

# 微型氙气供给模块性能研究及在轨应用<sup>\*</sup>

官长斌, 王 冕, 高 鹤, 胡贺然

(北京控制工程研究所, 北京 100098)

**摘 要:** 传统氙气供给系统由于系统复杂、重量体积大、价格昂贵、生产周期长等劣势, 已无法适应低轨互联网卫星星座对低功率霍尔电推进系统的轻质化、低成本及快速研制的发展要求。本文提出一种基于复杂流体通道先进成型和微型化流体控制部件相结合的 Bang-Bang 控制型微型氙气供给模块, 对其结构组成和工作原理进行了介绍。基于 Matlab 与 AMESim 联合仿真方式搭建了其系统动态仿真模型, 并采用 Peng-Robinson 方程考虑了氙气的超临界特性, 对其 Bang-Bang 压力控制特性进行仿真研究。对微型氙气供给模块与 600W 霍尔推力器的在轨数据进行了分析, 产品在轨工作稳定, 在轨数据与仿真结果相吻合。

**关键词:** 霍尔电推进系统; 微型氙气供给模块; Bang-Bang 控制; 仿真分析; 在轨应用

**中图分类号:** V231.1 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2023) 06-2210045-06

**DOI:** 10.13675/j.cnki. tjjs. 2210045

## Performance Research and On-Orbit Application of Micro Xenon Feeding Module

GUAN Chang-bin, WANG Mian, GAO He, HU He-ran

(Beijing Institute of Control Engineering, Beijing 100098, China)

**Abstract:** Due to the disadvantages of complex system, large weight and volume, high price, and long production cycle, the traditional xenon feeding system has been unable to meet the development requirements of low-power Hall electric propulsion system for low-orbit Internet satellite constellation, such as light weight, low cost and rapid development. A Bang-Bang micro xenon feeding module based on complex fluid channels forming method and miniaturized fluid control components is proposed, and its structural composition and working principle are introduced. Based on the co-simulation method of Matlab and AMESim, the system dynamic simulation model is established where the supercritical characteristics of xenon gas are considered by the Peng-Robinson equation. And the Bang-Bang pressure control characteristics are simulated. The on-orbit data of the micro xenon feeding module and the 600W Hall thruster are analyzed, and the product works stably on-orbit, and the on-orbit data match well with the simulation results.

**Key words:** Hall electric propulsion system; Micro xenon feeding module; Bang-Bang control; Simulation analysis; On-orbit application

<sup>\*</sup> 收稿日期: 2022-10-16; 修订日期: 2022-12-21。

通讯作者: 官长斌, 博士, 高级工程师, 研究领域为空间流体控制技术。E-mail: guanchangbin@163.com

引用格式: 官长斌, 王 冕, 高 鹤, 等. 微型氙气供给模块性能研究及在轨应用[J]. 推进技术, 2023, 44(6): 2210045. (GUAN Chang-bin, WANG Mian, GAO He, et al. Performance Research and On-Orbit Application of Micro Xenon Feeding Module[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2023, 44(6): 2210045.)

## 1 引言

霍尔电推进系统具有结构简单、推力小、比冲适中、推功比高等优点,广泛应用于航天器轨道保持、轨道提升、寿命末期离轨、深空探测等领域<sup>[1-3]</sup>。目前霍尔电推力器最理想的工质为惰性气体氙气(Xe),从高功率至低功率甚至微功率的霍尔推力器均采用氙气作为工质气体,获得了较好的推力器性能,满足大多数航天任务需要<sup>[4-5]</sup>。霍尔电推进系统由霍尔推力器、氙气供给系统和功率处理单元三部分组成<sup>[6]</sup>。氙气供给系统是电推进系统的关键子系统,其作用是将气瓶中的高压氙气转化为电推力器所需的微小流量<sup>[7]</sup>。传统氙气供给系统沿袭了化学推进系统分布式的设计思路,采用金属管路将各种阀门、传感器、过滤器及节流器等连接起来,目前已发射的将电推进作为动力的飞行器绝大多数都采用这类传统氙气供给系统<sup>[8]</sup>。但是,传统氙气供给系统复杂程度高、体积和重量庞大、价格昂贵,严重制约了电推进系统的性能提升和应用推广。随着微小电推进卫星平台的快速发展,特别是低轨互联网卫星星座对低功率霍尔电推进系统的迫切需求,传统氙气供给系统的劣势体现得更加明显,已无法适应新的发展要求<sup>[9]</sup>。因此,必须发展新型的微型化氙气供给系统。

