

5 A 发射电流空心阴极热特性模拟分析

代鹏, 孙明明*, 耿海, 谷增杰, 王东升

(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)

摘要:采用有限元分析方法,建立了国产5 A空心阴极的热仿真模型,并进行了模型校验和典型工况下的温度场分析。结果显示:模型能够较好地反映空心阴极内部的能量传动过程,温度的仿真结果与试验比对误差小于5%;加热电流是造成空心阴极温度差异的主要原因;环境温度主要影响着空心阴极的外部部件温度,并且在太阳辐照影响时的高温环境更有利于推力器的启动;空心阴极加热且处于自持放电状态时,发射体温度在环境温度0℃和94℃下分别达到2 122℃和2 126℃,已接近发射体材料的耐温极限,因此空心阴极必须避免此极端使用工况。

关键词:离子推力器;空心阴极;典型工况;热特性分析

中图分类号:V439+.4 **文献标志码:**A **文章编号:**1001-2486(2024)05-159-09



论
文
拓
展

Simulation analysis on the thermal characteristics of 5 A emission current hollow cathode

DAI Peng, SUN Mingming*, GENG Hai, GU Zengjie, WANG Dongsheng

(National Key Laboratory of Science and Technology on Vacuum Technology & Physics, Lanzhou Institute of Physics, Lanzhou 730000, China)

Abstract: A thermal simulation model of 5 A emission current hollow cathode was established by using finite element method, and the model verification and temperature analysis under typical working condition were investigated. The results show that the model can better reflect the energy transmission process inside the hollow cathode. The comparison error between the simulation results and the test results is less than 5%. The temperature difference of hollow cathode is mainly caused by heating current. The ambient temperature mainly affect the external components of hollow cathode, and the high ambient temperature under the influence of solar irradiation is more conducive to the start-up of the thruster. When the hollow cathode is heated and in self-sustaining discharge state, the temperature of the emitter reaches 2 122 °C and 2 126 °C at the ambient temperatures of 0 °C and 94 °C, respectively, which is close to the temperature resistance limit of the emitter. Therefore, the hollow cathode must avoid the extreme condition.

Keywords: ion thruster; hollow cathode; typical working condition; thermal characteristics analysis

离子推力器基于其高比冲、高效率以及长寿命的特点,近20年来在世界各国卫星推进领域得到了广泛应用^[1-3]。20 cm离子推力器是兰州空间技术物理研究所针对中高轨卫星(如地球同步轨道卫星等)的姿轨控任务所研制的一款电推力器,其推力为40 mN,比冲达到了3 000 s,该推力器分别于2012年和2017年搭载SJ-9A和SJ-13卫星进行了在轨验证和工作^[4-5]。20 cm离子推力器采用两只发射电流为5 A的空心阴极分别作为主阴极和中和器,用途分别是为推力器气体

放电提供初级电子以及对带电离子束流进行中和。其中,中和器发射的电子需充分与束流离子结合并还原为中性Xe原子,否则带电束流会沉积至卫星关键部件,导致整星带电甚至损毁器件,因此空心阴极属于离子推力器的单点失效器件。主阴极和中和器均为热电子发射阴极,即需要将发射体加热至高温(1 300~1 800℃),使得热量大于发射体材料的逸出功,从而产生电子(占比70%~80%)并参与电离或中和。在此过程中,热电子的发射完全取决于空心阴极内部的温度场分

收稿日期:2022-05-26

基金项目:国家自然科学基金资助项目(61901202);甘肃省科技计划资助项目(21JR7RA744)

第一作者:代鹏(1984—),男,宁夏中卫人,高级工程师,博士,E-mail:daip2009@163.com

*通信作者:孙明明(1985—),男,陕西咸阳人,高级工程师,博士,E-mail:smmhappy@163.com

引用格式:代鹏,孙明明,耿海,等.5 A发射电流空心阴极热特性模拟分析[J].国防科技大学学报,2024,46(5):159-167.

Citation:DAI P, SUN M M, GENG H, et al. Simulation analysis on the thermal characteristics of 5 A emission current hollow cathode[J].

Journal of National University of Defense Technology, 2024, 46(5): 159-167.

布,根据 Richarson-Dushman 公式估算^[6],发射体表面温度提高 100 ℃,则发射电流几乎提升一倍。此外,空心阴极温度场的不均匀分布所形成的热应力会导致阴极管变形、发射体碎裂、各部件搭接短路的风险大幅提高。因此,研究空心阴极的地面以及典型工况热特性具有重要的理论和工程价值。

空心阴极热特性分析的早期研究主要是通过节点法,即将阴极模型简化为数十个关键节点,之后通过能量平衡方程来进行计算。随着计算机运算能力的大幅提升以及大型有限元软件的出现,计算机模拟并结合试验验证的方法已成为目前各国进行空心阴极热设计的普遍途径^[7-9]。2002 年,意大利 Laben 公司采用 ANSYS 软件对 HccA5000 型空心阴极(发射体采用钨钨 BaW 材料)进行了热分析^[10],分析结果显示阴极温度最高处为加热器,且加热器平衡温度达到了 1 160 ℃,而触持极温度达到了约 420 ℃。根据结果分析认为,加热器径向的辐射传热是主要的热量损失途径,而轴向热损占比较小,因此需在径向热损耗的分析基础上设计热屏。2004 年,美国的喷气推进实验室对 NSTAR 离子推力器所用空心阴极的发射体(采用 BaW 材料)温度进行了测量并进行了发射体蒸发速率预估^[11]。结果显示,当发射体温度从 600 ℃ 提升至 1 100 ℃ 后,发射体的表面蒸发率提高了 25 倍。而发射体实测温度显示,在发射电流分别为 6 A、10 A 和 12 A 时,发射体温度分别达到 1 050 ℃、1 140 ℃ 和 1 190 ℃,因此分析认为发射体寿命与温度具有紧密联系,且发射电流对发射体温度具有决定性影响。2010 年,兰州空间技术物理研究所对空心阴极(采用 LaB₆ 材料)进行了热分析,并采用光学高温计对施加 80 W 加热功率的空心阴极触持极进行了温度测量^[12]。模拟结果显示,80 W 加热功率下,触持极开启、闭合后的发射体温度分别达到了 1 488 ℃ 和 1 518 ℃,阴极顶温度分别为 1 378 ℃ 和

