

# 原子氧环境对空心阴极影响的 地面模拟试验研究

冯杰, 刘明正, 王彦龙, 陈新伟, 王蒙, 杨俊泰, 田立成  
(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:** 为确定原子氧对六硼化镧型空心阴极的影响, 将 LHC-5 型空心阴极放置于原子氧试验设备中反复点火, 期间使用钨铼 5-26 热电偶测量阴极管温度。试验完成后检查空心阴极, 发现阴极管出现膨胀开裂现象, 其断面的 XPS 成分分析结果表明阴极管的断裂失效是由氧化导致的。因此, 针对 LEO 使用六硼化镧型空心阴极的离子推力器、霍尔推力器和等离子体接触器等航天器部件, 应制定正确的工作关机策略以保证阴极不受原子氧环境影响。

**关键词:** 空心阴极; 阴极管; 氧化; 低地球轨道; X 射线光电子能谱

**中图分类号:** O462.5; V416.5

**文献标志码:** A

**文章编号:** 1673-1379(2018)03-0241-06

**DOI:** [10.12126/see.2018.03.007](https://doi.org/10.12126/see.2018.03.007)

## Ground experiment for influence of atomic oxygen environment on hollow cathode

FENG Jie, LIU Mingzheng, WANG Yanlong, CHEN Xinwei, WANG Meng, YANG Juntai, TIAN Licheng  
(Science and Technology on Vacuum Technology and Physics Laboratory, Lanzhou Institute of Physics, Lanzhou 730000, China)

**Abstract:** To study the influence of atomic oxygen on the LaB<sub>6</sub> hollow cathode, the LHC-5 hollow cathode is placed in the atomic oxygen test facility with repeated ignitions, and with the tungsten-rhenium 5-26 thermocouple to measure the temperature of the cathode tube. After the test, the hollow cathode is inspected, and the cathode tube appears to be expanded and cracked. The XPS analysis of the cross section shows that the failure of the cathode tube is caused by oxidation. Therefore, protective measures should be taken for LHC-5-type hollow cathode ion thrusters, the Hall thrusters and the plasma contactors in LEO under atomic oxygen attack, and a correct shutdown strategy is essential for ensuring the normal work of the cathode.

**Key words:** hollow cathode; cathode tube; oxidation; low Earth orbit (LEO); XPS

收稿日期: 2018-01-24; 修回日期: 2018-06-14

**引用格式:** 冯杰, 刘明正, 王彦龙, 等. 原子氧环境对空心阴极影响的地面模拟试验研究[J]. 航天器环境工程, 2018, 35(3): 241-246

FENG J, LIU M Z, WANG Y L, et al. Ground experiment for influence of atomic oxygen environment on hollow cathode[J]. *Spacecraft Environment Engineering*, 2018, 35(3): 241-246

## 0 引言

近些年来,我国在低地球轨道(LEO)的任务,如空间站电位主动控制系统、重力梯度卫星等日益增多。LEO(高度为200~600 km范围)环境中含有N、O、Ar、He和H等多种成分,其中原子氧由于其强氧化性<sup>[1]</sup>及在LEO中性大气中的数量占比高达80%而被视为重要的空间环境因素之一。在LEO航天产品的研发过程中,通常使用地面试验来模拟研究原子氧对航天器的影响。

空心阴极是电位主动控制系统、离子推力器、霍尔推力器的核心组件,是影响单机及系统长寿命及高可靠的主要限制因素之一<sup>[2-3]</sup>。为验证空心阴极的寿命及可靠性,国外开展过多项验证试验,如美国完成了“深空一号”离子推力器阴极16 000 h的空间飞行验证试验以及30 000 h的地面验证试验<sup>[4-6]</sup>。另外,美国设计的大发射电流钨钨空心阴极随NEXT离子推力器在输入功率6.9 kW、束流3.52 A工况下进行了地面寿命考核,截至2007年9月累计完成了11 570 h的考核试验<sup>[7]</sup>。国内,兰州空间技术物理研究所研制的LHC-5L型空心阴极已装配于SJ-9A卫星离子电推进系统LIPS-200离子推力器作为主阴极及中和器,并于2012年11月完成了在轨超过240次的点火工作试验<sup>[8]</sup>。但这些试验仅对空心阴极的基本性能进行了测试,并未涉及原子氧对空心阴极影响的研究。