国外微型氙气供给系统的研制起步于2000年左右,在系统方案上主要包括金属微流道结合一体化焊接成型方式和MEMS方式两种。2001年,为了适应微小卫星对电推进系统的需求,美国Vacco公司借助其在金属刻蚀方面的技术优势,研制了一体化数字式氙气供给系统,上游采用3个串联电磁阀进行的Bang-Bang电子压力控制,下游的8路节流器流量呈现8位二进制权系数比例关系,实现了最大255倍的阳极流量调节<sup>[10]</sup>。通过金属刻蚀微细通道和整体式焊接成型,实现了高度集成化。2009年,Vacco公司在美国海军研究实验室的资助下又设计了高集成度的微型比例氙气供给系统,包括压力模块和流量模块两部分,均采用压电比例阀进行压力和流量控制,总重量为1.4kg,可为200W~4.5kW的霍尔推力器提供高精度的氙气供给<sup>[11]</sup>。2013年,德国先进空间技术中心为电推进系统开发了一款微型化氙气流量控制单元<sup>[12]</sup>,采用全焊接结构,利用微型电磁阀的脉冲宽度调制(PWM)控制来实现氙气流量调节,流量调节范围为0.001~10mg/s,重量仅为60g,体积54mm×46mm×25mm。2002年,瑞典埃斯特朗空间技术中心为离子推进系统研发了一款微型化氙气供给单

元<sup>[13]</sup>,其高压单元通过压电比例阀与压力传感器组成闭环压力控制,流量单元通过热节流的方式实现流量调节。整个系统通过MEMS工艺集成在一起,总重量仅为150g,体积52mm×52mm×42.4mm。该模块的流量调节范围在0~40mg/s,流量调节分辨率为40μg/s,功耗小于8W。

我国微型化氙气供给系统的研制与国外相比,大致晚了20年。作为国内最早开展氙气供给技术研究和产品研制的单位,北京控制工程研究所为满足低轨互联网卫星对低功率霍尔电推进系统的需求,于2018年开始进行微型氙气供给模块的产品开发,研制的Bang-Bang控制型微型氙气供给模块于2020年1月16日随银河航天首发星在轨首飞以来,已经陆续在15颗卫星上成功在轨应用<sup>[14]</sup>。

本文介绍了Bang-Bang控制型微型氙气供给模块的系统组成及工作原理。利用AMESim与Matlab联合仿真工具建立其系统仿真模型,并对其Bang-Bang压力控制特性进行仿真研究。最后,对该模块与600W霍尔推力器的在轨应用情况进行了对比分析,验证了仿真模型的有效性。

## 2 微型氙气供给模块的组成与原理

Bang-Bang控制型微型氙气供给模块打破了传统氙气供给系统管路连接式的设计思路,利用三维复杂流体通道先进成型技术构建模块基体,并采用微型化的流体控制部件,实现了模块的集成化、轻质化,产品重量仅为1.5kg,可满足不同功率量级霍尔推力器的使用要求。整个模块包括微型压力控制模块和微型流量控制模块两部分,产品如图1所示。

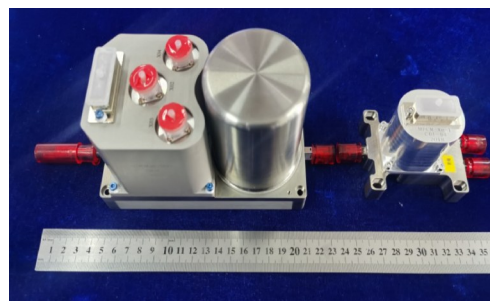


图1 Bang-Bang控制型微型氙气供给模块产品照片

微型压力控制模块包括两个微型自锁阀、四个微型电磁阀、一个高压压力传感器、两个压力传感器和一个缓冲罐。所有上述流体控制与测量元件均安装在一体化焊接而成的基板上,组成一个高集成度的流体控制模块。压力控制模块包含左右两路冗余

