

LHT-200 霍尔推力器热特性模拟分析

孙明明, 耿海, 郭宁, 高俊, 李沛, 王尚民, 刘明正, 刘超
(兰州空间技术物理研究所 真空技术与物理重点实验室, 兰州 730000)

摘要: 为获得 LHT-200 霍尔推力器在 12.5 kW 额定功率工况下的热耗及温度分布, 采用有限元分析结合热平衡试验验证对推力器在额定工况下的热耗进行了迭代校准和热特性模拟分析。结果显示, 当推力器总热耗为 2 700 W, 即占总功率比例为 21.6% 时, 温度模拟结果与实测值最为接近, 最大误差出现在推力器外壳且达到了 6.3%。实测结果显示推力器温度最高处为内绕线柱和内部支撑, 分别为 318 °C 和 304 °C, 而靠近外部的导磁底座、散热板和外壳等部件的温度相对较低, 基本在 150~210 °C 范围内, 后续可对外部部件进行表面处理以提高发射系数来进一步降低推力器整体温度。研究结果可为 LHT-200 霍尔推力器的热设计改进提供工程指引, 并为国内同类型霍尔推力器的热分析提供仿真边界条件初值和参考。

关键词: 霍尔推力器; 温度分布; 热特性; 有限元分析

中图分类号: TB71; V439⁺.4

文献标志码: A

文章编号: 1006-7086(2024)06-0651-07

DOI: 10.12446/j.issn.1006-7086.2024.06.008

Thermal Analysis of the LHT-200 Hall Thruster

SUN Mingming, GENG Hai, GUO Ning, GAO Jun, LI Pei, WANG Shangmin, LIU Mingzheng, LIU Chao
(Science and Technology on Vacuum Technology and Physics Laboratory,
Lanzhou Institute of Physics, Lanzhou 730000, China)

Abstract: In order to obtain the heat loss and temperature distribution of the LHT-200 Hall thruster under 12.5 kW rated working condition, FEM (Finite Element Method) analysis and thermal balance test are adopted to verify the heat loss iteratively and analyze the thermal characteristics under rated condition. The results show that when the total heat loss is 2 700 W, that is, the proportion of total power is 21.6%, the temperature simulation results are the closest to the measurements. Meanwhile, the maximum error is 6.3% at the thruster housing. The measurement results show that the highest temperature of the thruster is the internal wrapping post and inner support, which are 318 °C and 304 °C respectively. In addition, the temperature of the components such as magnetic base, diffusing panel and thruster housing near the outside is basically in the range of 150~210 °C. Subsequently, the surfaces of the external components can be treated to improve the emission coefficient to further reduce the overall temperature of the LHT-200 Hall thruster. Research results can provide engineering guideline for thermal design improvement, and provide initial simulation boundaries for thermal analysis of same type of domestic Hall thrusters.

Key words: Hall thruster; temperature distribution; thermal characteristics; finite element analysis

0 引言

由于霍尔推力器具有高比冲、高效率及高可靠性等优点, 已广泛应用于卫星姿态控制、轨道修

正和转移、动力补偿等多种航天任务^[1-3]。并且随着在轨应用任务的不断拓展, 霍尔推力器的研制向着大推力、高效率 and 长寿命方向发展^[4-5]。LHT-200

收稿日期: 2023-12-05

基金项目: 国家自然科学基金(62371213); 兰州市青年科技人才创新项目(2023-QN-5)

作者简介: 孙明明, 博士, 高级工程师, 主要从事空间电推进技术研究。E-mail: smmhappy@163.com

引文信息: 孙明明, 耿海, 郭宁, 等. LHT-200 霍尔推力器热特性模拟分析[J]. 真空与低温, 2024, 30(6): 651-657.

SUN M M, GENG H, GUO N, et al. Thermal analysis of the LHT-200 Hall thruster[J]. Vacuum and Cryogenics, 2024, 30(6): 651-657.

