

磁屏蔽对小功率霍尔推力器性能的影响机理^{*}

于 博^{1,2}, 余水淋^{1,2}, 康小录^{1,2}

(1. 上海空间推进研究所, 上海 201112;
2. 上海空间发动机工程技术研究中心, 上海 201112)

摘 要: 霍尔磁屏蔽技术是一种延长推力器工作寿命的技术, 但对于小功率霍尔推力器而言, 磁屏蔽作用会对推进性能产生较大的衰减影响。为深入研究这种影响机制, 本文建立一种结合单元粒子法(PIC)/等离子体化学动力学碰撞(PCD)的模型来求解霍尔推力器等离子体流场。为验证数值模型的正确性, 在真空舱内开展验证试验, 针对无磁屏蔽工况和高强磁屏蔽工况分别进行推力、特征光谱的测量, 以同等工况下的计算值和试验测量值进行对比, 验证模型的精度。在此基础上, 利用数值模型针对四种工况下的推力器光功耗数据进行计算, 并分析相关规律的物理机制。结果表明, 光功耗是影响推力器性能下降的主要因素, 最强磁屏蔽工况中的光功耗能效可超过24% (无屏蔽工况: 13.6%), 该特性与电子温度分布整体外推、电子升温有直接关系, 而本质原因在于放电室出口位置的磁镜磁场构型。

关键词: 小功率霍尔推力器; 磁屏蔽; 性能衰减; 数值模拟; 光功耗

中图分类号: V439*.4 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2022) 12-210572-12

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.210572

Impact Mechanisms of Magnetic Shielding on Performance of Low-Power Hall Thrusters

YU Bo^{1,2}, YU Shui-lin^{1,2}, KANG Xiao-lu^{1,2}

(1. Shanghai Institute of Space Propulsion, Shanghai 201112, China;
2. Shanghai Engineering Research Center of Space Engine, Shanghai 201112, China)

Abstract: The magnetic shielding technology in Hall thrusters is a kind of strategy to increase the lifetime. However, the magnetic shielding effect has exerted a negative influence on the propulsion performance of low-power hall thrusters. In order to further study this side effect, a numerical model based on the particle in cell (PIC) and plasma chemical dynamics (PCD) has been established to solve the plasma flow field in Hall thruster. A rectification test was conducted in the vacuum chamber to validate the correctness of this model. The parameters of thrust and spectral power in both unshielded thruster and magnetically shielded thruster have been measured respectively, and the comparison of the calculation and the test results was obtained to examine the accuracy of the model. Based on those above, the light power consumption in different four cases of Hall thrusters was solved numerically. Moreover, the relevant physical mechanisms were discussed. The main conclusions show that, the light power consumption is the main factor to impair the thruster performance, and the consumption efficiency in the strongest magnetically shielded case is more than 24% approximately (unshielded case: 13.6%). The characteristic of this physical process is directly associated with the extension of the whole electron tempera-

* 收稿日期: 2021-08-23; 修订日期: 2022-01-05。

基金项目: 173 项目重点计划 (2020-JCJQ-ZD-130)。

通讯作者: 于 博, 博士, 高级工程师, 研究领域为电推进技术。

引用格式: 于 博, 余水淋, 康小录. 磁屏蔽对小功率霍尔推力器性能的影响机理[J]. 推进技术, 2022, 43(12): 210572.
(YU Bo, YU Shui-lin, KANG Xiao-lu. Impact Mechanisms of Magnetic Shielding on Performance of Low-Power Hall Thrusters[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2022, 43(12): 210572.)

ture distribution and the increase of the electron temperature, which essentially originated from the magnetic mirror effect at the discharge chamber exit.

Key words: Low-power Hall thrusters; Magnetic shielding; Performance attenuation; Numerical calculation; Light power consumption

1 引言

近年来,小卫星(质量<400kg)在轨应用频率在逐年升高,基于Spaceworks在2020年报告,未来5年内全球还将持续发射小卫星数量超过2000颗。同时,小卫星所承担的任务种类也越来越多,对配套推进技术的要求也随之升高:从姿轨控到位置保持,甚至深空探测均有不同程度需求,这意味着,对小功率等级推进技术的要求将达到更高水平。目前为止,服役于小卫星最多的推进技术为霍尔电推进技术,该技术以可靠性高、寿命长为优势。然而,在面对越来越严苛的推进任务需求时,小功率霍尔推力器同样面临着巨大挑战。现阶段,如何进一步提高小功率级霍尔推力器的性能与寿命成为电推进领域的研究热点之一。

2010年,霍尔磁屏蔽技术首次公开报道^[1],这是一种利用特殊的磁路设计来降低壁面附近电子温度,从而提升壁面附近空间电势的一种磁路设计策略,该策略可以极大程度延长霍尔推力器的放电室寿命。首先,基于霍尔效应推力器中的电子沿磁力线的等温假设^[2-3],放电室内部的电子等温线几乎与磁力线重合,这意味着需要壁面附近磁力线能够穿过内部的电子低温区,则可以保证壁面附近的电子温度同样处于低温状态。其次,空间的电势降与当地电子温度有关,电子温度越低,电势降越低,因此,壁面附近的电子低温可以极大程度延缓壁面附近的电势降,可以令壁面附近的电位接近阳极表面电位^[4-6],这一物理机制可以明显降低离子对壁面的轰击作用,令壁面侵蚀速率下降。起初,磁屏蔽技术在中等功率级推力器(BHT-4000, NASA-300-MS和H6MS)得到了效果的验证。但在随后的一些研究中,研究人员发现高比冲模式(高放电电压)会降低磁屏蔽效果^[7];同时,磁屏蔽推力器会比传统霍尔推力器多出一个振荡频率范围(75~90kHz)^[8];此外,由于磁屏蔽磁力线收尾于磁极顶表面,导致磁极顶表面会产生削蚀,在一定程度上影响羽流场的粒子成分^[9];并且,磁屏蔽作用不但有利于降低壁面侵蚀,还可以降低壁面热流密度,令推力器整体温度下降^[10]。2016年,霍尔磁屏蔽技术在12.5kW级霍尔推力器的

成功应用案例指出^[11-13]:推力器能效可达68%,比冲2820s,寿命超过10000h。

然而,磁屏蔽技术在小功率级的应用却并不乐观, MaSMi-40的最初性能参数远低于预期,能效只能达到21%~24%^[14]。在2016年,经过优化的MaSMi-60可以将能效提升到29%^[15],但是该数据和BHT-200(42%), SPT-20(39%)以及T-40(37%)公布的数据相比依然有较大差距。在2017年, Ryan C等^[16]利用Hall2De代码对MaSMi-60进行数值分析,从粒子输运过程变化的角度发现通道内电子-原子的电离碰撞自由程不足,导致背景气体的电离率下降。综上,尽管研究人员已经针对小功率霍尔磁屏蔽推力器的性能衰减进行了相应研究,但引起电离碰撞自由程下降的原因尚不清晰,这使得小功率霍尔推力器在应用磁屏蔽技术提升寿命时会以性能指标为代价,这对其工程应用带来了研究瓶颈,急需针对推力器性能下降的原因和机理进行挖掘,以获得磁屏蔽在小功率霍尔推力器应用的优化方法启迪。因而,本文将对此问题进行深入研究。