1 393 ℃,试验结果与仿真结果的比对误差在 20 ℃ 以内。

从目前的研究现状来看^[13-14],由于缺乏在轨实际应用和相关数据,大部分研究着重于地面环境下阴极的温度场分布以及热特性优化,而针对空心阴极在不同环境温度及特殊工况,尤其是在轨极端环境温度或是阴极在轨处于非正常运行工况时的温度场分析较少。因此本文基于目前 20 cm 离子推力器 5 A 发射电流阴极在轨实际应用情况,计划采用有限元分析方法,建立起国产 5 A 发射电流空心阴极的热仿真模型,之后基于地面试验数据进行模型校验,并在此基础上针对空心阴极不同工况下的热特性进行分析和评价,为 5 A 发射电流空心阴极的当前在轨使用策略提供技术支持,并为后续离子推力器在轨应用中的空心阴极热设计提供改进参考。

1 空心阴极有限元模型及边界条件

获得空心阴极的有限元模型是进行温度场分析的前提,本文采用 ANSYS 有限元分析软件中的瞬态热分析模块对空心阴极的温度分布进行模拟,模拟过程包括有限元模型建立、材料属性以及边界条件设置等。

空心阴极模型的建立按照真实尺寸和结构进行,并且适当地进行简化处理,空心阴极的内部简化结构示意图如图 1 所示。空心阴极真实结构以及建立的有限元分析模型分别如图 2(a) 和图 2(b) 所示。有限元模型采用实体单元建模,单元类型为 SOLID186 和 SOLID187 单元,划分后模型共产生了 128 458 个单元、147 227 个节点。空心阴极的主要部件包括加热器(包括陶瓷骨架、陶瓷外套、加热丝等)、发射体、安装法兰、阴极管、触持极等。加热器用于预热发射体,并为阴极点火提供准备条件;阴极管则用于支撑发射体、加热器,并实现主要零件之间的连接;安装法兰则为

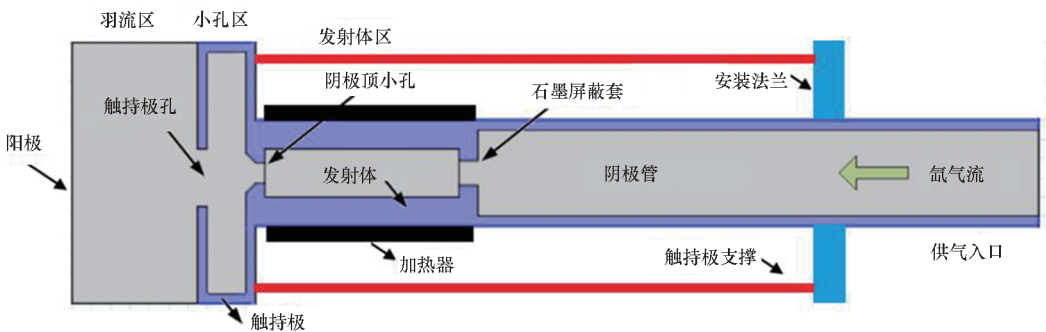
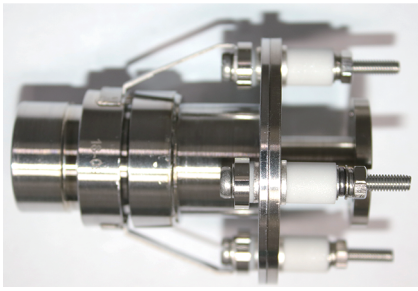


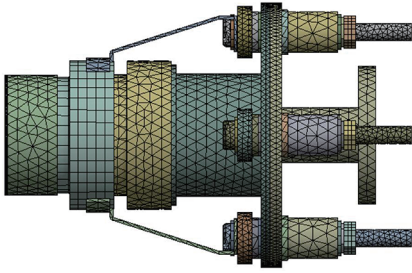
图 1 5 A 发射电流空心阴极结构示意图

Fig. 1 Structure of 5 A emission current hollow cathode



(a) 空心阴极实物

(a) Objects of hollow cathode



(b) 空心阴极有限元分析模型

(b) Finite element analysis model of hollow cathode

图2 空心阴极实物及有限元分析模型

Fig.2 Objects and finite element analysis model of the hollow cathode

空心阴极提供安装接口、气路连接接口;触持极用于在阴极体前端形成与阴极体绝缘的电极,点火时可通过在触持极与阴极顶之间施加高电压实现阴极自持放电。阴极管、阴极顶和石墨片共同形成相对封闭的放电腔,如图1所示,该区域为发射体放电区域。阴极顶和触持极顶之间形成的区域为阴极小孔放电区域,触持极顶至阳极板之间的区域为放电羽流区。

