

射频离子推力器热特性仿真分析^{*}

李兴达¹, 李建鹏¹, 张兴民¹, 张天平¹, 龙建飞²

(1. 兰州空间技术物理研究所 真空技术与物理重点实验室, 甘肃 兰州 730000;

2. 国防科技大学 空天科学学院, 湖南 长沙 410073)

摘要: 为了分析射频离子推力器热特性, 建立了射频离子推力器整体热模型, 基于二维流体模型, 对11cm射频离子推力器开展了放电室等离子体仿真, 获得了电子温度、电势分布等关键参数; 以等离子体仿真结果和实测束电流为输入, 获得了各热源的热通量; 通过有限元计算获得了关键部组件的温度分布, 与实验结果进行了对比分析。研究结果显示: 放电室内电子温度约为3.6eV~3.9eV, 等离子体电势最高20V, 发热损耗主要来自带电粒子轰击放电室壁面和栅极造成的能量沉积、激发原子的热辐射以及射频线圈自身的发热损耗, 温度仿真与实测结果一致性良好, 最大误差7%, 仿真得到的温度分布可以作为输入参数进一步研究栅极受热形变及对束流的影响。

关键词: 电推进; 感性耦合等离子体; 热模型; 能量沉积; 温度分布

中图分类号: V439.4

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055 (2020) 03-0707-08

DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 190209

Simulation Analysis of Thermal Characteristics of RF Ion Thruster

LI Xing-da¹, LI Jian-peng¹, ZHANG Xing-min¹, ZHANG Tian-ping¹, LONG Jian-fei²

(1. National Key Laboratory of Science and Technology on Vacuum Technology and Physics,

Lanzhou Institute of Physics, Lanzhou 730000, China;

2. College of Aerospace Science and Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: In order to analyze the thermal characteristics of RF ion thruster, the global thermal model of RF ion thruster was established, a two-dimensional simulation of plasma in discharge vessel based on a fluid model was carried out on a 11cm RF ion thruster, the key plasma parameters including electron temperature and potential were solved. The heat flux of each heat source was obtained by using the plasma simulation results and measured beam current as inputs. The temperature of main components are obtained by using finite element software. The distribution was finally compared with the experimental results. The results show that the electron temperature in the discharge vessel is about 3.6eV~3.9eV, and the plasma potential is up to 20V. The heat loss mainly includes the energy deposition of charged particles on the inner wall of discharge vessel and grids, the radiation of the excited atoms, and the heat loss of the RF coil. The simulation and experimental results are in good agreement, the maximum error is no more than 7%. The temperature distribution obtained by the model can be used as an input parameter to further study the thermal deformation of grids and its influence on ion beam.

Key words: Electric propulsion; Inductively coupled plasma; Thermal model; Power deposition; Temperature distribution

^{*} 收稿日期: 2019-04-09; 修订日期: 2019-06-10。

基金项目: 国家自然科学基金(61801201); 甘肃省科技计划资助(18JR3RA412)。

作者简介: 李兴达, 博士生, 研究领域为空间电推进技术。E-mail: tjulxd@126.com

通讯作者: 李建鹏, 硕士, 工程师, 研究领域为空间电推进技术。E-mail: 1171341698@qq.com

引用格式: 李兴达, 李建鹏, 张兴民, 等. 射频离子推力器热特性仿真分析[J]. 推进技术, 2020, 41(3):707-714. (LI Xing-da, LI Jian-peng, ZHANG Xing-min, et al. Simulation Analysis of Thermal Characteristics of RF Ion Thruster [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2020, 41(3):707-714.)

1 引 言

射频离子推力器是通过感性耦合放电产生等离子体并通过离子光学系统引出离子束的装置。其主要技术特点包括:无电极放电,避免了阴极对放电室的影响,不需要额外的磁场约束,具有良好的束流均匀性,束电流与射频功率近似呈正比关系,便于参数宽范围调节等。由于具有以上技术特点,射频离子推力器除了与考夫曼离子推力器一样具有长寿命、高比冲、推力连续精确可调等优点之外,还具有结构简单、易于开展扩比和缩比设计等优点,非常适用于地球同步轨道卫星位置保持和轨道转移、深空探测主推进、航天器姿态控制等任务。德国最早提出并开展射频离子推力器研究^[1-4],1992年,RIT-10首次在EURECA上实现飞行验证,2001年,RIT-10又成功将发生故障的ARTEMIS卫星送入地球同步轨道,证明了射频离子推力器的多模式和可靠性,之后又研制了RIT-2.5,RIT-4,RIT-15,RIT-22,RIT-35等覆盖微小功率和中高功率范围的射频离子推力器。美国主要开展了针对微小卫星应用的中小功率射频离子推力器研制以及碘工质研究^[5-6],包括BRFIT-1,BRFIT-3,BRFIT-7。除此之外,俄罗斯、土耳其等国也开展了射频离子推力器相关技术研究工作^[7-8]。

