

基于加速栅溅射腐蚀失效的 离子推力器寿命预测

李军星¹, 张勇波¹, 王治华¹, 傅惠民¹, 刘佳²

(1. 北京航空航天大学 小样本技术研究中心, 北京 100191;

2. 中国航天科技集团公司 中国空间技术研究院 航天东方红卫星有限公司, 北京 100094)

摘 要: 离子推力器加速栅溅射腐蚀失效是制约离子推力器寿命的关键失效模式之一. 针对离子推力器长寿命、多功率条件下运行的特点, 基于坑和凹槽的溅射腐蚀数据, 建立模型对其进行寿命预测. 通过研究离子推力器加速栅中心凹槽腐蚀深度在不同功率段下随工作时间的变化规律发现: 运行功率顺序对加速栅凹槽腐蚀率影响较小, 进而采用累积损伤理论建立离子推力器多功率段下运行的寿命预测模型. 最后, 对美国的 NASA's Evolutionary Xenon Thruster(NEXT)进行了寿命预测, 预测结果寿命为46 041 h, 与试验结果符合较好.

关 键 词: 离子推力器; 溅射腐蚀; 加速栅; 累积损伤; 寿命预测

中图分类号: V474.2; TB301; O211

文献标志码: A

Life prediction of ion thruster based on sputtering erosion failure of accelerator grid

LI Jun-xing¹, ZHANG Yong-bo¹, WANG Zhi-hua¹,
FU Hui-min¹, LIU Jia²

(1. Research Center of Small Sample Technology,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;

2. DFH Satellite Company Limited, China Academy of Space Technology,
China Aerospac Science and Technology Corporation, Beijing 100094, China)

Abstract: A crucial failure mode restricting the life of ion thruster lies in the sputtering erosion of accelerator grid. For the characteristics of long life and multi-power working, a corresponding model was used to predict the life of ion thruster based on the accelerator grid pit and groove erosion data. Firstly, by analyzing the change law between accelerator grid groove depth and operating time under various power segments, it was found that the operating power sequence had little influence on the erosion rate of groove. And then the fatigue accumulation damage was introduced to establish the life prediction model for ion thruster operating under multi-power segments. At last, the life prediction model was used to predict the life of NASA's Evolutionary Xenon Thruster (NEXT). The predicted result of 46 041 h coincides with the test well.

Key words: ion thruster; sputtering erosion; accelerator grid;
accumulation damage; life prediction

收稿日期: 2014-09-15

基金项目: 国家自然科学基金(11501022); 北京市自然科学基金(3154034)

作者简介: 李军星(1990-), 男, 河南驻马店人, 博士生, 主要从事小样本可靠性评估、寿命预测、性能退化方面的研究.

通讯作者: 张勇波(1984-), 男, 四川隆昌人, 讲师, 博士, 主要从事小样本可靠性评估、寿命预测、加速试验技术及复合材料力学与失效分析方面的研究.

2 离子推力器加速栅失效模式分析

离子推力器结构复杂,迄今为止,在地面寿命试验中发现的失效模式已有几十种.然而,通过对推力器主要部组件结构的重新设计、材料替换等改进方法,已经消除了大部分的失效模式.目前,研究者普遍所关注的失效模式主要有空心阴极的溅射腐蚀、加速栅结构失效等,详细如表2所示.

表2 离子推力器主要失效模式^[5]

Table 2 Main failure modes of ion thruster^[5]

离子推力器部组件	失效模式
放电阴极	发射体损耗导致无法点火
	阴极与触持极孔的溅射腐蚀
	加热器失效
中和器	同放电阴极3种失效模式一样
	阴极顶孔阻塞
栅极系统	电荷交换使加速栅结构失效
	加速栅孔径扩大导致电子返流
	屏栅与加速栅间短路
放电室	高温使磁场性能退化

研究显示,制约离子推力器寿命的主要部组件为放电阴极、中和器和加速栅,然而通过将阴极和中和器的触持极材料改为石墨,它们的失效模式能在很大程度上得以缓解.因此,目前影响推力器寿命的关键组件为加速栅.离子推力器栅极系统主要包括屏栅和加速栅,其结构和工作原理如图2所示.屏栅具有高电势,加速栅为低电势,两者结构相同并且产生电势差使放电室内的正离子高速喷出产生推力.

