

## 80 mN 霍尔推力器空心阴极寿命试验

乔彩霞, 张岩, 康小录, 余水淋  
(上海空间推进研究所, 上海 201112)

**摘要:** 我国的多个 GEO 卫星平台即将采用电推进系统完成轨道保持任务, 其中比冲为 1 600 s 的 80 mN 霍尔推力器是国际公认的最适合完成该项任务的推力器, 也是目前国外卫星和深空探测器应用最广的电推力器。为满足 15 年 GEO 卫星寿命要求, 80 mN 霍尔推力器必须达到 7 500 h 和 8 000 次点火的寿命指标。空心阴极作为霍尔推力器的重要组件, 其寿命和点火次数必须达到相应的指标。为此, 上海空间推进研究所开展了 80 mN 霍尔推力器空心阴极的寿命试验, 试验采用模拟推力器阳极的三极管工作方式。截止 2013 年 8 月上旬, 试验件 1 完成 10 322 h 寿命试验 (含 4 549 次点火), 试验件 2 完成 24 248 次加热器热循环试验。空心阴极的寿命已经达到任务要求, 两个试验件的放电电压、触持极电压和点火时间等性能指标变化很小, 目前试验还在持续进行中。

**关键词:** 霍尔推力器; 空心阴极; 寿命试验

**中图分类号:** V439\*.4-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2014) 04-00011-05

## Life test of hollow cathode for 80 mN Hall thruster

QIAO Cai-xia, ZHANG Yan, KANG Xiao-lu, YU Shui-lin  
(Shanghai Institute of Space Propulsion, Shanghai 201112, China)

**Abstract:** Electric propulsion (EP) system will be used for station keeping in several geosynchronous earth orbit (GEO) satellite platforms in China. The 80 mN Hall thruster with specific impulse of 1 600 s is recognized as the most suitable thruster for this mission. It is also the most widely applied electric thruster for satellite and deep space mission abroad. To meet the service life of 15 years for GEO satellites, the Hall thruster must work for at least 7 500 hours & 8 000 times of ignition. As an important component of thruster, the hollow cathode's life and ignition time must meet the corresponding requirements. Therefore, the ground life test of two hollow cathodes of 80 mN Hall thruster for space application was conducted in Shanghai Institute of Space Propulsion (SISP). The test was performed in triode configuration mode simulating the thruster anode in order to simulate the conditions in the real thruster operation. By early August 2013, the hollow cathode No.1 had been operated for over 10 322 hours (including ignition cycle of 4 549 times), and the hollow cathode No.2 had endured 24 248 times of its heater thermal cycles. The life of the hollow cathode meets the

收稿日期: 2013-12-13; 修回日期: 2014-06-30

基金项目: 中国航天科技集团公司支撑项目(2012JY67)

作者简介: 乔彩霞 (1969—), 女, 研究员, 研究领域为空间电推进技术

requirements. The two hollow cathodes have small changes in discharge voltage, keeper voltage and ignition time during the tests. The test is still in process.

**Keywords:** Hall thruster; hollow cathode; life test

## 0 引言

空心阴极是霍尔推力器的电子源和中和器。推力器工作时空心阴极首先预热产生电子，电子在电场的作用下进入放电室碰撞氙推进剂并使其电离为氙离子，氙离子经过高压电场的加速喷出产生推力，同时空心阴极产生的另一部分电子中和喷出的离子，保持推力器羽流的电中性。空心阴极是推力器正常启动、可靠工作和羽流中和的必要器件，它的寿命和可靠性直接影响推力器的寿命和可靠性，所以国内外各电推进研制机构对空心阴极进行单独的寿命和热循环验证试验，以其结果作为霍尔或离子电推进寿命和可靠性的一个标志。如美国的等离子体接触器空心阴极的地面寿命试验超过 28 000 h，热循环 32 000 次；深空一号离子推力器（包括阴极）地面寿命试验超过 30 000 h。

