

一种无加热器的电推进用空心阴极

张 岩, 康小录, 乔彩霞

(上海空间推进研究所, 上海 201112)

摘 要: 电推力器在国际上已得到广泛应用。目前应用的电推力器, 启动时间较长, 无法用于需要快速响应的场合。空心阴极是造成电推力器启动时间较长的根本原因。无加热器阴极是一种新型空心阴极, 可使得电推力器的启动时间缩短至 1 s 之内, 大大提升电推进系统的响应特性, 而且还可以提高电推进系统的稳态工作性能和可靠性。本文介绍无加热器阴极的基本工作原理和应用优势, 详细论述无加热器阴极的研究进展, 提出突破无加热器阴极技术需要攻克的关键技术。

关键词: 电推力器; 无加热器阴极; 工作原理; 关键技术

中图分类号: V439+.4-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2014) 02-0059-08

Heaterless hollow cathode for electric propulsion

ZHANG Yan, KANG Xiao-lu, QIAO Cai-xia

(Shanghai Institute of Space Propulsion, Shanghai 201112, China)

Abstract: Electric thrusters have been widely used in the world. However, by far the key disadvantage of electric thrusters is that their start time is too long, so they cannot be used in the missions which need fast ignition. The primary reason why the electric thrusters have long ignition time is caused by the hollow cathode assembly. The heaterless hollow cathode is a novel hollow cathode, which can make the electric thruster started in less than 1 s, and improve the response characteristics, stable-state operating performance and reliability of the electric propulsion system. The working principle and advantages of the heaterless hollow cathode are introduced in this paper. The research progress of the heaterless hollow cathode is elaborated. At the end, the key points of the technology which are required to develop this kind of hollow cathode are given.

Keywords: electric thruster; heaterless cathode; working principle; key technology

收稿日期: 2013-12-04; 修回日期: 2014-01-22

作者简介: 张岩 (1988—), 男, 硕士, 研究领域为空间电推进技术

0 引言

空心阴极是绝大多数电推力器必不可少的关键部件,用于启动放电、中和推力器喷出的等离子体束流。因此,空心阴极的性能和寿命,在很大程度上决定了电推力器以及电推进系统的性能和寿命。目前,国际上广泛应用的是带有加热器的空心阴极。这种空心阴极工作时,首先需要使用加热器将发射体加热到足够高的温度,才可以实现空心阴极放电和推力器启动,整个启动时间需要 $150\sim 220\text{ s}^{[1]}$ 。由此可见,带加热器的空心阴极是造成电推力器启动时间较长的关键原因,加热器的存在也增加了空心阴极的结构复杂度,降低了空心阴极的可靠性,进而影响电推力器乃至整个电推进系统的性能和可靠性。

近年来,国际上一些主要电推进研制机构开始研究一种新型的、不需要加热器的空心阴极,也称为无加热器阴极^[1-5]。这种阴极结构取消了加热器,通过高压脉冲气体击穿直接实现阴极点火放电,可使电推进系统实现快速启动。无加热器阴极的主要优点在于,省去了造成传统空心阴极失效的加热器结构,可靠性提高。无加热器阴极可实现快速启动,大大提高电推进系统的响应速度,扩展了应用领域;另外,由于无加热器阴极结构简单,尺寸较小,与霍尔推力器集成时,可以布置在霍尔推力器中轴。国内外研究表明,这种布置方式能够提高推力器的性能。

本文介绍这种无加热器空心阴极的基本工作原理和应用优势,论述国际上各主要电推进研制机构的无加热器阴极研制进展,并分析总结突破无加热器阴极技术所需要攻克的关键技术。

1 基本原理

无加热器阴极的结构示意图如图 1 所示,其主要组件包括:发射体、阴极管、热屏蔽层、阴极顶板和触持极。它与传统空心阴极的主要区别在于,其没有加热器结构。

无加热器阴极没有加热器来加热发射体,以获取阴极放电建立所需的发射体热电子发射,因

此,其工作机理与传统的空心阴极不同。无加热器阴极的点火启动,首先需要点火电极(即触持极)和阴极顶板之间,形成气体击穿。无加热器阴极的启动过程遵循气体放电理论,典型的气体放电伏安特性曲线如图 2 所示。