霍尔推力器是兰州空间技术物理研究所研制的 200 mm 口径, 功率为 12.5 kW 的一款霍尔推力器, 其应用主要针对我国未来的核电推进并作为主推进装置。由于更高的工作功率会导致霍尔推力器热耗大幅提升, 并由此造成的推力器各关键部件温度的显著升高, 可引起部件寿命快速下降、结构失效及性能衰退等一系列工程问题^[6-7]。因此获得高功率工况下霍尔推力器关键部件的温度分布, 对推力器热设计、热防护、结构改进及可靠性提升等具有重要的理论和工程指引价值。

不同于离子推力器的放电室结构, 霍尔推力器放电室为半封闭结构, 电子在放电通道内做霍尔漂移运动与中性 Xe 原子发生碰撞电离并产生等离子体, 在阴极触持和阳极之间的电场作用下加速引出后被中和从而产生推力。Archipov 等^[8]基于非线性热平衡方程的数值求解, 以及贴装温度传感器开展真空环境热平衡试验, 对 SPT-100 和 SPT-140 霍尔推力器进行了热分析研究, 研究结果显示, SPT-100 霍尔推力器能量损失的主要部分即放电通道热损, 为总功率的 14%, 且放电通道的热损主要包括放电室壁面热损和阳极热损。同时研究认为, SPT-140 霍尔推力器与 SPT-100 具有基本相似的热耗占比。Roche 等^[9]和 Pagnon 等^[10]基于二维轴对称热模型对真空环境下 SPT100-ML 霍尔推力器温度分布进行了模拟, 并采用光谱分析仪对喷口区的气体温度进行测量, 且默认放电室的温度为与该区域气体温度相等。经研究认为, 当放电电压在 200~400 V 的范围内变化, 阳极热损在 40~60 W 的范围内, 热耗占总功率比例在 15%~17%。龙建飞等^[11]基于霍尔推力器的能量平衡关系以及试验性能参数, 对兰州空间技术物理研究所研制的 LHT-100 霍尔推力器进行了能量沉积研究, 研究认为在额定功率(1 000 W)运行时, 放电通道的总热损占总功率比例为 30%。严立等^[12]采用 PIC/MCC/DSMC 方法对 70 mm 口径霍尔推力器(总功率为 620 W)的放电过程、能量沉积和温度分布进行研究, 并在推力器上安装了 6 支热电偶进行了热平衡试验验证。结果显示放电通道壁面的能量沉积占总功率的 20.4%, 霍尔推力器的高温区主要集中在放电室壁面, 且计算值与测量值的最大误差在 5% 以内。上述研究针对的霍尔推力器口径虽不相同, 但放电机理和磁场构型基本一致, 然而基于不同方法(经验数据、理论计算)得到的热耗占总功率比例却差异

较大, 占比从 14%~30%。对于 12.5 kW 高功率霍尔推力器, 目前尚无明确的热耗比例结论, 因此基于前期研究结果, 采取仿真分析结合真空环境下的热平衡试验验证, 迭代校准获得较为合理的热耗以及推力器关键部件的温度分布, 对于改进 LHT-200 霍尔推力器热设计和提高工作可靠性具有重要意义, 并可为国内同类型高功率霍尔推力器的热设计提供仿真边界条件初值和参考。

1 热模型及边界条件

图 1 为 LHT-200 霍尔推力器的内部结构图, 其结构特点为空心阴极位于推力器几何中心, 用于初级电子的发射以及带电羽流的中和。以阴极为中心, 从内向外分别为内绕线柱、内线圈、放电通道、阳极及外线圈等部件, 所有部件均与导磁底座进行紧固, 并最终与散热板和外壳构成完整的推力器。