在射频离子推力器工作过程中,大部分射频功率都被等离子体吸收,但部分射频功率会以热能的形式沉积到关键部组件表面,发热损耗会降低推力器总体效率,同时导致栅极、匹配电容等关键部组件过热而发生性能变化和衰退,尤其是栅极组件的热形变,直接影响推力、工作稳定性、寿命等核心指标。因此,射频离子推力器的设计及优化需要充分考虑热效应的影响。

国外针对射频离子推力器和离子源开展了部分研究,美国Goebel^[9]建立了离子推力器放电室能量沉积模型,德国吉森大学的Gartner等^[10]和英国南安普顿大学的Dobkevicius等^[11]对微小功率射频离子推力器建立了3D热模型,俄罗斯的Abgaryan等^[12]对50kW级射频离子源开展了热模拟研究。以上研究都是针对微小功率或超大功率射频离子推力器,而且作为热模型输入参数的电子温度、电子密度、等离子体电势等关键参数都是依据经验值,缺少一定的客观依据。

本文基于对射频离子推力器内部物理过程的分析建立了热模型,借助二维流体模型对研制的11cm中功率射频离子推力器开展了放电室等离子体参数

仿真计算,获得了电子温度、电子密度、电势分布等关键等离子体参数,通过实测得到束电流,以此为热模型的输入参数计算得到热通量,获得了关键部组件的温度分布,最后与实验结果进行了对比分析。相比于经验值,本文热模型采用的输入参数更为准确。

2 射频离子推力器热模型

射频离子推力器主要原理是通过射频电源对缠绕在绝缘放电室外部的射频线圈施加一定频率的射频功率,在射频作用下,放电室内产生沿放电室轴向的磁场和角向的涡旋电场。通过对栅极施加点火电压,将中和器发出的电子吸引到放电室,这些电子在感应涡旋电场作用下运动,并且与放电室的中性原子发生碰撞,同时释放出更多的自由电子,当吸收功率和损失功率平衡时,形成稳定放电的等离子体,最后通过栅极组件将离子聚焦、加速、引出。

射频离子推力器的总输入功率主要包括射频功率和直流功率两部分,其物理机理和功率沉积如图1所示,直流功率几乎全部用于栅极组件加速离子,即 P_b 。射频功率大部分被等离子体吸收,即 P_{abs} ,另一部分以欧姆发热的形式消耗于射频线圈,即 P_c 。等离子体吸收功率与消耗功率(包括放电室壁面能耗 P_w 、屏栅表面能耗 P_s 、电离能耗 P_{iz} 、激发能耗 P_{ex})实现动态平衡。

射频离子推力器的发热主要来自带电粒子轰击放电室壁面和栅极表面造成的能量沉积、激发原子向壁面和栅极表面热辐射造成的能量沉积以及射频线圈自身的发热损耗。

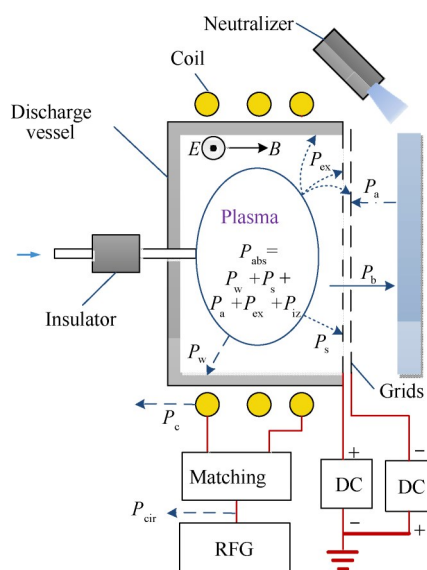


Fig. 1 Physical process and power deposition in a RF ion thruster

2.1 放电室壁面带电粒子能量沉积

当离子流向放电室壁面时,在等离子体与壁面电势差的加速下轰击壁面并转移能量,电子流向壁面时释放的平均能量为 $2T_e^{[13]}$,电子和离子在壁面复合,同时释放电离势能。近似认为电子电流密度和离子电流密度在鞘层边界相等,总能量沉积 P_w 包括离子和电子的沉积,可以表示为

$$P_w = P_{iw} + P_{ew} = [j_i(\phi + \phi_{iz}) + j_e(2T_e)] \cdot A_w \quad (1)$$

$$j_i = j_e = I_b / (\alpha \cdot A_s) \quad (2)$$

式中 ϕ 是等离子体电势; ϕ_{iz} 是原子电离能; j_i, j_e 分别是离子和电子的电流密度; T_e 是电子温度; A_w 是放电室内壁面积; I_b 是束电流; α 是屏栅透明度; A_s 是屏栅面积。