空心阴极工作时的电位关系为:触持极、触持极顶和触持极支撑为同一电位,电势为 19 ~ 20 V,并且触持极、触持极顶和触持极支撑与其他零件均绝缘;其余部件包括阴极管、阴极顶和安装法兰等电势均为 0 V,同时也是推力器的电位最低处。阴极顶与触持极顶之间维持了 1.3 ~ 1.4 mm 间隙。空心阴极各部件所用材料包括:触持极顶和阴极管为钽材料,安装法兰为 TC-4,触持极支撑和标准件均为不锈钢,发射体采用 LaB₆ 材料,加热器和阴极顶均采用钨材料,绝缘部件均为陶瓷材料。空心阴极所用的材料热特性如表 1 所示。

空心阴极内部的热传递过程主要以热辐射和热传导为主,表 2 给出了仿真中的辐射面以及空间在轨辐射边界条件设置,其中深空背景温度为 4 K,地面试验则根据实测温度设置。

表 1 空心阴极材料热参数

Tab.1 Material thermal properties of the hollow cathode

部件	材料	热导率/ (W · m ⁻¹ · K ⁻¹)	密度/ (kg · m ⁻³)	比热容/ (J · kg ⁻¹ · °C ⁻¹)
触持极	钽	57.5	16 650	150
触持极支撑	不锈钢	15.1	7 930	460
绝缘陶瓷	陶瓷	30.0	3 650	750
发射体	LaB ₆	133.1	4 485	125
热屏蔽片	石墨	151.0	1 850	710
加热丝	钨	133.0	4 700	125
安装法兰	TC-4	14.0	4 620	522

表 2 表面热辐射特性

Tab.2 Thermal radiation of the surfaces

辐射关系	类型	发射率	材料
外壳-空间	面-空间辐射	0.16	不锈钢
触持极顶-空间	面-空间辐射	0.2	钽
陶瓷外套-热屏内嵌	面-面辐射	0.9, 0.2	氧化铍-钽
热屏外套-触持绝缘件	面-面辐射	0.2, 0.2	钽-陶瓷
阴极管-支撑筒	面-面辐射	0.2, 0.16	钽-不锈钢
阴极顶-触持极顶	面-面辐射	0.2, 0.2	钽-钽

在联合总体单位后,根据经验参数将空心阴极仿真模型中的所有接触传热系数初值设置为 200 W/(m² · K)。仿真模型经过与地面阴极顶测温数据校核后,将阴极管与陶瓷骨架、阴极管与发射体、阴极管与阴极顶、加热丝与陶瓷骨架和陶瓷外套间的接触传热系数均修正为 1 000 W/(m² · K)。最后,空心阴极的加热过程中以热功率形式加载到阴极的加热丝上,热功率主要根据加热电流和电阻计算获得。加热丝电阻则根据实测结果,从冷态到热态(1 500 °C)时在 0.5 ~ 1.2 Ω 之间变化,计算时取加热丝电阻为 1.2 Ω(达到平衡温度)^[15]。

2 模型校验

为了验证热仿真模型的准确性,仿真分析了在地面环境下,阴极分别在 7.5 A 及 7.7 A 加热电流下的温度变化情况。试验过程采用光学高温计对阴极顶位置进行温度测量,测量结果显示空

心阴极在 7.5 A 电流下加热 10 min 即 600 s 后, 阴极顶最高温度达 1 188 ℃。仿真结果显示, 室温条件下, 在 7.5 A 电流下加热 672 s 后, 阴极顶最高温度为 1 175 ℃, 而加热丝温度为 1 625 ℃, 是空心阴极内部最高温度处。

如图 3 所示, 在 7.5 A 及 7.7 A 加热电流下的仿真与试验的比对结果来看, 仿真与试验的平衡温度比对误差小于 5%, 证明建立的仿真模型能够较好地反映空心阴极内部能量传动过程。在温度变化方面, 仿真结果显示阴极的温升过程更加迅速, 在 100 s 内, 阴极顶温度即达到了 900 ℃ 左右。试验得到的温升与仿真温升的误差主要由接触热阻所引起。由于实际空心阴极各部件之间采用不同的焊接方式, 因此接触热阻各不相同, 需分别测量^[15-16], 而仿真只能将接触热阻设置为统一值, 从而造成温升过程的不一致, 但并不会影响平衡温度。另外, 空心阴极主要考虑加热 4 min 后的温度状态, 此时

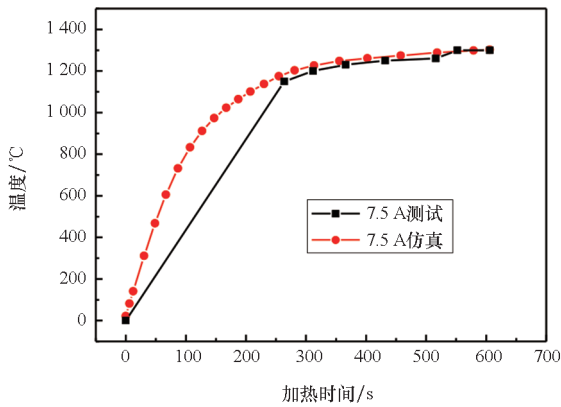
仿真与试验温度误差仍小于 5%, 对仿真结论的正确性影响有限。

3 热分析结果

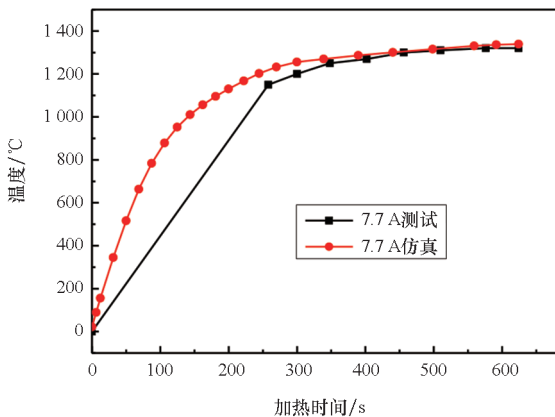
3.1 空心阴极不同加热电流下的温度分析

该工况主要用于模拟空心阴极在阴影面和太阳辐照下的两种正常点火工况。推力器在轨工作时, 由于卫星的轨道变化影响, 空心阴极在阴影面和太阳辐照下的平衡温度各不相同, 根据在轨遥测数据分析, 将空心阴极起始温度分别设置为 0 ℃ 和 94 ℃。