本文试验发现,350W级磁屏蔽霍尔推力器与350W级非磁屏蔽推力器的羽流颜色和光强有很大差别,故本文推断:小功率磁屏蔽霍尔推力器的性能衰减与光能耗散应存在关系。为验证该推断,本文将针对不同磁屏蔽作用对推力器光能耗散的影响规律和机理进行研究。采用一种基于单元粒子(PIC)/等离子体化学动力学碰撞(PCD)的混合模型来求解放电室内部及近场羽流区的等离子体输运过程。接着,为验证数值模型的精度,采用两台霍尔推力器(一台为无磁屏蔽推力器, HETUS-20;另一台为磁屏蔽推力器, HETMS-20)的推力、特征光谱的测量值,与同等工况下的计算值进行对比,验证模型精度。在此基础上,利用数值模型对不同磁屏蔽工况下的光功耗数据进行计算,并分析相应的物理机制。

2 数值模型

2.1 PIC模型

PIC是一种能够实现粒子追踪与参数对节点分配的算法,是目前求解霍尔推力器内部运动的常用算法之一,具体算法细节可参考相关教材(文献

[17])。这里仅介绍本文的一些设定:(1)Xe原子作为背景气体处理,其数密度分布参与各类碰撞计算,并统计当地网格内的原子消耗;(2)采用双粒子PIC设定,即电子、离子均参与输运、碰撞计算,且具有不同时间步长,离子时间步长: 2×10^{-9} s,电子时间步长: 1×10^{-11} s,这意味着计算时间的升高,因此需要选择一种计算速度快的碰撞模型与之配合;(3)计算粒子权系数(1个计算粒子代表多少个真实粒子)为 1×10^9 ;(4)计算域的加密网格策略及边界设定见图1。

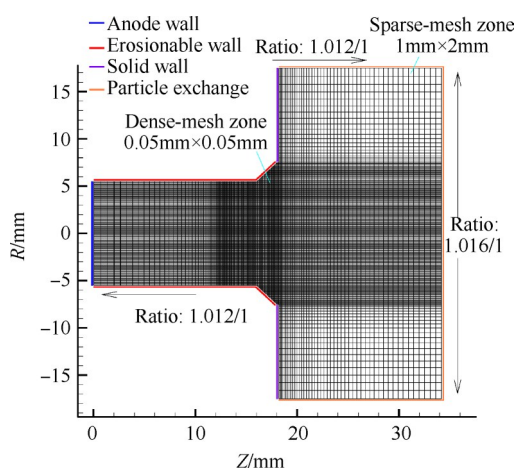


Fig. 1 Mesh generation strategy and boundary settings

阳极壁面边界为大部分电子逃逸计算域的边界;侵蚀壁面边界为处理离子侵蚀壁面^[18]、二次电子发射^[19]以及鞘层电势求解^[20]的边界,具体求解方法可参考相关文献;无侵蚀边界为离子和电子对壁面的弹性碰撞边界;粒子交换边界为电子来流边界及离子逃逸计算域的边界。

此外,空间电势采用五点差分法离散泊松方程,并使用超松弛迭代策略求解,松弛因子取1.25,该数值对应的迭代次数较少。

简单介绍下粒子对壁面的热沉积计算方法(用于后文壁面热功耗的计算),包括离子对放电室和电子对阳极两种。

在离子轰击放电室壁面时,中途会遇到鞘层作用,对壁面能量沉积情况有两种:

(1)如果离子速度高于波姆速度,则认为离子可以进入鞘层,并将全部能量沉积在壁面转化为热能,即

$$E_{i, \text{deposition}} = \frac{1}{2} m_i v_i^2 + \frac{3}{2} k T_i + e V_{\text{sheath}} + E_{\text{ionization}} \quad (1)$$

式中 v_i 为离子入射鞘层前的速度, m/s; m_i 为离子质量 kg; T_i 为离子温度, K; $E_{\text{ionization}}$ 为Xe的电离能级, J。

在离子完成这一过程中,将以原子形态离开壁面,具有壁面温度(900K)对应的动能,运动方向随

机。值得注意的是,后文求解溅射产额中的入射能量为离子动能与鞘层势能之和。鞘层电势可由式(2)求解,其中 T_e 为电子温度, K; γ 为二次电子发射系数,取0.45; m_e 为电子质量, kg。

$$U_{\text{sheath}} = \frac{T_e}{e} \ln \left[(1 - \gamma) \left(\frac{2\pi m_e}{m_i} \right)^{0.5} \right] \quad (2)$$

(2)如果离子速度低于波姆速度,则认为离子不会进入鞘层,在鞘层边界发生镜面反射而离开壁面,没有热能沉积。

在电子撞击阳极表面时,会沉积三部分能量:动能、内能与系统化学势(阳极逸出功),如式(3)。

$$E_{e, \text{deposition}} = \frac{1}{2} m_e v_e^2 + \frac{3}{2} k T_e + E_{\text{work - function}} \quad (3)$$

式中 $E_{\text{work - function}}$ 为阳极材料Cu的逸出功,取5.8eV。

2.2 PCD模型

霍尔推力器的羽流光色主要源于原子退激过程的光子辐射,而非离子复合的光辐射,原因为羽流区(半径2m内)的电子温度均高于1eV,导致离子几乎无法捕获电子,因此,离子复合只可能在无穷远处发生(推力器在轨)或在真空舱壁完成壁面复合(推力器在地面试验舱)。

PCD模型(等离子体化学动力学)是本文引入的一种求解电子-原子碰撞过程的数值模型,常见于磁流体模型中。因此,PCD与PIC模型的兼容需要进行一些处理。PCD模型可捕捉碰撞反应速率,该参数可转化为对网格内发生某类碰撞的次数,这样即可与PIC模型形成连接。这种连接的思路概述为:在PIC模型求解出各个网格内粒子的新运动状态后,PCD模型将针对整个网格内的电子进行统一的碰撞判断,而不是针对电子进行逐个判断,因而PCD模型比MCC(蒙特卡罗碰撞)模型具有更高的计算速度,并且计算结果更加光滑且规律性明显,具体实现细节如下所述。

在一个网格内,发生第 j 种(j 参考表1中的编号)碰撞反应的次数为

$$N_{\text{reaction}, j} = S_{\text{reaction}, j} V_{\text{mesh}} \quad (4)$$

式中 $S_{\text{reaction}, j}$ 为第 j 种碰撞反应的反应密度速率, ($\text{m}^{-3} \cdot \text{s}^{-1}$); V_{mesh} 为面网格所对应的环形体网格体积, m^3 , 为对应面网格面积与环周长的乘积 $A_{\text{mesh}} \cdot R_A$ 。

根据表1所提供的化学反应系数 ξ_j , 可以获得 $S_{\text{reaction}, j}$ 的计算方法为

$$S_{\text{reaction}, j} = n_e n_n \xi_j \quad (5)$$

式中 n_e 为当地网格的电子数密度, m^{-3} ; n_n 为原子数密度, m^{-3} 。

值得注意的是,表 1 给出了本文所考虑的电子-原子的碰撞反应类型,包括 Xe 原子典型的 8 条能级结构、一阶和二阶电离能级(小功率霍尔推力器的放电电压较低,三阶及以上的电离、重粒子引发的 7s, 8s, 5d, 6d 之间的跃迁可以忽略,但二阶电离以及亚稳态电离不可忽略)以及相应的电子能量阈值和化学反应系数,而忽略了库伦碰撞、离子复合等放电室内部自由程较高的碰撞类型。

对碰撞后的粒子运动状态进行设定:(1)电子发生弹性碰撞后,原子运动状态视为不变,电子能量不变,但电子运动方向发生散射变化;(2)电子发生激发碰撞后,原子运动状态不变,在激发态寿命末期释放相应能量的光子(光子仅在计算羽流光色中使用,不参与粒子计算过程),电子能量减少激发时的跃迁能级,运动方向发生散射变化;(3)电子发生电离碰撞后,原电子、新生电子与新生离子的能量之和等于原电子发生电离前的能量与电离能级的差,新生离子能量与中性气体背景气体的温度一致,方向随机分布,而原电子和新生电子的运动方向依然遵循电子散射变化规律。