上海空间推进研究所从 2011 年 9 月开始至今进行了 80 mN 霍尔推力器空心阴极的寿命验证试验和加热器热循环试验。截止 2013 年 8 月初试验件 1 完成了 10 322 h 寿命验证试验，试验件 2 完成 24 248 次加热器热循环试验，目前试验还在持续进行中。

## 1 试验产品

图 1 为空心阴极结构示意图，由触持极、阴极顶、加热器、发射体、阴极管和安装法兰组成。空心阴极顶采用钨制作，主要用于气体工作介质截流作用，同时保护发射体内部不受外部等离子体溅射，可以延长发射体的寿命。阴极管采用耐高温金属管，是阴极的主体支撑结构，同时保护发射体。法兰用于空心阴极的安装固定。加热器采用钨铼合金丝。空心阴极工作时通过加热器预热发射体达到 1 050 ℃ 左右的工作温度，同

时触持极上加高电压，实现放电点火。空心阴极工作的温度很高，所用的材料必须能耐高温，还要满足航天产品长寿命、高可靠和各种环境试验的要求。

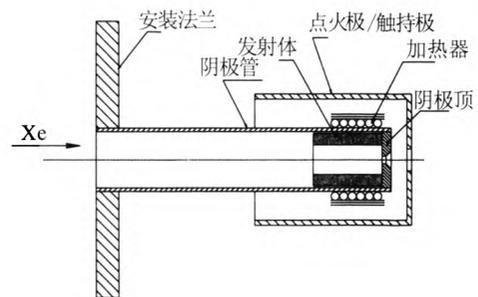


图 1 空心阴极结构示意图

Fig. 1 Structure diagram of hollow cathode

## 2 试验设备及程序

### 2.1 试验设备

空心阴极的寿命验证试验是在上海空间推进研究所空心阴极长寿试验设备 (VF-2) 内进行的，如图 2 所示。该设备直径 0.6 m，长 1.2 m。主抽系统为 2 台低温泵，氙气抽速为 3 000 L/s，粗抽系统为 4 L 的机械直联泵。系统的极限真空度可达到  $4 \times 10^{-5}$  Pa，工作真空度优于  $5 \times 10^{-3}$  Pa (阴极流量 0.3 mg/min)。

工作介质为纯度大于 99.9995% 的高纯氙气，输送系统由氙气瓶、减压阀、流量控制器和输送管路组成。

试验电源包括 3 个电源，其中阴极加热器电源和点火电源为稳压稳流电源，阳极电源为稳压限流电源。

阴极壳体温度测量采用热电偶进行测量。

试验采用外接平板阳极的三极管工作方式，图 3 为空心阴极寿命试验电路图。

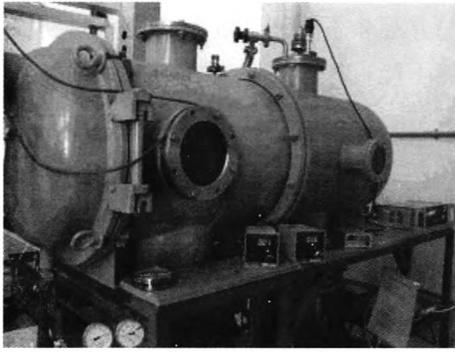


图 2 空心阴极长寿试验设备(VF-2)