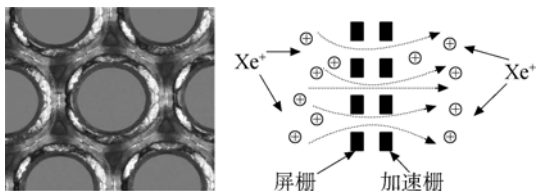


图2 加速栅结构和工作原理

Fig. 2 Structure and work principle of accelerator grid

离子推力器加速栅有两种主要失效模式:电子返流和结构失效.电子返流的失效原理为:由于电荷交换使加速栅孔径扩大,孔中心阻止电子返流的电势能下降,当中和器产生的电子向上游动的动能大于加速栅的电势能时就会产生电子返流,严重时会使离子推力器寿命终结.然而,大量试验证明,通过降低最大束流密度和栅间距等方

法可以缓解电子返流^[13].加速栅的结构失效主要是由于加速栅的下游表面与中和区的电荷交换导致加速栅下游表面溅射腐蚀出凹槽和坑,如图3^[14]所示.交换电荷离子对加速栅相邻两孔之间的厚边溅射腐蚀出凹槽,相邻三孔之间腐蚀出坑,当凹槽和坑的腐蚀深度达到加速栅厚度时就会出现结构失效.

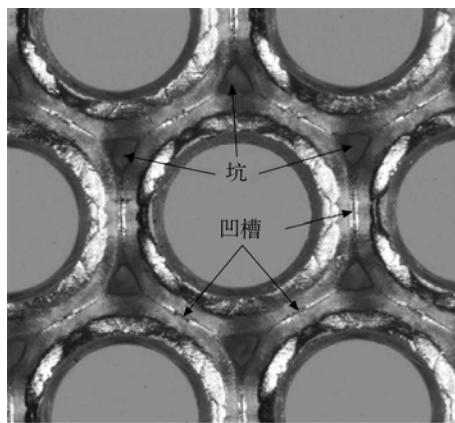


图3 加速栅坑和凹槽腐蚀^[14]

Fig. 3 Pit and groove erosion on accelerator grid^[14]

3 离子推力器加速栅寿命预测

通过上述分析,本文基于加速栅凹槽腐蚀深度对离子推力器进行寿命预测.试验表明,加速栅中心区域的溅射腐蚀最严重^[15].因此,中心区域凹槽最大腐蚀深度作为加速栅结构失效的判别依据,当最大腐蚀深度达到加速栅厚度时认为离子推力器寿命终止.

文献[15]给出了NEXT推力器前30325h的中心区域凹槽的溅射腐蚀深度数据,该离子推力器在0.5~6.9kW5个功率水平下分别进行了寿命试验,如图4所示.本文通过分析发现,在给定

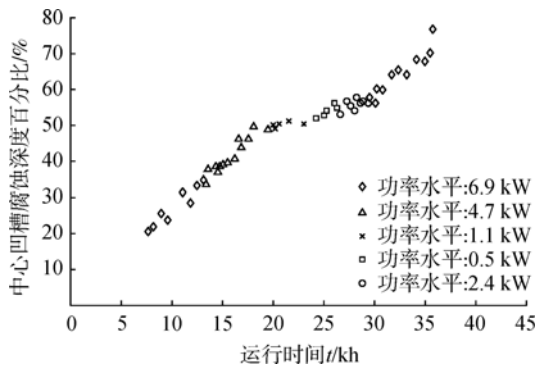


图4 加速栅中心凹槽腐蚀深度测量数据

Fig. 4 Measured data of accelerator grid groove erosion depth

功率下,加速栅中心区域凹槽最大腐蚀深度百分比与时间成如下线性关系:

$$\begin{cases} y = a_i + b_i t + \epsilon \\ \epsilon \sim N(0, \sigma^2) \end{cases} \quad (1)$$

其中 y 为腐蚀深度百分比, t 运行时间, a_i 和 b_i 为第 i 个功率段下的回归系数, ϵ 为测量误差.