空心阴极的启动模式分别为正常点火和大功率点火, 对应的加热电流分别为 7.5 A 和 7.8 A。图 4 给出了起始温度为 0 ℃, 不同加热电流时的空心阴极内部温度分布。图 5 给出了不同环境温度下, 空心阴极触持极顶和阴极顶分别在 7.5 A 和 7.8 A 加热电流下的温度变化曲线。从分析结果来看, 环境温度对空心阴极的温度分布影响较小, 发射电流为 7.8 A 时, 0 ℃ 和 94 ℃ 下的阴极顶温度均在 1 250 ℃ 左右; 不同加热电流的影响则较为明显, 加热电流分别为 7.5 A 和 7.8 A 时,

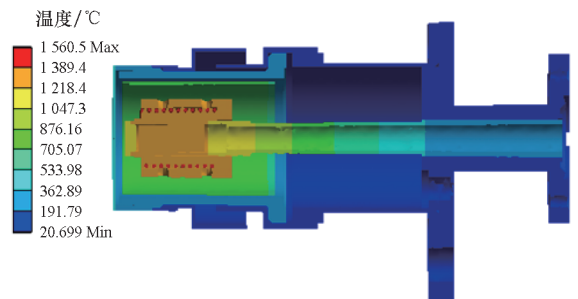


(a) 7.5 A 加热电流
(a) 7.5 A heating current

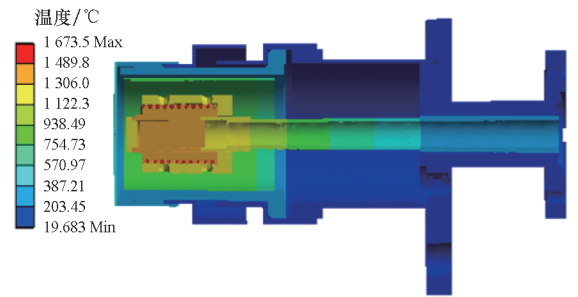


(b) 7.7 A 加热电流
(b) 7.7 A heating current

图 3 不同加热电流下阴极顶的温度变化
Fig. 3 Temperature variation of the cathode top under different heating current



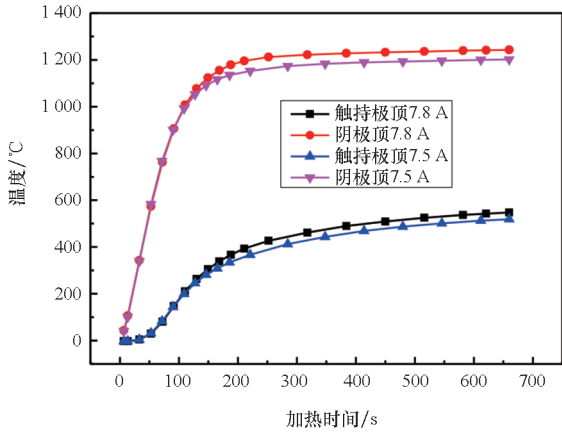
(a) 7.5 A 加热电流
(a) 7.5 A heating current



(b) 7.8 A 加热电流
(b) 7.8 A heating current

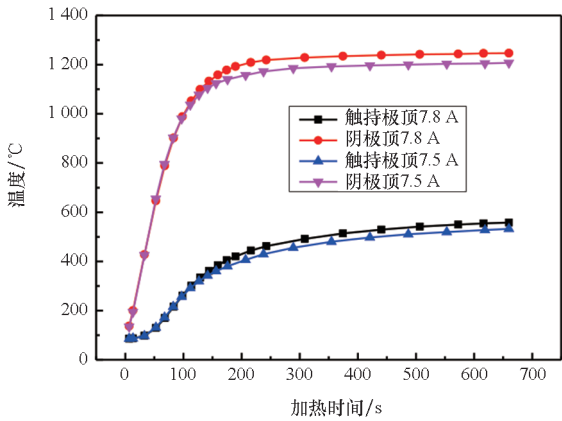
图 4 不同加热电流下空心阴极温度分布
(环境起始温度 0 ℃)

Fig. 4 Temperature distribution of the hollow cathode under different heating current (at the ambient initial temperature of 0 ℃)



(a) 环境温度 0 °C

(a) At the ambient temperature of 0 °C



(b) 环境温度 94 °C

(b) At the ambient temperature of 94 °C

图5 不同环境下触持极顶及阴极顶温度变化

Fig.5 Temperature variation of the keeper and cathode top under different ambient temperature