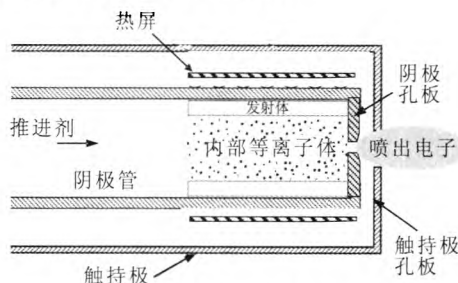


图 1 无加热器阴极结构示意图

Fig. 1 Structure diagram of heaterless hollow cathode

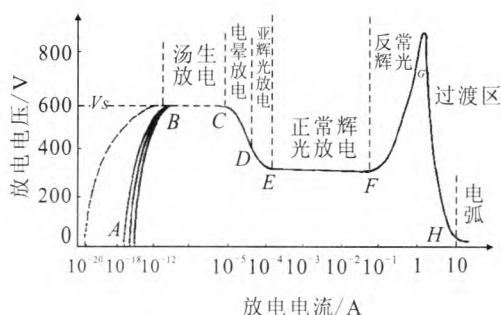


图 2 典型的气体放电伏安特性

Fig. 2 Volt-ampere characteristics of typical gas discharge

无加热器阴极启动时,首先以一定的流量通入推进剂气体,在阴极腔体内部形成一定的气体压力之后,在触持极上施加合适的高压点火脉冲,满足气体击穿的条件,即可在触持极和阴极顶板之间形成气体击穿,达到图 2 中的汤生放电阶段。在形成推进剂气体击穿后,放电电流迅速增大(但仍较小,毫安量级),放电电压迅速减小到几十伏到几百伏量级后保持不变,如图 2 中的 CF 段所示,阴极内会出现明暗相间的辉光,即为辉光放电。在辉光放电过程中,放电电流的维持依靠电离产生的正离子轰击发射体所产生的二次电子发射。由于发射体二次电子发射的效率很低,阴极位降较高,所以辉光放电是一种高压、小电流放电。

无加热器阴极在辉光放电建立起来之后, 随着放电电流的增加, 发射体表面的二次电子发射逐渐增强, 发射体区域内的带电粒子数密度迅速增大, 离子数密度也随之增大, 在大量离子的轰击作用下, 再加上紫外光子、亚稳态原子等的共同作用, 发射体内表面温度迅速升高。当达到足够高的温度之后, 发射体在产生二次电子发射之外, 还会产生高效的热电子发射, 使放电区域内的电子数量迅速增加。大量电子使推进剂气体原子急剧电离, 离子数量也随之继续增加, 对发射体具有更强的轰击加热作用; 而且, 高密度的等离子体在发射体内表面附近产生较强的鞘层电场, 轰击加热发射体的正离子在鞘层电场的加速下, 能量也进一步增加。因此, 能量和数量均不断增加的正离子, 不断轰击加热发射体, 使其温度持续升高, 产生较强的热电子发射, 使阴极放电产生的电子束流迅速增大, 放电电流不断增加, 放电电压则随之下降。无加热器阴极放电不需要经过图 2 中 *FH* 阶段的反常辉光放电阶段, 可直接由正常辉光放电阶段过渡到弧光放电阶段。由此, 无加热器阴极成功建立起弧光放电。

在弧光放电建立起来之后, 能量和数量均不断增加的正离子的持续轰击加热作用下, 无加热器阴极稳定在 *H* 点以后的弧光放电阶段, 并实现自持。无加热器阴极的点火启动过程很短, 一般在 1 s 以内。

