{3 \sin^2 \theta_1 - 1}{\sin^2 \theta_1} + \frac{\cos^2 \theta_1 (3 \sin^2 \theta_1 + 1)}{2 \sin^3 \theta_1} \ln \left(\frac{1 + \sin \theta_1}{1 - \sin \theta_1} \right) \tag{4}$$

当出射角较小,接近 0° 的时候,式(3)改写为

$$S(E, 0, \theta_1) = 0.042 \frac{\alpha(M_1/M_2, \theta) S_n(E)}{U_s} \cos \theta_1 \left[1 - \left(\frac{E_{th}}{E} \right)^{\frac{1}{2}} \left(1 + \frac{5}{3} \cos^2 \theta_1 \right) \right] \tag{5}$$

由式(3)计算得到的在 10°、30°、60° 入射角度

下,溅射产物的方向分布如图 1 所示,图中横坐标为无量纲参数,表示每个离子所溅射出的原子个数。由图知,在入射离子能量 $E=1000\text{eV}$ 能量入射时用余弦分布代替不同角度的入射溅射效果是合理的,但是在能量较低时则不适用。本文计算的 LIPS200 离子推力器离子能量约为 1 000 eV,因此采用余弦分布是可行的。

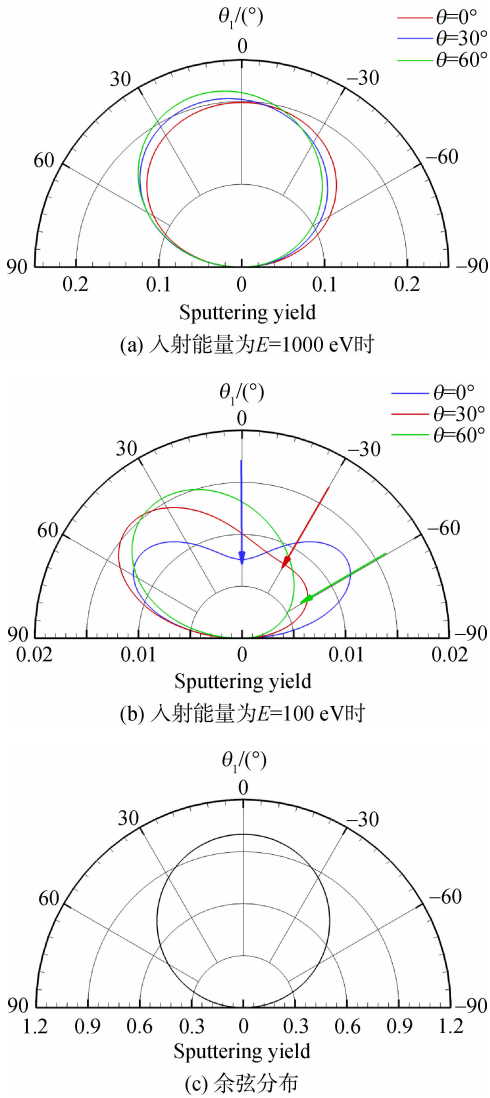


图 1 10°、30°、60°入射角时的溅射产物的方向分布
Fig. 1 Direction distribution of sputtered materials under different incident angles of 10°, 30°, 60°

1.2 背溅射计算模型

基于上述基本假设,计算舱体选用 Fe 来近似舱体的 304 不锈钢(0Cr18Ni9)材料,舱体直径选为 5 m,长度为 11 m。如图 2 所示,目标沉积面元分别在 X、Y 方向上偏离舱体轴线 $x_0\text{ mm}、y_0\text{ mm}$ 。单位时间沉积在目标面元的沉积量 A_d 可表示为