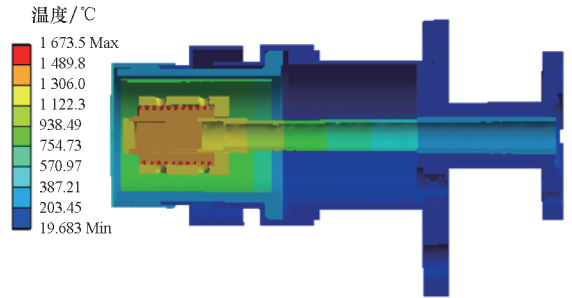
发射体温度均相差约 50 °C,触持极顶及阴极顶相差则在 30 °C 左右。

3.2 空心阴极加热及冷却过程温度分析

该工况主要是分析空心阴极在加热过程及冷却过程中内部的升温及降温效果。由于空心阴极实际工作时,最长加热时间为 4 min,4 min 后空心阴极加热电流将关闭,因此开展 4 min 升温及降温过程仿真分析。升温过程分别为空心阴极起始温度 0 °C 及 94 °C 下加热 4 min 后的内部温度变化趋势。冷却过程为 4 min 加热停止后,空心阴极在 4 h 内同等环境的降温过程(辐射背景为深冷背景 4 K)。由于 7.8 A 电流为大功率工况,可看作是极端条件,且该加热电流下的温度分布覆盖了 7.5 A 加热条件,因此后续加热电流均设置为 7.8 A,并分析该加热条件下的空心阴极热特性。

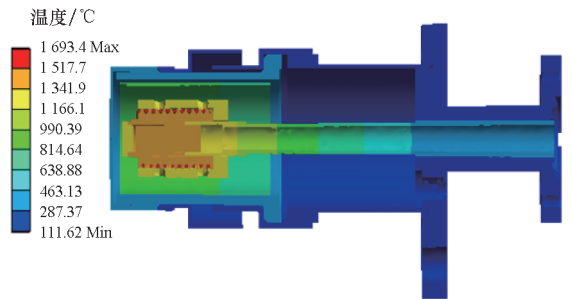
如图 6 所示,从 4 min 加热后的温度分布的比对结果来看,4 min 加热后空心阴极内部的最

高温部件为加热丝,且最高温度为起始温度为 94 °C 时的 1 693.4 °C,相比起始温度为 0 °C 时升高约 20 °C。其他部件,如热屏、触持套筒和阴极顶的温度结果显示,不同启动温度对 4 min 后的空心阴极内部的平衡温度并无大的影响;而触持极温度相差约 50 °C,比对结果说明起始环境温度对空心阴极外部部件最终达到的平衡温度具有一定影响,这是由物体的热辐射过程所决定,即外部环境温度越低,则辐射热量越高。



(a) 环境温度 0 °C

(a) At the ambient temperature of 0 °C



(b) 环境温度 94 °C

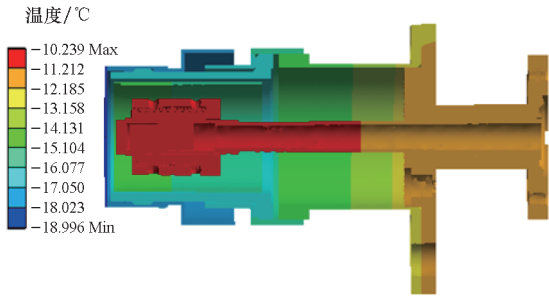
(b) At the ambient temperature of 94 °C

图6 不同环境下加热 4 min 后空心阴极温度分布

Fig.6 Temperature distribution of the hollow cathode after heating 4 min under different ambient temperature

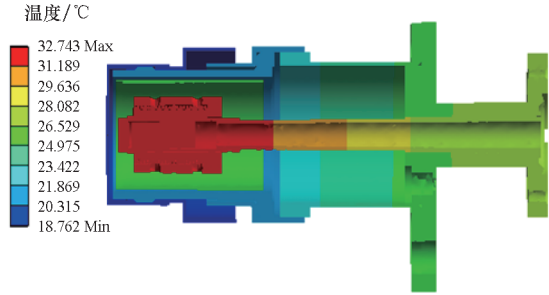
从图 7 所示降温 4 h 后的平衡温度来看,环境温度会造成更大的影响。94 °C 的环境温度下,降温 4 h 后空心阴极内部温度仍维持在 30 °C 左右,外部的触持极顶温度在 18 °C 左右。而在 0 °C 的环境温度下,整个空心阴极的温度已降低至 -19 ~ -10 °C 的范围。从推力器的冷态启动过程来说,在太阳辐照影响时的 94 °C 的环境温度更有利于推力器的启动。

图 8 给出了触持极顶及阴极顶在 4 min 加热以及加热后冷却 4 h 的温度变化曲线。曲线更进一步说明了环境温度对触持极顶和阴极顶的温度升高过程影响较小,二者最终平衡温度的差距主要是空心阴极内部的热屏起到的阻隔热量传递以



(a) 环境温度 0 °C

(a) At the ambient temperature of 0 °C

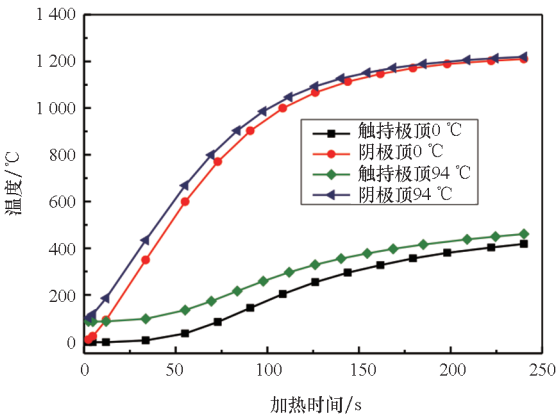


(b) 环境温度 94 °C

(b) At the ambient temperature of 94 °C

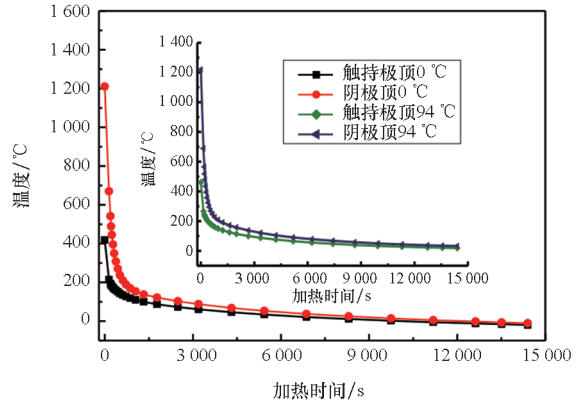
图 7 不同环境下加热 4 h 后空心阴极温度分布
Fig. 7 Temperature distribution of the hollow cathode after turning off heating 4 h under different ambient temperature