这里,对电子散射变化规律进行介绍,在发生碰撞后,电子与碰撞前运动角度的夹角称为散射角,可描述为

$$\cos \chi = \frac{2 + E_{k,e} - 2(1 + E_{k,e})^R}{E_{k,e}}$$

(6)

式中 $E_{k,e}$ 为碰撞前原电子的能量, R 为随机数。

假设碰撞前,原电子运动方向与 Z 轴夹角为 θ ,那么,碰撞后的电子运动方向与 Z 轴的夹角 θ' 描述为

$$\cos \theta' = \cos \theta \cos \chi + \sin \theta \sin \chi \cos \phi$$

(7)

式中 ϕ 为回转方位角,在 360° 内随机选取,即 $\phi = 2\pi R$ 。

由于后文需要对原子退激后的辐射光色进行计算,这里给出 Xe 原子高位能级对低位能级退激的相关数据,见表 2。值得注意的是,理论上 Xe 存在的谱线多达 30 条以上甚至更多,但是,在绝对多数的放电工况下, Xe 在 100 ~ 1200nm 内能够被光谱仪捕捉到的谱线一般只存在 10 ~ 13 条。本文虽然列举了 16 条谱线,但不一定都能被捕捉到。

2.3 验证试验

在数值模型精度的验证方面,本文仅针对后文涉及的物理过程进行相应参数的验证:(1)推进功耗,这里采用推力作为验证参数;(2)光功耗,这里采用光谱及相对功率谱密度作为验证参数。

为实现上述参数的试验测量,在长 6m, $\Phi 2.5$ m 的真空舱内开展 350W 级霍尔推力器(两台)的各性能参数测量试验,具体试验系统布置见图 2。采用机械泵、分子泵与低温泵联合抽气,真空度(推力器工作时)可以达到 $1.5 \times 10^{-3} \sim 3.5 \times 10^{-3}$ Pa,能够满足试验需要。电源系统共输出 5 路条电路,分别供应于加热器、磁线圈及放电电路。

两台推力器的工作参数见表 3,关于推力器的工作状态以及放电室在工作 500h 后的照片如图 3 所示。

2.3.1 推 力

如图 4 所示,在试验结果与计算结果的对比中,计算结果均低于试验结果,误差分别达到了约 7% 和 11%,平均误差为 9.0%。推力是具有一定能量的离子在喷射出时所产生的反作用力,这里推断推力的

Table 1 Data of the collision reactions for e-Xe

No.(j)	Reaction equation	Reaction event	Threshold/eV	Reaction coefficient $\xi/(\text{m}^3 \cdot \text{s}^{-1})$
1	$\text{e} + \text{Xe} \rightarrow \text{e} + \text{Xe}$	Elastic	—	$5.4 \times 10^{-8} T_e^{0.5[21]}$
2	$\text{e} + \text{Xe} \rightarrow \text{e} + \text{Xe}^*$	Transition to $6s_2$	8.31	$2.6 \times 10^{-9} \exp(-8.85/T_e)^{[22]}$
3	$\text{e} + \text{Xe} \rightarrow \text{e} + \text{Xe}^*$	Transition to $6s_1$	8.43	$2.42 \times 10^{-9} \exp(-8.49/T_e)^{[22]}$
4	$\text{e} + \text{Xe} \rightarrow \text{e} + \text{Xe}^*$	Transition to $6s'_0$	9.44	$2.3 \times 10^{-9} \exp(-9.26/T_e)^{[22]}$
5	$\text{e} + \text{Xe} \rightarrow \text{e} + \text{Xe}^*$	Transition to $6s'_1$	9.57	$3.2 \times 10^{-9} \exp(-9.52/T_e)^{[22]}$
6	$\text{e} + \text{Xe} \rightarrow \text{e} + \text{Xe}^*$	Transition to $6p$	9.73	$3.96 \times 10^{-9} \exp(-9.77/T_e)^{[22]}$
7	$\text{e} + \text{Xe} \rightarrow \text{e} + \text{Xe}^*$	Transition to $7p$	10.97	$4.46 \times 10^{-9} \exp(-12.79/T_e)^{[22-23]}$
8	$\text{e} + \text{Xe} \rightarrow \text{e} + \text{Xe}^*$	Transition to $6p'$	11.04	$6.76 \times 10^{-9} \exp(-13.47/T_e)^{[22-23]}$
9	$\text{e} + \text{Xe} \rightarrow \text{e} + \text{Xe}^*$	Transition to $8p$	11.44	$4.52 \times 10^{-9} \exp(-15.29/T_e)^{[21,24-25]}$
10	$\text{e} + \text{Xe} \rightarrow 2\text{e} + \text{Xe}^+$	First-order ionization	12.13	$3.7 \times 10^{-9} T_e^{0.7} \exp(-12.1/T_e)^{[26]}$
11	$\text{e} + \text{Xe}^+ \rightarrow 2\text{e} + \text{Xe}^{2+}$	Second-order ionization	9.08	$1.04 \times 10^{-10} T_e^{0.7} \exp(-21.2/T_e)^{[26]}$
12	$\text{e} + \text{Xe}^* \rightarrow 2\text{e} + \text{Xe}^+$	Metastable ionization	3.81	$2.87 \times 10^{-10} T_e^{0.7} \exp(-8.92/T_e)^{[27]}$
13	$\text{e} + \text{Xe}^* \rightarrow 2\text{e} + \text{Xe}^+$	Metastable ionization	2.69	$5.19 \times 10^{-10} T_e^{0.7} \exp(-9.85/T_e)^{[27]}$

Table 2 Data of the de-excitation process for Xe

Number	Energy level transition	Threshold/eV	Wave length/nm	Color	Life time/ns
1	$6s_1 \rightarrow 1s_0$	8.434	147	Ultraviolet	3.79
2	$6s_1' \rightarrow 1s_0$	9.567	130	Ultraviolet	3.17
3	$6p \rightarrow 6s_1$	1.297	958	Infrared	119
4	$6p \rightarrow 6s_2$	1.418	877	Infrared	56.3
5	$7p \rightarrow 6s_1$	2.532	491	Cyan	1690
6	$7p \rightarrow 6s_2$	2.653	469	Blue	658
7	$7p \rightarrow 6s_0'$	1.522	817	Infrared	1370
8	$7p \rightarrow 6s_1'$	1.399	881	Infrared	725
9	$7p \rightarrow 6p$	1.235	1007	Infrared	216
10	$6p' \rightarrow 6s_2$	2.725	456	Blue	2500
11	$6p' \rightarrow 6s_1$	2.604	477	Blue	1450
12	$6p' \rightarrow 6s_0'$	1.594	780	Infrared	206
13	$6p' \rightarrow 6s_1'$	1.471	845	Infrared	66.2
14	$6p' \rightarrow 6p$	1.307	951	Infrared	333
15	$8p \rightarrow 6s_1$	3.004	414	Magenta	333
16	$8p \rightarrow 6s_2$	3.125	398	Magenta	333