Fig. 2 Experimental facility (VF-2) for life test of hollow cathodes

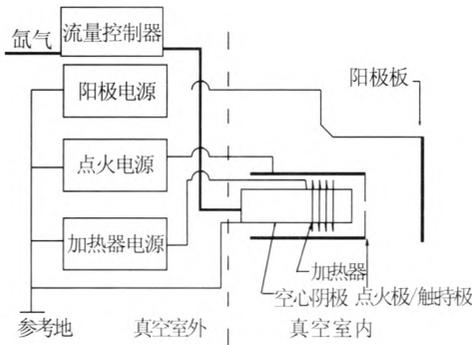


图 3 空心阴极寿命试验电路图

Fig. 3 Electrical wiring diagram of life test of hollow cathodes

## 2.2 试验程序

本次试验采用 2 个试验件同时进行: 试验件 1 做长期稳定放电试验; 试验件 2 做加热器的热循环试验。

稳定放电阴极试验采用计算机控制的自动采集控制程序。

空心阴极点火放电过程为: 加热器电源、点火电源、阳极电源、流量同时启动到设定值, 加热器缓慢预热达到发射体工作温度发射热电子, 在点火电压的高压触发下气体电离为离子和电子, 受阳极正电压的吸引, 电子达到阳极板形成回路, 放电稳定后关闭点火和加热电源, 阴极进入稳定自持工作状态。图 4 为阴极稳态工作时的照片。



图 4 空心阴极稳定放电工作情况

Fig. 4 Stable discharge of hollow cathode

## 3 试验结果

### 3.1 寿命验证试验 (试验件 1)

根据 80 mN 霍尔推力器额定放电电流的需求, 将空心阴极的放电电流设定为 4.5 A。发射体温度是评估空心阴极健康状态的有效手段, 由于受真空和测试设备限制, 无法在空心阴极放电过程中测试发射体的温度, 因此在触持极外壳顶部增加了镍铬-镍硅热电偶, 作为监测阴极工作温度的一个间接手段。试验件 1 在 10 322 h 寿命试验过程中的主要性能数据见图 5 ~ 10。

图 5 为点火时间随寿命时间的变化示意图。试验件 1 一般保持连续一段时间后冷却重新点火。正常情况下的冷却时间为 20 min, 点火时间基本保持在 300 ~ 350 s 之间; 如果冷却时间达到 8 h 或以上 (如低温泵需要再生或设备故障等情况), 点火时间一般在 400 s 左右。

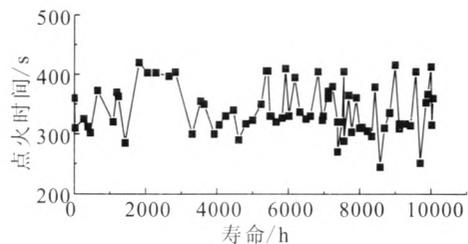


图 5 试验件 1 点火时间随寿命的变化

Fig. 5 Variation of ignition time of hollow cathode No. 1 with lifetime

图 6 所示为试验件 1 阳极电压随寿命时间的变化。阳极电压是反映空心阴极性能变化的最直接电参数, 如果阳极电压大幅度升高 (10 V 以

上),表示阴极性能下降,寿命即将终结。由图中可以看出,1 000 h以前,阳极电压稍高(17 V左右);1 000 h以后阳极电压保持在16~16.5 V之间,标志着该试验件的性能稳定,状态良好,寿命试验可以继续。

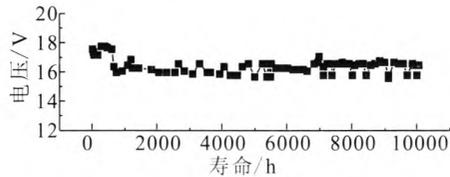


图6 试验件1阳极电压随寿命的变化

Fig. 6 Variation of anode voltage of hollow cathode No. 1 with lifetime

图7和图8分别为阳极电流和电压峰-峰值随寿命时间的变化。阳极电流和电压的波动性也是衡量空心阴极工作是否稳定的重要标志之一,如果电流和电压波动(峰-峰值)分别在1 A和10 V以内,表示空心阴极工作稳定,推进剂流量参数与放电电流匹配合理。由图可看出,10 322 h寿命考核试验过程中,阳极电流和电压的波动均在合理的范围内,阳极电流峰-峰值范围为0.3~0.6 A左右,阳极电压峰-峰值范围为5~6.6 V,从另一个侧面表示空心阴极的状态稳定。