及触持极自身对环境的辐射热量损失所造成。从环境温度为 0 °C 降温过程来看,当加热关闭约 500 s 后,触持极顶从 417 °C 降低至 189 °C,阴极顶则从 1 215 °C 降低至 242 °C。结果说明对于热电子发射阴极来说,当阴极不发生自持放电且自身加热关闭后,阴极在短期内由于较高的工作温度会向外辐射大量热量,从而使得温度快速下降,这与前期地面环境下阴极试验温度的变化趋势^[11]是一致的。



(a) 4 min 加热过程

(a) 4 min heating process



(b) 4 h 冷却过程

(b) 4 h cooling process

图 8 触持极顶及阴极顶温度变化过程
Fig. 8 Temperature variation process of the keeper and cathode top

3.3 空心阴极极端使用工况下温度分析

空心阴极工作时,其工作流程为空心阴极加热 4 min 后,此时阴极发射体在被加热至一定温度后,会产生热电子发射并形成相应的热电子电流,当监测到触持极有电流形成后,供电单元主动关闭加热器,并且若 6 min 内无法接收到触持极电流则自动关闭加热器。监测到触持电流且关闭加热器后,供电单元对阴极触持极施加电压,即在触持极与发射体区形成相应的电场,电子则在发射体区电场的作用下不断被加速,并与通入阴极发射体区的中性 Xe 原子发生碰撞电离,产生 Xe 离子以及二次电子。在此过程中,一部分电子继续被发射体区电场加速并参与碰撞过程,另一部分在电场作用下从空心阴极触持极孔引出形成阴极发射电流,并进入离子推力器放电室,成为放电室气体电离的原初电子(原初电子能量较低, 2 eV 左右^[17-19])。Xe 离子则在电场作用下轰击至发射体表面被电子中和且维持发射体温度在 1 500 °C 左右^[20],使发射体仍能够产生相应的热电子发射。

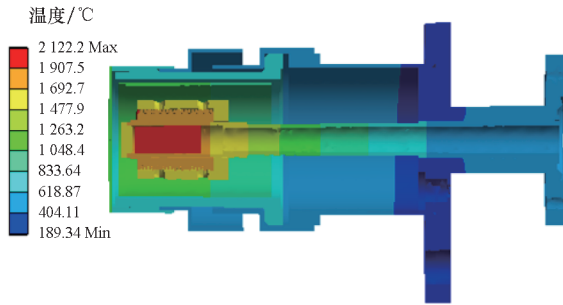
极端使用模式是指空心阴极正常自持放电后,空心阴极触持极已产生电流,而此时电流过小或霍尔传感器发生故障导致供电单元未采集到电流,无法触发关闭加热器指令。此时空心阴极的能量来源假设为加热功率和正常自持放电后功率的共同叠加,该假设是在无法获取此时阴极内部能量交换和温度分布前提下的一种近似手段。

为了分析空心阴极 4 min 加热后,加热电流不关闭且空心阴极开始自持放电后的温度变化过程,开展 4 min 加热附加 6 min 自持放电热仿真分

析。空心阴极等离子放电过程主要集中在触持极顶及发射体表面,根据前期研究得到的自持放电稳定后的电子和离子能量平衡模型,计算得到发射体的自持电流在 4.52 ~ 9.04 A 范围^[16]。另外根据 Goebel 等^[21]的研究结论,对于准中性电离过程,假设离子密度 n_i 与电子密度 n_e 相等,即 $n_i = n_e$,鞘层电势可表述为:

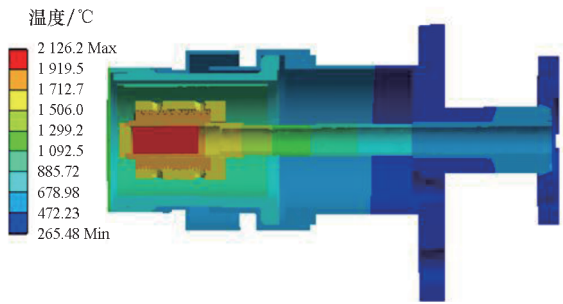
$$\phi = \frac{kT_e}{e} \ln \left(\frac{A_a}{A} \sqrt{\frac{2M}{\pi m}} \right) \quad (1)$$

式中, k 为 Boltzmann 常数, T_e 为电子温度(1 eV 为 11 600 K), M 和 m 分别为离子质量和电子质量, A_a 和 A 分别为电子损失面积和离子损失总面积。本文中将 A_a 和 A 均默认为发射体表面积,在计算过程中根据前期计算结果^[16]将电子温度设置为 1.3 eV,得到鞘层电势为 7.76 V。结合自持电流值,计算得到发射体的自持功率在 35.08 ~ 70.15 W 范围,平均值为 52.5 W。因此,将 7.8 A 加热电流得到的加热功率及发射体自持功率分别施加到触持极顶、发射体表面,得到空心阴极在 4 min 加热并附加 6 min 自持放电后的温度分布如图 9 所示。