空心阴极在低轨工作时长暴露于原子氧环境中,由于其工作温度较高,构成空心阴极的钨、钛、六硼化镧等材料有可能在高温下与原子氧发生反应而导致阴极组件失效,进而导致系统或单机产品在轨失效。因此,有必要开展原子氧环境对空心阴极影响的研究工作。

虽然可以直接通过在轨飞行验证的方法来开展原子氧效应试验,但该方法不仅成本昂贵,而且无法对产品故障进行及时分析。地面模拟试验方法则没有这些限制,可以使用较低的成本、依据所需的条件开展试验,并在短时间内获得所需的试验结果。本次试验中通入的原子氧通量密度按照空心阴极在轨运行期间惯性姿态下1年的总通量进行折算,期间空心阴极按照额定工况进行循环点火试

验,并采用钨铼5-26热电偶监测阴极管温度。试验后,对空心阴极组件进行解剖,通过XPS分析空心阴极关键部位的成分,最终通过分析结果确定原子氧对空心阴极组件的影响。

## 1 试验装置及产品

地面模拟试验在兰州空间技术物理研究所的TS-5B系列真空试验装置中开展。该装置包括LHC-5六硼化镧空心阴极组件、供电系统、供气系统、测试仪器设备及真空舱,具体见图1所示。真空舱容积为 $\phi 0.5 \text{ m} \times 1.1 \text{ m(L)}$ ,配备螺杆泵和分子泵,考核试验中工作真空度保持在 $10^{-4} \text{ Pa}$ 的量级。在空心阴极触持极前7.0 cm处放置钼制圆形阳极板以模拟离子推力器中的阳极筒。舱内配备量程为0.68 mg/s的BROOKS SLA5850S流量控制器控制阴极供气流量。供气管路在真空舱外使用不锈钢管,舱内使用波纹管,所有管路内表面均进行电抛光处理,工质气体为高纯氙气。

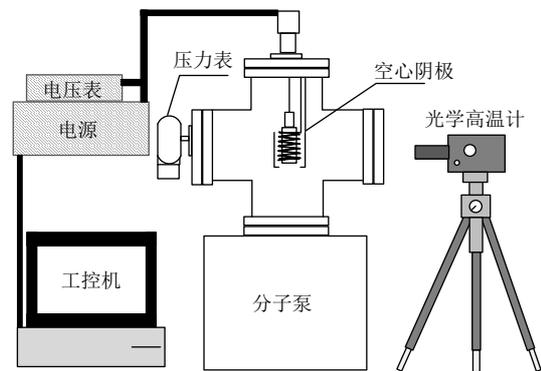


图1 空心阴极试验装置示意

Fig. 1 Schematic diagram of the hollow cathode test facility

原子氧由真空舱侧面通入,原子氧的通量密度为 $1.2 \times 10^{16} \text{ AO}/(\text{cm}^2 \cdot \text{s})$ ,试验累计进行60 h,用以模拟空心阴极在轨飞行1年期间受到原子氧影响的总量。试验中,空心阴极进行循环开关机操作,阴极供气流量设置为0.136 mg/s,加热电流设置为7.5 A。当真空舱内压力恒定后,开启加热电源,加热2 min后,开启触持电源、点火电源进行点火。阴极点火成功后,于10 s内关闭加热电源,持续放电15 min后关闭阴极。期间使用钨铼5-26热电偶测量阴极管温度。冷却期间,停止对空心阴极的氙气供应并持续通入原子氧,冷却30 min后进行下一次放电试验。