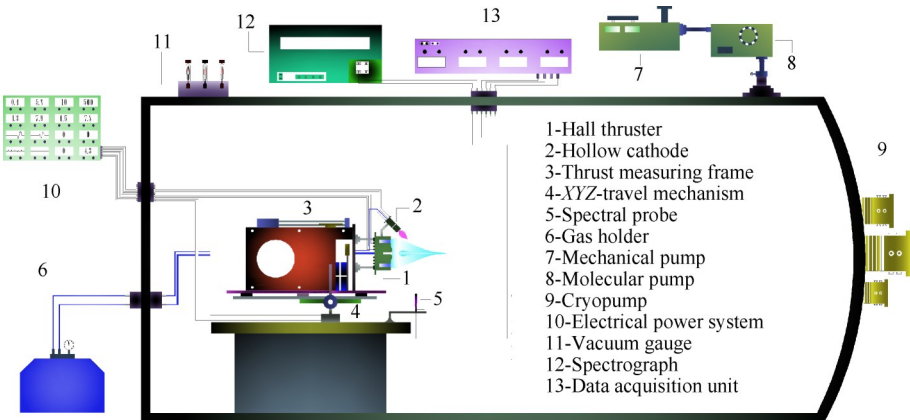


Fig. 2 A schematic diagram of the test platform system

Table 3 Operation parameters of the two Hall thrusters

Parameter	HETUS-350	HETMS-350
Discharge voltage/V	300	300
Discharge current/A	1.16	1.16
Ampere-turns of inner coil/A	360	620
Ampere-turns of outer coil/A	180	232
Anode gas flow rate/(mL/min)	26	26
Cathode gas flow rate/(mL/min)	2	2

误差与离子数量、能量以及推力架的测量误差(推力架的标定误差已在 $\pm 8.5\%$)有关。

2.3.2 光谱

需要说明的是,谱线的计算值是通过统计计算域内各波段辐射功率值,再将统计值乘以采集功率的权系数所得。权系数为光谱仪采集到的光源相对功率与光源实际功率的比值,可以通过已经

标定功率的光源来进行提前测量,本文所使用的光谱仪的采集功率权系数在 $5.55 \times 10^{-4} \sim 5.58 \times 10^{-4}$,这里不妨取 5.56×10^{-4} 。光谱的试验值与计算值对比见图5。

根据试验数据与计算数据的对比:首先,在退激谱线波段的捕捉方面,除了1~2条能级的退激光谱难以被光谱仪捕捉清晰外,其它谱线均与计算值相吻合,波段的最大误差不超过1%,这说明能级结构的模型较为精确;其次,在单条谱线功率的捕捉方面,最大误差达到8.5%,平均误差在4.7%(计算值高于测量值),这与能级跃迁选择的概率系数有关(爱因斯坦系数),但爱因斯坦系数本身是根据大量试验测算而来,具有一定的固有误差;再次,在总功率的计算方面,平均误差在5.2%(计算值高于测量值)。

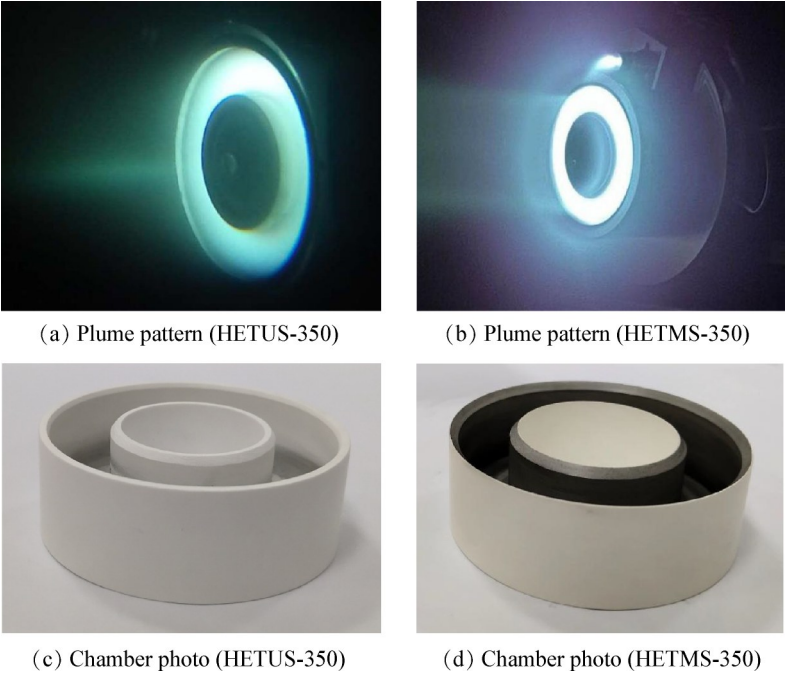


Fig. 3 Operating states of the 350W class Hall thrusters

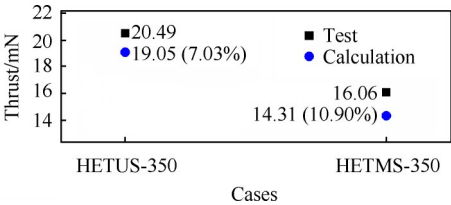


Fig. 4 Comparison of the test and calculation results for the parameter thrust

3 计算结果与分析

本节主要针对四种工况的推力器状态进行数值模拟,工作参数均相同,可参考2.3小节中表3的输入条件。表4和图6给出磁路构型的输入(图6标注了壁面磁力线对应的电子温度),其中,尺寸 a 为内磁屏-磁极顶距离,尺寸 b 为外磁屏-磁极顶举例,尺寸 c 为两磁极顶间距。根据磁路输入参数,Case 1~4的结构设计目的在于获取不同的磁屏蔽作用,Case 1为无磁屏蔽作用工况,Case 2~4的磁屏蔽作用在逐渐递增(壁面磁力线所在的电子温区可以表征磁屏蔽作用程度^[1-2])。

基于上述输入条件,本文计算了不同磁屏蔽作用工况中的各类能耗数据(包括功率数值及所占百分比),见表5。其中,壁面热功耗部分包括离子轰击放电室和电子轰击阳极(在PIC模型部分有算法介绍),其他功耗包括羽流发散功耗、壁面溅射功耗、电路导线的热功耗以及离子复合功耗等,但占比份额

不高且变化不显著,因此,本节对此部分功耗不进行深入讨论。值得注意的是,磁屏蔽作用的增强会降低壁面热功耗,这本应给磁屏蔽推力器的推进功耗留出更多余地,然而,光功耗的剧增不但弥补了热功耗下降,还占据了一部分的推进功耗。因此,该规律说明了光功耗是影响推进性能下降的主要因素,下文将针对内在物理机制进行讨论。

为分析光功耗在磁屏蔽作用增强时的变化机制,给出各工况羽流光色的变化情况,见图7。首先,在可见光范围内,羽流光色从青色(475~495nm)逐渐过渡到蓝色(440~470nm),最后到紫色(385~420nm),其中,Case 1,4的结果与试验拍摄的羽流照片非常接近;其次,羽流对肉眼的光通量在增强(更明亮),光强在逐渐升高。因此,这里推断:磁屏蔽作用增加光功耗的机制应与光子总数量(等价于光通量)或每个光子的能量增长有关。为此,这里给出一个电子时间步长中计算域内各退激辐射线所对应的激发碰撞次数,见图8。

图8中的能级编号说明:1-6s₁'→1s₀,2-6s₁→1s₀,3-8p→6s₂,4-8p→6s₁,5-6p'→6s₂,6-7p→6s₂,7-6p'→6s₁,8-7p→6s₁,9-6p'→6s₀',10-7p→6s₀',11-6p'→6s₁',12-6p'→6s₁',13-7p→6s₁',14-6p'→6p,15-6p→6s₁,16-7p→6p。