2.2 屏栅带电粒子能量沉积

屏栅表面的电荷分布与放电室壁面不同,由于一部分离子通过栅孔以束流的形式引出推力器,实际到达屏栅表面的电子和离子电流为

$$I_{es} = I_{is} + I_b \quad (3)$$

式中 I_{es} 是流向屏栅的电子电流, I_{is} 是流向屏栅的离子电流,考虑栅极透明度 α ,可以得到

$$I_{is} = I_b \frac{1 - \alpha}{\alpha}, I_{es} = \frac{I_b}{\alpha} \quad (4)$$

屏栅的带电粒子能量沉积可以表示为

$$P_s = P_{is} + P_{es} = I_{is}(\phi + \phi_{iz} - \frac{\phi_e}{e}) + I_{es}(2T_e + \frac{\phi_e}{e}) \quad (5)$$

与绝缘放电室壁面不同,轰击屏栅表面的离子被屏栅逸出的电子中和,该电子需要克服表面电势,同时释放电离能。 ϕ_e 为电子的表面功函,对于屏栅材料钼,一般为4eV。

2.3 加速栅带电粒子能量沉积

离子从栅极引出后会与中性原子发生碰撞电荷交换,在该过程中,速度较快的离子与速度较慢的原子碰撞,较慢的原子发生碰撞电荷交换后带正电,在加速栅负电位的吸引下流向并轰击加速栅,造成能量沉积,加速栅交换电荷离子电流一般为束电流的1%~3%之间,平均交换离子能量由加速栅电压决定,加速栅能量沉积表示为

$$P_a = I_a \left(\frac{E_i - \phi_e}{e} + \phi_{iz} - \frac{\phi_e}{e} \right) \quad (6)$$

式中 I_a 是加速栅电流, $E_i = e(V_a/2)$ 是平均离子能量, V_a 是加速电压。

2.4 激发原子辐射能量沉积

射频功率进入放电室除了电离中性原子外,还有一部分功率用于激发原子,而受激的原子会向外

辐射光子,并在放电室、屏栅、加速栅表面形成能量沉积,总的辐射能量为

$$P_{ex} = n_0 n_e \langle \sigma v_e \rangle \phi_{ex} V \quad (7)$$

式中 n_0 为原子密度, n_e 为电子密度, $\langle \sigma v_e \rangle$ 为激发速率, ϕ_{ex} 为激发势能, V 为放电室体积。本模型假设所有壁面的辐射是均匀的。

2.5 线圈发热损失

射频线圈自身的电阻也会导致发热损失,对于13.56MHz的频率,铜线圈的趋肤深度为微米量级,高频电流只在趋肤层内传导,通过焦耳定律可以得到线圈的发热损失

$$P_c = \frac{I_c^2 \rho}{2\pi r \cdot 2\pi r \delta} \cdot A_c \quad (8)$$

式中 I_c 是线圈电流, δ 为线圈趋肤深度, ρ 为线圈电阻率, r 为线圈半径, A_c 为线圈表面积。

从以上模型可以看出,放电室总体沉积能量的大小与等离子体电势、电子温度、电子密度等关键等离子体参数及束电流和线圈电流密切相关,下面将对这些参数进行计算。

3 计算分析及模型验证

本文研究对象为兰州空间技术物理研究所研制的11cm射频离子推力器,放电室采用抗热震性好的石英材料,内径12cm,厚度3mm,采用双栅极结构,射频线圈为2匝、直径6mm的铜管。模型计算流程如图2所示,首先通过等离子体模型获得关键等离子体参数,将获得的等离子体参数与实测束电流作为热模型输入,计算出热通量,最后计算得到温度分布。