设计的 Bang-Bang 压力控制支路,每一路均可实现两级串联微型电磁阀的 Bang-Bang 压力控制。采用两级串联电磁阀一方面是为了增加密封可靠性,另一方面是在气瓶压力很高的特殊工况下可以采用异步 Bang-Bang 控制以提高安全性。整个压力控制模块的重量为 1.2kg,体积为 210mm×80mm×104mm。

微型流量控制模块包含三个微型自锁阀和三个微型节流器,所有微型节流器均采用 MEMS 工艺技术实现迷宫型流体通道,以此实现气体节流。主干路节流器控制总流量,阳极节流器和阴极节流器实现霍尔推力器阳极和阴极的固定比例分流,这种方式降低了阴极节流器的设计难度。整个流量控制模块的重量为 0.3kg,体积为 100mm×60mm×65mm。

Bang-Bang 控制是一种时间最优控制,亦称最速控制,是一种工业上常见的最优控制方法<sup>[15]</sup>。微型氙气供给模块通过低压压力传感器检测缓冲罐压力,并将其与控制指令进行对比,根据对比结果判断电磁阀是否开启。其控制原理如图 2 所示,具体过程如下:假定压力控制点及精度为  $p_2 \pm \Delta\% p_2$ ,当低压压力传感器检测到缓冲罐压力  $p_2$  低于设定压力下限  $p_{2min}=(1-\Delta\%)p_2$  时,两个电磁阀同步开启(开启时长  $t_1$ ),氙气瓶中的气体通过两级串联电磁阀充入缓冲罐,直到低压压力传感器检测到缓冲罐中的压力到达设定压力上限  $p_{2max}=(1+\Delta\%)p_2$ ,两个电磁阀同时关闭,缓冲罐中的氙气通过流量控制模块慢慢泄放给霍尔推力器,缓冲罐中的压力逐渐降低直到再次低于设定压力下限,至此为一个完整的周期,周期长度取决于压力控制点及精度、缓冲罐体积及流量模块的流量。这种控制模式属于完全自主控制,只需要软件设定压力控制精度便可实现自主闭环控制。该 Bang-Bang 压力控制算法可描述如下,即

$$u(k) = \begin{cases} 1 & p_{2k} < p_{2min} \\ 0 & p_{2k} \geq p_{2max} \end{cases} \quad (1)$$

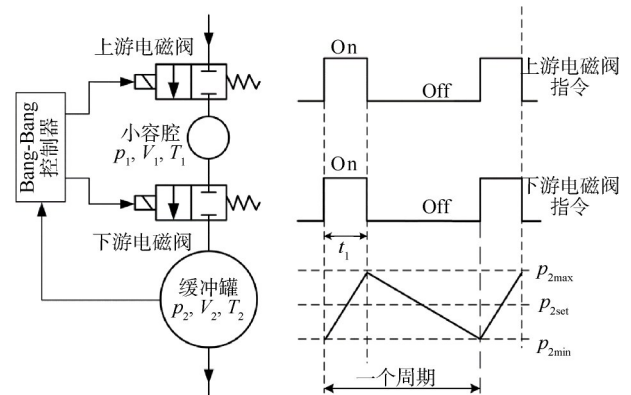


图2 氙气供给模块 Bang-Bang 控制原理图

3 系统建模与仿真研究

3.1 模型建立

Bang-Bang 控制型微型氙气供给模块是典型的非线性系统,涉及气体流动、控制理论等多个学科领域。为了研究其 Bang-Bang 压力控制特性,本文利用 AMESim 和 Simulink 联合仿真的方式,搭建了 Bang-Bang 型氙气供给模块的仿真模型。AMESim 软件是一款集成式系统仿真平台,具有丰富气压和液压组件,可方便地对流体系统进行建模;Simulink 具备动态系统建模和仿真能力,特别适合于控制理论和数字信号处理方面的仿真和设计;AMESim 与 Simulink 的联合仿真模式特别适合于流体供给系统的仿真研究<sup>[16]</sup>。在 AMESim 软件中完成了流路系统的模型搭建,重点创建了迷宫型节流器的子模型;在 Simulink 中完成了 Bang-Bang 控制算法的搭建。