图8的结果验证了两点:(1)随着磁屏蔽作用增强,计算域内总激发碰撞次数在升高,指向辐射光子总数量升高;(2)激发碰撞的跃迁能级逐渐向高位能

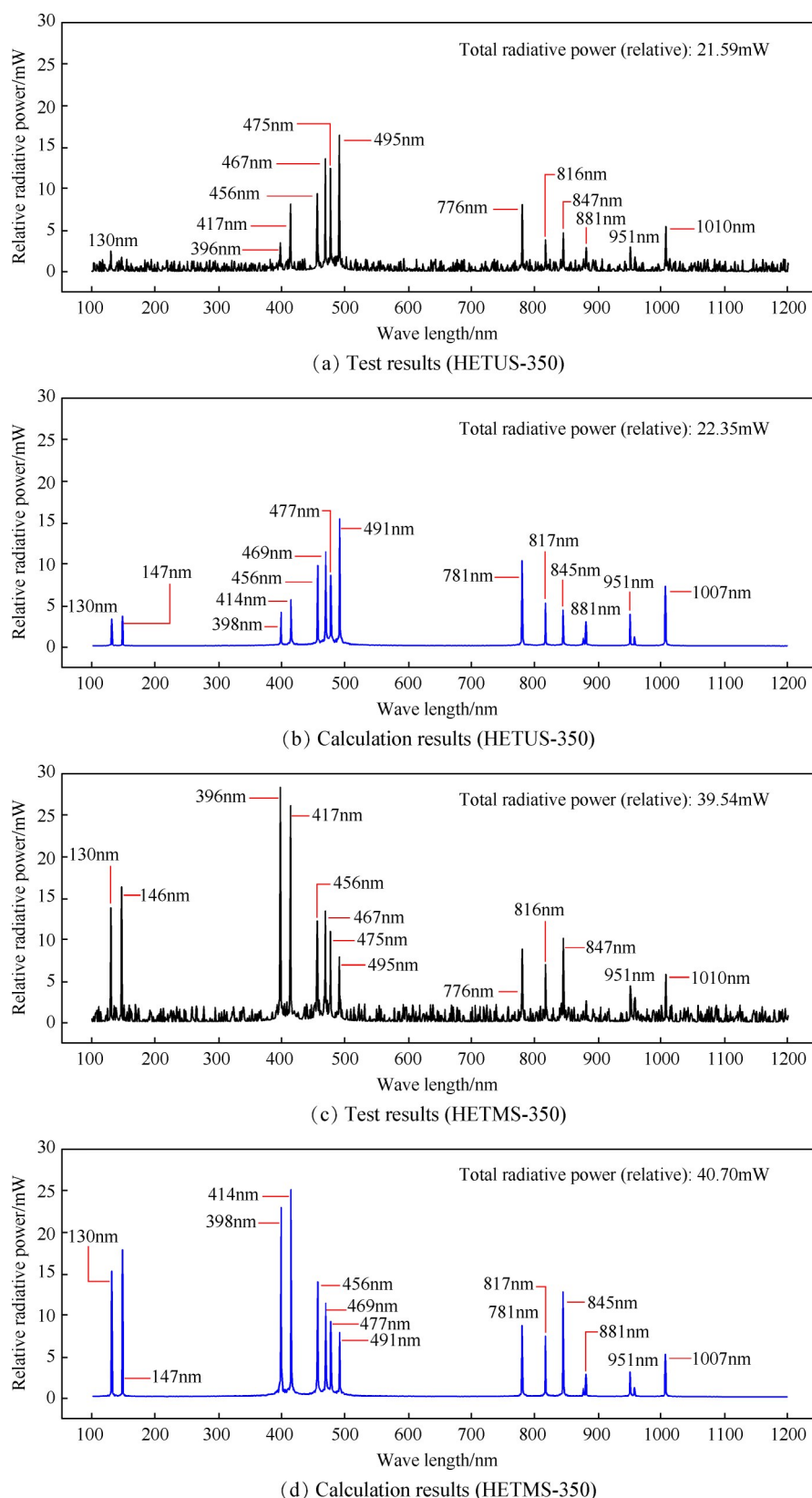


Fig. 5 Comparison of the test and calculation results of the spectral line power

级推移,指向每个光子能量有升高趋势。该机制是磁屏蔽工况下光功耗升高的直接原因。进一步地,为分析该机制的产生机理,考察影响激发碰撞的两个因素:电子温度、原子数密度,见图9和图10。

结合图9和图10,随着磁屏蔽作用的增强,计算域内的电子温度整体处于升高趋势(由计算域平均电子温度,图9有标注),电子温度的峰值区在向下推移(电子温度峰值位置在图9有标注);同时,电子

Table 4 Input parameters for magnetic field design

Case number	Inner coil ampere/A	Outer coil ampere/A	a/mm	b/mm	c/mm	$B_{\max}$ of the middle line in chamber/Gauss
1 (HETUS-350)	360	180	4	4	17.0	200.8
2	500	210	3.0	2.0	18.0	209.5
3	560	224	2.6	1.6	18.8	214.8
4 (HETMS-350)	620	232	2.2	1.2	19.6	219.8

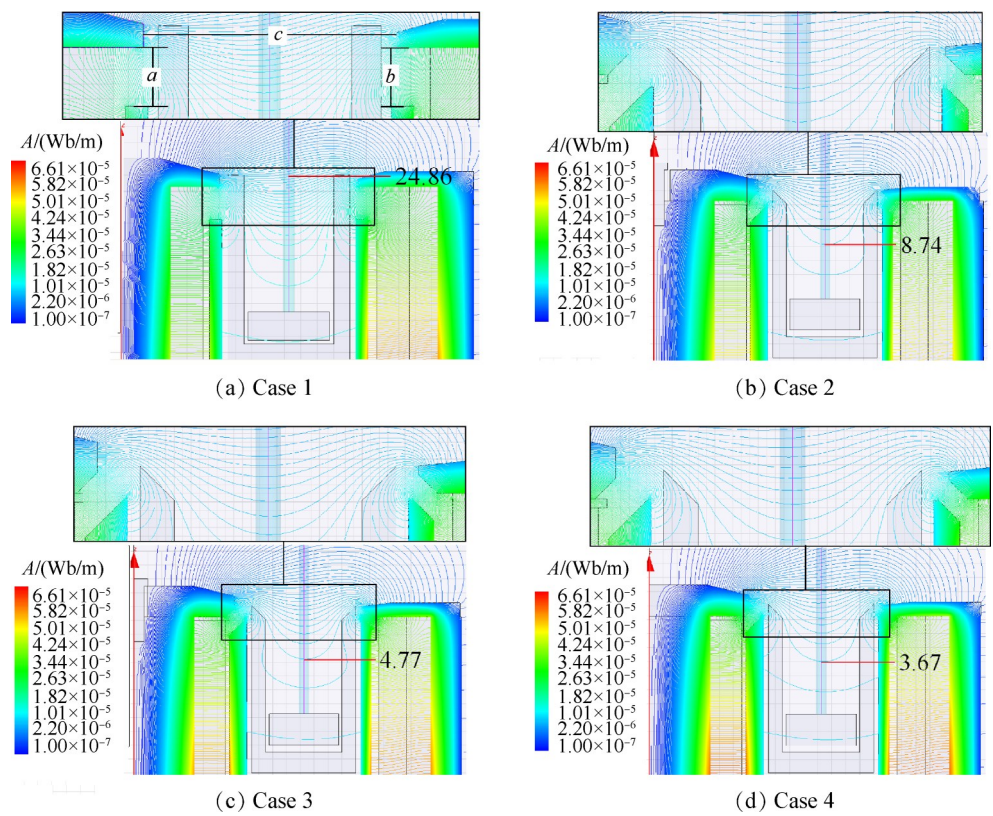


Fig. 6 Magnetic flux lines for four cases

Table 5 Energy consumption data of HET-350 series

Case	Propulsion power/W	Wall heat deposition power/W	Light power/W	Other power/W
1	114.45	165.69	46.41	23.45
	(32.70%)	(47.34%)	(13.26%)	(6.70%)
2	107.08	162.07	57.27	23.58
	(30.59%) ↓	(46.31%) ↓	(16.36%) ↑	(6.74%)
3	99.77	157.80	68.75	23.68
	(28.51%) ↓	(45.09%) ↓	(19.64%) ↑	(6.77%)
4	89.95	152.07	84.18	23.80
	(25.70%) ↓	(43.45%) ↓	(24.05%) ↑	(6.80%)

