

基于确信可靠度的离子推力器可靠性分析和试验设计

李婧¹, 陈世舜², 贾艳辉^{1*}, 李娟¹, 陈娟娟¹, 张兴民¹, 孙小菁¹

(1. 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;

2. 北京航空航天大学, 北京 100191)

摘要:针对小行星探测用LIPS-300离子推力器多工况、长寿命、高可靠和极端小子样特征,提出了一种基于确信可靠度理论的可靠性评估方法,适用于当前离子推力器服役过程中性能退化不确定性情况下的可靠性评估。首先对离子推力器进行了功能、性能和裕量分析(Function, Performance and Margin Analysis, FPMA),识别和确定了离子推力器的关键失效模式为电子反流,并确定了电子反流这一失效模式对应的性能参数及阈值;其次在FPMA基础上完成了离子推力器裕量方程、退化方程和可靠性度量方程的建立;最后,为了验证可靠性评估模型的准确性,在综合考虑地面试验技术条件和背景任务的基础上设计了针对关键失效模式电子反流的试验方案。

关键词:离子推力器;确信可靠度;FPMA;可靠性分析;电子反流;试验方案设计

中图分类号:V439⁺.1

文献标志码:A

文章编号:1006-7086(2022)05-0524-08

DOI: 10.3969/j.issn.1006-7086.2022.05.004

Reliability Analysis and Test Design of Ion Thruster Based on Belief Reliability Theory

LI Jing¹, CHEN Shishun², JIA Yanhui^{1*}, LI Juan¹, CHEN Juanjuan¹, ZHANG Xingmin¹, SUN Xiaojing¹

(1. Science and Technology on Vacuum Technology and Physics Laboratory,

Lanzhou Institute of Physics, Lanzhou 730000, China;

2. Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: Aiming at the characteristics of multiple working conditions, long life, high reliability and extremely small samples of LIPS-300 ion thruster for asteroid exploration, a reliability evaluation method based on belief reliability theory is proposed. This theory is suitable for the reliability assessment under the uncertainty of performance degradation of the current ion thruster in service. Firstly, the Function, Performance and Margin Analysis (FPMA) of ion thruster is carried out, and the key performance parameters and performance thresholds of ion thruster are identified and determined as electron back-streaming; Secondly, the margin equation, degradation equation and reliability measurement equation of ion thruster are established based on FPMA; Finally, in order to verify the accuracy of the reliability evaluation model, based on the comprehensive consideration of the ground test technical conditions and background tasks, a test scheme for the key failure mode, namely electron back-streaming, is designed.

Key words: ion thruster; belief reliability; FPMA; reliability analysis; electron back-streaming; design of test scheme

0 引言

离子电推进是目前小行星探测应用的主要电推进技术之一。由于离子推力器的推力较小,必须

稳定运行较长时间才能满足任务总冲。相比于现行任务指标参数,小行星探测用离子推力器服役时长要求成倍提升,长寿命、高可靠需求日益迫切。

收稿日期:2021-12-14

基金项目:甘肃省科技计划(18JR3RA412)

作者简介:李婧,工程师,主要从事空间电推进可靠性研究。E-mail:lijing171118@126.com

通信作者:贾艳辉,高级工程师,主要从事空间电推进技术研究与工程研制。E-mail:jiayh510@163.com

引文信息:李婧,陈世舜,贾艳辉,等. 基于确信可靠度的离子推力器可靠性分析和试验设计[J]. 真空与低温, 2022, 28(5): 524-531.

LI J, CHEN S S, JIA Y H, et al. Reliability analysis and test design of ion thruster based on belief reliability theory[J].

Vacuum and Cryogenics, 2022, 28(5): 524-531.

另外,由于探测器的飞行轨道距离太阳远近不一,太阳帆板输出功率也不相同。为了与不同太阳距离下太阳帆板输出功率的大小相适应,离子推力器功率须能在指定功率范围内进行多工作点调节^[1]。再者,受研制周期和研制成本的限制,只能采用1~2台离子推力器产品进行地面长寿命验证试验,且传统1:1试验的方式由于发射前可能无法完成试验已不再适用。因此,多工况模式、高可靠寿命、极端小子样条件下离子推力器可靠性评估与长寿命地面试验验证成为当前亟需攻克的关键技术之一。针对上述研究现状,结合离子推力器服役过程中性能退化的不确定性,本文基于确信可靠度理论进行LIPS-300离子推力器的可靠性评估建模和试验验证方案的设计。

1 确信可靠度理论与FPMA方法

1.1 确信可靠度理论

确定可靠度定义为系统的状态变量处于可行域中的机会。在可靠性工程中,状态变量通常是指可以通过试验、物理模型或在线监测得到的物理量,可行域是指使系统功能不完全丧失的状态变量的取值空间^[2]。确信可靠性理论以概率论、不确定理论、机会理论为数学基础,基于可靠性科学原理,建立确信可靠性度量框架,实现对于功能、性能与不确定性的有效度量。