测温系统采用3路电源供电。采用30 V、25 A

的恒流源为加热器供电。点火电源脉冲电压 900~1000 V、 $t \leq 5\ 000\ \mu\text{s}$ ，用以为点火过程提供脉冲高压击穿工质气体，进而建立自持放电过程。试验中使用计算机数据采集系统采集阳极电压、阳极电流、触持电压、触持电流、流量等关键性能参数，并将其每隔 1 min 写入工控机硬盘。

试验完毕后，对空心阴极进行解剖，并对其阴极管断面及内壁面进行 XPS 分析，以确定原子氧在高温下对于阴极的影响。

参试产品为由兰州空间技术物理研究所研制的 LHC-5 型六硼化镧空心阴极，其几何结构与研制工艺均与已应用于 LHT-100、LIPS-200 推力器产品完成在轨飞行试验验证的空心阴极一致。空心阴极组件主要包括阴极管、加热丝、发射体、热屏、触持极和法兰等，其结构如图 2 所示。

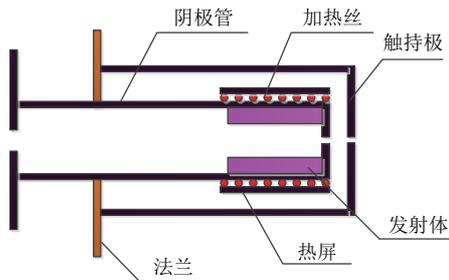


图 2 LHC-5 空心阴极结构示意图

Fig. 2 Schematic diagram of the LHC-5 hollow cathode

## 2 原子氧效应地面模拟试验

航天器所用材料在原子氧作用下，其力学、热学、热电子发射特性都会发生变化，这将导致航天器关键部组件无法稳定工作，进而对航天器的正常工作产生明显影响。因此，为准确理解原子氧对空心阴极的影响并获得空心阴极工作期间温度变化的准确情况，试验中使用热电偶监测阴极管温度。图 3 为阴极在工作期间，从开始加热至关闭加热电源期间阴极管的温度变化曲线。由于空心阴极的热平衡温度与放电电流大小直接相关，为更加接近空心阴极在轨工作真实工况，试验中设置了 0、3 和 5 A 三种不同大小的阳极电流。

从图 3 可以看出，阴极管温度首先升高，当达到建立自持放电所需阈值时阴极点火成功。对应的，阴极管的温度将立即下降至热平衡点。持续放电 15 min 后，关闭阴极触持、阳极电源，由于外部电场消失，等离子体放电无法维持，阴极管的温度

将立即下降。试验结果表明，阴极管温度降至 250 °C 需要约 900 s。而且，阳极电流越大，空心阴极降至同样温度所需的时间越长。

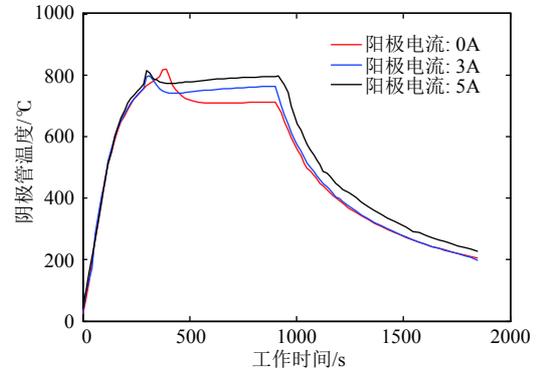


图 3 阴极管温度随工作时间的变化曲线

Fig. 3 Cathode tube temperature vs work time

阳极电流与阴极管温度之间呈现出的正比关系可以通过图 4 所示的函数关系给出解释。图 4 为阳极功率、阳极电压与阳极电流之间的关系，可以看出，当阳极电流增大时，空心阴极的阳极电压会随之下降，但由于阳极电流的增大速率要超过阳极电压的减小速率，使得阳极功率总体上呈现出上升趋势。对于某种特定的空心阴极而言，其散热能力是一定的。因此，当增大阳极电流，阳极功率上升时，除去通过真空辐射损失掉的热量外，其他热量均沉积在空心阴极本体上，使得阴极管的温度对应上升。