将无加热器阴极应用于电推力器, 可以使电推力器在小于 1 s 的时间内实现放电启动, 大大提升了电推进系统的响应性能。而且, 研究发现, 相较于传统的热空心阴极, 使用无加热器阴极, 将提高电推力器的推力和效率等性能。由于没有加热器, 因此就避免了加热器带来的结构设计复杂度提升, 以及因加热器失效而造成的可靠性问题, 同时简化了电源系统的结构, 减轻系统重量, 提高了电推进系统的工作性能和可靠性, 使得电推进系统的空间应用更具优势。

2 研究进展

由于无加热器阴极具有上述优势, 国际上一些主要的电推进研制机构对此产生了很大兴趣,

对无加热器阴极进行了持续的研究, 包括启动特性研究、工作性能研究及样机研制等, 并取得了一定进展。无加热器阴极的研究机构主要以乌克兰哈尔科夫航空学院(KhAI)^[2,6], 俄罗斯火炬设计局 (EDB Fakel)^[1-2]等为代表。

2.1 乌克兰 KhAI

乌克兰从事电推进研究的主要机构为 KhAI。KhAI 在无加热器阴极研究方面具有丰富经验, 自上世纪 90 年代初就开始研制无加热器阴极, 研制水平在国际上处于领先地位。KhAI 研制的无加热器阴极系列, 放电电流覆盖 0.2~200 A 的范围, 阴极启动时间均小于 1 s, 点火次数大于 104 次。

2.1.1 小电流无加热器阴极

KhAI 自上世纪 90 年代中期以来, 针对 50~250 W 的低功率稳态等离子体推力器 (SPT), 研制了一系列小电流阴极^[5]。基于早期研制的 M3 阴极, 进行改进设计, KhAI 研制出了无加热器阴极 M3.07, 放电电流为 1~3 A, 采用的发射体为多孔钨浸渍特定结构的盐混合物, 可使发射体逸出功降至 1.6~1.8 eV。流量为 0.15~0.3 mg/s 时, 在点火极上维持一定的高压 20 s, 不仅可以实现阴极的启动, 而且可使阴极达到稳定工作状态。M3.07 阴极的实物图和详细参数分别如图 3(a)和表 1 所示。

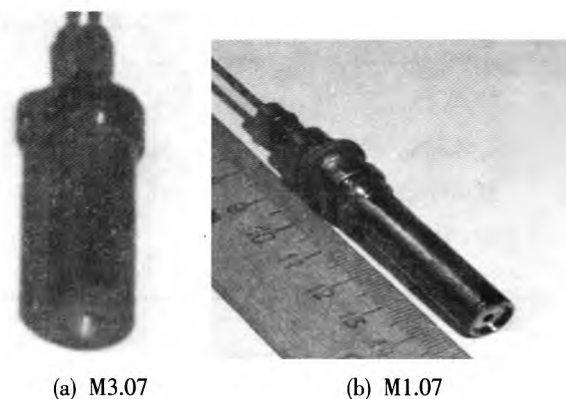


图 3 小电流无加热器阴极实物图

Fig. 3 Photographs of low current heaterless hollow cathodes

通过对 M3.07 阴极进行进一步改进设计, KhAI 研制了放电电流更小的无加热器阴极

M1.07, 其放电电流为 0.3~0.9 A, 推进剂流量为 0.03~0.08 mg/s, 启动特性与 M3.07 阴极大体相似。M1.07 是为匹配 SPT-20 推力器而研制的。KhAI 研制的 SPT-20 推力器, 使用 M1.07 无加热器阴极, 做过 2 000 h 的寿命试验, 预计寿命可达 7 000 h。KhAI 也为 M1.07 阴极设计了独立的点火模块, 放电启动期间, 点火模块在 2.4 W 的功率下维持 90 s, 即可实现阴极快速启动和稳定工作。M1.07 阴极的实物图和具体参数分别见图 3(b)和表 2。

表 1 M3.07 阴极的性能参数

Tab. 1 Performance parameters of M3.07 cathode

参 数	工作范围	额定值
放电电流/A	0.7~3.5	1.5
推进剂流量/(mg·s ⁻¹)	0.1~0.4	0.15
放电电压/V	16~35	20
开关次数		10 ⁴
发射体	高电子发射性能材料	
启动时间/s		<1
尺寸, Φ×L/mm		18×80
重量/g		<70