为了定量描述产品的性能变化与故障规律,确信可靠性理论遵循可靠性科学最基本的三个原理:裕量可靠原理、退化永恒原理和不确定性原理。裕量可靠原理:客体的性能裕量决定着客体的可靠程度;退化永恒原理:客体性能沿退化时间进行不可逆的退化;不确定性原理:客体的退化过程与性能裕量是不确定的。三个原理可以用三个方程表示:

裕量方程:

$$M=G(P,P_{th})>0 \quad (1)$$

退化方程:

$$P=F(X,Y,T,t) \quad (2)$$

度量方程:

$$R=\mu(\tilde{M}>0) \quad (3)$$

式中: $G(\cdot)$ 和 $F(\cdot)$ 表示特定函数关系。裕量方程表明,裕量 M 本质上是性能特性参数 P 到性能阈值 P_{th} 的距离,裕量大于0则产品可靠。退化方程描述了产品的确定性的退化规律,给出了产品性能特性 P 与系统内在属性 X 、外在属性 Y 、物理时间 t 以及退化时间 T 的函数关系。度量方程用概率测度、不确定测度等数学测度 μ 综合度量产品的各类不确定性,最终给出产品的可靠度 R 。

1.2 FPMA

FPMA是一种有序地对产品功能、性能及裕量进行分析的形式化方法。其分析流程如图1所示。

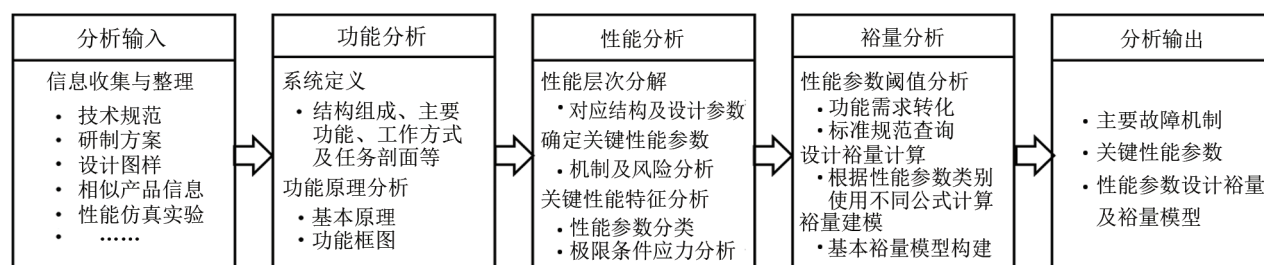


图1 FPMA分析流程图

Fig. 1 FPMA analysis process

根据性能参数的重要性等级,确定推力、比冲和放电损耗为推力器的关键性能参数,而离子推力器工作推力、比冲和放电损耗均与屏栅电流(功率)相关。根据失效模式、机制及影响分析,加速栅小孔溅射刻蚀引起的电子反流失效为影响屏栅电流输出最大的损耗型失效模式,也是当前已明确的LIPS-300离子推力器的主要失效模式。针对电子反流失效,电子反流极限电压可作为表征电子反流失效的可靠性性能参数(为作区别,后文中性能参

数均指可靠性分析用性能参数,与推力器性能参数含义不同),该参数有明确的退化规律和可检测阈值(加速栅电压),因此可作为关键性能参数。

确定关键性能参数后,必须对其参数特性及性能阈值进行分析。关键性能参数分为望大(Larger-The-Better, LTB, 性能参数低于失效阈值时发生失效)、望小(Smaller-The-Better, STB, 性能参数超过失效阈值时发生失效)或者望目(Normal-The-Better, NTB, 性能参数低于下限或超过上限时失效)

三类,根据电子反流极限电压的特征将其归为望大参数,如表 1 所列。

表 1 关键性能参数类别

Tab. 1 List of key performance parameter attributes

参数类别	名称/V	阈值/V	阈值来源
望大	电子反流极限电压	加速栅电压	直接测量

2 裕量、退化和可靠性建模

2.1 裕量建模

由于电子反流极限电压为负值,当电子反流极限电压的绝对值超过加速栅电压时,即认为发生了电子反流失效,基于上述分析,可得推力器的裕量模型为:

$$M_{V_m} = V_m - V_a \quad (4)$$

式中: V_a 为加速栅电压; V_m 为电子反流极限电压; M_{V_m} 为电子反流极限电压的性能裕量。

接下来须建立电子反流极限电压的性能方程,明确电子反流极限电压与推力器各参数之间的关系。加速栅负电位的作用是防止中和器发射的电子进入推力器内部,而加速栅最低电位出现在加速栅中心孔处,称为加速栅鞍点电势。因此,应先从加速栅鞍点电势的角度建模,构建电子反流极限电压的性能方程。