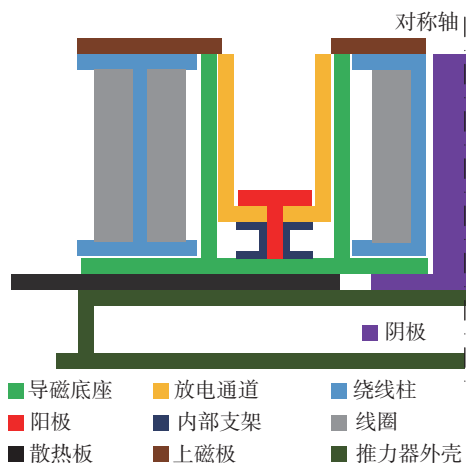


图 1 LHT-200 霍尔推力器内部结构图

Fig. 1 Inner structure of the LHT-200 Hall thruster

热模型本质上是将推力器三维模型以实体单元(网格)的形式进行重新构建, 并在每个实体单元的节点上建立热交换方程, 外部网格则需要在外表面上建立面单元, 从而考虑实体结构的对外辐射和对流。热模型的精确与否可直接影响仿真分析结果的误差, 而建立较为精确的热模型主要取决于单元尺寸和质量、各部件之间的接触关系(如接触热阻等)、材料的热参数等。LHT-200 霍尔推力器的热模型采用 ANSYS 有限元软件建立, 构建过程主要为: 首先将 Pro/E 三维建模软件构建的推力器实体模型直接导入 ANSYS 软件中, 利用 ANSYS 软件的前处理功能对推力器模型进行修复, 包括缺失零件的复原, 结构缺陷(硬边、不规则孔、缝隙)的

修复,部分标准件的简化等,以确保网格能够顺利地划分;其次,对于结构规则零件的网格划分可采用扫略方式,对于复杂零件可采用高质量四面体单元划分,较为理想的网格尺寸可选择零件实际尺寸的1/50~1/100,并且对于重点部件之间的连接过渡区域需增加网格数量以提高仿真精度;最后,需重点考虑各部件之间的接触关系,对于热分析来说,首要检查的是各部件的实际接触与否,对于缺失

接触关系的部件需手动添加或考虑添加 Pinball 区域以保证部件的相互接触。ANSYS 软件对两个相互连接部件的接触面默认采用 CONTA 接触单元^[13],而为了保证仿真结果的精确,可对重点关注区域根据实测或是经验结果手动设置接触面的热流率,单位为 $W/(^{\circ}C \cdot m^2)$ 。基于 ANSYS 软件建立的 LHT-200 霍尔推力器有限元热分析模型的节点数为 1 377 424,单元数为 714 054,如图 2 所示。

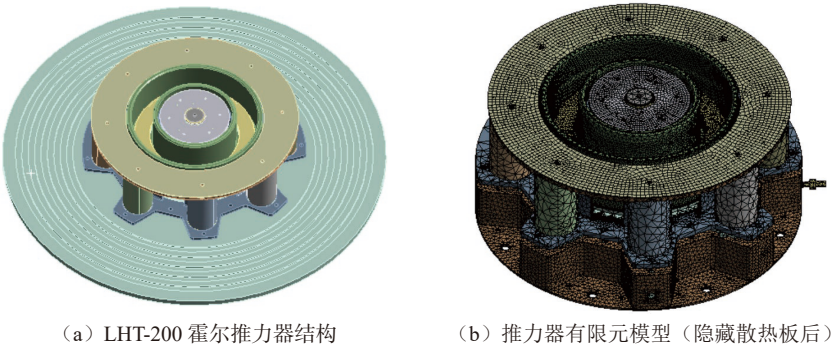


图 2 LHT-200 霍尔推力器结构及有限元模型
Fig. 2 Structure and FEM model of LHT-200 Hall thruster

热边界条件的加载是开展霍尔推力器热分析以及得到较为准确温度分布的前提。从离子推力器热分析的过程来看,放电室内表面是作为所有能量粒子碰撞沉积以及等离子体辐射的基本载荷面。而对于霍尔推力器,其放电腔属于半封闭结构,放电区域基本集中在放电通道和放电腔出口处^[14]。基于前期研究结果,对于同类型不同口径霍尔推力