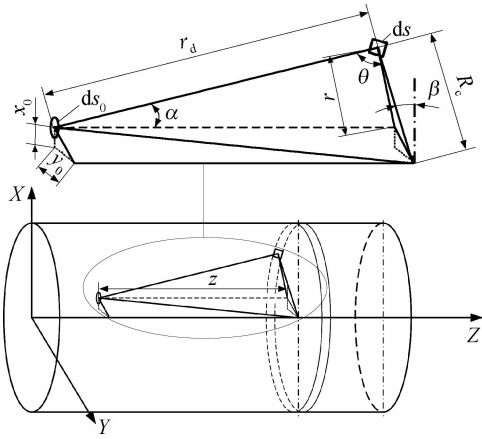


图2 舱壁溅射返流沉积示意图

Fig. 2 Sketch map of vacuum chamber back sputtering deposition

$$A_d = Q_n M / N_0 \quad (6)$$

其中 Q_n 表示沉积的原子个数, M 是沉积物的相对原子质量, N_0 是阿伏伽德罗常数。则 Q_n 可表示为

$$Q_n = k \left(\int_{s_{side}} N_{um1} ds + \int_{s_{bottom}} N_{um2} ds \right) \quad (7)$$

其中 k 为沉积系数这里取 0.7(参考文献[13-14]测得的数据), N_{um1} 与 N_{um2} 分别表示侧壁与底面的溅射面元 ds 的溅射产物到达目标面元 ds_0 的粒子个数。对于 N_{um1} 与 N_{um2} 的计算可根据余弦分布定律^[10-11] 计算得到如式(8)所示

$$\begin{cases} N_{um1} = N_{um_spt1} \frac{\cos \theta_1 \cos \alpha_1}{\pi r_d^2} ds_0 ds \\ N_{um2} = N_{um_spt2} \frac{\cos \theta_2 \cos \alpha_2}{\pi r_d^2} ds_0 ds \end{cases} \quad (8)$$

式中 N_{um_spt1} 和 N_{um_spt2} 分别为侧壁和底面的溅射面元 ds 的溅射量。

图2给出了舱壁溅射返流沉积的示意图,其中, r_d 为溅射面元到沉积面元的距离。 α_1 、 α_2 及 θ_1 、 θ_2 (图中用 α 、 θ 统一表示)分别为侧壁和底面的目标面元 ds_0 和溅射面元 ds 的法线与 r_d 的夹角。 z 为目标面元 ds_0 到溅射面元 ds 的 Z 向距离。 R_c 为溅射面元 ds 到舱体中心线的距离(真空舱半径)。 r 为目标面元 ds_0 在 R_c 所在的平面(平行于底面的平面)上的投影与溅射平面 ds 中心的连线。 β 为面元位置的轴向角其值为 $(0^\circ \sim 360^\circ)$ 给定步长的自变量。对于 r 、 r_d 、 θ_1 、 θ_2 、 α_1 、 α_2 的计算方法如式(9)和式(10)所示,其中式(9)为侧壁参数的计算方法,式(10)为底面参数的计算方法。 N_{um_spt1} 和 N_{um_spt2} 的计算方法相同,以侧壁的溅射量 N_{um_spt1} 为例,其计算方法如式(11)所示

$$\begin{cases} \theta_1 = \arccos \frac{r^2 + R_c^2 - (x_0^2 + y_0^2)}{2R_c r_d} \\ r_d = \sqrt{r^2 + z^2} \\ r = \sqrt{(x_0^2 + y_0^2) + R_c^2 - 2R_c(x_0 \cos \beta + y_0 \sin \beta)} \\ \alpha_1 = \arccos \frac{z}{r_d} \end{cases} \quad (9)$$

$$\begin{cases} \theta_2 = \arccos \frac{z}{r_d} \\ r_d = \sqrt{r^2 + z^2} \\ r = \sqrt{(x_0^2 + y_0^2) + R_s^2 - 2R_s(x_0 \cos \beta + y_0 \sin \beta)} \\ \alpha_2 = \theta_2 \end{cases} \quad (10)$$

$$N_{um_spt1} = Y(E_0, \theta') N_{um_c} \quad (11)$$

式中 R_s 为计算底面溅射时的径向面元位置其值为 $(0 \sim R_c)$ 给定步长的自变量, N_{um_c} 表示到达舱壁面元 ds 产生溅射的离子数, $Y(E_0, \theta')$ 表示在 E_0 能量下 θ' 角度入射的溅射率,则 N_{um_c} 、 $Y(E_0, \theta')$ 分别可用式(12)、Eckstein 模型^[18-21] 和 Yamamura 模型^[22] 如式(13)给出