考虑空间电荷影响的加速栅鞍点电势为^[3]:

$$\begin{cases} V_{sp}^* = \frac{t_a V_{bp}}{l_d} + \frac{BV_{bp}}{l_d} + \frac{BV_{dp}}{l_e} + V_a \left(1 - \frac{B}{l_d} - \frac{B}{l_e} - \frac{t_a}{l_d} \right) + \Delta V \\ B = \frac{d_a}{2\pi} \left[1 - \frac{2t_a}{d_a} \arctan \left(\frac{d_a}{2t_a} \right) \right] e^{-\frac{t_a}{d_a}} \end{cases} \quad (5)$$

式中: d_a 为加速栅直径; t_a 为加速栅厚度; V_{bp} 为下游等离子体电势; l_d 为等离子体电势面到加速栅的距离; V_{dp} 为放电室等离子体鞘层电势; l_e 为束流离子的有效加速距离; ΔV 为空间电荷产生的电势降。各参数的表达式如下。

(1) 空间电荷产生的电势降 ΔV 为^[4]:

$$\Delta V = \frac{I_{bs}}{2\pi\epsilon_0} \left[\frac{1}{2} - \ln \left(\frac{d_b}{d_a} \right) \right] \sqrt{\frac{M_{Xe}}{2e(V_{dp} - V_{sp})}} \quad (6)$$

式中: I_{bs} 为单个加速栅孔内的离子束电流; ϵ_0 为真空介电常数; d_b 为加速栅孔内的离子束直径, M_{Xe} 为氙原子质量; e 为电子电荷量; V_{sp} 为不考虑空间电荷影响的加速栅鞍点电势。

考虑最严苛的情况,假设加速栅中心孔处的离子束电流密度值最大。根据 Child-Langmuir 定

律^[5-6],对于氙离子推力器,加速栅孔内的最大电流密度为:

$$\begin{cases} J_{max} = 4.75 \times 10^{-9} \frac{V_T^{1.5}}{l_e^2} \\ V_T = V_{dp} - V_a \end{cases} \quad (7)$$

式中: J_{max} 为最大电流密度; V_T 为净加速电压。

离子束的直径越大,空间电荷的影响就越大,推力器越容易发生电子反流。考虑最严苛的情况,可认为加速栅中心孔的离子束直径保持为 0.8 倍的加速栅孔径^[4],由此可得加速栅中心孔内的离子束电流为:

$$\begin{cases} I_{bs} = \frac{1}{4} \pi J_{max} d_b^2 \\ d_b = 0.8 d_a \end{cases} \quad (8)$$

(2) 放电室等离子体鞘层电势为:

$$V_{dp} = V_d + V_s \quad (9)$$

式中: V_d 为阳极电压; V_s 为屏栅电压。

对于氙离子推力器,下游等离子体电势可由式(10)计算^[7]:

$$V_{bp} = V_f + 5.76 T_{ed} \quad (10)$$

式中: V_f 为漂浮电势; T_{ed} 是下游电子温度, eV。其中, V_f 的大小取经验值 $10 \text{ V}^{[8-9]}$, T_{ed} 会随着屏栅电流的增大而升高,根据已有的 30 cm 氙离子推力器的下游电子温度实际测量值^[10],通过线性拟合可得:

$$T_{ed} = 1.081 I_b + 0.5424 \quad (11)$$

式中: I_b 为屏栅电流。

在栅极组件聚焦正常的情况下,靠近加速栅下游表面的孔可能会受到下游产生的电荷交换 (Charge-Exchang, CEX) 离子造成的溅射刻蚀,因此靠近加速栅下游表面的孔壁刻蚀较为严重,这一结论也与仿真结果相符^[11],因此可以认为轴向距离为 t_a 处的中心电势即为鞍点电势的位置。

(3) 在栅极组件的模型中,束流离子的有效加速距离为^[4]:

$$l_e = \sqrt{(l_g + t_s)^2 + \frac{d_s^2}{4}} \quad (12)$$

式中: l_g 为屏栅与加速栅的热态间距; t_s 为屏栅壁厚度; d_s 为屏栅孔直径。

由于 l_g 无法实际测量,本文基于 J series、NSTAR 和 LIPS-300 离子推力器屏栅-加速栅热态间距最大减小量和放电室功率的数据^[12]得到:

$$\Delta l_{gmax} = g(P_d) = 2.562 \times 10^{-4} P_d + 0.2249 \quad (13)$$

式中: Δl_{gmax} 为屏栅-加速栅热态间距最大减小量;

$g(\cdot)$ 表示函数关系; $P_d = V_d I_d$ 为放电室功率。

计算时考虑最严苛的情况,即设定屏栅-加速栅的热态间距始终为最大减小量: $l_g = 1 - \Delta l_{g\max}$ 。等离子体电势面到加速栅的距离 l_d 可根据LIPS-300推力器的下游电场环境仿真结果取4 mm^[13]。