器,放电通道热耗占比分别为 14%、15%~17%、20.4%和 30%,表 1 为根据前期不同放电通道热耗占比所获得的 LHT-200 霍尔推力器(总功率为 12.5 kW)的热耗分布,其中,放电通道各区域的加载功率均根据文献计算。最后,表 1 所示不同热耗占比仅作为本文仿真分析的初始边界条件,热耗占比需结合地面热平衡试验结果进行迭代修正。

表 1 基于前期研究结果得到的放电通道热耗分布
Tab. 1 Heat loss of discharge channel based on previously researches

热耗占比/%	总热耗功率/W	外壁面热耗功率/W	内壁面热耗功率/W	阳极热耗功率/W
14	1 750	700	612	438
17	2 125	956	743	426
20.4	2 550	1 078	937	535
30	3 750	1 612	1 387	751

表 1 中的热耗只针对霍尔推力器放电通道的能量损失,在温度场的模拟过程中,还需要考虑其他部件的能量损失,主要包括阴极热损和内、外线圈的热损。其中,当阴极处于自持工作状态时,能量损失主要为发射体热损和触持极热损,发射体热损可基于温度进行表征,即根据前期实测温度结果设置为 $1\,500\,^{\circ}C$ ^[15],而触持极热损则根据实测触持电压和电流值设置为 9.24 W。内、外线圈的热损根

据实测(热态)电阻值和电流值分别设置为 71.3 W 和 120.8 W,表 2 为 LHT-200 霍尔推力器的工作性能参数。需考虑推力器向空间的热辐射以及内部零件表面之间的辐射热交换,由于 LHT-200 霍尔推力器工作功率高达 12.5 kW,且工作环境为真空,没有对流散热途径,因此需充分考虑真空环境下的散热问题。在推力器的设计过程中,采用了包括金属零件(上磁极、推力器底座等)表面喷涂陶瓷,在导

磁底座和推力器外壳之间增加散热板(如图 2(a)所示,散热板表面发黑处理)等措施来最大程度提高推力器自身的散热。

表 2 LHT-200 霍尔推力器工作性能参数
Tab. 2 Rated work parameters of LHT-200 Hall thruster

性能参数	数值
推力/mN	533
比冲/s	2 800
放电电压/V	600
总效率/%	52.9
放电电流/A	20.4
总功率/W	12 500
阳极供气速率/($\text{mg}\cdot\text{s}^{-1}$)	20
阴极供气速率/($\text{mg}\cdot\text{s}^{-1}$)	0.47

表 3 为热仿真时对推力器部分关键部件表面的发射系数设置,数据分别来自于实测以及厂家提供。最后,在模拟过程中,环境温度设置为室温条件即 22 ℃,用于模拟地面热平衡试验工况。针对高低温循环、在轨深空冷背景和太阳辐照点火工况,需根据相应的温度和热流边界开展模拟,本文未考虑上述在轨工况。

2 仿真结果及热平衡试验

在完成热模型以及各类边界条件设置后,基于表 1 给出的在不同热耗下的推力器温度仿真结果如表 4 所列,限于篇幅,文中未给出不同热耗下的仿真图。同时,为了验证不同热耗占比条件下的推力器温度模拟结果的合理性,针对 LHT-200 霍尔推力器进行了热平衡试验。试验在兰州空间技术物理研究所的 TS-8 大型真空设备上开展。该设备尺