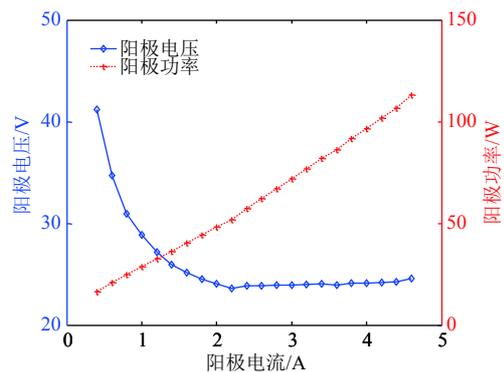


图 4 阳极电压和功率随阳极电流的变化曲线

Fig. 4 Anode voltage and power vs anode current

当模拟试验进行至第 40 h 时，空心阴极点火后仅 6 min 即出现熄弧。之后空心阴极失效，无法正常工作。为确认导致空心阴极失效的原因，拆解空心阴极，发现钽材质的阴极管上出现了长度为 15 mm 的纵向裂纹，开裂端面呈现出明显的疏松层状形貌；除钽管外其他部位均无异常。为确认导致钽管

开裂的原因,使用 XPS 对阴极管断面及内壁面进行了成分分析。

### 3 成分检测与分析

#### 3.1 成分检测方法简述

原子氧试验前使用英国 Oxford 公司的 X-Max50 型 X 射线能谱仪对阴极管的成分进行分析。试验后阴极钽管断面及内壁面的成分分析则使用美国 PE 公司的 PHI-5400 型 X 射线光电子能谱仪,分析室真空度为  $1.0 \times 10^{-8}$  Pa,用 C1s 电子校正样品的核电效应,其电子结合能为 285.10 eV。

#### 3.2 试验前阴极管成分分析

在进行原子氧试验前,为保证试验结果的准确性。从阴极管端面提取少量片状样品采用 X 射线能谱仪(EDS)进行成分分析,结果如图 5 所示。

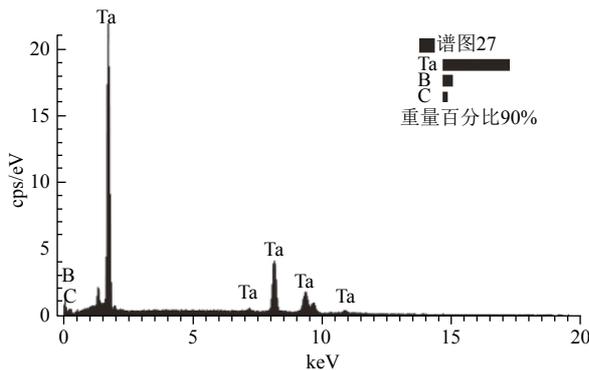


图 5 阴极管 EDS 图谱

Fig. 5 EDS spectrum of the cathode tube

从图 5 可以看出,试验前阴极管除了主要成分 Ta 外,只含 B、C 两种元素。其中, B 来自于与钽管接触的六硼化镧发射体材料,是由于六硼化镧中活性较强的 B 原子在与钽管长期接触过程中会扩散至钽晶格中; C 元素则来自于成分分析时黏附样品使用的导电胶。因此可以认为,试验前阴极管成分单一,不含其他杂质。

#### 3.3 阴极管断面成分分析

当原子氧试验结束后,为确定原子氧对空心阴极的影响,对阴极进行了解剖并对对应部位进行了 XPS 分析。图 6 为空心阴极暴露在原子氧环境中 60 h 后的阴极管断面 XPS 全谱图,录谱范围为 0~1400 eV。由图可知,空心阴极断面的元素组成包括 Ta、O、C。