假定中和器发射的电子能够进入推力器内部时鞍点电势的临界值为0 V^[14-15],电子反流极限电压 V_m 的性能方程为:

$$V_m = \frac{-\Delta V - \left(\frac{t_a V_{bp}}{l_d} + \frac{BV_{bp}}{l_d} + \frac{BV_{bp}}{l_e} \right)}{1 - \frac{B}{l_d} - \frac{B}{l_e} - \frac{t_a}{l_d}} \quad (14)$$

结合式(4)和式(14)可得,推力器的裕量 M_{V_m} 方程为:

$$M_{V_m} = \frac{-\Delta V - \left(\frac{t_a V_{bp}}{l_d} + \frac{BV_{bp}}{l_d} + \frac{BV_{dp}}{l_e} \right)}{1 - \frac{B}{l_d} - \frac{B}{l_e} - \frac{t_a}{l_d}} - V_a \quad (15)$$

2.2 退化建模

在推力器服役过程中,离子推力器的性能裕量会逐渐随时间退化,必须分析其退化的原因及机制。研究发现,导致性能裕量随时间退化的原因为推力器CEX离子的溅射刻蚀。当CEX离子轰击加速栅孔壁时,宏观上使加速栅孔径增大,孔中心阻止电子反流的势垒变小,从而使推力器发生电子反流失效,推力器工作性能下降,寿命降低,严重时甚至会寿命终结^[16]。

加速栅中心孔上游的离子密度最大,因而其附近的CEX离子数量最多,溅射刻蚀也最为严重。因此,

$$v_{d_{\max}} = f(V_s, V_a, l_g, N_m, d_a) = (763.242 + 1.46233V_s + 81.0528V_a - 52.0747l_g - 1.79818 \times 10^{-15}N_m - 326.461d_a + 1.47447 \times 10^{-15}N_m d_a - 3.21928 \times 10^{-4}V_s^2 + 0.214249V_a^2) \times 10^{-8} \quad (16)$$

进一步对拟合出的退化方程进行误差统计分析,对均方差、可信度、相关系数、调整的相关系数、精确度等参数值进行了计算,如表2所列。

表2 误差统计分析

Tab. 2 Statistical analysis of errors

参数	值
均方差(Std. Dev.)	6.917×10 ⁻⁷
信噪比(Adeq Precision)	31.024
多元相关系数R ²	0.946 1
调整的R ² 值(Adj R ²)	0.932 6

多元相关系数 R^2 越大,说明相关性越好;信噪比(Adeq Precision)大于4视为模型合理。通过误差

针对加速栅中心孔进行退化建模,研究加速栅中心孔的孔径随时间的退化过程。由于加速栅孔刻蚀速率没有可用的实测数据,粒子网格蒙特卡洛碰撞(Particle in Cell- Monte Carlo Collision, PIC-MCC)方法无法脱离仿真而实际统计离子碰撞数,本文利用响应面分析结合仿真试验的方法建立加速栅孔径的退化代理模型。响应面分析是一种拟合输出与输入之间关系的试验设计方法,在响应面分析中,通过设置特定的试验方案,拟合得到响应与影响因素之间的函数关系^[17]。通过响应面分析制订试验方案,利用仿真程序得到各参数配置下的响应结果,最终建立加速栅孔径刻蚀速率的代理方程。

在进行响应面分析之前,首先要确定影响加速栅孔壁刻蚀速率的关键影响因素,并明确其在推力器工作时的变化范围。根据这些影响因素对CEX离子的数量、能量或撞击角度是否有显著影响、在离子推力器的实际运行中是否有较为明显的变化以及是否为仿真可控的输入参数的选取原则,最终确定加速栅孔壁刻蚀速率的关键影响因素为屏栅电压 V_s 、加速栅电压 V_a 、屏栅-加速栅热态间距 l_g 、加速栅中心孔上游离子密度 N_m 以及加速栅直径 d_a 。响应面分析采用Box-Behnken Design (BBD)方法,利用Design-Expert软件进行试验设计。基于选取的关键影响因素及其在推力器服役过程中的变化范围,对各关键影响因素进行归一化处理,并制订试验验证方案,最终利用各参数配置下仿真的加速栅孔壁最大刻蚀速率平均值 $\dot{v}_{d_{\max}}$ 拟合退化方程如下:

统计分析可以看到,拟合的加速栅孔径退化方程符合上述检验性原则,适应性好。

2.3 可靠性建模

2.3.1 不确定性分析与量化

在退化过程中,推力器的性能裕量会受到各类不确定性的影响,因此在研究确定性性能退化规律的同时,还须对其不确定性进行分析和量化。

(1)不确定性分析

生产制造过程带来的产品个体差异是不确定性的主要来源之一。但是,离子推力器不是批量生产的产品,实际执行任务的离子推力器各项物理属性都是确定的,鉴于此,产品个体差异带来的不确定性不是主要原因,此时的不确定性主要为工作过