3.1 放电室等离子体计算

放电室等离子体参数是后续热通量计算的输入

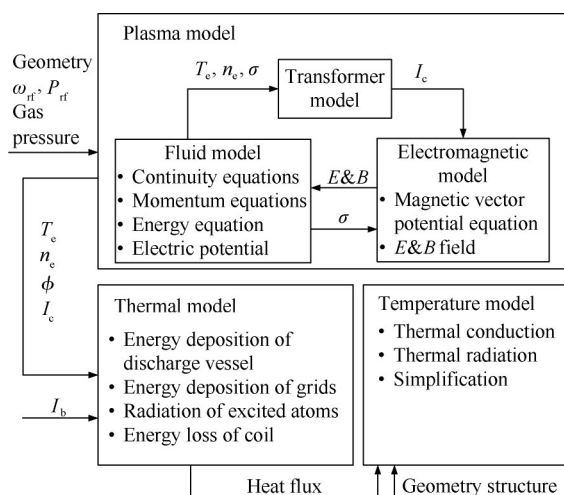


Fig. 2 Communication diagram of submodels

条件,基于二维流体模型对放电等离子体开展仿真计算,模型包括电磁模型^[14]、流体模型^[15]、变压器模型^[16]三个子模型。电磁模型通过磁矢势求解线圈与等离子体耦合,得到的电磁场作为洛伦兹力添加到流体模型的动量方程中,流体模型通过连续性方程求解等离子体参数,变压器模型基于等效电路参数求解线圈电流并添加到电磁模型中。

3.1.1 电磁模型

引入磁矢势,联合麦克斯韦方程组求解电磁场,如下式

$$\nabla^2 A = \mu_0 \sigma \frac{\partial A}{\partial t} \quad (9)$$

式中 A 是磁矢势,且满足 $\nabla \times A = B$, $\nabla \cdot A = 0$, B 是磁感应强度, $\sigma = \frac{n_e e^2}{m_e v_{\text{eff}}}$ 为等离子体电导率, μ_0 是真空中磁导率。

径向的电场分量等于磁矢势对时间的导数,考虑等离子体电势的作用,电场可以由下式表示,即

$$E = -\nabla \phi - \frac{\partial A}{\partial t} \quad (10)$$

式中 E 是电场强度, ϕ 是等离子体电势。

3.1.2 流体模型

流体方程主要包含针对电子、离子、中性原子三种粒子的粒子数守恒方程和动量守恒方程(由于篇幅限制,只给出电子的方程)、电子能量平衡方程、电势方程。假设计算区域离子密度与电子密度相等,离子和中性原子运动速度远小于电子运动速度,电子近似做漂移-扩散运动。

粒子数守恒方程

$$\frac{\partial n_e}{\partial t} + \nabla \cdot (n_e v_e) = \dot{R}_e \quad (11)$$

动量守恒方程

$$m_e n_e \left(\frac{\partial v_e}{\partial t} + v_e \cdot \nabla v_e \right) + k \nabla (n_e T_e) = -en_e E - en_e v_e \times B - m_e n_e v_{\text{eff}} v_e \quad (12)$$

电子能量平衡方程

$$\frac{3}{2} \frac{\partial}{\partial t} (n_e e T_e) = P_{\text{abs}} - P_{\text{coll}} - P_{\text{wall}} \quad (13)$$

电势方程

$$\nabla \cdot (\sigma \nabla \phi) = e \nabla \cdot (n_i v_i) + \nabla \cdot (\sigma (v_{e\theta} \times B)) + \nabla \cdot \left(\frac{ekT_e}{m_e v_{\text{eff}}} \nabla n_e \right) + \nabla \cdot \left(\frac{ekn_e}{m_e v_{\text{eff}}} \nabla T_e \right) \quad (14)$$

式中 n_i 和 n_e 分别是离子和电子密度, v_i 和 v_e 分别是离子和电子速度, R_e 是电子产生率, k 是玻尔兹曼常数, m_e 是电子质量, $v_{\text{eff}} = v_{ei} + v_{en}$ 是电子有效碰撞频率, e

是单位电荷, P_{coll} 是碰撞损失的功率, P_{wall} 是壁面损失的功率。

3.1.3 变压器模型

将等离子体等效为一个单匝的空心次级线圈,可以得到变压器模型等效电路

$$P_{\text{abs}} = \frac{1}{2} R_l I_c^2 \quad (15)$$

式中 R_l 是等效回路的电阻, R_l 与等离子体电导率、趋肤深度、线圈构型等多个参数相关。

3.1.4 边界条件

离子以波姆速度流向壁面,到达壁面后与电子复合为中性原子并回到放电区域,离开计算区域的离子通量等于进入计算区域的中性原子通量,壁面相对等离子体为零电势。

放电室工质为氙气,射频功率 200W、射频频率 13.56MHz 作为输入条件,通过 COMSOL Multiphysics 多物理场耦合分析软件对放电室内部电子温度、电子密度、等离子体电势等关键等离子体特性参数进行了求解,结果如图 3 所示。