迷宫型节流器由一系列串联的容腔-细槽-节流孔组成,气体经过多级节流-膨胀之后,实现了超高流阻特性。如图 3 所示,该迷宫型节流器的流体结构可划分为 19 个串联的流体单元,每个流体单元由容腔-细槽-容腔-节流孔串联组成<sup>[17]</sup>。基于以上划分原则,在 AMESim 软件中便可建立起迷宫型节流器的仿真模型。

由于气瓶中的高压氙气为超临界状态,仿真模

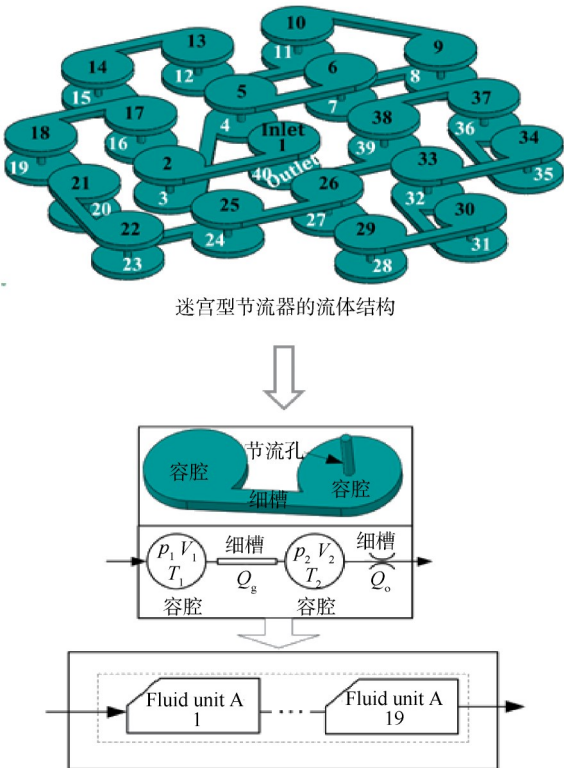


图3 迷宫型节流器的仿真模型建立



型中的理想气体状态方程无法适用,需要采用真实气体状态方程描述氙气的物性变化过程。本文采用精度较高的 Peng-Robinson 方程(简称 P-R 方程)来表征真实气体的物理特性。

根据 P-R 方程,真实气体状态方程可描述如下<sup>[18]</sup>

$$p = \frac{RT}{V-b} - \frac{a(T)}{V(V+b)+b(V-b)} \quad (2)$$

式中  $p$ ,  $V$  和  $T$  分别为气体压力、体积和温度; $b$  为常数; $a(T)$  为温度  $T$  的函数; $R$  为标准气体常数。

常数  $b$  与临界压力  $p_c$  和临界温度  $T_c$  的关系为

$$b = \frac{0.0778RT_c}{p_c} \quad (3)$$

$$a(T) = 0.45724(R^2T_c^2/p_c) \cdot a_c \quad (4)$$

$$a_c = [1 + k(1 - (T/T_c)^{0.5})]^2 \quad (5)$$

$$k = 0.3746 + 1.54226\omega - 0.26992\omega^2 \quad (6)$$

式中  $\omega$  为偏心因子。

本文采用 P-R 方程来真实地反映超临界状态下的氙气物性,并将其植入到 Bang-Bang 型氙气供给系统的仿真模型中(如图 4 所示)。在 AMESim 仿真模型中,可以通过修改 Gas Data 中 Xe 的 properties definition,将其修改为“real: Peng-Robinson”直接调用 P-R 方程。