程中屏栅-加速栅热态栅间距的不确定性和上游离子密度的不确定性。

屏栅-加速栅热态间距 l_g 会随着推力器的启动而变化。由式(13)可知,最严酷情况的热态间距与放电室功率相关。其中,阳极电压保持不变时,热态间距的不确定性转移为阳极电流的不确定性。

此外,由于电离过程中的离子碰撞具有不确定性,栅极组件上游的离子密度也具有不确定性。上游离子密度 N_m 可由式(17)确定^[18]

$$N_m \approx \frac{2I_b}{e \sqrt{\frac{kT_{eu}}{M_{Xe}}} A_s T_s} \quad (17)$$

式中: k 为玻耳兹曼常数; T_{eu} 为放电室电子温度,K; A_s 为屏栅面积; T_s 为屏栅透明度。

考虑放电室电子温度最严酷的情况,并将上游离子密度的不确定性转移为屏栅电流的不确定性。另外,在离子推力器的实际工作中,部分电参数,如屏栅电压、屏栅电流、阳极电流和加速栅电压,会在一定范围内波动。基于以上分析,具有不确定性的参数为 V_s 、 V_a 、 I_d 、 I_b 。加速栅直径的不确定性由刻蚀

速率的不确定性来表征,同样也可以反映到电参数的不确定性上。

(2)不确定性量化

由上述不确定性分析可知,量化离子推力器的不确定性也就是量化电参数的不确定性。根据设计要求,假设 LIPS-300 离子推力器电参数均服从正态分布且容差范围为 $\pm 5\%$ 。基于 3σ 准则^[19],可得到电参数的标准差为:

$$\sigma_{ele} = \frac{1}{60} \mu_{ele} \quad (18)$$

式中: μ_{ele} 为电参数的均值。

由此可得屏栅电压、加速栅电压、阳极电流和屏栅电流的分布形式为(上波浪线表示考虑了不确定性的参数):

$$\begin{cases} \tilde{V}_s \sim N\left(\mu_{V_s}, \frac{1}{3600} \mu_{V_s}^2\right), \tilde{V}_a \sim N\left(\mu_{V_a}, \frac{1}{3600} \mu_{V_a}^2\right) \\ \tilde{I}_a \sim N\left(\mu_{I_a}, \frac{1}{3600} \mu_{I_a}^2\right), \tilde{I}_b \sim N\left(\mu_{I_b}, \frac{1}{3600} \mu_{I_b}^2\right) \end{cases} \quad (19)$$

2.3.2 可靠度度量方程的建立

完成不确定性分析与量化后,结合式(15)和式(16),即可得到推力器的可靠度度量方程:

$$\begin{cases} R(t) = P \left[\frac{-\Delta V - \left(\frac{t_a V_{bp}}{l_d} + \frac{BV_{bp}}{l_d} + \frac{BV_{dp}}{l_e} \right)}{1 - \frac{B}{l_d} - \frac{B}{l_e} - \frac{t_a}{l_d}} - \tilde{V}_a > 0 \right] \\ \Delta V = 0.055564 \left[0.8(d_a + 2v_{d_{max}} t) \right]^2 \left(\frac{1}{2} - \ln 0.8 \right) \frac{(V_{dp} - \tilde{V}_a)^{1.5}}{l_e^2} \sqrt{\frac{1}{V_{dp} - V_{sp}}} \\ B = \frac{d_a + 2v_{d_{max}} t}{2\pi} \left[1 - \frac{2t_a}{d_a + 2\tilde{v}_{d_{max}} t} \arctan \left(\frac{d_a + 2v_{d_{max}} t}{2t_a} \right) \right] e^{-\frac{t_a}{d_a + 2v_{d_{max}} t}} \\ V_{dp} = V_d + \tilde{V}_s \\ V_{sp} = \frac{t_a V_{bp}}{l_d} + \frac{BV_{bp}}{l_d} + \frac{BV_{dp}}{l_e} + V_a \left(1 - \frac{B}{l_d} - \frac{B}{l_e} - \frac{t_a}{l_d} \right) \\ V_{bp} = V_f + 5.76(1.081\tilde{I}_b + 0.5424) \\ l_e = \sqrt{\left[1 - (2.562 \times 10^{-4} V_d \tilde{I}_d + 0.2249) + t_s \right]^2 + \frac{d_s^2}{4}} \\ V_d = 33.7 \text{ V}, t_a = 0.5 \text{ mm}, t_s = 0.4 \text{ mm}, d_s = 1.9 \text{ mm}, l_d = 4 \text{ mm}, V_f = 10 \text{ V} \end{cases} \quad (20)$$

式中: R 为离子推力器的可靠度; P 为概率测度; t 为推力器的工作时间。

3 试验方案设计

建立可靠性模型后,须通过实际试验对加速栅刻蚀速率模型进行更新,具体是修正栅极刻蚀速率

仿真模型来获得更为准确的栅极刻蚀速率数据,以更新加速栅刻蚀退化方程。由于可供试验的样本只有一个,导致试验获得的信息有限,因此为了准确地认知退化规律,确保可靠性与寿命预测的准确性,必须通过试验设计控制试验中的不确定性,保证试验数据的有效性。