图 3(a) 为电子温度分布,可以看出,靠近壁面线圈位置处最大,放电室中间区域小,整个区域内为 3.6eV~3.9eV;图 3(b) 为电子密度分布,在放电室中心区域获得最大值,约为 $8.68 \times 10^{17} / \text{m}^3$;图 3(c) 为电势分布,鞘层的存在使放电室中间区域电势最大,靠近壁面处最小,最大电势约为 20V;图 3(d) 为离子通量,表征了放电室内离子的运动轨迹;图 3(e) 为等离子体吸收功率,主要吸收区域在趋肤层内,约为放电室半径的一半,实现了很高的能量耦合效率。

3.2 热通量计算分析

将等离子体仿真得到的等离子体参数以及实测的束电流带入热模型中,在推力器额定工作参数下(见表 1),计算得到射频离子推力器的能量消耗,如表 2 所示。可以看出,直流功率基本全用于加速离子,推力器总效率约为 74%。射频功率主要用于壁面带电粒子损耗、电离、激发和线圈发热,其中放电室壁面损耗占比最大,约为射频功率的 36%,电离和激发功率分别占比 15% 和 18%,激发功率略大于电离功率,这是由于较低电子温度所致。此外,较高的线圈电流导致线圈发热损耗约占 13%。屏栅和加速栅能量沉积分别占 6% 和 0.9%。将关键部组件的能量沉积换算为热通量加载条件,和材料特性一起作为温度仿真的输入条件,如表 3 所示。

3.3 模型验证

为了验证热模型计算结果的正确性,使用 COM-

SOL Multiphysics 软件对射频离子推力器进行了稳态热分析^[17-19]。对推力器三维模型做了简化处理,保留主要部组件,简化和等效不影响热分析的螺钉螺孔