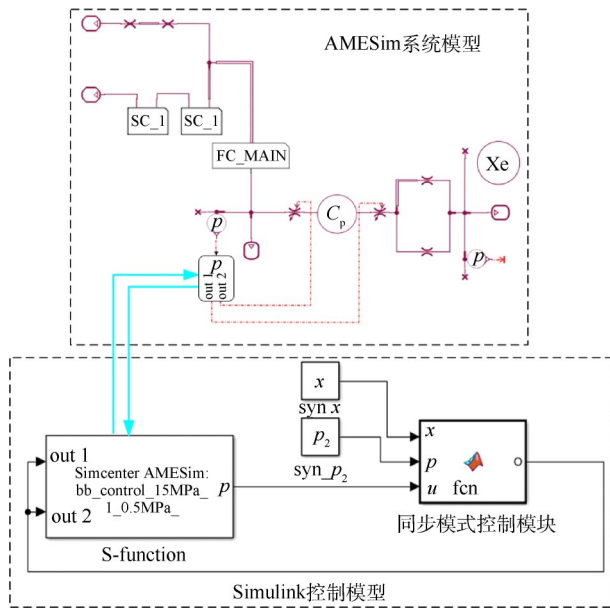


图4 Bang-Bang型微型氙气供给模块联合仿真框图

### 3.2 仿真分析

本节利用图 4 所建立的 Matlab-AMESim 联合仿真模型,对微型氙气供给模块的 Bang-Bang 压力控制特性进行了仿真分析。氙气瓶在轨为落压工作方式(最高压力一般为 15MPa),在此过程中,微型电磁阀

的开启时间  $t_1$  随气瓶压力的变化会随之调整,以满足设定的压力控制精度。评价 Bang-Bang 型微型氙气供给模块性能优劣的核心指标是压力控制精度和工作寿命。压力控制精度取决于微型电磁阀的响应时间,需要保证在气瓶全压力段内均能实现下游压力控制精度;工作寿命指微型电磁阀的开关次数,需要保证其满足全生命周期内的压力控制次数要求。

通过仿真计算,分析微型氙气供给模块从 15MPa 落压过程中微型电磁阀开启时间  $t_1$  的变化情况,以评估微型电磁阀的响应性能是否能够覆盖全工况的 Bang-Bang 压力控制精度需求。仿真过程中,以 600W 霍尔推力器的流量需求为目标,将缓冲罐压力控制点设置为  $0.4\text{MPa} \pm 12\text{kPa}$ ,在气瓶压力在 0~15MPa 时,微型电磁阀执行 Bang-Bang 控制的开启时间  $t_1$  仿真结果见图 5。根据仿真结果,15MPa 时,  $t_1$  为 380ms;1MPa 时,  $t_1$  为 13500ms,因为微型电磁阀的开关响应时间  $\leq 5\text{ms}$ ,完全可以满足全压力段  $\pm 3\%$  的压力控制精度要求。通过线性估算,在为 600W 霍尔推力器供气时,该产品最高可实现  $0.4\text{MPa} \pm 0.16\text{kPa}$  的控制精度。

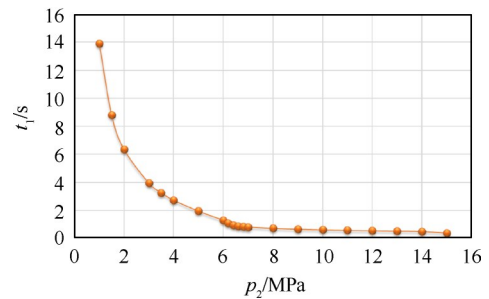


图5 不同气瓶压力下的电磁阀开启时长仿真结果

利用仿真模型,对微型氙气供给模块在 Bang-Bang 控制过程中缓冲罐压力、阳极流量与电磁阀控制指令之间的关系进行了研究。从图 6(a)可以看出,缓冲罐压力在电磁阀开启瞬间几乎同时升高,并在很短时间内由  $0.388\text{MPa}$  爬升至  $0.412\text{MPa}$ ,这段时间相比于 Bang-Bang 周期可以忽略不计。但是从图 6(b)可知,阳极流量升高相对于电磁阀开启时间有一定延迟,这是由于流量控制模块中的容腔和流阻共同造成的。通过 Bang-Bang 控制周期和微型电磁阀的实际开关寿命,可以评估微型氙气供给模块的工作寿命。从图 6 可以看出 Bang-Bang 控制周期约为 150s。而霍尔推力器的一般在轨寿命为 4000h,那么需要开关动作 96000 次。而微型电磁阀的开关寿命  $\geq$