$$N_{um_c} = \frac{j(z', r') \cdot 10^{-3}}{e} \cos \theta' ds \quad (12)$$

$$\begin{cases} Y(E_0) = q S n^{\text{krc}}(\epsilon) \frac{\left(\frac{E_0}{E_{th}} - 1\right)^\mu}{\lambda + \left(\frac{E_0}{E_{th}} - 1\right)^\mu} \\ Y(E_1, \theta') = Y(E_0) \cdot (\cos \theta')^{-f} \cdot \exp \left[- \sum \left(\frac{1}{\cos \theta'} - 1 \right) \right] \end{cases} \quad (13)$$

式(12)中 $j(z', r')$ 表示发动机束流在 Z 方向和推力器径向上的束流密度(单位 mA/cm^2), e 表示一个电子的电量, θ' 为入射离子和目标面元法线的夹角。式(13)中的相关参数读者可参考文献[18-22]。目前描述 $j(z', r')$ 的公式比较常用的是 Reynolds 束流模型, Reynolds 模型适合于远场,其束流发射点认为是推力器出口中心,这样对于口径比较大的离子推力器而言误差还是比较大的。由于 Reynolds 模型在轴向上衰减较快,并不能很好的反映束流的大小,这也是文献[11]计算结果偏小的一个原因。这里用先前研究的改进型束流模型^[15]

$$j(z', r') = j(0, 0) \frac{R_c'^2}{(R_c' + z')^2 + r'^2} \cdot e^{-\lambda \left(\frac{r}{\sqrt{(R_c' + z')^2 + r'^2}} \right)^n} \quad (14)$$

关于该模型的具体参数如 R_c' 可参考文献

[15],改进型的束流模型和 Reynolds 束流模型的结果对比如图 3 所示。其中横坐标 r' 表示偏离推力器中心的径向距离, z' 表示测量平面距推力器出口平面的距离。

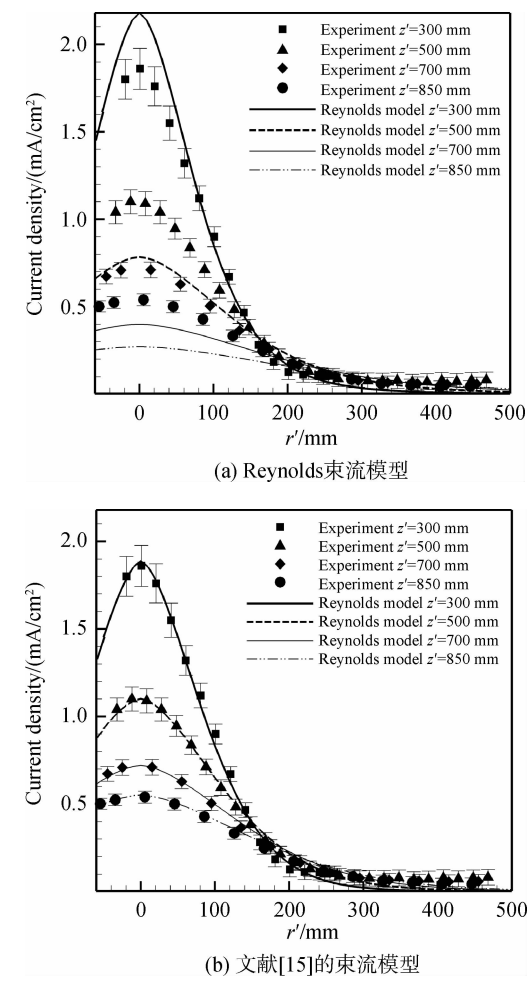


图 3 Reynolds 束流模型和文献[15]的束流模型对比
Fig. 3 Comparison of Reynolds bearn current model and the model in Ref. [15]

2 计算模型校验

2.1 计算结果

应用上文所述的计算模型,其中沉积系数 k 取 0.7,计算形状采用圆柱形,舱体材料用 Fe 元素近似。方便与实验结果对比,计算目标沉积元实际上是测量返流沉积量的目标元(QCM)的位置,计算模型的输入条件如表 1 所示。计算得到 QCM 上的沉积率为 $1.98 \times 10^{-10} \text{ g}/(\text{cm}^2 \cdot \text{s})$ 。