和其它组件,由于屏栅和加速栅为薄壁结构,且小孔过多难以划分网格,采用曲面近似处理,保持热通量不变。根据表3所示推力器各组件的热通量,分别在

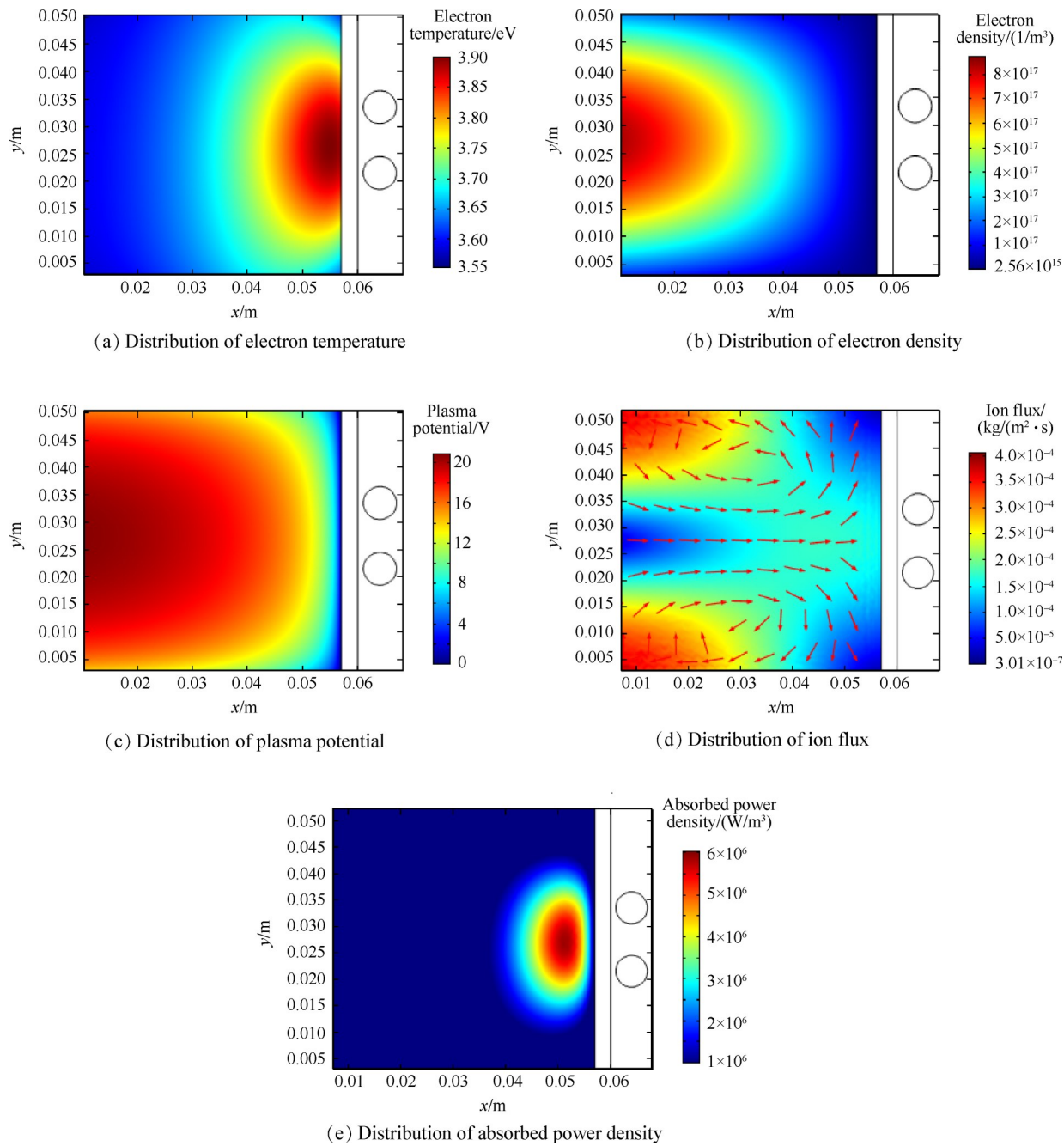


Fig. 3 Simulation results of plasma parameters

Table 1 Operation parameters of 11cm RF ion thruster

Ion beam diameter/cm	RF power/W	Gas	Flow rate/(mg/s)	Screen voltage/V	Accelerator voltage/V	Open fraction of screen grid	Beam current/mA
11	200	Xe	0.8	1500	-250	0.7	380

Table 2 Power loss of 11cm RF ion thruster (W)

Ionization	Excitation	Vessel wall loss	Screen grid loss	Accelerator grid loss	Coil loss	Beam power
29.7	35.6	71.8	11.3	1.8	24.6	570

推力器对应的部组件表面加载边界条件,真空环境下只考虑部组件之间的热传导和关键表面的热辐射,各组件接触面近似理想接触,推力器周围环境为真空,环境温度设置为接近室温,热辐射主要设置放电室外壁与外壳内壁辐射、屏栅与加速栅辐射、外壳-空间辐射、加速栅-空间辐射等。计算结果如图4所示。

结果显示,推力器整体温度在 135℃~320℃,其中,屏栅中心温度最高,约为 320℃,外壳温度最低,约为 148℃,屏栅安装环为 236℃~291℃,这是由于其分别连接了外壳和屏栅,导致其整体温度分布范围较大。加速栅为 220℃~229℃,放电室底部中心区域和外侧靠近屏栅安装环处温度略高于其他区域。