表 2 M1.07 阴极的性能参数

Tab. 2 Performance parameters of M1.07 cathode

参 数	工程样机	鉴定样机
放电电流/A	0.3~0.9	0.25~0.8
推进剂流量/(mg·s ⁻¹)	0.03~0.07	0.03~0.07
放电电压/V	20~28	14~25
开关次数	10 ⁴	5×10 ⁴
寿命/h	500	12 000
启动时间/s		<1
尺寸, Φ×L/mm	24×105	24×72
重量/g	<50	<40

2.1.2 中等电流无加热器阴极

早在上世纪 90 年代初, KhAI 便成功研制了放电电流 2.0~2.3 A 的无加热器阴极 BC-4, 并与俄罗斯 EDB Fakel 研制的 SPT-70 推力器进行联合试验, 启动时间 3 ms, 启动次数 1 000 次。后来 KhAI 对 BC-4 阴极进行了改进设计, 与 SPT-70 联试, 启动次数可达 104 次^[4]。

近几年, 为进一步提高 SPT-70 和 SPT-100 飞行样机的启动性能, KhAI 对两种热阴极 KE-5A 和 KN-3 的飞行样机进行改制, 研制出了分别用于 SPT-70 和 SPT-100 的无加热器阴极 NIC M1.05 (额定电流 2.2 A) 和 NIC M5.04 (额定电流 4.5 A)^[2]。两种无加热器阴极的实物图和具体参数如图 4 和表 3 所示。由表 3 可知, 使用上述阴极, SPT-70 和 SPT-100 的启动时间可缩至 25 ms 以下, 启动功耗和推进剂流量减小 2~3 倍, 稳态功耗同样减小, 阴极对地电压也比较小。因此, 推力器的推力就随之提高, 优化了推力器的启动性能和稳态工作性能。

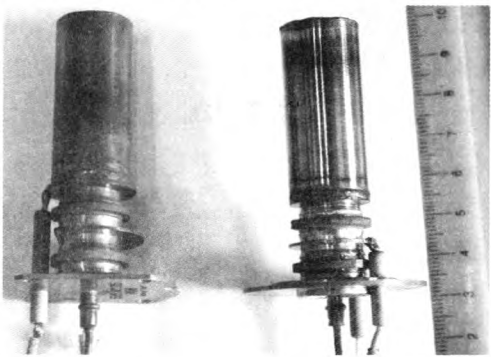


图 4 NIC M5.04(左)和 NIC M1.05(右)实物图

Fig. 4 Photograph of NIC M5.04 (left) and NIC M1.05 (right) heaterless cathodes

表 3 NIC M1.05 和 NIC M5.04 具体参数

Tab. 3 Parameters of NIC M1.05 and NIC M5.04

参 数	参数值			
	SPT-70		SPT-100	
	KE-5A	NIC M1.05	KN-3	NIC M5.04
额定放电电流/A	2.2	2.2	4.5	4.5
氙启动流量/(mg·s ⁻¹)	0.25~0.35	0.1~0.2	0.35~0.5	0.1~0.2
启动功耗/W	80~95	20~30	80~95	25~40
启动时间/s	160	0.01~0.02	160	0.02~0.025

2.1.3 大电流无加热器阴极

KhAI 对大电流无加热器阴极的研制也有比较丰富的经验, 特别是在发射体材料研究方面,

积累了大量经验^[6]。在大电流阴极研制中, KhAI 采用了一种新型的发射体材料, 该发射体是含有氧化铪的钨钼材料, 完全不受大气环境影响, 抗中毒能力很强, 发射电流密度可达 100 A/cm², 而工作温度仅为 900~1 100 ℃。