寸为 $\Phi 8\text{ m}\times 16\text{ m}$,设备共配置了 6 台外置低温泵和 30 台内置低温泵,能够在 LHT-200 霍尔推力器的 Xe 气体负载为 $20\text{ mg}\cdot\text{s}^{-1}$ 的额定工作条件下,压力始终维持在 $1.7\times 10^{-3}\text{ Pa}$ 。热平衡试验过程中,共计在 LHT-200 霍尔推力器的关键部件上贴装了 6 支 K 型铠装热电偶,该热电偶可在 $-80\sim 500\text{ }^{\circ}\text{C}$ 的测温范围内保持较高精度,6 支热电偶在推力器上的安装位置示意如图 3(a)所示(图中箭头所指位置即热电偶安装位置)。由于推力器功率较高,工作时会产生大量的热量,为确保热电偶的安装牢固,在关键部件上开有螺纹孔或直接使用该部件自身螺纹孔,并与热电偶的铠装部分进行螺接紧固。同时,为了防止舱内等离子体对热电偶造成影响和损伤,在螺接紧固后的热电偶探头部分使用陶瓷胶进行封装,如图 3(b)所示。热平衡试验在 12.5 kW 的额定工作条件下共进行了 5 h,以确保推力器能够充分达到热平衡状态,热平衡试验温度测量结果如表 4 所列,同时,给出的温度仿真范围均为靠近测点的区域内温度。

表 3 推力器关键部件表面的发射系数设置
Tab. 3 Setting of emission coefficient on the surface of key components

部件名称	材料	发射系数	辐射关系
上磁极	DT-4C	0.35	面-空间
外线圈套筒	DT-4C	0.35	面-空间
导磁底座	TC-4	0.50	面-空间
散热板(表面发黑)	2A12	0.85	面-空间
推力器外耳	2A12	0.75	面-空间
放电通道内、外壁面	BN	0.80	面-面
阴极管对热屏	Ta	0.40	面-面
热屏对触持极	Ta	0.40	面-面

表 4 不同热耗得到的各关键部件的温度分布以及实测结果
Tab. 4 Temperature of key components under different heat loss and experimental results

部件名称	不同热耗仿真结果/ $^{\circ}\text{C}$				12.5 kW 额定功率试验结果/ $^{\circ}\text{C}$
	1 750 W	2 125 W	2 550 W	3 750 W	
上磁极	155~162	171~179	184~190	211~223	192
内绕线柱	257~268	284~290	308~314	334~351	318
导磁底座	142~157	172~183	189~195	228~241	208
散热板	109~115	122~128	134~138	175~183	157
推力器外壳	128~131	142~147	152~157	182~188	159
内部支架	236~242	257~263	274~281	324~336	304