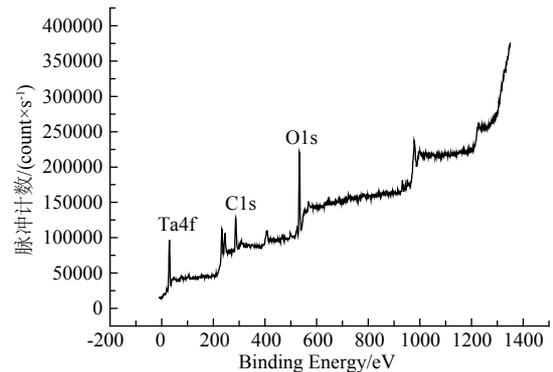
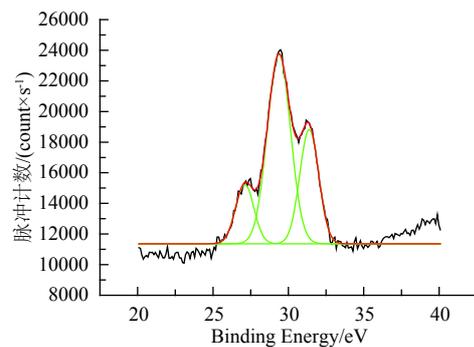


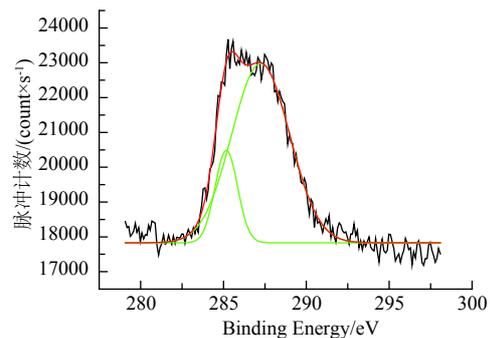
图 6 阴极管断面的 XPS 图谱

Fig. 6 XPS pattern of the cathode tube section

为了研究以上所述各元素的化学状态,通过窄扫描得到了各元素的高分辨率 XPS 图,对其进行高斯拟合得到的 Ta4f 峰由结合能为 28.70、30.78 和 32.95 eV 的三峰构成(见图 7(a))。Ta<sub>2</sub>O<sub>5</sub> 中 Ta4f 的结合能为 26.8 eV,在上述三峰范围之内,证实暴露在原子氧辐照下的阴极管断面出现了 Ta<sub>2</sub>O<sub>5</sub>。图 7(b)中 C1s 具有 2 个双重态位置峰(285.10 和 287.32 eV),其中结合能为 285.10 eV 的 C1s 用于校正样品的核电效应;结合能为 287.32 eV 的峰对应于用于隔离六硼化镧发射体与阴极管的碳化钽。图 7(c)所示的 O1s 出现了 1 个结合能为 533.3 eV 的峰值,经过标定,其对应的是金属氧化物中 O<sup>2-</sup>的化学价态,此处即对应 Ta<sub>2</sub>O<sub>5</sub><sup>[9-10]</sup>。



(a) Ta4f



(b) C1s

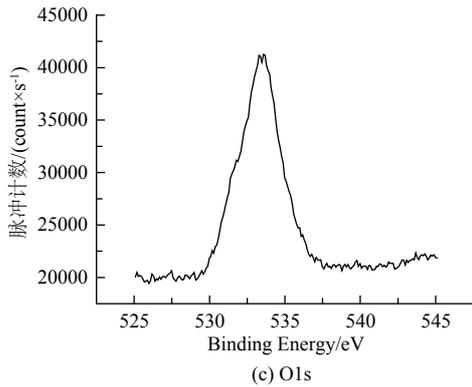


图 7 阴极管断面成分中各元素的高分辨率 XPS 图谱  
Fig. 7 High-definition XPS spectra of elements in the cathode tube section