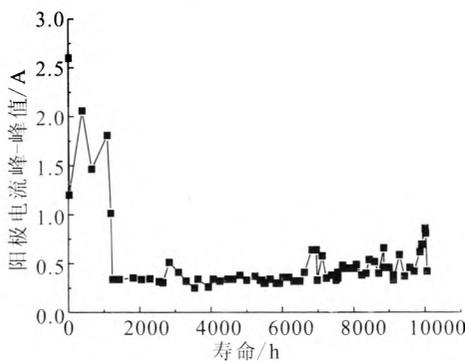


图7 试验件1阳极电流峰-峰值随寿命的变化

Fig. 7 Variation of anode current peak-peak value of hollow cathode No. 1 with lifetime

图9为试验件1触持极壳体温度随工作时间的变化。温度数据是空心阴极放电稳定状态时的触持极壳体平衡温度。由图中可以看出在阴极工作初期1 000 h触持极顶的温度较高,在380~

400 °C之间,1 000 h以后触持极顶的平衡温度保持平稳并逐步下降到345 °C左右。触持极顶的温度虽然不能直接表征阴极发射体的温度,可以间接代表空心阴极10 322 h过程中工作稳定性,没有出现发射体温度明显升高迹象。

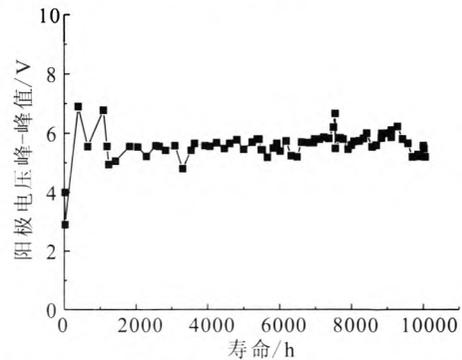


图8 试验件1阳极电压峰-峰值随寿命的变化

Fig. 8 Variation of anode voltage peak-peak value of hollow cathode No. 1 with lifetime

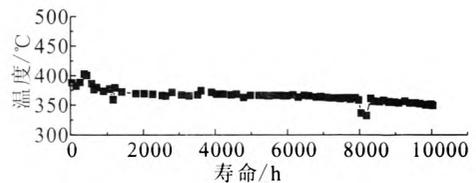


图9 试验件1触持极壳体温度随寿命的变化

Fig. 9 Variation of temperature of keeper of cathode No. 1 with lifetime

图10为试验件1触持极悬浮电压及其波动峰-峰值随寿命时间的变化。由于空心阴极寿命试验采用三极管结构(见图3),只有在点火阶段施加点火电压,点火成功后在参考地与阳极板之间形成稳定等离子体放电后点火电源则关闭,这时触持极上的电位为参考地与阳极板之间电位的分压,会随着等离子体流的性能变化而变化。该电参数波动范围可以间接反应空心阴极放电性能是否稳定。由图中可以看出1 500 h以后触持极悬浮电位及其波动值均在1.2~1.8 V之间,表示1 500 h后空心阴极性能保持稳定。

试验件1在10 322小时寿命试验过程中点火特性和稳定放电特性都非常稳定。但是,随着寿命时间的增加,阴极点火后的达到斑状工作模式

的时间出现变化。寿命试验前期, 空心阴极点火成功后阴极很快(不超过 30 s)由高阳极电压(22~26 V)大振荡的羽状模式转为低电压(16 V左右)稳定的斑状模式。寿命试验累积到 7 300 h 左右, 发现放电成功后羽状模式持续很长时间( $\geq 2$  min)才转到斑状模式, 9 000 h 以后如果流量不调整则放电一直保持高振荡的羽状模式。根据经验分析, 阴极顶孔板小孔的直径随着工作时间增加逐步增大, 影响阴极工作模式。因此 7 300 h 以后, 将流量增加了 5%~10%, 转为斑状模式后再降低到原来流量值, 这样可以保证点火成功后放电可以在 40~100 s 范围内转变到稳定的斑状工作模式, 这种试验状态一直持续到完成 10 322 h 的寿命时间。