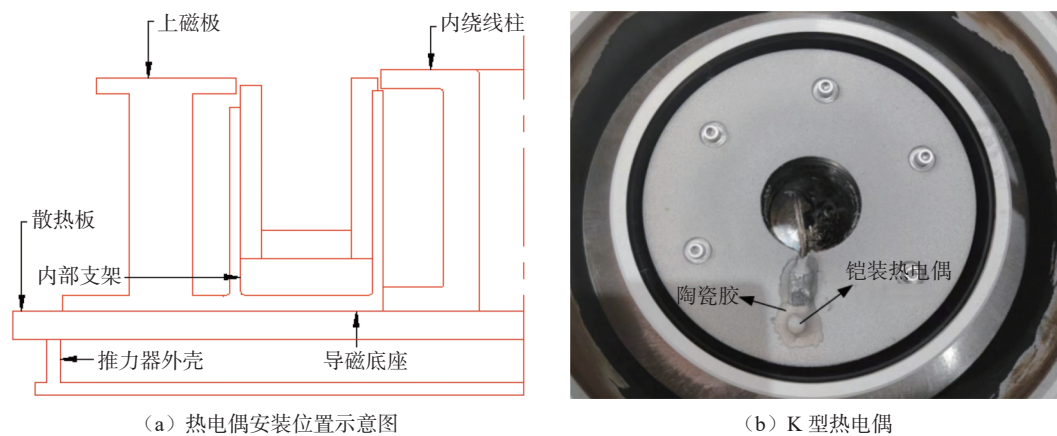


图3 Vacuum facility and installation of the sensors
Fig. 3 真空设备及传感器的安装

如表 4 所列,不同热耗得到的推力器关键部件温度与实测温度的误差各不相同,相对而言,在表 1 所列的前期热耗占比研究结论中,采用 PIC/MCC/DSMC 方法^[12] 计算得到的 20.4% 的热耗占比(对应表 4 中的 2 550 W)条件下,仿真结果与实测结果比对误差较小,而 14%、17% 和 30% 的热耗占比与实测值比对误差较大,不具备参考性。但同时,当热耗占比为 20.4% 时,推力器外部部件即推力器外壳与实测值较为接近,而内部部件温度,尤其是推力器内部支架(274~281 ℃)与实测值(304 ℃)偏差较大,其余部件包括上磁极和内绕线柱的温度仿真值与实测值相比整体偏低。误差可来自多个方面,包括热模型的细化程度以及各部件之间的接触热阻等^[16], 比对结果充分说明,对于 LHT-200 霍尔推力器,20.4% 的热耗占比得到的温度仿真值较低,需通过修正来最大程度地降低误差,并获得较为准确的热耗边界。

3 修正后的仿真结果及比对

根据表 4 结果,由于仿真值与实测值的比对误差主要来自于内部部件,并且最大误差处即内部支撑件(其与阳极直接接触)的温度受阳极影响较大,因此基于有限元模型,考虑将表 1 的放电通道外壁面、内壁面和阳极热耗进行迭代调整,并根据调整后的热耗进行温度场模拟,以最大程度地接近实测温度。根据多次迭代仿真后,分析结果显示,在保持推力器内部以及对外辐射条件,且推力器内、外线圈以及阴极的热损均保持不变时,将放电通道外壁面、内壁面和阳极热耗分别从 1 078 W、937 W 和 535 W 提升至 1 100 W、950 W 和 650 W,即主要

修正阳极热耗,放电通道的内、外壁面仅进行微调(调整后的热耗占比从 20.4% 提升至 21.6%),根据此热耗得到的温度场分布最为接近实测温度。

图 4 为修正热耗后得到的上磁极、导磁底座、散热板和内部支架的温度分布,图中所标注的温度点为靠近实测贴装温度传感器的位置。修正热耗后的各部件温度以及与实测结果的比对如表 5 所列,表中给出的仿真值为靠近测点区域内的温度范围。

表 5 热耗修正后的仿真以及实测结果比对
(12.5 kW 额定功率条件)

Tab. 5 Comparison of the simulations and experiments after heat loss correction (12.5 kW rated power condition)		
部件名称	仿真结果/℃	试验结果/℃
上磁极	188~194	192
内绕线柱	313~319	318
导磁底座	205~212	208
散热板	160~166	157
推力器外壳	165~169	159
内部支架	301~307	304

从比对结果来看,热耗修正后的仿真值与实测值比对误差较小,实测点温度值基本均在测点区域的温度范围内。主要误差在于推力器外壳处,这是由于热耗修正过程主要是提高了阳极热耗,而阳极热量除了部分向空间辐射外,其主要传导路径为阳极至内部支架,内部支架至导磁底座,最终热量向散热板和推力器外壳传导。而上述部件之间设置的接触热阻与实际情况存在一定偏差,因此导致推力器外壳和散热板温度均高于实测值,两者最大误差分别是 6.3% 和 5.7%(按两者测点区域内最高