3.1 确定试验约束

试验约束条件如表3所列。

表3 试验约束条件

Tab. 3 Constraints of test scheme

约束条件	约束值
试验样本数/个	1
试验应力水平数/个	4
试验时间/h	≤12 000
试验数据检测间隔/h	500

LIPS-300 离子推力器共有 23 个工况点 TL01~TL23, 其中 TL01~TL02 工况不需验证, TL03 工况可能会出现在验证任务序列中, 验证时长不超过 3 000 h。应力水平的选择空间较大, 导致直接进行试验设计的计算量较大, 因此必须对工况进行初步筛选, 最终选取最严苛工况 TL23 以及不同屏栅电压下对应最大、最小屏栅电流的工况点 TL20、TL15、TL14、TL06 和 TL03 对应的应力水平作为备选应力, 从中选择试验的 4 个应力水平, 附近的工况点向 4 个备选应力水平上游合并, 即高应力覆盖低应力, 这样得到的评估结果更保守。

测试的最短时间间隔为 500 h。为了保证在各应力水平下获得足够的信息, 每个应力水平应至少测量三次, 即每个应力水平对应的最短试验时间为 1 500 h。当试验的 4 个应力水平确定后, 各应力水平的试验时长按照总冲分配的原则确定, 具体的分配原则为:

设第 $i(i=1, 2, \dots, 4)$ 个工况点在实际任务时的推力为 F_i , 总冲为 Z_i 。由于 TL23 为最严苛的工况, 对该工况下推力器的工作情况进行验证是必要的, 因此默认 TL23 工况对应应力为 4 个应力水平之一, 剩下的三个应力水平在 TL20、TL15、TL14、TL06 和 TL03 中选择, 设试验选择的应力水平从大到小为 TL23、TLB、TLC 和 TLD, 其中 B、C、D 分别代表选定的工况编号。通过是否将 TL03 工况纳入地面试验考核进行分类讨论。

(1) TLD 不为 TL03, 则有式(21)。

(2) TLD 为 TL03, 则有式(22)。

分配各应力水平的试验时长后, 再对试验时长进行调整, 使得每个应力水平的时长均为 500 的倍数且大于 1 500 h。

$$\left\{ \begin{aligned} t_1^* &= \frac{Z_{23} + Z_{22} + \dots + Z_{B+1}}{F_{23}} \\ t_2^* &= \frac{Z_B + Z_{B-1} + \dots + Z_{C+1}}{F_B} \\ t_3^* &= \frac{Z_C + Z_{C-1} + \dots + Z_{D+1}}{F_C} \\ t_4^* &= \frac{Z_D + Z_{D-1} + \dots + Z_4}{F_D} \\ T^* &= t_1^* + t_2^* + t_3^* + t_4^* \\ t_1 &= \frac{t_1^*}{T^*} T \\ t_2 &= \frac{t_2^*}{T^*} T \\ t_3 &= \frac{t_3^*}{T^*} T \\ t_4 &= \frac{t_4^*}{T^*} T \end{aligned} \right. \quad (21)$$

式中: t_i^* 为满足对应总冲的工作时间; T^* 为 t_i^* 之和; T 为试验总时长。

$$\left\{ \begin{aligned} t_1^* &= \frac{Z_{23} + Z_{22} + \dots + Z_{B+1}}{F_{23}} \\ t_2^* &= \frac{Z_B + Z_{B-1} + \dots + Z_{C+1}}{F_B} \\ t_3^* &= \frac{Z_C + Z_{C-1} + \dots + Z_4}{F_C} \\ T^* &= t_1^* + t_2^* + t_3^* \\ t_4 &= 2\,000, 2\,500, 3\,000 \\ t_1 &= \frac{t_1^*}{T^*} (T - t_4) \\ t_2 &= \frac{t_2^*}{T^*} (T - t_4) \\ t_3 &= \frac{t_3^*}{T^*} (T - t_4) \end{aligned} \right. \quad (22)$$

3.2 优化目标

为了保证可靠性与寿命预测的准确性, 必须选取合适的优化目标控制试验中的不确定性, 保证可靠性模型能够得到正确验证与更新。在本项目的可靠性模型中, 退化方程最容易受到试验数据的影响, 也是最需要试验验证的, 验证并更新退化方程是本次试验的关键目标。

为了更好地验证退化方程并对其进行更新, 按照“试验得到的数据点应与理论模型越接近越好”的原则建立优化目标, 其中理论模型为不考虑不确定性时 LIPS-300 离子推力器的退化模型。为了量化考虑不确定性的试验数据点与理论模型的贴合程度, 在退化模型中引入模型参数, 利用试验数据点对退化