(a) 环境温度 0 °C

(a) At the ambient temperature of 0 °C



(b) 环境温度 94 °C

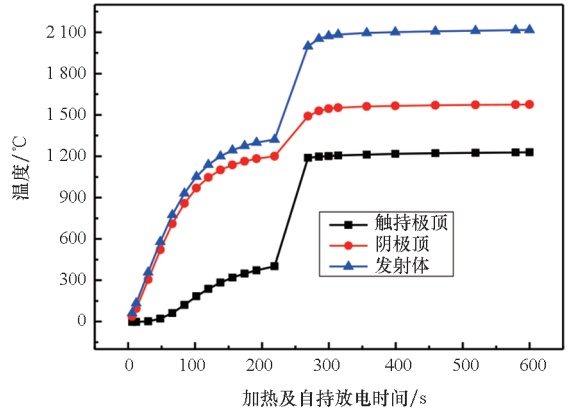
(b) At the ambient temperature of 94 °C

图 9 空心阴极加热及自持放电后温度分布

Fig. 9 Temperature distribution of the hollow cathode with heating and self-sustaining discharge

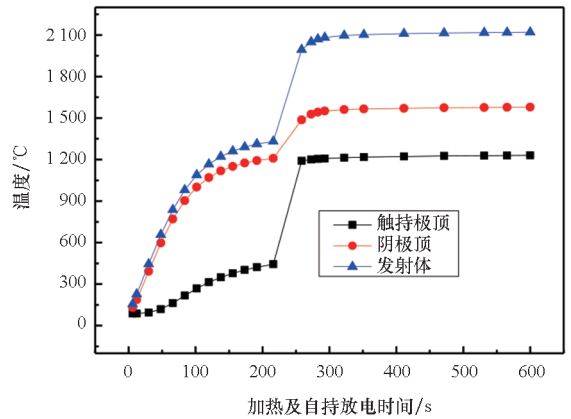
对比 4 min 加热后温度分布,从图 9 的温度云图看出,环境温度为 0 °C,等离子放电后,触持

极顶及发射体温度升高明显,触持极顶温度升高了约 600 °C,达到 1 100 °C;发射体温度升高约 800 °C,达到约 2 122 °C。环境温度为 94 °C 下的发射体温度则已达到约 2 126 °C,已接近发射体材料的耐温极限(熔点)。触持极顶、阴极顶、发射体在 4 min 加热及等离子体放电 6 min 后温度变化过程如图 10(a) 和图 10(b) 所示。



(a) 环境温度 0 °C

(a) At the ambient temperature of 0 °C



(b) 环境温度 94 °C

(b) At the ambient temperature of 94 °C

图 10 空心阴极加热及自持放电下的温度变化

Fig. 10 Temperature variation of the hollow cathode with heating and self-sustaining discharge

从分析结果来看,由于发射体的寿命与温度有直接关系,过高的温度会造成发射体材料的蒸发速率大幅提升并直接影响使用寿命,而此时的发射体温度已接近材料的耐受温度,因此无论地面或是在轨工作,空心阴极必须避免加热和自持放电同时作用的情况,从而避免空心阴极的寿命提前终结。

4 结论

通过对空心阴极建立热仿真模型,并分别开

展了地面模型检验和典型使用工况温度分析,得出以下结论:

1) 有限元仿真模型能够较好地反映空心阴极内部的能量传动过程,地面环境下加热电流为 7.5 A、空心阴极达到温度平衡时,阴极顶温度达到 1 175 °C,与 1 188 °C 的试验结果比对误差小于 5%。试验结果显示空心阴极的温升过程更加迅速,仿真与试验温升过程的比对误差主要由接触热阻所引起。

2) 空心阴极不同加热电流下分析结果显示,环境温度对空心阴极温度分布的影响较小,在 0 °C 和 94 °C 的环境温度下,当加热电流为 7.8 A 时,阴极顶温度均在 1 250 °C 左右。而加热电流分别为 7.5 A 和 7.8 A 时,发射体温度均相差 50 °C 左右,触持极顶及阴极顶相差则均在 30 °C 左右。

3) 空心阴极加热及冷却过程的温度分析结果显示,不同环境温度对加热后空心阴极的内部平衡温度并无大的影响,只对阴极外部部件的平衡温度具有一定改变,并且从推力器的冷态启动过程来说,在太阳辐照影响时的 94 °C 的环境温度更有利于推力器的启动。

4) 空心阴极极端使用工况下温度分析结果显示,环境温度为 0 °C 和 94 °C 时,加热且自持放电同时存在时,发射体温度分别将达到 2 122 °C 和 2 126 °C,已接近发射体材料的耐温极限,此时过高的温度会造成发射体蒸发速率的大幅提升并影响使用寿命,因此空心阴极必须避免加热和自持放电同时作用的极端情况。

参考文献 (References)