### 3.4 阴极管内壁面成分分析

图 8 为经历原子氧试验测试后的阴极管内壁面 XPS 图谱。由图可知，阴极管内壁面和阴极管断面的 XPS 宽扫描谱具有相似的特点，空心阴极内壁面的主要元素组成也是 Ta、O、C。

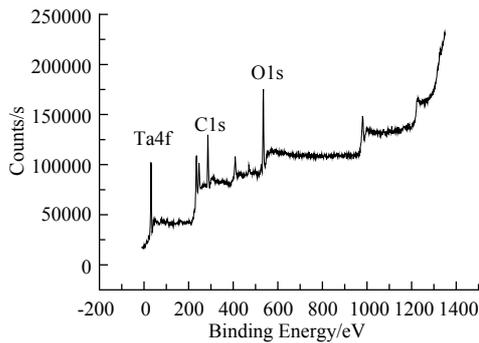
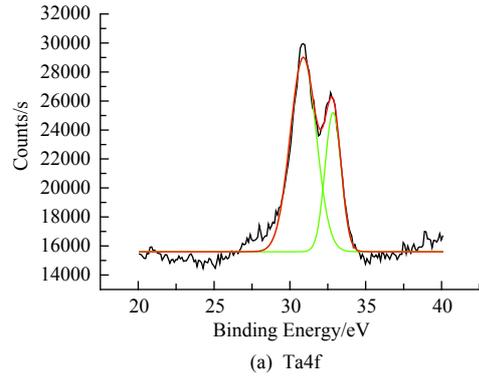
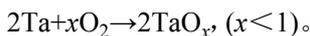
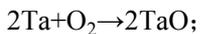
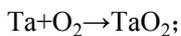
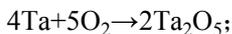


图 8 阴极管内壁面的 XPS 图谱

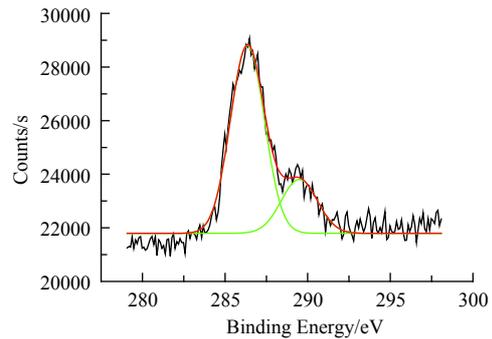
Fig. 8 XPS spectrum over a wide energy range on the inner face of the cathode tube

空心阴极内壁面成分中各元素的高分辨率 XPS 图谱如图 9 所示，对其在常规方法去除本底后进行高斯拟合得到的 Ta4f 峰由结合能为 30.82 和 32.81 eV 的双峰构成(参见图 9(a))，对应于 Ta<sup>5+</sup> 的化学价态。由 O 元素的 XPS 窄扫描谱(图 9(c))可以看到，谱峰的结合能是 535 eV，对应于金属氧化物中 O<sup>2-</sup> 的化学价态。因此可以判定，阴极管内壁面有 Ta<sub>2</sub>O<sub>5</sub> 存在。

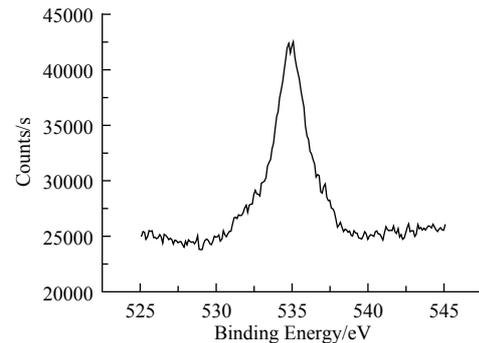
根据文献报道<sup>[11]</sup>，当环境温度大于 250 °C 时，金属钽会按照以下方式反应并生成氧化物：