2.2 计算结果与实验结果对比

实验时环境背压为 $8.1 \times 10^{-4} \text{ Pa}$,沉积污染采用 QCM 测量,QCM 为单晶体 5 MHz QCM 精度为 $1.78 \times 10^{-8} \text{ g}/(\text{cm}^2 \cdot \text{Hz})$,QCM 安装位置

为偏离推力器出口中心约 80 cm,面向舱体底部。更具体详细的实验条件可以参考文献[23],QCM 测量沉积曲线如图 4 所示。离子推力器工作稳定,QCM 的测量结果也以恒定的斜率沉积,从图可知光舱环境下的 QCM 沉积速率为 $1.76 \times 10^{-10} \text{ g}/(\text{cm}^2 \cdot \text{s})$ 。表 2 给出了实验结果和计算结果的对比。

表 1 计算光舱工况背溅射输入条件

Table 1 Input conditions of back sputtering of the bare chamber

参数	数值
真空舱半径 R_c/cm	250
推力器距真空舱底面的距离/cm	850
初始计算角度/ $^\circ$	22.5
目标沉积元在 x 方向偏离推力器中心的位置 x_0/cm	48.1
目标沉积元在 y 方向偏离推力器中心的位置 y_0/cm	63.9
目标沉积元面积/ cm^2	1

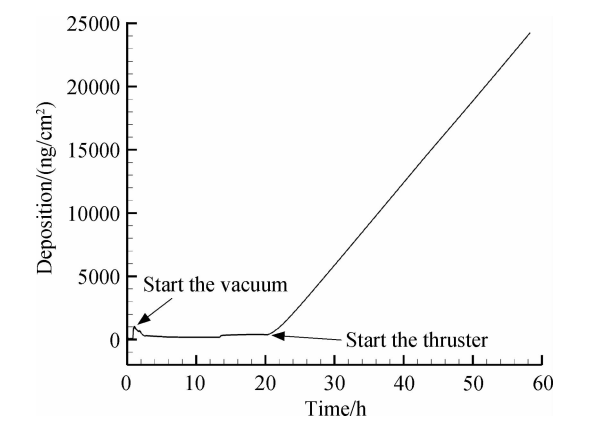


图 4 光舱环境下的 QCM 测量的沉积曲线^[23]
Fig. 4 QCM result of the back sputtering deposition yield of the bare chamber case^[23]

表 2 计算光舱工况的返流沉积率和实验结果的对比

Table 2 Comparison of calculation result of the back-depositon rate and the experimental result of bare chamber

参数	计算结果	实验结果
返流沉积率/ $10^{-10} \text{ g}/(\text{cm}^2 \cdot \text{s})$	1.98	1.76

由表 2 可知,计算结果和实验结果吻合较好,计算结果相对实验结果偏大。原因可能主要有以下几点:①真空舱的圆柱形假设,由于实际的真空

舱在底部安装有两个直径为 1 250 mm 的低温泵,其结构在推力器视角为空腔结构,用于吸附背景及来流的粒子,不会产生溅射也不会产生返流的沉积物,因此导致实际计算时结果偏大;②目前缺乏 Fe 元素在 QCM 表面的沉积率数据,到达 QCM 表面的 Fe 不可能 100% 的沉积,计算时采用文献[13-14]测得的 C 的数据代替 Fe 的数据,这也会产生一定的误差。总体而言,认为本文的模型可以有效的评估返流的沉积污染。

3 有、无防溅射靶背溅射沉积率的计算

采用上述校验过的模型对光舱环境和添加防溅射靶后的两个工况开展计算分析,计算工况示意图如图 5 所示。计算返流沉积物在推力器上的沉积量一般选择发动机出口平面的中心为参考点,计算方法与上文介绍的方法基本相同,只不过计算沉积面元的偏移量 x_0 及 y_0 都等于零。其中,两种工况的起始计算点为推力器出口 160 cm 处,其中光舱工况计算终点为舱底 850 cm 处,直径为 500 cm,材料为 304 不锈钢,计算时用 Fe 代替。防溅射分子屏的直径为 320 cm,计算终点为分子屏的底部 760 cm 处,材料为溅射率较低的 C 材料。假设 C 元素与 Fe 元素在推力器表面沉积