模型进行重新拟合,拟合时保留退化模型的原始模型

$$\dot{v}_{d_{\max}} = a_1 + a_2 V_s + a_3 V_a - a_4 I_g - a_5 N_m - a_6 d_a + a_7 N_m d_a - a_8 V_s^2 + a_9 V_a^2 \quad (23)$$

拟合完成后,即可得到新的退化方程:

$$\dot{v}_{d_{\max,k}} = f_k(d_a, V_s, V_a, I_g, I_d) \quad (24)$$

式中: $\dot{v}_{d_{\max,k}}$ 为第 k 个试验方案条件下的加速栅孔直径磨损速率; f_k 为由第 k 个试验方案条件下的试验数据点拟合得到的退化方程。

再利用理论模型和拟合模型计算离子推力器实际运行时每个工况结束后的加速栅孔直径增量,并将优化目标设定为由理论模型和拟合模型计算的加速栅孔直径增量的误差平方和:

$$temp_k = \sum_{i=1}^{20} \left[\Delta d_{a,i}(t_i, s_i, \dot{v}_{d_{\max,k}}) - \Delta d_{a,i}(t_i, s_i, \dot{v}_{d_{\max}}) \right]^2 \quad (25)$$

式中: $temp_k$ 为在第 k 个试验方案下的拟合模型与理论模型在每个工况结束后计算的加速栅孔直径增量的误差平方和; i 为离子推力器实际运行时的工况

$$\begin{cases} \text{Min } temp(\eta) = \sum_{j=1}^{1000} \sum_{i=1}^{20} \left\{ \Delta d_{a,i}(t_i, s_i, \dot{v}_{d_{\max}}) - \Delta d_{a,kji} \left[t_i, s_i, \dot{v}_{d_{\max,k}}(s_w, t_w) \right] \right\}^2 \\ \text{s.t. } \sum_{w=1}^4 t_{kw} = T \quad (T = 8\,000, 9\,000, 10\,000, 11\,000, 12\,000 \text{ h}) \end{cases} \quad (26)$$

式中: Min 和 s.t. 分别表示目标函数和约束条件; η 为试验方案编号; $temp(\eta)$ 为在试验方案确定的情况下,拟合模型与理论模型在每个实际工况结束后的加速栅孔直径增量误差平方和,并将试验重复1 000次得到的误差平方和总和; j 为仿真试验次数序号; $\Delta d_{a,kji}(\cdot)$ 为第 k 个试验方案条件下由第 j 次试验的拟合模型在第 i 个应力水平计算得到的加速栅孔直径增量, t_{kw} 为第 k 个试验方案条件下各工况的试验时长。

参照 $temp$ 值较小的试验方案,基于实际工程经验,为最严苛工况 TL23 分配更长的试验时间加以验证,确定了9个试验方案作为备选的最优方案,根据上述优化目标计算各个试验方案的 $temp$,如表4所列。

根据最终的 $temp$ 结果,表4中序号1的试验方案对应的 $temp$ 最小,可靠性和寿命预测结果置信度最高。因此,本文将表4中序号为1的方案作为本文选取的最优方案。

为了进一步验证最优试验方案的优越性,选取表4中3个不同 $temp$ 的试验方案序号1、序号4和序号6进行对比验证,分别计算出对应的加速栅中心孔退化过程的预测结果及电子反流极限电压的预测结果,如表5所列。

形式,引入的模型参数 $a_n(n=1,2\cdots 9)$ 如式(23):

序号; $\Delta d_{a,i}(\cdot)$ 为第 i 个应力水平下由理论模型计算出的加速栅孔的直径增量; s_i 为第 i 个应力水平; t_i 为第 i 个应力水平的工作时间; $\Delta d_{a,i}(\cdot)$ 为由在第 k 个试验方案下的拟合模型的第 i 个应力水平计算出的加速栅孔直径增量。

$temp_k$ 越小,说明由第 k 个试验方案得到的试验数据点拟合的退化模型与理论模型越接近,证明该试验方案可以更全面、充分地描述退化规律,能更好地验证退化模型并对其进行更新,得到的可靠性和寿命预测结果置信度更高。

3.3 确定试验方案

基于以上的分析和讨论,本文的试验设计采用的优化目标为:

表4 备选试验工况及其时长分配表

Tab. 4 Alternative test conditions and time allocation

序号	不同工况下的试验时长/h				$temp$
	TL23	TL15	TL06	TL03	
1	3 000	6 000	1 500	1 500	0.638 2
2	4 000	5 000	1 500	1 500	0.678 7
3	3 500	5 500	1 500	1 500	0.679 8
4	3 000	4 000	1 500	1 500	1.361 7
5	3 500	3 500	1 500	1 500	1.438 5
6	4 000	3 000	1 500	1 500	2.006 1
7	2 500	2 500	1 500	1 500	4.217 1
8	3 000	2 000	1 500	1 500	5.115 3
9	3 500	1 500	1 500	1 500	6.564 4