(a) Ta4f



(b) C1s



(c) O1s

图 9 阴极管内壁面成分中各元素的高分辨率 XPS 图谱  
Fig. 9 XPS spectra of the cathode tube inner face

导致阴极管开裂的氧化钽是在高温下形成的，因此可以判定氧化钽中的 O 元素主要来自于在加热状态下进行的原子氧试验过程而非试验后阴极管在常温状态下对氧的吸附。试验中阴极持续工作在高温环境下，关机冷却后由于高纯氙气已停止通入，此时钽材质的阴极管就会在没有保护气体的情况下发生氧化。这一过程不断重复，阴极管被氧化部分会变得膨胀、疏松，并由于应力作用最终开裂。阴极管开裂后，作为工质气体的高纯氙气无法稳定地通入空心阴极发射体区，因此空心阴极就会出现熄弧。为此，应优化空心阴极的在轨点火流程，保证阴极在断电后继续通入高纯氙气作为保护

气体,直至阴极的温度下降至 250 °C 的临界氧化温度以下才可停止供气。

#### 4 结束语

原子氧环境对空心阴极影响的地面模拟试验研究表明,如果六硼化镧型空心阴极长期工作在不加任何保护措施的 LEO 原子氧环境中,阴极管将在高温下与原子氧发生反应,生成膨松的 Ta<sub>2</sub>O<sub>5</sub>,导致阴极管断裂,最终使得空心阴极失效。因此,六硼化镧型空心阴极在 LEO 工作期间,应该制定正确的关机策略,例如使空心阴极在到达安全阈值温度之前在其中持续通入保护气体,以避免发生氧化反应而对阴极组件造成损伤。

#### 参考文献 (References)

- [1] 童靖宇,刘向鹏,张超,等.空间原子氧环境对航天器表面侵蚀效应及防护技术[J].航天器环境工程,2009,26(1):1-4  
TONG J Y, LIU X P, ZHANG C, et al. The space atomic oxygen environment erosion on spacecraft surfaces and its protection techniques[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2009, 26(1): 1-4
- [2] 张天平,刘乐柱,贾艳辉,等.电推进系统空心阴极产品试验技术[J].火箭推进,2010,36(1):58-62  
ZHANG T P, LIU L Z, JIA Y H, et al. Test technology of hollow cathode products for electric propulsion system[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2010, 36(1): 58-62
- [3] VAN N J, KAMHAWI H, MCEWEN H K. Characterization of a high current, long life hollow cathode: NASA/TM-2006-214095[R], 2006
- [4] POLK J E, KAKUDA Y, BRINZA D, et al. Demonstration of the NSTAR ion propulsion system on the Deep Space One Mission: IEPC01-075[R], 2001
- [5] SENGUPTA A, BROPHY J R, GODDFELLOW K D. An overview of the results from the 30,000 hr life test of Deep Space 1 flight spare ion engine: AIAA-2004-3608[R], 2004
- [6] 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], 2005
- [7] DANIEL A H, GEORGE C S, MICHAEL J P. Next long-duration test after 11,570 h and 237 kg of xenon processed[C]//IEPC-2007-033, 2007
- [8] 张天平.兰州空间技术物理研究所电推进新进展[J].火箭推进,2015,41(2):7-12  
ZHANG T P. New progress of electric propulsion technology in LIP[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2015, 41(2): 7-12
- [9] 李人哲.金属钨丝表面的X射线光电子能谱分析[J].稀有金属,2006,30(4):564-566  
LI R Z. Analysis of surface of tantalum by XPS[J]. Chinese Journal of Rare Metals, 2006, 30(4): 564-566
- [10] WAGER C D, RIGGS W M, DAVIS L, et al. Handbook of X-ray photoelectron spectroscopy[M]. Minnesota: PerkinEmer Corporation, 1979: 79; 87-144
- [11] LEUNG T Y, MAN W F, LIM P K, et al. Determination of the sp<sup>3</sup>/sp<sup>2</sup> ratio of a-C:H by XPS and XAES[J]. Journal of Non-Crystalline Solids, 1999, 254(1/2/3): 156-160

(编辑: 闫德葵)