概率一样且都等于 0. 7。

计算得到的无防溅射靶背溅射沉积量速率如表 3 所示。由表可见光舱工况的返流沉积率为 $2.36 \times 10^{-10} \text{ g}/(\text{cm}^2 \cdot \text{s})$,安装防溅射分子屏的工况在推力器上的背溅射沉积污染量为 $2.51 \times 10^{-11} \text{ g}/(\text{cm}^2 \cdot \text{s})$,可见添加防溅射分子屏后背溅射沉积污染量可以降低近 1 个量级。

表 3 计算的光舱工况和有防溅射靶工况的背溅射沉积量对比

Table 3 Comparison of back sputtering deposition results of bare chamber and the anti-sputting target case	
工况	沉积率/ $10^{-10} \text{ (g}/(\text{cm}^2 \cdot \text{s}))$
光舱工况	2.36
防溅射靶工况	0.251

4 结 论

本文对地面实验中离子推力器的背溅射沉积效应开展了研究,通过改进型的计算模型,计算偏离推力器 80 cm 位置的沉积污染量,并与实验结果对比,结果吻合较好。用校验过的模型对光舱环境和防溅射靶环境的背溅射沉积效应开展研究,研究结果显示光舱工况的返流沉积率为 $2.36 \times 10^{-10} \text{ g}/(\text{cm}^2 \cdot \text{s})$,安装防溅射分子屏的工况在推力器上的背溅射沉积污染量为 $2.51 \times 10^{-11} \text{ g}/(\text{cm}^2 \cdot \text{s})$,可见添加防溅射分子屏后背溅射沉积污染量可以降低近 1 个量级。

参考文献:

[1] 孙安邦,毛根旺,陈茂林. 离子推力器羽流特性的粒子模拟[J]. 强激光与离子束,2010,22(2):401-405.
SUN Anbang, MAO Genwang, CHEN Maolin. Particle simulation of ion thruster plume characteristics[J]. High Power Laser and Particle Beams,2010,22(2):401-405. (in Chinese)

[2] 田东波,沈青,樊菁. 稳态等离子体推进器羽流的粒子模拟[J]. 空气动力学报,2006,24(4):425-429.
TIAN Dongbo, SHEN Qing, FAN Jing. The particle simulation of the plume flow exhausted from the stationary plasma thruster[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2006, 24 (4):425-429. (in Chinese)

[3] BIAGIONI L, BOCCALETTO L, MARCUCCIO S, et al. A large space simulator for electric propulsion testing design requirements and engineering analysis[R]. AIAA-2000-3750,2000.

[4] BIAGIONI L, KIM V, D NICOLINI. Basic issues in electric propulsion testing and the need for international stand-

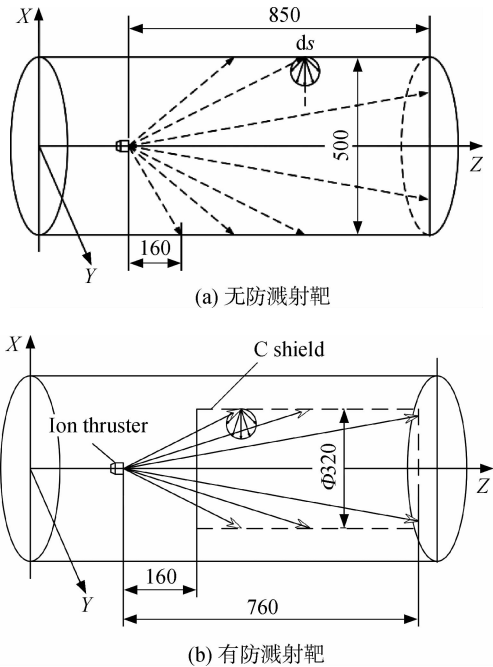


图 5 计算背溅射的有、无防溅射靶的几何模型
(单位:cm)

Fig. 5 Geometrical model of vacuum chamber and anti-sputting target (unit:cm)

ards [R]. International Electric Propulsion Conference, IEPC 03-230,2003.