峰值区对应的原子数密度却处于下降趋势(对应图 10)。因此,在电子峰值区会呈现出电子升温而原子变稀疏的特性,前者对电离、激发碰撞有利,而后者是不利因素,但是电离、激发碰撞对两者变化的响应程度有所不同,见图 11。

图 11 给出电子峰值位置(对应图 9)的网格内电离碰撞次数(全部电离反应)和激发碰撞次数(全部

激发反应)在一个离子时间步长内的数值。由结果可知电离碰撞对“电子升温、原子稀疏”呈现下降趋势,而激发碰撞则相反,原因为:(1)电离与激发是互相制约,共同分摊电子温度的两种碰撞,当原子数密度较高时,原子对电子的降温作用明显,电子温度可保持在较低水平,当原子数密度下降时,则相反;(2)由于激发反应种类较多,高电子温度下对应的反应

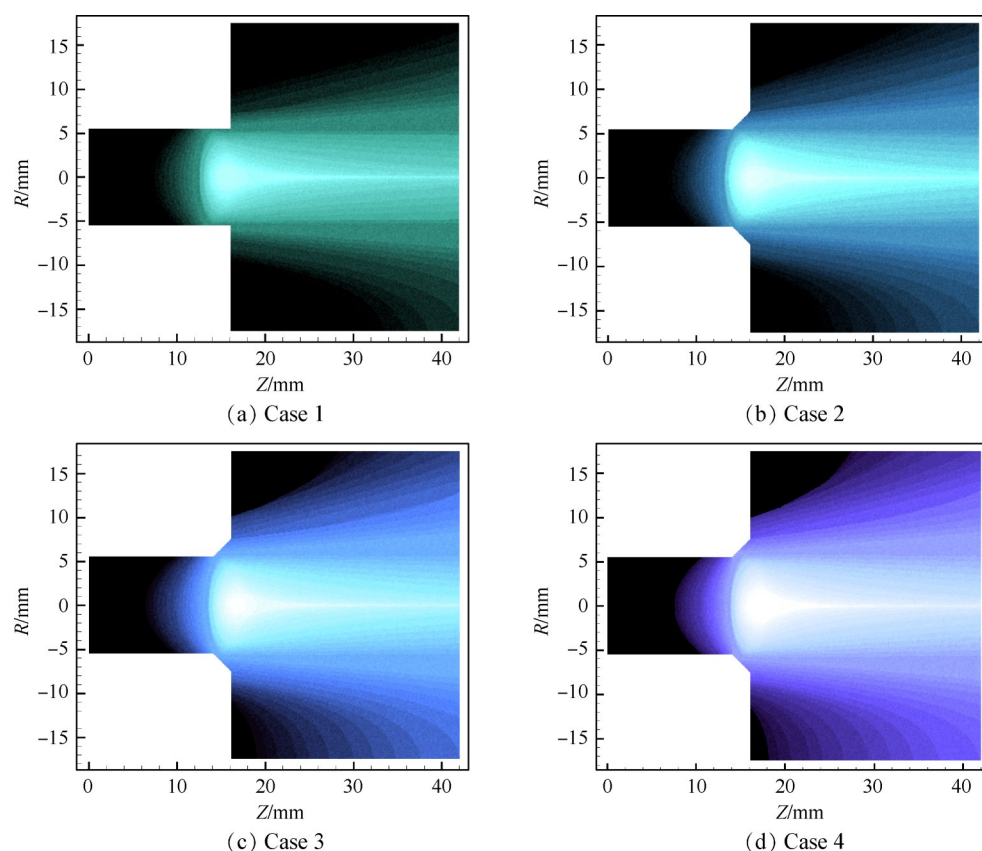


Fig. 7 Calculation results of the plume color for HET-350 series

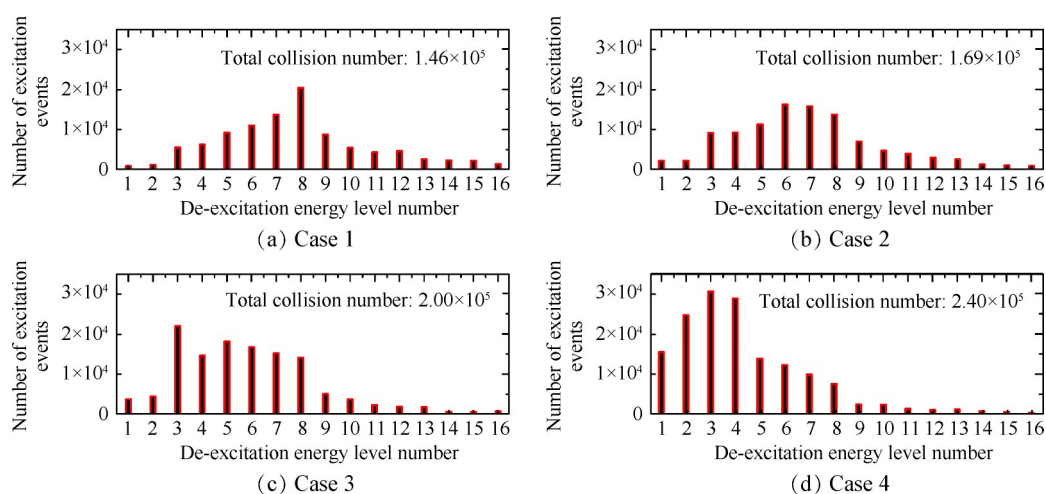


Fig. 8 Number of the de-excitation event of each spectral line in HET-350 series

系数较高,尤其 $7p$, $6p'$ 和 $8p$ 能级(对应表1),其指数项系数较高(高于电离反应),因而这些碰撞反应对高温电子更为敏感,即使原子数密度下降,依然可以在高温电子的作用下触发较多碰撞。因此,激发碰撞次数不但增多,激发能级会朝着高位能级跃迁。值得注意的是,同样的现象还存在于空心阴极的羽状放电模式(放电电压升高、电子温度升高以及羽流光色向紫色迁移)。

进一步地,在分析电子温度的“下游外推”的产

生原因时,就重新回归磁屏蔽的磁路设计特性,如图12所示。通过两种工况中的对比,磁屏蔽设计策略的磁路构形制造了一种径向的磁镜效应,在这个作用下,电子会被推向远离内外壁面的方向,表现为向下游位置推移。这种效应是推力器磁路设计所不需要的,然而,当壁面磁力线不断进行内延(提升磁屏蔽作用)时,必然伴随放电室出口位置磁镜作用的增强,二者是相互关联的。