为了与热仿真结果进行对比,在射频功率 200W

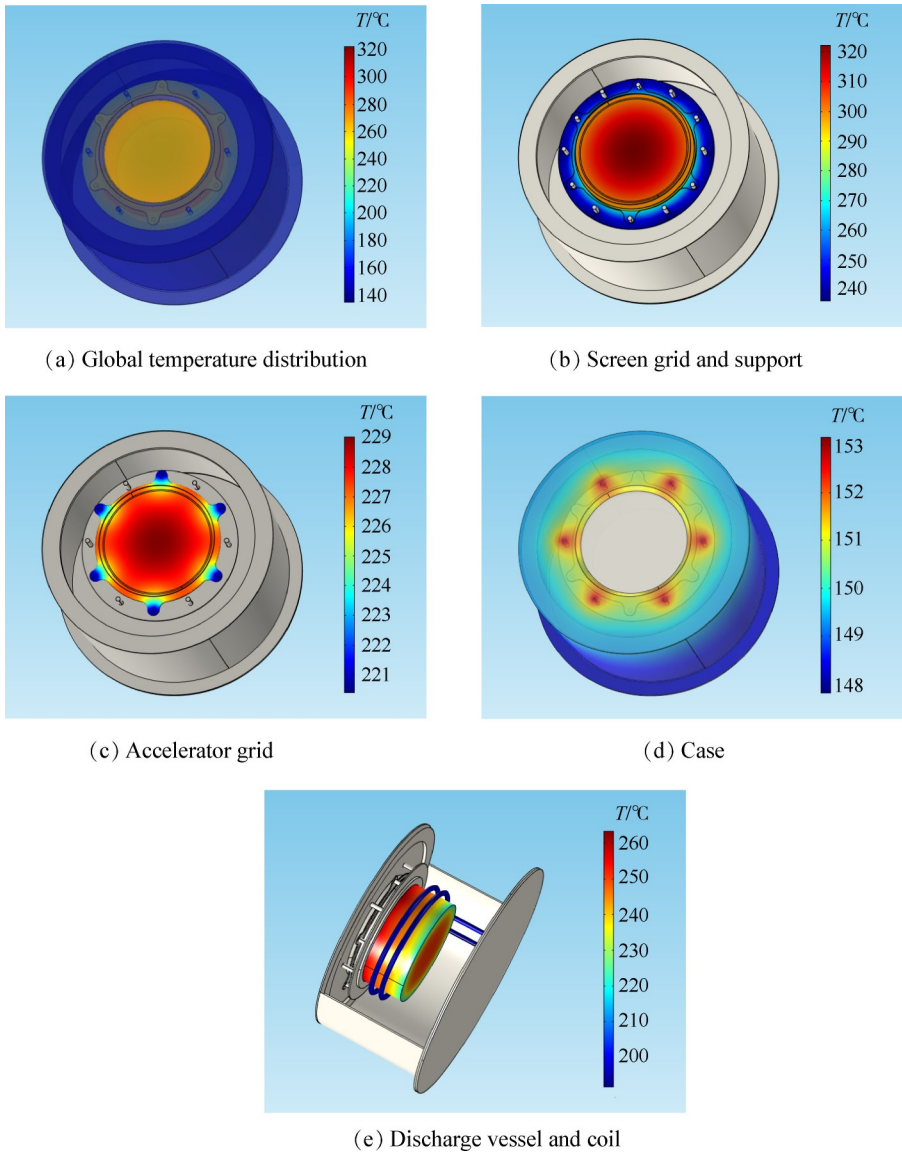


Fig. 4 Temperature distribution of RF ion thruster

Table 3 Material property and heat flux of 11cm RF ion thruster

Components	Material	Density/(kg/m^3)	Thermal conductivity/($\text{W}/(\text{m}\cdot\text{K})$)	Emissivity	Specific heat/($\text{J}/(\text{m}\cdot\text{K})$)	Heat flux/(W/m^2)
Screen grid	Mo	10200	138	0.2	250	1390
Accelerator grid	Mo	10200	138	0.2	250	246
Discharge vessel	Quartz	2210	1.4	0.95	730	3031
Coil	Cu	8700	400	0.15	385	926
Case	Al	2700	140	0.15	963	--

模式下开展了热平衡试验,由于加速栅和屏栅表面直接测温难度大,分别在屏栅安装环、放电室外壁、线圈表面、外壳表面贴装了4只E型热电偶,热电偶测温精度为 $\pm 1.5^{\circ}\text{C}$,热电偶和接触面用导热陶瓷片绝缘,如图5所示,使用温度巡检仪同时对4个测温点持续监测,推力器工作状态如图6所示。

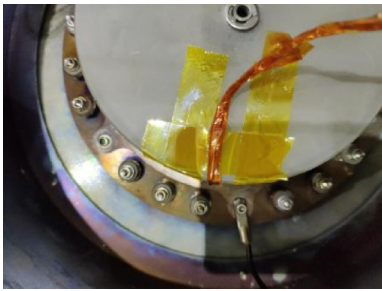


Fig. 5 Location of temperature sensors

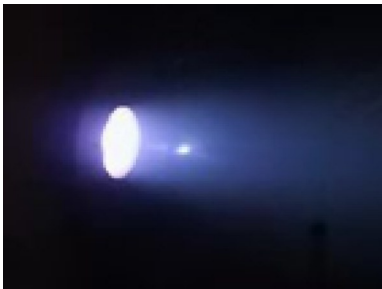


Fig. 6 Operation of RF ion thruster

测试结果显示,各测温点都在引束流之后30min内温度迅速升高,之后缓慢增加,在80min左右达到热平衡。仿真和测试结果对比如表4所示。

Table 4 Experimental and simulated results

Components	Temperature (simulated)/ $^{\circ}\text{C}$	Temperature (measured)/ $^{\circ}\text{C}$
Screen grid support	271	286
Discharge vessel	247	235
Coil	192	198
Case	148	139

可以看出,仿真与实验结果一致性较好,最大误差在7%以内,证明本文建立的等离子体模型、热模型以及设置的传导与辐射边界条件是合理的。

4 结 论

本文通过研究,得出以下结论:

(1)额定工作点下,11cm射频离子推力器放电腔内电子温度约3.6eV~3.9eV,等离子体电势最高20V,电子密度在 $10^{17}/\text{m}^3$ 量级,射频功率吸收主要发生在趋

肤层内,约为放电室半径的1/2。

(2)射频离子推力器的发热损耗主要来自带电粒子轰击放电室壁面和栅极造成的能量沉积、激发原子向外辐射造成的能量沉积以及射频线圈自身的发热损失,沉积能量的大小与等离子体参数、束电流和线圈电流密切相关,通过优化以上参数能够有效降低能量损失,提高推力器效率。