- [1] 李建鹏, 靳伍银, 赵以德. 加速电压和阳极流率对离子推力器性能的影响[J]. 物理学报, 2022, 71(1): 166-173.
LI J P, JIN W Y, ZHAO Y D. Influence of acceleration grid voltage and anode flow rate on performance of ion thruster[J]. Acta Physica Sinica, 2022, 71(1): 166-173. (in Chinese)
- [2] 赵以德, 吴宗海, 张天平, 等. 离子推力器多模式化研究[J]. 推进技术, 2020, 41(1): 187-193.
ZHAO Y D, WU Z H, ZHANG T P, et al. Research on multi-mode realization of ion thruster [J]. Journal of Propulsion Technology, 2020, 41(1): 187-193. (in Chinese)
- [3] 袁杰红, 梁栋, 周仕明, 等. 离子推力器栅极组件热态间距测量系统研制[J]. 国防科技大学学报, 2020, 42(1): 51-58.
YUAN J H, LIANG D, ZHOU S M, et al. Development of hot gap measurement system for the ion thruster optics[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2020, 42(1): 51-58. (in Chinese)
- [4] ZHANG T P, WANG X Y, JIANG H C, et al. Initial flight test results of the LIPS-200 electric propulsion system on SJ-9A satellite [C]//Proceedings of the 64th International Astronautical Congress, 2013.
- [5] 孙明明, 张天平, 郭伟龙, 等. 离子推力器工作性能参数控制模型[J]. 强激光与粒子束, 2017, 29(4): 59-65.
SUN M M, ZHANG T P, GUO W L, et al. Work performance parameter control model of ion thruster[J]. High Power Laser and Particle Beams, 2017, 29(4): 59-65. (in Chinese)
- [6] 孙明明, 顾左, 郭宁, 等. 电推进系统空心阴极热特性研究进展[J]. 真空与低温, 2010, 16(2): 113-117.
SUN M M, GU Z, GUO N, et al. The research review of hollow cathode in electric propulsion system[J]. Vacuum and Cryogenics, 2010, 16(2): 113-117. (in Chinese)
- [7] MIKELLIDES I G, KATZ I, GOEBEL D M, et al. Theoretical model of a hollow cathode insert plasma [C]//Proceedings of the 40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 2004.
- [8] SHARMA R K, SINHA A K, SHARMA S M, et al. Thermal analysis of electron gun for a miniature helix TWT[J]. IETE Technical Review, 2000, 17(5): 269-274.
- [9] 陈兴, 张岩, 康小录. 大发射电流空心阴极研制的工程难点探讨[J]. 真空电子技术, 2021(4): 1-9, 50.
CHEN X, ZHANG Y, KANG X L. Investigation of engineering difficulties in development of high-current hollow cathodes[J]. Vacuum Electronics, 2021(4): 1-9, 50. (in Chinese)
- [10] BUSSOTTI J, CAPACCL M, MATTICARI G, et al. Medium and high current cathodes for electric propulsion: review of recent developments at LABEN/Proel[EB/OL]. [2022-03-12]. <https://electricrocket.org/IEPC/0277-0303iepc-full.pdf>.
- [11] JAY P, COLLEEN M, BEN T, et al. Temperature distributions in hollow cathode emitters [C]//Proceedings of the 40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 2004.
- [12] 孙明明, 顾佐, 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.
SUN M M, GU Z, GUO N, et al. Thermal analysis of hollow cathodes for ion thruster[J]. High Power Laser and Particle Beams, 2010, 22(5): 1149-1152. (in Chinese)
- [13] 于博, 宋娜, 康小录. 空心阴极热特性优化研究[J]. 中国空间科学技术, 2020, 40(1): 45-53.
YU B, SONG N, KANG X L. Thermal characteristics optimization of hollow cathode[J]. Chinese Space Science and Technology, 2020, 40(1): 45-53. (in Chinese)
- [14] 于博, 于建, 康小录, 等. 空心阴极的发射热特性研究[J]. 推进技术, 2020, 41(4): 951-960.
YU B, YU J, KANG X L, et al. Investigation on thermal characteristics of thermionic emission in a hollow cathode[J]. Journal of Propulsion Technology, 2020, 41(4): 951-960.

- (in Chinese)
- [15] 李鑫伟, 俞世吉, 苏小保, 等. 行波管阴极和热子组件的热特性的数值模拟和实验研究[J]. 电子与信息学报, 2016, 38(11): 2965–2971.
LI X W, YU S J, SU X B, et al. Thermal simulation and experiment on cathode-heater assembly of space TWT[J]. Journal of Electronics & Information Technology, 2016, 38(11): 2965–2971. (in Chinese)
- [16] 孙明明, 张天平, 龙建飞. 30 cm 离子推力器空心阴极发射体区等离子体特性研究[J]. 推进技术, 2017, 38(12): 2872–2880.
SUN M M, ZHANG T P, LONG J F. Plasma characteristics in hollow cathode emitter region of 30 cm diameter ion thruster[J]. Journal of Propulsion Technology, 2017, 38(12): 2872–2880. (in Chinese)
- [17] MILLER J S, PULLINS S H, LEVANDIER D J, et al. Xenon charge exchange cross sections for electrostatic thruster models[J]. Journal of Applied Physics, 2002, 91(3): 984–991.
- [18] JAMESON K K, GOEBEL D M, WATKINS R M. Hollow cathode and keeper-region plasma measurements [C]// Proceedings of the 41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2005.
- [19] HOFER R R, JOHNSON L K, GOEBEL D M, et al. Effects of internally mounted cathodes on hall thruster plume properties[J]. IEEE Transactions on Plasma Science, 2008, 36(5): 2004–2014.
- [20] 杨威, 张天平, 龙建飞, 等. LaB6 空心阴极中毒特性[J]. 国防科技大学学报, 2020, 42(4): 93–97.
YANG W, ZHANG T P, LONG J F, et al. Poisoning characteristics of LaB6 hollow cathode [J]. Journal of National University of Defense Technology, 2020, 42(4): 93–97. (in Chinese)
- [21] GOEBEL D M, KATZ I. Fundamentals of electric propulsion: ion and hall thrusters [M]. [S. l.]: John Wiley & Sons, Inc., 2008: 142–145.