综上,在实现磁屏蔽作用的同时会伴随光功耗

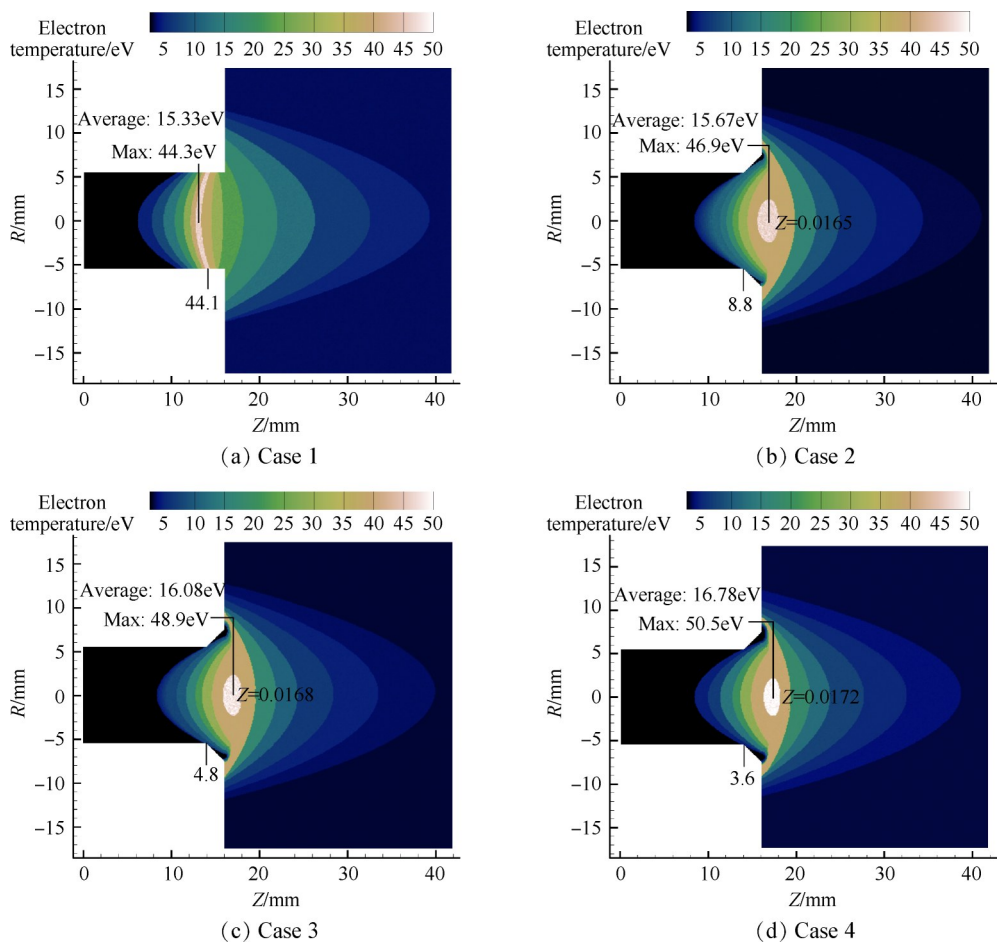


Fig. 9 Electron temperature distribution of HET-350 series

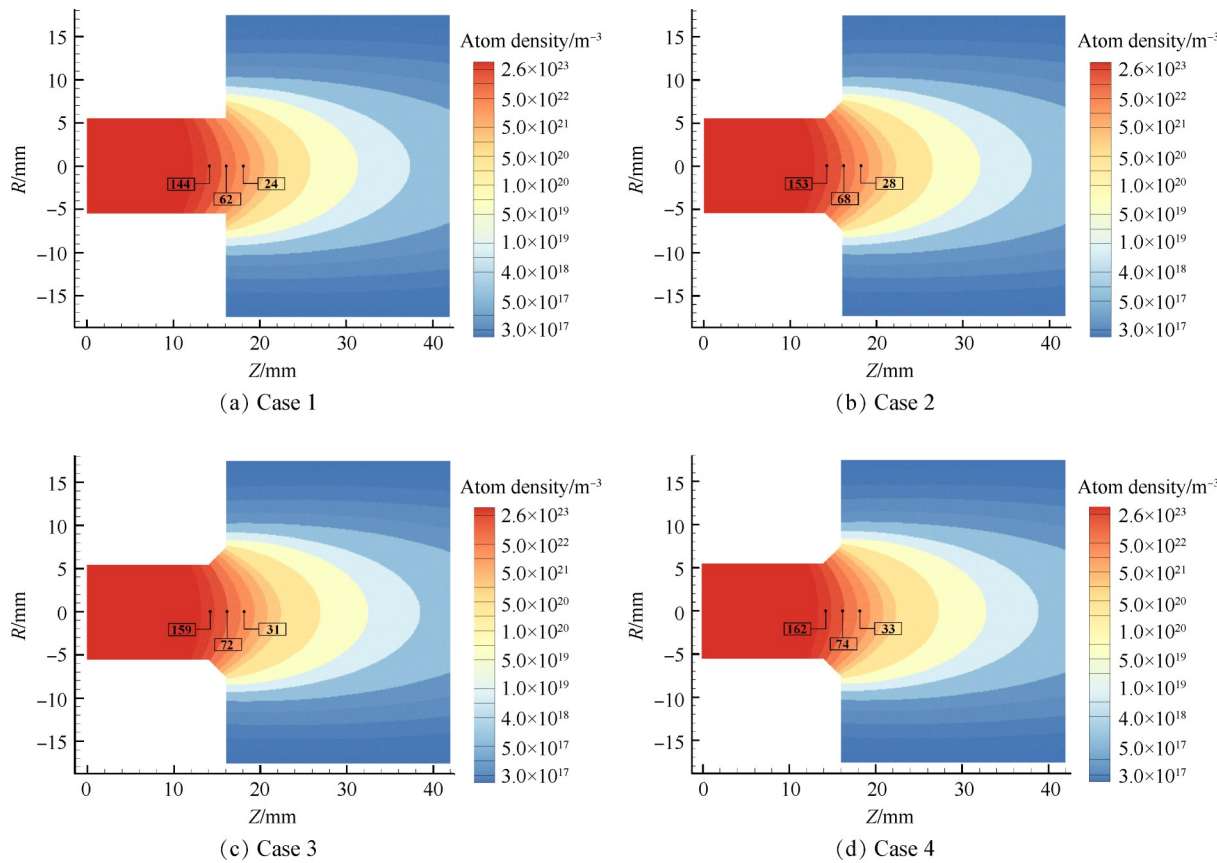


Fig. 10 Atom number density distribution of HET-350 series

的升高,为改善推力器性能,一方面可以严格控制磁屏蔽作用(控制壁面磁力线的内延程度),另一方面,可以考虑使用激发碰撞对电子高温响应不敏感的其他气体,例如 N_2 , Ar 和 Kr 等,当然,气体工质的更改会伴随很多其它问题需要综合考虑利弊。

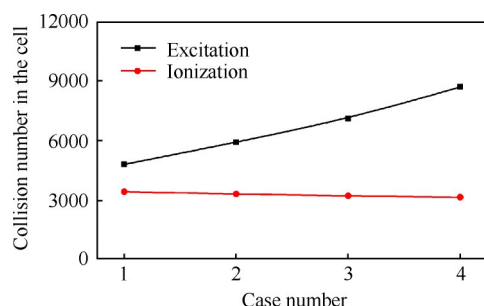
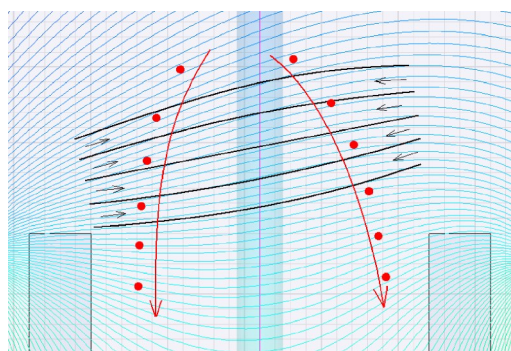
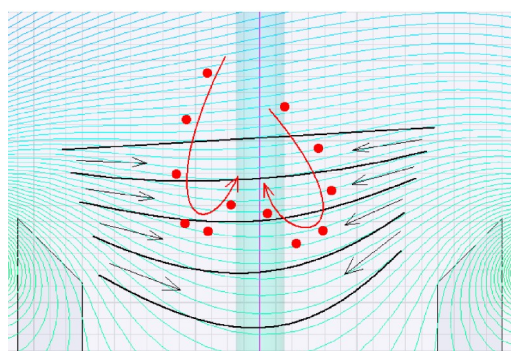