从表5可以看出,试验方案的 $temp$ 值越小,95%置信度下的预测范围越窄,预测精度越高。此外,理论模型在36 000 h的加速栅中心孔直径为1.684 7 mm,电子反流极限电压为-98.935 6 V,本文选取的试验方案的预测均值与理论模型的实际结果最为接近,预测准确度高。

最终得到的最优试验方案如表6所列。根据试验方案的预测结果,结合式(20)计算,最终完成36 000 h任务的可能性大于0.999 9。

表5 各试验方案预测结果
Tab. 5 Prediction results of each test scheme

试验方案(temp)	95% 置信度下 36 000 h加速栅中心孔直径 的均值和预测区间/mm	95% 置信度下 36 000 h电子反流极限电压 的均值和预测区间/V
0.638 2	1.681 8 [1.574 8, 1.793 8]	-98.752 3 [-111.108 5, -86.518 9]
1.361 7	1.663 1 [1.491 7, 1.832 5]	-98.565 2 [-118.200 4, -78.943 1]
2.006 1	1.640 7 [1.473 2, 1.820 5]	-96.332 1 [-116.104 4, -76.569 8]

表6 最优工况及其时长
Tab. 6 Optimal test conditions and time duration
corresponding to the conditions

试验工况	TL23	TL15	TL06	TL03
试验时长/h	3 000	6 000	1 500	1 500

4 结论与展望

本文基于确信可靠度理论建立了极端小子样、退化不确定情形下的离子推力器可靠性评估模型,并结合任务总冲需求设计了可靠性模型验证试验方案,有效地解决了LIPS-300离子推力器子样数据匮乏、退化过程不确定、1:1完全试验难实现的问题。为了对LIPS-300离子推力器可靠性评估和试验设计做出更为全面的研究,后续工作可以从以下几个方面展开:

- (1)在后续试验基础上,收集相关试验数据,进一步完成可靠性评估的模型验证和校准工作;
- (2)针对小行星探测任务需求,更加充分地识别制约离子推力器多模式长寿命的故障机制,从而准确地评估影响长寿命的多种因素及各因素的复杂相关性对推力器可靠性的影响;
- (3)尝试建立多工作模式下离子推力器可靠性评估规范,进一步完善评价流程。

参考文献:

[1] 郑茂繁,耿海,梁凯,等.用于小行星探测的离子推力器技术研究[J].深空探测学报,2015,2(3):236-240.
[2] 康锐.确信可靠性理论与方法[M].北京:国防工业出版社,2020:25-27.
[3] SPANGENBERG K R. Vacuum tubes [M]. New York: McGraw-Hill, 1948: 348.
[4] WILLIAMS J, GOEBEL D, WILBUR P. Analytical model of electron back streaming for ion thrusters[C]//39th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 2003.
[5] CHILD C. Discharge from hot CaO[J]. Physical Review, 1911, 32(5):492-511.

[6] LANGMUIR I. The effect of space charge and residual gases on thermionic currents in high vacuum[J]. Physical Review, 1913, 2(6):450-486.
[7] WARNER N Z. Performance testing and internal probe measurements of a high specific impulse hall thruster[D]. Massachusetts Institute of Technology, 2003.
[8] ZHANG Z, TANG H, KONG M, et al. Electron temperature measurement in Maxwellian non-isothermal beam plasma of an ion thruster[J]. Review of Scientific Instruments, 2015, 86(2):023506.
[9] 张尊,汤海滨.氙气离子推力器束流等离子体特征参数的Langmuir单探针诊断[J].高电压技术,2013,39(7):1602-1608.
[10] WANG J, BRINZA D, YOUNG D, et al. Deep space one investigations of ion propulsion plasma environment[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2000, 37(5):545-555.
[11] CHANG L, GUANGQING X, BIN S, et al. A particle model of ion thruster plume Mo source based on grid erosion[J]. Acta Astronautica, 2020, 177:217-231.
[12] 梁栋.离子推力器栅极组件热变形在线摄像测量系统研究[D].长沙:国防科技大学,2018.
[13] 贾艳辉,冯杰,王亮,等.LIPS-300多模式离子推力器和器优化研究[J].真空与低温,2018,24(1):15-18.
[14] MASAKATSU A. A grid lifetime model for a 3-Grid ion engine[C]//27th International Electric Propulsion Conference, Pasadena, California, October, 2001.
[15] FARNELL C C. Performance and lifetime simulation of ion thruster optics [D]. Colorado State University, 2007.
[16] POLK J, ANDERSON J, BROPHY J, et al. An overview of the results from an 8200 hour wear test of the NSTAR ion thruster [C]//35th Joint Propulsion Conference and Exhibit, 1999.
[17] 宇慧平.响应面方法的改进及其对工程优化的应用[M].北京:科学出版社,2011:1-5.
[18] GOEBEL DM, KATZ I. Fundamentals of electric propulsion: ion and Hall thrusters [M]. John Wiley & Sons, 2008.

(责任编辑:任 妮)