KhAI 分别研制出了放电电流为 10~20 A 的 M20 系列阴极^[7]和额定放电电流达 50 A 的 HHC-50 阴极^[6], 可满足额定放电电流 10~60 A 的电推力器的需求。M20 阴极的具体参数如表 4 所示。在 M20 阴极的基础上改进设计, KhAI 又成功研制了 25 A 的无加热器阴极, 启动特性与 M20 阴极类似, 其放电电流达 20~70A。HHC-50 阴极适用于诸如 50 kW 级的大功率霍尔推力器, 工作电流范围为 10~60 A, 流量 0.3~0.9 mg/s, 可在 0.1 s 的时间内启动放电。最新改进型阴极 HHC-50M4 的性能参数如表 5 所示。

表 4 M20 阴极性能参数	
Tab. 4 Specifications of M20 cathode	
参数	参数值
放电电流/A	5~30
放电电压/V	12~26
寿命/h	5 000
开关次数	10 ³
冷启动时间/s	<1
重量/g	<150

表 5 HHC-50M4 阴极性能参数	
Tab. 5 Specifications of HHC-50M4 cathode	
参数	参数值
放电电流/A	15~55
推进剂流量/(mg·s ⁻¹)	0.3~0.9
点火电压/V	700
启动时间/s	0.1
工作寿命/h	200/10 000(预估)
尺寸, Φ×L/mm	14×125
重量/g	72

另外, KhAI 使用上述新型发射体材料, 还成功研制了更大电流的无加热器阴极样机, 如额定放电电流为 500 A 和 2 000 A 的阴极, 并进行了一定的性能试验。

2.2 俄罗斯 EDB Fakel

俄罗斯有多家从事电推进研究的机构, 其中, 具有代表性的机构为 EDB Fakel, 其在研制霍尔推力器 SPT 的过程中, 为改进 SPT 的性能, 对无加热器阴极进行了研究。

EDB Fakel 在上世纪 90 年代中期, 为提高阴极的性能, 简化阴极结构设计, 改善霍尔推力器 SPT-100 的启动性能以及稳态工作性能, 研制了适用于 SPT-100 的无加热器阴极^[1]。该阴极也适用于阳极层推力器和离子推力器。EDB Fakel 共研制了 6 种实验室模型, 最新的改进模型 HLC-9 示意图如图 5 所示。该阴极在结构上的特点为: 具有 3 个电极。阴极点火启动时, 首先在电极 1 和 2 之间形成足够高的气体压力, 随后在两电极间施加点火电压, 即可启动放电。当在电极 3 上施加一定的电压之后, 可将阴极内部的放电向外引出, 若加上阳极电压, 推力器便可启动放电。试验证明, 增加的电极 3, 可以提高阴极和推力器 SPT 点火启动和达到额定工况的稳定性和可靠性。6 种阴极模型都进行了性能参数试验, 一些阴极模型也进行了初步的寿命考核, 且均和 SPT-100 推力器进行了联合试验, 每种阴极模型均可成功启动 SPT-100。

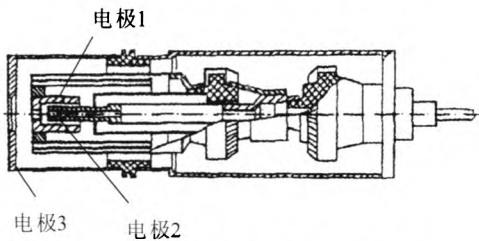


图 5 HLC-9 改进型无加热器阴极
Fig. 5 Schematic of HLC-9 based heaterless hollow cathode

近几年, 为满足航天器的精确姿态控制和位置保持的任务需求, EDB Fakel 与乌克兰 KhAI 联合, 进行 SPT-70 和 SPT-100 霍尔推力

器优化设计和性能实验研究,使用 KhAI 研制的上述 NIC M1.05 (2.2 A) 和 NIC M5.04 (4.5 A) 无加热器阴极来分别配套 SPT-70 和 SPT-100 霍尔推力器飞行样机,进行了启动特性研究和稳态工作性能研究。安装无加热器阴极后, SPT-70 和 SPT-100 的启动时间可缩短到 20~25 ms,且启动过程的功耗以及流量消耗均比热阴极降低 2~3 倍^[2]。由此,可以扩展 SPT 的空间应用范围。