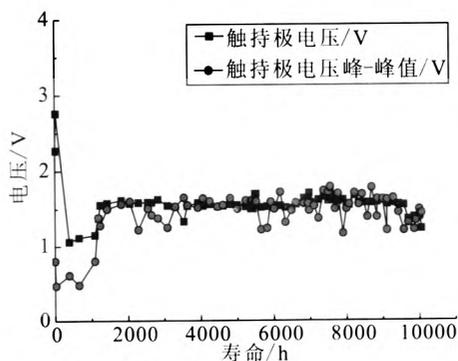


图 10 试验件 1 触持极电压和触持极电压峰-峰值随寿命变化

Fig. 10 Variation of keeper voltage and its peak-peak value of cathode No. 1 with lifetime

### 3.2 热循环试验(试验件 2)

试验件 2 共进行了 24 248 次加热器热循环试验, 图 11 和 12 为试验过程数据。

图 11 为每次热循环过程中最大加热功率随热循环次数的变化。由图中可以看出加热的最大功率不超过 60 W。试验过程中加热功率有逐步增加的趋势, 主要原因是加热器本身随着热循环次数的增加, 加热丝材料蒸发变细, 加热器电阻增加, 导致加热功率增大。

图 12 为每次热循环过程中触持极壳体温度随热循环次数的变化。由图中可以看到触持极壳体温度在 300~350 °C 之间。温度数据均为人工

采集, 所以记录数据误差也较大, 但是可以反应出加热器的工作趋势比较平稳, 没有大的起伏。

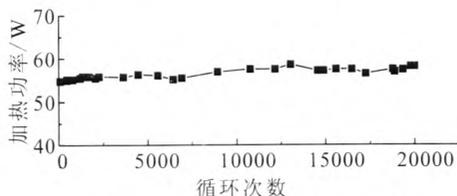


图 11 试验件 2 最大加热功率随热循环次数变化

Fig. 11 Variation of heating power of hollow cathode No. 2 with heat cycle times of heater

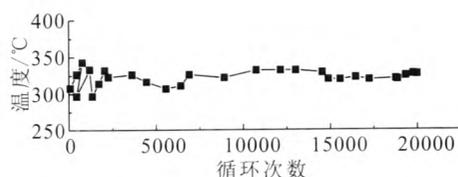


图 12 试验件 2 触持极壳体温度随热循环次数变化

Fig. 12 Variation of keeper shell temperature of hollow cathode No. 2 with heat cycle times of heater

## 4 结论

上海空间推进研究所为 80 mN 霍尔推力器研制的 4.5 A 钨钨空心阴极 2 个试验件分别进行了 10 322 h 寿命和 24 248 次加热器热循环试验, 试验结果如下:

1) 试验件 1 产品完成了 10 322 h 寿命(累积点火 4 549 次)测试, 目前阴极点火和工作正常, 但是需增加流量来保证点火后快速转为斑状工作模式, 其他性能未见衰减, 目前试验还在继续进行;

2) 试验件 2 产品加热器进行了 24 248 次热循环试验后性能稳定, 循环试验还在继续进行。

### 参考文献:

- [1] TILLEY D L, WILLMES G F. Flight hollow cathode for hall thruster applications, AIAA 98-3339[R]. USA: AIAA, 1998.