(3)以放电室等离子体仿真结果和实测束电流作为热模型输入参数,提高了热模型的准确度,仿真结果与实验结果一致性较好,误差7%以内,证明了模型的有效性,可以为推力器优化设计提供参考,仿真得到的温度分布可以作为输入参数,进一步研究栅极受热形变及对束流的影响。

后续将针对其它规格的射频离子推力器开展热仿真和实验以验证模型的普适性,同时进一步研究栅极组件受热形变对束流特性的影响。

致 谢:感谢国家自然科学基金和甘肃省科技计划项目资助。

参考文献

[1] Loeb H W, Schartner K H, Meyer B K, et al. Forty Years of Giessen EP-Activities and the Recent RIT-Microthruster Development[C]. Princeton: The 29th International Electric Propulsion Conference, 2005.

[2] Killinger R, Leiter H, Kukies R. RITA Ion Propulsion Systems for Commercial and Scientific Applications[R]. AIAA 2007-5200.

[3] Feili D, Loeb H W, Schartner K H, et al. Testing of New μN -RITs at Giessen[R]. AIAA 2005-4263.

[4] Killinger R, Bassner H. High Performance RF-Ion Thruster Development(RIT XT)-Performance and Durability Test Results[R]. AIAA 2001-3488.

[5] Tsay M M T. Two-Dimensional Numerical Modeling of Radio-Frequency Ion Engine Discharge[D]. USA: Massachusetts Institute of Technology, 2010.

[6] Tsay M, Model J, Barcroft C, et al. Integrated Testing of Iodine BIT-3 RF Ion Propulsion System for 6U CubeSat Applications[C]. Georgia: The 35th International Electric Propulsion Conference, 2017.

[7] Antropov N N, Akhmetzhanov R V, Bogatyy A V, et al. Experimental Research of Radio-Frequency Ion Thruster [J]. Thermal Engineering, 2015, 63(13): 957-963.

[8] Kokal U, Turan N, Celik M. Design Improvements and Experimental Measurements of BURFIT-80 RF Ion Thruster[R]. AIAA 2017-4891.

[9] Goebel D M. Analytical Discharge Performance Model for RF and Kaufman Ion Thrusters [R]. AIAA 2007-

- 5246.
- [10] Gartner W, Lotz B, Meyer B K. 3D Thermal Simulation of a μ N-RIT[C]. *Washington D C: The 33rd International Electric Propulsion Conference*, 2013.
- [11] Dobkevicius M, Feili D, Muller G. Comprehensive Radio-Frequency Ion Thruster Electromagnetic and Thermal Modelling[C]. *Hyogo-Kobe: The 34th International Electric Propulsion Conference*, 2015.
- [12] Abgaryan V K, Kruglov K I. Thermal Model of RF Ion Thrusters and Ion Sources[J]. *Journal of Surface Investigation, X-Ray, Synchrotron and Neutron Techniques*, 2015, 9(6): 1137–1143.
- [13] Lieberman M A, Lichtenberg A J. Principles of Plasma Discharges and Materials Processing[M]. *USA: John Wiley & Sons Inc.*, 2005.
- [14] Turkoz E, Celik M. 2D Axisymmetric Fluid and Electromagnetic Models for Inductively Coupled Plasma (ICP) in RF Ion Thrusters[C]. *Washington D C: The 33rd International Electric Propulsion Conference*, 2013.
- [15] Kawamura E, Graves D B, Lieberman M A. Fast 2D Hybrid Fluid-Analytical Simulation of Inductive/Capacitive Discharges[J]. *Plasma Sources Science and Technology*, 2011, 20(3).
- [16] Chabert P, Braithwaite N. Physics of Radio-Frequency Plasmas[M]. *UK: Cambridge University Press*, 2011.
- [17] Noord J L V. NEXT Ion Thruster Thermal Model[R]. *AIAA 2007-5218*.
- [18] 孙明明, 张天平, 陈娟娟, 等. LIPS-200 环型会切磁场离子推力器热模型计算分析[J]. *推进技术*, 2015, 36(8): 1274–1280. (SUN Ming-ming, ZHANG Tian-ping, CHEN Juan-juan, et al. Thermal Model of LIPS-200 Ring-Cusp Magnet Field Ion Thruster[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2015, 36(8): 1274–1280.)
- [19] 孙明明, 顾 左, 马永斌, 等. LHT-100 霍尔推力器热特性模拟分析[J]. *推进技术*, 2014, 35(12): 1715–1721. (SUN Ming-ming, GU Zuo, MA Yong-bin, et al. Thermal Model of LIPS-200 Ring-Cusp Magnet Field Ion Thruster [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2014, 35(12): 1715–1721.)

(编辑:朱立影)