Fig. 11 Collision number of the excitation and the ionization in each case



(a) Case 1(HETUS-350)



(b) Case 4(HETMS-350)

Fig. 12 Impact of the magnetic mirror effect on the electron transportation

4 结 论

本文利用 PIC/PCD 混合模型对磁屏蔽推力器的性能衰减原因与机理进行了数值分析,主要结论如下:

(1)磁屏蔽作用对光功耗影响显著,在 HETMS-350 工况(最强磁屏蔽作用)中,光功耗能效已经超过

24%,光功耗是影响小功率磁屏蔽霍尔推力器性能下降的主要因素。

(2)在磁屏蔽作用增强过程中,电子温度在逐渐升高、外推,导致峰值区的原子数密度下降,这种机制会引发高位能级激发碰撞概率升高、电离碰撞概率会降低,这是光功耗影响推进功耗的机制。

(3)放电室出口位置的磁镜效应是影响电子温度外推以及光功耗升高的核心原因,但同时也是令磁屏蔽作用增强核心机制,即对于现有霍尔效应推力器,磁屏蔽增强必然伴随光功耗升高。

本文工作虽然对小功率磁屏蔽霍尔推力器的性能优化给出了启迪,但依然存在一些验证工作需要在未来完成。Case 2,3 属于本文非验证工况点,虽然从定性角度而言,Case 1~4 的计算结果可以完整地将光功耗升高的机理揭示,但 Case 2,3 始终缺乏定量上的误差验证,这部分验证将在后续研究中开展,以进一步验证本文所述机理的正确性。

致 谢:感谢 173 项目重点计划的资助。

参考文献

- [1] Mikellides I, Ira K, Hofer R, et al. Magnetic Shielding of the Acceleration Channel Walls in a Long-Life Hall Thruster [C]. Nashville: 46th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2010.
- [2] Mikellides I, Ira K, Hofer R, et al. Hall-Effect Thruster Simulations with 2-D Electron Transport and Hydrodynamic Ions[C]. San Diego: 47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2011.
- [3] Mikellides I, Ira K. Numerical Simulations of Hall-Effect Plasma Accelerators on a Magnetic-Field Aligned Mesh[J]. Physical Review E, 2012, 86: 046703.
- [4] Mikellides I, Ira K, Hofer R. Design of a Laboratory Hall Thruster with Magnetically Shielded Channel Walls, Phase I: Numerical Simulations[R]. AIAA 2011-5809.
- [5] Richard R, Dan G, Ioannis M, et al. Design of a Laboratory Hall Thruster with Magnetically Shielded Channel Walls, Phase II: Experiments[C]. Atlanta: 48th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2012.
- [6] Ira K, Mikellides I, Hofer R. Channel Wall Plasma Thermal Loads in Hall Thrusters with Magnetic Shielding [C]. San Diego: 47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2011.
- [7] Mikellides I G, Katz I, Hofer, R, et al. Design of a Laboratory Hall Thruster with Magnetically Shielded Channel Walls, Phase III: Comparison of Theory with Experiment [R]. AIAA 2012-3789.

- [8] Benjamin A, Richard H. Low Frequency Plasma Oscillations in a 6-kW Magnetically Shielded Hall Thruster[C]. *San Jose: 49th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*, 2013.
- [9] Dan G, Benjamin A, Richard H, et al. Pole-Piece Interactions with the Plasma in a Magnetically Shielded Hall Thruster [C]. *Cleveland: 50th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*, 2014.
- [10] Wensheng H, Hani K, James L, et al. Non-Contact Thermal Characterization of NASA's HERMeS Hall Thruster[C]. *Orlando: 51st AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*, 2015.
- [11] Mikellides I, Alejandro L. Assessment of Pole Erosion in a Magnetically Shielded Hall Thruster [C]. *Cleveland: 50th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*, 2014.
- [12] Richard H, John A. Finite Pressure Effects in Magnetically Shielded Hall Thrusters[C]. *Cleveland: 50th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*, 2014.
- [13] Hani Kamhawi, Wensheng Huang, Thomas Haag, et al. Performance, Facility Pressure Effects, and Stability Characterization Tests of NASA's Hall Effect Rocket with Magnetic Shielding Thruster[C]. *Salt Lake City: 52nd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*, 2016.
- [14] Ryan C, Dan G, Mikellides I, et al. Magnetically Shielded Miniature Hall Thruster: Performance Assessment and Status Update [C]. *Cleveland: 50th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*, 2014.
- [15] Ryan C, Richard H, Mikellides I, et al. Magnetically Shielded Miniature Hall Thruster: Design Improvement and Performance Analysis[C]. *Hyogo-Kobe: 34th International Electric Propulsion Conference*, 2015.
- [16] Ryan C, Dan G, Mikellides I, et al. Performance Analysis of a Low-Power Magnetically Shielded Hall Thruster: Computational Modeling [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2017, 33(4): 956-967.
- [17] Bird G A. Molecular Gas Dynamics and Direct Simulation of Gas Flows[M]. *Oxford: Clarendon Press*, 1994.
- [18] 严立, 王平阳, 陈家洛, 等. 基于PIC/MCC/DSMC方法霍尔推力器热分析[J]. *推进技术*, 2015, 36(6): 953-960. (YAN Li, WANG Ping-yang, CHEN Jia-luo, et al. Thermal Analysis of Hall Thruster by PIC/MCC/DSMC Method[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2015, 36(6): 953-960.)
- [19] Morozov I, Savelyev V. The Electron Dynamics in SPT-Channel and the Problem of Anomalous Erosion [C]. *Moscow: 24th International Electric Propulsion Conference*, 1995.
- [20] Boltachev G, Zubarev N. Space Charge Influence on the Angle of Conical Spikes Developing on a Liquid-Metal Anode[J]. *Physical Review E*, 2012, 77: 1-10.
- [21] Timothy S. Model of a Weakly Ionized Low-Pressure Xenon DC Positive Column Discharge Plasma [J]. *Journal of Physics D: Applied Physics*, 1996, 29: 769-778.
- [22] Feltsan P V and Zapesochnyi I P. Excitation of Inert Gases during Electron-Atom Collisions. V. Xe[J]. *Ukrainskii Fizicheskii Zhurnal*, 1968, 13: 205-209.
- [23] Phillips M H, Anderson L W. Method for Measuring the Electron Excitation Cross Section of the Metastable 1s5 Level of Ne [J]. *Physical Letters*, 1981, 23(5): 2751-2753.
- [24] Vriens L, Smeets A H. Cross-Section and Rate Formulas for Electron-Impact Ionization, Excitation, Deexcitation and Total Depopulation of Excited Atoms[J]. *Physical Review*, 1980, A22: 940-943.
- [25] Frost L, Phelps A. Momentum-Transfer Cross Sections for Slow Electrons in He, Ar, Kr and Xe from Transport Coefficients [J]. *Physical Review*, 1964, 136 (6A) : 1538-1545.
- [26] Rostovikova G S, Samoilov V P, Smirnov Y M. Excitation Cross Sections and Transition Probabilities of Kr III [J]. *Journal of Applied Spectroscopy*, 1973, 19 (5) : 1538-1538.
- [27] Ganas P S. Excitation of Cesium Atoms by Electron Impact [J]. *Journal of Chemical Physics*, 1982, 76(4) : 2103-2105.

(编辑:刘萝威)