2.3 俄罗斯科尔德什研究中心(Keldysh Research Center, KeRC)和中央机械制造研究所(TsNIIMash)

在上世纪 90 年代初期, KeRC 在研制 4 kW 级的霍尔推力器 T-160 的过程中,研制了无加热器阴极,该阴极使用钨钨发射体,在点火电极间直接施加高压点火脉冲,可在不足 1 s 的时间内实现启动。但在点火启动时,需加大阴极流量,否则可能无法成功启动。因此,为确保该阴极与发动机联合工作时的可靠启动,在设计阴极时,仍然增加了加热器组件,也可对地面试验中暴露大气的阴极进行激活,以恢复阴极发射体的发射性能。此外, KeRC 与 EDB Fakel 合作,为小功率霍尔推力器研制了一种无加热器阴极,该阴极的启动时间小于 1 s,放电电流小于 1 A,使用的发射体为六硼化钨,阴极流量为 0.1 mg/s 时,点火功率 10 W。但该阴极仅为实验室模型^[3,8]。

俄罗斯 TsNIIMash 在研制双模式阳极层推力器 D-80 过程中,也研制了无加热器阴极^[3],该阴极已与 D-80 进行了性能试验,启动时间小于 1 s,放电电流为 1.5~10 A,阴极流量为 0.5~1.0 mg/s。

美国在无加热器阴极方面也在进行研究。美国 NASA 刘易斯研究中心进行过无加热器阴极方面的研究,成功研制出无加热器阴极试验件,并进行了一定的启动特性研究^[9]。美国科罗拉多州立大学的研究人员也在进行快启动阴极和无加热器阴极的攻关研究^[10]。

3 关键技术

由于无加热器阴极没有加热器,其工作原理,特别是在点火启动阶段,与传统空心阴极存

在较大区别。因此,欲突破无加热器阴极技术,需要攻克以下关键技术:

1) 优化无加热器阴极结构热设计技术

无加热器阴极的结构热设计是影响空心阴极点火性能和稳态工作效率的重要因素之一。

在无加热器阴极点火时,合适的热设计可使发射体内表面在辉光放电作用下快速达到工作温度,实现热电子发射,使放电状态快速过渡为弧光放电,实现快速点火启动。而在无加热器阴极稳定工作时,合适的热结构又可使发射体内外温度均匀,降低发射体的最高工作温度,从而有效延长无加热器阴极的寿命。研究表明,对于额定工作温度为 1 100 ℃的钨钨发射体,如果温度降低 40 ℃,发射体寿命可增加 1 倍。无加热器阴极较优的结构热设计还可以减少离子对电极和发射体的溅射腐蚀,同时提高推进剂电离率和利用率,降低推进剂需求量和阴极功率消耗,从而提高电推力器的比冲和效率。

热设计需综合考虑无加热器阴极的结构和整个工作过程,攻克无加热器阴极的结构热设计技术。需要结合仿真和试验的手段,对无加热器阴极进行点火启动和稳态工作过程的热仿真分析,研究各种结构尺寸设计和工作参数对无加热器阴极热场的影响,根据仿真结果优化设计无加热器阴极,并通过试验进行进一步的验证和优化设计,最终得到较优的无加热器阴极热设计。

2) 降低无加热器阴极用发射体逸出功函数技术

阴极发射体的逸出功函数,可直接影响无加热器阴极的工作温度和在特定温度下的发射体电子发射能力。为实现无加热器阴极的快速点火启动,需要采用低逸出功函数的发射体,以提高发射体在较低温度下的电子发射能力。如此,无加热器阴极发射体在点火启动过程中,较易实现热电子发射,从而大量电离推进剂,迅速进入弧光放电阶段。发射体也可在离子的轰击作用下快速升温至工作温度,进入稳定自持的放电状态。另外,较低的逸出功函数还能降低发射体的工作温度,明显提高发射体寿命,并提高无加热器阴极的效率。