温度即 169 ℃ 和 166 ℃ 进行计算), 误差均在可接受范围内。

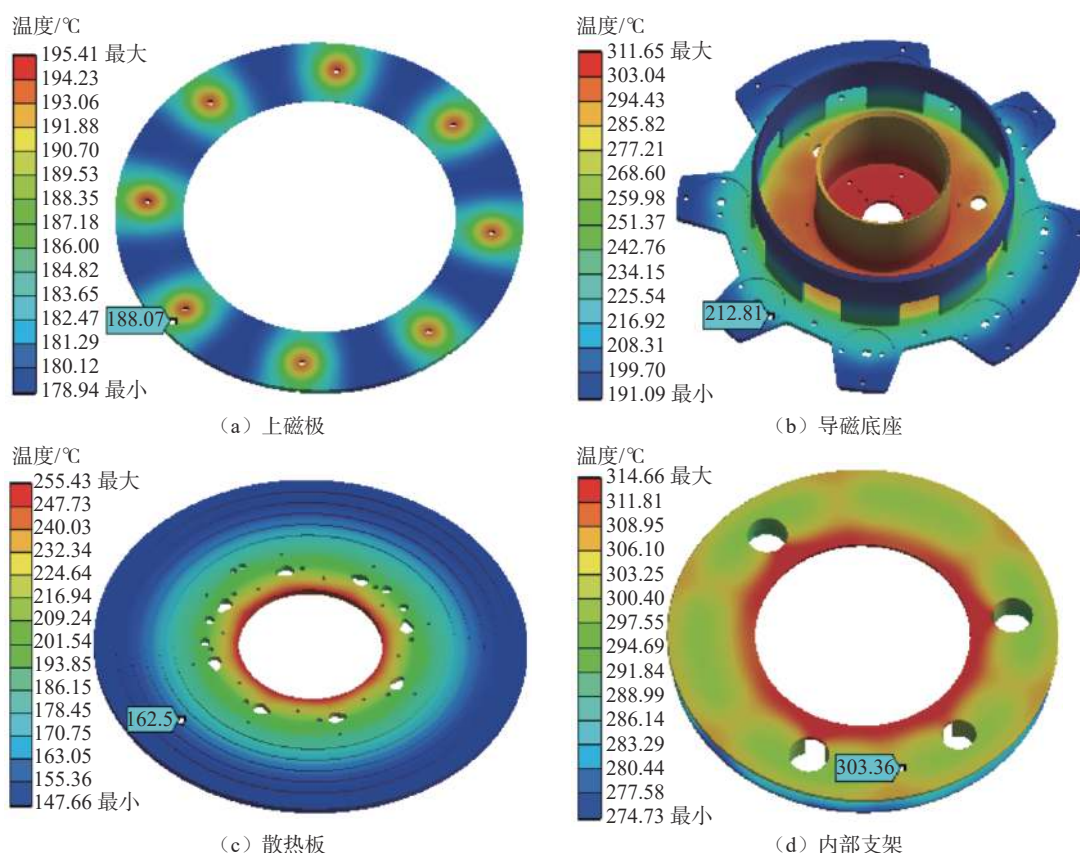


图 4 推力器关键部件的温度仿真结果

Fig. 4 Temperature simulation results of the key components of the thruster

根据表 5 的实测结果来看, LHT-200 霍尔推力器实测温度最高区域主要是内绕线柱和内部支架, 这是由于霍尔推力器的结构特点所决定^[17-18]。从图 1 所示推力器对称截面图来看, 霍尔推力器整体的导热路径可分为轴向(放电通道方向)和径向(沿散热板方向), 轴线方向的热源和导热路径主要是“放电通道及阳极的能量沉积—内部支撑及导磁底座—散热板和推力器底座”, 该路径上主要是金属零件, 并且热传递方式以接触热传导为主。而径向方向上的导热由于各部件之间存在空隙, 存在大量的表面对表面的辐射关系, 且越靠近外部, 部件表面对空间的热辐射效应越强, 并且热量可沿散热板方向进行传递。因此, 尽管 LHT-200 霍尔推力器工作功率高达 12.5 kW, 但其高温部件主要集中在放电通道和内绕线柱区域, 而外线圈、导磁底座和外壳等部件温度基本在 150~210 ℃ 范围内。