对于以上试验数据,采用式(1)中的模型分别对6个功率段进行回归分析,结果如图5所示,每

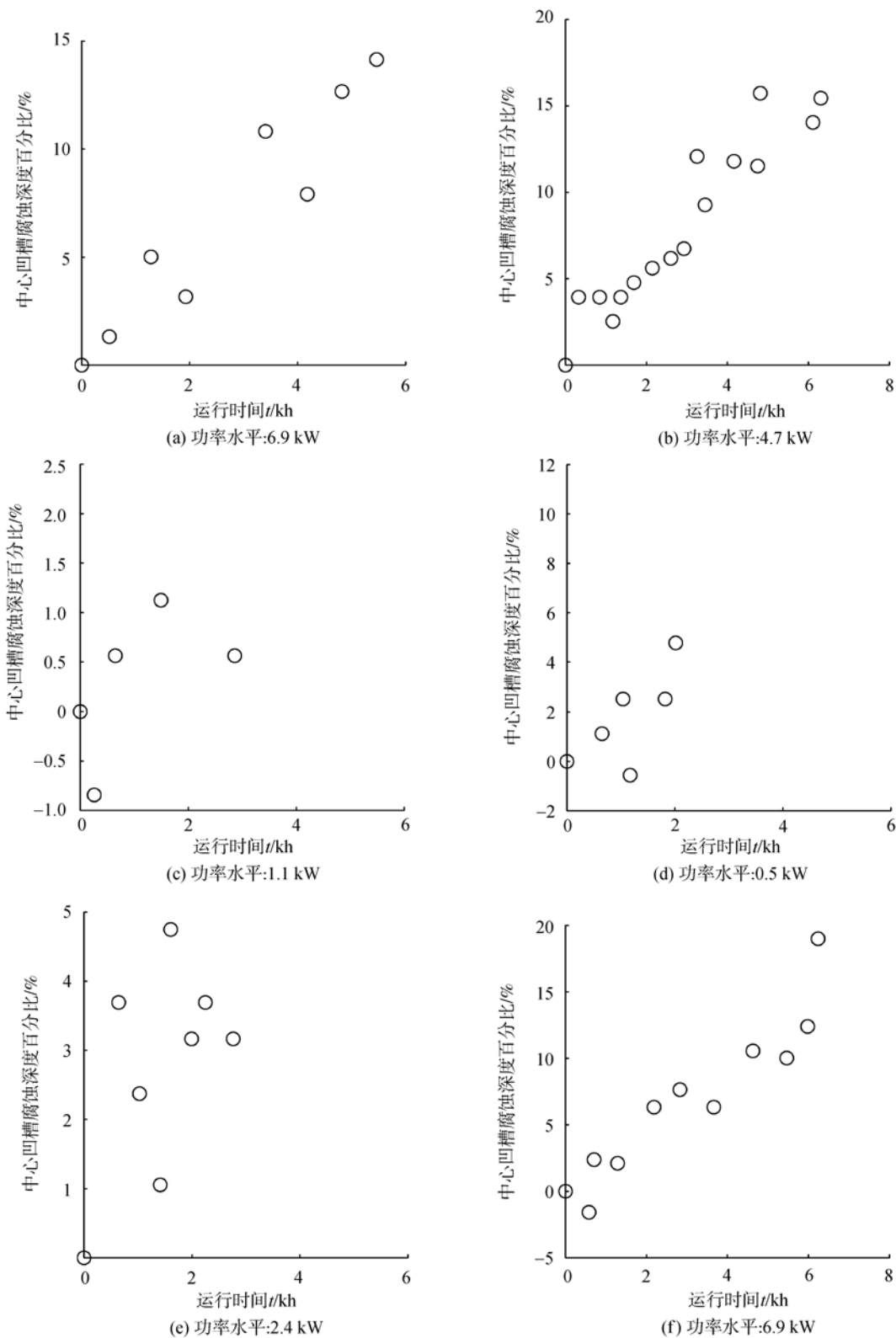


图5 6个功率段线性回归分析

Fig. 5 Linear regression of analysis six power segments

一个功率段的数据都拟合较好。

通过上述分析进一步发现,第1个和第6个功率段的功率水平均为6.9 kW,分别采用这两组数据进行寿命外推可知,加速栅溅射腐蚀速率相同,寿命预测结果相同。表明当离子推力器经历多种工作功率后又恢复到原先功率水平时,其加速栅的溅射腐蚀速率也恢复到原先的水平。即工作的功率水平顺序对于加速栅溅射腐蚀速率几乎没有影响。

因此,可以把多功率段下工作的离子推力器加速栅溅射腐蚀失效过程看作是线性累积损伤的过程,每个功率看作应力水平,根据 Miner 理论^[16]如下式:

$$D = \sum_{i=1}^l \frac{n_i}{N_i} = c \quad (2)$$

其中 D 为累积损伤, n_i 为第 i 个功率段下的工作时间, N_i 为第 i 个功率段下的疲劳寿命, c 为常数,这里取 1。

根据式(2),离子推力器的寿命 T 为

$$T = \sum_{i=1}^l n_i \quad (3)$$

4 工程实例

NEXT Engineering Model 3(EM3)为美国 NASA 研制第2代36 cm 氙离子推力器,最大比冲超过4100 s,推力大于230 mN,设计寿命目标超过 NSTAR 推力器的30352 h,并且地面寿命验证试验是从表1中选取的5个功率水平下进行的^[11],分别为6.9 kW(3.52 A,1800 V),4.7 kW(3.52 A,1179 V),1.1 kW(1.20 A,679 V),0.5 kW(1.00 A,275 V),2.4 kW(1.20 A,1800 V),具体的试验数据如图4所示。