[5] AHMED L N, MARK W C. Surface modification measurements in the T5 ion thruster plume[J]. Journal of Propulsion and Power,1998,14(3):336-347.

[6] POLK J E, ANDERSON J R, BROPHY J R. An over-view of the results from an 8200 hour wear test of the NSTAR ion thruster[R]. AIAA 99-2446,1999.

[7] POLK J E, ANDERSON J R, BROPHY J R, et al. The effect of engine wear on performance in the NSTAR 8000 hour ion engine endurance test[R]. [S. l.]: American Institute of Aeronautics and Astronautics,1997.

[8] JONATHAN L, VAN N, SOULAS G C. A facility and ion thruster back sputter survey for higher power ion thrusters [R]. AIAA-2005-4067,2005.

[9] RANDOLPH T, KIM V, KAUFMAN H, et al. Facility effects on stationary plasma thruster testing[R]. International Electric Propulsion Conference, IEPC 93-93,1993.

[10] 张天平,李忠明. 真空舱几何结构对离子推力器背溅射沉积影响的计算研究[J]. 真空科学与技术学报,2012,32(7):642-648.

ZHANG Tianping, LI Zhongming. Simulation of influence of vacuum chamber geometry on ion thruster back-sputtering deposition[J]. Chinese Journal of Vacuum Science and Technology,2012,32(7):642-648. (in Chinese)

[11] 张天平,陈继巍,李小平,等. 地面寿命试验中离子推力器表面的溅射沉积量计算[J]. 航天器环境工程,2011,28(5):436-439.

ZHANG Tianping, CHEN Jiwei, LI Xiaoping, et al. Calculation of backsputter depositon on LIPS-200 ion thruster in the life test [J]. Spacecraft Environment Engineering, 2011,28(5):436-439. (in Chinese)

[12] REYNOLDS T W. Mathematical representation of current density profiles from ion thrusters[R]. AIAA 71-693,1971.

[13] MARK W C, NOCERINO J C, YOUNG J A. NEXT ion engine plume deposition rates; QCM measurements[R]. National Harbor, Maryland: 52nd Aerospace Sciences Meeting,2014.

[14] COLIN L M, CLEMONS L A, BANKS B A, et al. Transport of sputtered carbon during ground-based life testing of ion thrusters[R]. AIAA-2005-4413,2005.

[15] 商圣飞,顾左,贺碧蛟,等. 离子推力器束流密度分布模型[J]. 真空科学与技术学报,2015,35(12):1414-1419.

SHANG Shengfei, GU Zuo, HE Bijiao, et al. Modelling of ion beam current density of ion thruster[J]. Chinese Journal of Vacuum Science and Technology, 2015, 35 (12): 1414-1419. (in Chinese)

[16] 董树忠. 多组分固体表面的择优溅射[J]. 物理,1985,14(3):135-140.

DONG Shuzhong. Preferential sputtering on multicomponent solid surface[J]. Physics,1985,14(3):135-140. (in Chinese)

[17] YAMAMURA Y. Theory of sputtering and comparision to experimental data[J]. Nuclear Instruments and Methods, 1982,194:515-522.

[18] ECKSTEIN W. Physical sputtering and reflection processes in plasma-wall interactions[J]. Journal of Nuclear Materials,1997,248:1-8.

[19] ECKSTEIN W. Sputtering yields[J]. Vacuum,2008,82:930-934.

[20] ECKSTEIN W, GARCIA R C, ROTH J. Threshold energy for sputtering and its dependence on angle of incidence[J]. Nuclear Instruments and Methods in Physics Research:B, 1993,83:95-109.

[21] ECKSTEIN W, PREUSS R. New fit formulae for the sputtering yield[J]. Journal of Nuclear Materials, 2003, 320: 209-213.

[22] YAMAMURA Y, ITIKAWA Y, ITOH N. Angular dependence of aputtering yields of monatomic solids[R]. Nagoya; Nagoya University,1983.

[23] 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.

(编辑:王碧琚)