欲攻克无加热器阴极用发射体逸出功函数的降低技术,需要首先选择逸出功函数较低的阴极发射体材料,同时需要综合考虑发射体的电流发射密度、耐离子轰击能力和抗中毒能力等,选择综合性能较优的适用于无加热器阴极的发射体材料。其次,需要对发射体的配方进行改进,结合有效的试验手段,进一步降低发射体的逸出功函数。另外,还需要控制发射体的制造工艺,以确保研制的发射体具有较低的逸出功函数。

3) 提高无加热器阴极用发射体抗中毒能力技术

传统空心阴极采用的钨钨发射体材料易吸附空气中的水和氧,在材料表面形成氧化钨和氢氧化钨污染物而造成发射体表面“中毒”。表面形成的化合物还会阻挡内部自由钨的释放,所以传统热阴极暴露大气后必须通过加热器加热到一定温度,并保持一定的加热时间,清除发射体表面杂质,并激活发射体,才能正常工作。但无加热器阴极没有加热器,因此,难以对发射体表面进行加热清除表面杂质和激活,因此无加热器阴极的发射体在具备低逸出功函数条件的同时,必须经过特殊的“防中毒”处理,降低对水和氧的吸附,以确保在工作温度能够正常发射电子,提高无加热器阴极的可靠性。

在低功函数发射体的基础上,可通过以下两种途径提高发射体的抗中毒能力:

a) 在发射体活性材料和基体中增加某些可提升抗中毒能力的添加剂,从本质上提高发射体的抗中毒能力;

b) 在发射体表面进行覆膜处理,在不影响发射体工作性能的前提下,阻碍有害物质与发射体活性材料的反应,提高发射体的抗中毒能力。

另外,由于发射体不可避免地会产生污染物,可以研究使用辉光放电表面清洗的方法,去除发射体表面的污染物,作为提高无加热器阴极用发射体抗中毒能力的一种补充措施。

4) 维持无加热器阴极用发射体表面温度技术

阴极发射体表面温度将影响热电子发射能力,从而决定无加热器的工作性能,是无加热器

阴极的关键研究内容。根据无加热器阴极的工作原理,无加热器阴极在形成气体击穿并产生放电后,发射体表面温度必须快速提升,并依靠高能离子轰击的自加热方式,维持表面温度,才能实现无加热器阴极的可靠点火启动和稳定放电。将发射体表面温度维持在合适的范围内,可有效控制发射体活性材料的蒸发速度,有利于延长发射体寿命。

无加热器阴极的各结构尺寸、点火参数和工作参数,以及无加热器阴极本身的工作性能,都会对发射体表面温度的维持产生影响。因此,需要通过仿真手段,对无加热器阴极的点火启动和稳态工作过程进行热对流、热传递、热辐射和电场等的耦合仿真分析,对无加热器阴极结构进行优化设计,并结合试验测试的方法进行迭代优化,最终获得较好的无加热器阴极结构,优化发射体表面温度维持技术。

4 结束语

无加热器阴极作为一种新型空心阴极,其最突出的优点是点火启动时间很短,仅需不到1 s的时间,应用于电推力器,可大大提高电推力器和电推进系统的快速响应性能,扩展电推进系统的应用范围。而且,由于无加热器阴极结构简单,没有传统空心阴极的加热器结构,可以简化电推进系统的结构,因此,提高了电推进系统的可靠性。

目前,国际上多家主要的电推进研制机构均在对无加热器阴极进行持续不断的研究,已经研制出放电电流0.2~200 A,甚至高达2 000 A的无加热器阴极样机,并且已经开始进行工程应用研究。而我国在无加热器阴极研究方面尚处于原理探索阶段。但我国航天器对电推进则具有十分迫切的需求,对电推进系统执行任务的响应能力、精确控制能力和可靠性,都提出了很高的要求。因此,建议我国加快无加热器阴极的研究,攻克相应的关键技术,研制出与电推力器配套的无加热器阴极,提高国产电推进系统的响应性能和可靠性,扩展电推进系统的应用范围,提升我国空间推进的能力和水平。