(下转第 49 页)

- Vittoria. Fluid Dynamics of Cavitation and Cavitating Turbopumps. Germany: Springer, 2008: 169-190.
- [3] HOSANGADI A, AHUJA V, UNGEWITTER R J. Simulations of rotational cavitation instabilities in the SSME LPFP inducer, AIAA 2007-5536 [R]. USA: AIAA, 2007.
- [4] POUFFARY B, PATELLA R F, REBOUD J L, et al. Numerical analysis of cavitation instabilities in inducer blade cascade[J]. Journal of Fluids Engineering, 2008, 130(4): 041302-1 - 041302-8.
- [5] KIMURA T, YOSHIDA Y, HASHIMOTO T, et al. Numerical simulation for vortex structure in a turbopump inducer: Close relationship with appearance of cavitation instabilities [J]. Journal of Fluids Engineering, 2008, 130 (5): 051104-1 - 051104-9.
- [6] 陈晖, 李斌, 张恩昭, 等. 液体火箭发动机高转速诱导轮旋转空化[J]. 推进技术, 2009, 30(4): 390-395.
- [7] 唐飞, 李家文. 液体火箭发动机诱导轮旋转汽蚀分析[J]. 推进技术, 2012, 33(4): 639-644.
- [8] CERVONE A, BRAMANTI C, RAPPOSELLI E, et al. Experimental characterization of cavitation instabilities in a two-bladed axial inducer[J]. Journal of Propulsion and Power, 2006, 22(6): 1389-1395.
- [9] LEE K H, CHOI J W, KANG S H. Cavitation performance and instability of a two-bladed inducer [J]. Journal of Propulsion and Power, 2012, 28(6): 1168-1175.
- [10] KAMIJO K, YOSHIDA M, TSUJIMOTO Y. Hydraulic and mechanical performance of LE-7 LOX pump inducer[J]. Journal of Propulsion and Power, 1993, 9(6): 819-826.

(编辑: 王建喜)

(上接第15页)

- [2] 夏广庆, 毛根旺, NADER S. 微空心阴极放电机理及其在电热式推力器中的应用[J]. 宇航学报, 2008, 29(5): 1607-1611.
- [3] SENGUPTA A. Destructive physical analysis of hollow cathodes from the deep space 1 flight spare ion engine 30,000 Hr life test, IEPC 2005-026[R]. USA: IEPC, 2005.
- [4] GOEBEL D M, KATZ I, POLK J, et al. Extending hollow cathode life for electric propulsion in long-term missions, AIAA 2004-5911[R]. USA: AIAA, 2004.
- [5] SARVER-VERHEY T R. Extended test of xenon hollow cathode for a space plasma contactor [C]/The 23th International Electric Propulsion Conference, IEPC-93-020. USA: IEPC, 1993: 212-230.
- [6] TIGHE W G, FREICK K. Performance evaluation and life test of the XIPS hollow cathode heater, AIAA 2005-4066 [R]. USA: AIAA, 2005.
- [7] CARPENTER C B. On the operational status of the iss plasma contactor hollow cathodes, AIAA 2004-3425 [R]. USA: AIAA, 2004.
- [8] SARVER-VEREY T R. 28 000 hour xenon hollow cathode life test [C]/The 25th International Electrical Propulsion conference, IEPC-97-168. USA: IEPC, 1997: 1030-1037.
- [9] ZAKANY J S. Space station cathode ignition test status at 32,000 Cycles [C]/The 25th International Electrical Propulsion conference, IEPC-97-167. USA: IEPC, 1997: 1025-1029.
- [10] SENGUPTA A, BROPHY J R. Status of the extended life test of the deep space 1 flight space ion engine after 30 352 hours of operation, AIAA 2003-4558[R]. USA: AIAA, 2003.
- [11] PATTERSON S W, JUGROOT M. Discharge initiation in the T6 thruster hollow cathode, AIAA 2000-3532 [R]. USA: AIAA, 2003.
- [12] 江剑平, 承欢, 阴极电子学[M]. 西安: 西北电讯工程学院出版社, 1986: 77-82.
- [13] 张天平, 袁子, 田华兵. 电推进系统空心阴极研制试验技术[J]. 真空电子技术, 2007 (2): 9-13.
- [14] SOULAS G C. Multiple hollow cathode wear testing for the space station plasma contactor, AIAA 94-3310 [R]. USA: AIAA, 1994.

(编辑: 陈红霞)