根据式(1)分别对图4中的6个功率段进行回归分析,并且进行寿命预测,回归系数、预测寿命等结果如表3所示。

表3 寿命预测结果
Table 3 Life prediction results

功率段	a_i	b_i	n_i/kh	N_i/kh
1(6.9 kW)	0.21	2.47	13.0	40.36
2(4.7 kW)	1.16	2.37	6.5	41.67
3(1.1 kW)	-0.10	0.36	3.4	274.78
4(0.5 kW)	-0.41	1.92	3.2	52.32
5(2.4 kW)	1.36	0.94	3.0	104.8
6(6.9 kW)	-0.70	2.47	4.2	40.36

由于 NEXT EM3 地面寿命试验在经历6个功率段之后会继续恒定在6.9 kW下继续试验直到失效。从表3中可知离子推力器在6.9 kW下的疲劳寿命为40.36 kh,即 $N_7 = 40.36 \text{ kh}$,因此,根据式(2)可以计算出 NEXT EM3 的剩余寿命为

$$n_7 = \left[1 - \sum_{i=1}^6 \frac{n_i}{N_i} \right] \times N_7 = 12.741 \text{ kh}$$

由式(3)可知,NEXT EM3 的寿命为

$$T = \sum_{i=1}^7 n_i = 46.041 \text{ kh}$$

由计算结果可知,NEXT EM3 的寿命能够满足设计要求,大于30352 h。目前,该推力器试验至50453 h中止,可见本文方法具有较好的预测精度。

5 结 论

1) 通过对离子推力器及部组件的失效模式分析,进一步确认加速栅结构失效为制约离子推力器寿命的关键失效模式。

2) 通过对 NEXT 试验数据分析,表明在多功率条件下工作的离子推力器,其加速栅中心凹槽腐蚀速率不受功率水平工作序列的影响,即相同功率水平下,离子推力器加速栅寿命相同。

3) 引入累积损伤理论,建立了离子推力器多功率条件下的寿命预测模型,并且通过工程实例证明了其具有较好的预测精度,并且计算简单,便于工程应用。

参考文献:

- [1] John W D, John R B, James E P. Lifetime qualification standard for electric thrusters [R]. AIAA-2009-5095, 2009.
- [2] John R B, James E P, Thomas M R. Lifetime qualification of electric thrusters for deep-space missions [R]. AIAA-2008-5184, 2008.
- [3] Sengupta A, Goodfellow K D. Status of the extended life test of the Deep Space 1 flight spare ion engine after 30,352 hours of operation [R]. AIAA-2003-4558, 2003.
- [4] Herman D A. NASA's Evolutionary Xenon Thruster (NEXT) project qualification propellant throughput milestone; performance, erosion, and thruster service life prediction after 450 kg [R]. NASA TM-Paper 2010-216816, 2010.
- [5] Jonathan L, Noord V. Lifetime assessment of the NEXT ion thruster [R]. AIAA-2007-5274, 2007.
- [6] Anedron J R, Polk J E, Brophy J R. Service life assessment for ion engines [R]. International Electric Propulsion Conference, IEPC-1997-049, 1997.
- [7] Brophy J R, Polk J E, Rawlin V K. Ion engine service life validation by analysis and testing [R]. AIAA 96-2715, 1996.

- [8] Polk J E. Probabilistic analysis of ion engine accelerator grid life[R]. International Electric Propulsion Conference, IEPC-93-176, 1993.
- [9] Farnell C C, Williams J D, Wilbur P J. NEXT ion optics simulation via FFX[R]. AIAA-2003-4869, 2003.
- [10] Emhoff J W, Boyd I. Grid erosion modeling of the NEXT ion thruster optics[R]. AIAA-2003-4868, 2003.
- [11] Herman D A. Status of the NASA's Evolutionary Xenon Thruster (NEXT) long-duration test after 30,352 hours of operation[R]. AIAA-2010-7112, 2010.
- [12] Herman D A, Soulas G, Patterson M J. NEXT long-duration test neutralizer performance and erosion characteristics[R]. International Electric Propulsion Conference, IEPC-2009-154, 2009.
- [13] Rohit S, Herman D A, George C S. NASA's Evolutionary Xenon Thruster (NEXT) long-duration test as of 736 kg of propellant throughput [R]. Georgia: 48th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 2012.
- [14] Katz I, Mikellides I G. Ion thruster life models[R]. AIAA-2005-4256, 2005.
- [15] Herman D A, George C S, Jonathan L V. NASA's Evolutionary Xenon Thruster long-duration test results [J]. Journal of Propulsion and Power, 2012, 28(3): 625-635.
- [16] 倪侃, 张圣坤, 高镇同. 变幅加载下疲劳可靠性分析[J]. 航空动力学报, 1997, 12(3): 230-234.
- NI Kan, ZHANG Shenkun, GAO Zhentong. Fatigue reliability analysis under variable amplitude[J]. Journal of Aerospace Power, 1997, 12(3): 230-234. (in Chinese)

(编辑:王碧琚)