参考文献:

- [1] ARKHIPOV B A. Development and research of heaterless cathode-neutralizer for linear hall thrusters (LHD) and plasma ion thrusters (PIT), IEPC-1997-175[R]. USA: IEPC, 1997.
- [2] MURASHKO V M, KORYAKIN A I. Russian Flight Hall Thrusters SPT-70 & SPT-100 after cathode change start during 20~25 ms, IEPC-2007-62[R]. USA: IEPC, 2007.
- [3] GORSHKOV O A, ARKHIPOV B A, ANFIMOV N A, et al. Overview of Russian activities in electric propulsion, AIAA-2001-3229[R]. USA: NASA, 2001.
- [4] BILAN M V, BILOKON V I, KOSHELEV M M, et al. Electric propulsion systems with fast non-incandescent start, IEPC-2003-319 [R]. USA: IEPC, 2003.
- [5] LOYAN A, KOSHELEV N. The Results of researching of low-current selfheated hollow cathodes on electric current range from 0.3 up to 0.5 A, IEPC-2001-272[R]. USA: IEPC, 2001.
- [6] LOYAN A, KOSHELEV N, RIBALOV O. Results of tests of high-current cathode for high-power Hall thruster, IEPC-2011-197[R]. USA: IEPC, 2011.
- [7] LOYAN A, ORANSRIY A, ICHENKO E. High-current self-heated hollow cathodes with operation current more than 25 A: state and development, IEPC-2001-273 [R]. USA: IEPC, 2001.
- [8] KOROTEEV A S, PELROSOV V A, BARANOV V I. Development of 4 kW HALL-type electric thruster, IEPC-1993-225[R]. USA: IEPC, 1993.
- [9] SCHATZ M F. Heaterless Ignition of Inert Gas Ion Thruster Hollow Cathodes, A86-17833[R]. USA: NASA, 1986.
- [10] RUBIN B, WILLIAMS J D. Hollow cathode discharge initiation and fast starting cathode, IEPC-2009-026 [R]. USA: IEPC, 2009.

(编辑: 王建喜)

(上接第 53 页)

- [3] 吴继平. 高增压比多喷管超声速引射器设计理论、方法与实验研究[D]. 长沙: 国防科技大学, 2007.
- [4] 吕辉强. 二维超声速空气引射器理论与实验研究[D]. 长沙: 国防科技大学, 2008.
- [5] 张忠利. 液体火箭发动机自引射工作过程气动传热研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2010.
- [6] 王成鹏. 非对称来流条件下超燃冲压发动机隔离段气动特性研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2005.
- [7] 徐万武, 谭建国, 王振国. 高空模拟试车台超声速引射器数值研究[J]. 固体火箭技术, 2003, 26 (2): 71-74.
- [8] 潘锦珊. 气体动力学基础[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 1986.
- [9] 贺军科, 吴雄. 被动式引射器内流场数值研究[J]. 固体火箭技术, 2005, 28(2): 116-119.
- [10] 陈健, 吴继平, 王振国, 等. 高空模拟试车台主被动引射方案数值研究[J]. 固体火箭技术, 2011, 34(1): 126-130.
- [11] 徐万武, 王振国. 环型超声速空气引射器二次流流场数值研究[J]. 推进技术, 2003, 24(1): 36-39.
- [12] 吴继平, 陈健, 王振国. 带二次流的多喷管超声速引射器性能实验研究[J]. 强激光与粒子束, 2007, 19(9): 1439-1443.
- [13] 吴继平, 王振国. 第二喉道超声速引射器启动性能理论研究[J]. 航空动力学报, 2008, 23(5): 803-809.
- [14] 张忠利. 超音速二次喉道扩压器气动特性研究[J]. 火箭推进, 2001, 27(3): 14-22.

(编辑: 陈红霞)