4 结论

本文采用有限元分析结合热平衡试验验证的

方法对 LHT-200 霍尔推力器在 12.5 kW 额定工况下的热耗边界进行了迭代校准和温度场模拟。结果显示, 当热耗占总功率比例为 21.6% 时, 即放电通道外壁面、内壁面和阳极热耗分别为 1 100 W、950 W 和 650 W, 温度模拟结果与实测值较为接近。较大误差处即推力器外壳和散热板的温度与实测值的偏差分别是 6.3% 和 5.7%, 这是由于阳极热耗以及接触热阻的设置所导致, 但误差均在可接受范围内。经分析认为, LHT-200 霍尔推力器轴向导热以金属部件之间的接触热传导为主, 因此推力器高温部件主要集中在放电通道和内绕线柱区域。而径向导热以表面对表面辐射和表面对空间辐射为主, 导致外线圈、导磁底座和外壳等部件的温度基本在 150~210 ℃ 范围内。从分析和验证结果来看, 目前 LHT-200 霍尔推力器的结构热设计方式是合理的, 可有效降低外部部件的温度, 后续可通过提高对外部件表面的发射系数, 如进行部件表面粗糙化处理及表面涂层制备等措施来进一步降低推力器整体温度。

参考文献:

- [1] 康小录, 张岩, 刘佳, 等. 大功率霍尔电推进研究现状与关键技术[J]. 推进技术, 2019, 40(1): 1-11.
- [2] CASAREGOLA C, PERGOLA P, RUGGIERO A. Future scenarios for space transportation and exploration based on high power electric propulsion technologies[C]//47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 2011.
- [3] DORF L, RAITSES Y. Effect of magnetic field profile on the anode fall in a Hall-effect thruster discharge[J]. *Physics of Plasmas*, 2006, 13(5): 97-104.
- [4] 耿海, 吴宸宸, 孙新锋, 等. 高功率空间电推进技术发展研究[J]. 真空与低温, 2022, 28(1): 14-24.
- [5] 张雪儿, 李得天, 张天平. 电推进三种比冲的定义及其工程应用[J]. 真空与低温, 2020, 26(6): 486-493.
- [6] MYERS J, KAMHAW H, YIM J, et al. Hall thruster thermal modeling and test data correlation [C]//Vantage Partners/NASA/GRC Propulsion and Energy, 2016.
- [7] BARRAL S, MAKOWSKI K. Wall Material effects in stationary plasma thrusters[J]. *Physics of Plasmas*, 2003, 10(10): 4137-4152.
- [8] ARCHIPOV A, KROCHAK Z, MASLENNIKOV Y. Thermal design of the electric propulsion system components[R]. AIAA 1998-3489, 1998.
- [9] ROCHE S, BARRAL S, BECHU S. Thermal analysis of a stationary plasma thruster[C]//35th Joint Propulsion Conference and Exhibit, 1999.
- [10] PAGNON D, DARNON F. Time resolved characterization of the plasma and plume of a SPT thruster[R]. AIAA 1999-2428, 1999.
- [11] 龙建飞, 孙明明, 张天平, 等. 霍尔推力器热模型研究[J]. 强激光与粒子束, 2014, 26(12): 183-188.
- [12] 严立, 王平阳, 欧阳华. 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.
- [13] 陆敏恂, 南国腾, 周爱国. 基于 ANSYS 的接触热阻的有限元分析[J]. 流体传动与控制, 2013(6): 34-37.
- [14] KHARTOV S, SEROVAISKY V, SMAKHTIN A, et al. The investigation of the temperature field in the SPT structure elements[R]. IEPC 1995-174, 1995.
- [15] 孙明明, 顾左, 郭宁, 等. 离子推力器空心阴极热特性模拟分析[J]. 强激光与粒子束, 2010, 22(5): 1149-1152.
- [16] GAO X S, WANG M, LIU X B. Modeling and application of thermal contact resistance of ball screws[J]. *Journal of Central South University*, 2019, 26: 168-183.
- [17] 陈笃华, 王平阳, 王尚, 等. 50 kW 级高功率霍尔推力器放电通道数值模拟研究[J]. 上海航天(中英文), 2021, 38(6): 78-84.
- [18] MOROZOV I, SAVELEV V. One-dimensional hydrodynamic model of the atom and ion dynamics in a stationary plasma thruster[J]. *Plasma Physics Reports*, 2000, 26(3): 219-224.

(责任编辑: 郭 云)