20 万次, 足以满足这一任务要求。根据实际寿命评估, 在为 600W 霍尔推力器供气时, 在气瓶氙气量充足情况下, 最小可保证其在轨工作 8000h。

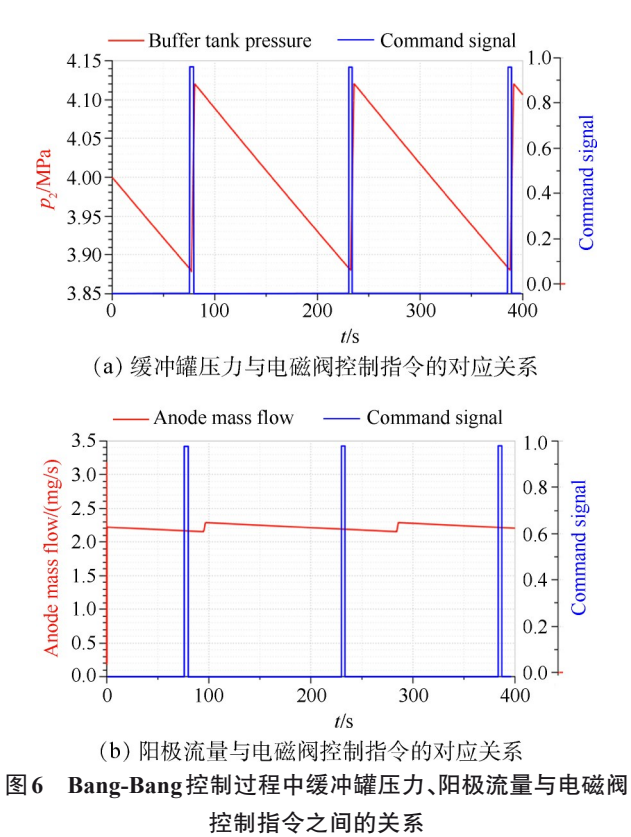


图 6 Bang-Bang 控制过程中缓冲罐压力、阳极流量与电磁阀控制指令之间的关系

4 在轨应用验证

某低轨通信卫星于北京时间 2021 年 8 月 24 日 19 点 15 分, 在酒泉卫星发射中心发射升空, 搭载了北京控制工程研究所研制的 600W 霍尔推力器和 Bang-Bang 控制型微型氙气供给模块。产品在轨稳定运行, 为我国星网星座的建设开展了前期验证工作。本节通过在轨数据分析, 对 Bang-Bang 控制型微型氙气供给模块在轨压力控制特性进行了分析, 对其与仿真结果进行了对比。

2021 年 8 月 30 日 05:19 分开始第 1 次预处理, 缓冲气瓶压力  $0.344\text{MPa} \pm 10.32\text{kPa}$ , 对应流量为标准流量的 80%, 阳极电流约为 1.42A, 见图 7(a)。2021 年 9 月 1 日 06:48 分开始第 9 次性能评估点火, 缓冲气瓶压力  $0.389\text{MPa} \pm 3\%$ , 对应流量为标准流量的 90%, 阳极平均电流 1.58A, 见图 7(b)。2021 年 9 月 1 日 16:23 分开始第 14 次调相点火, 缓冲气瓶压力  $0.433\text{MPa} \pm 12.99\text{kPa}$ , 对应流量为标准流量的 100%, 稳定后阳极平均电流 1.72A。见图 7(c)。通过在轨压力控制曲线可以看出, Bang-Bang 型微

型氙气供给模块在轨按照 80%, 90% 和 100% 流量要求, 均能在响应工作压力下按照  $\pm 3\%$  的控制精度稳定工作。

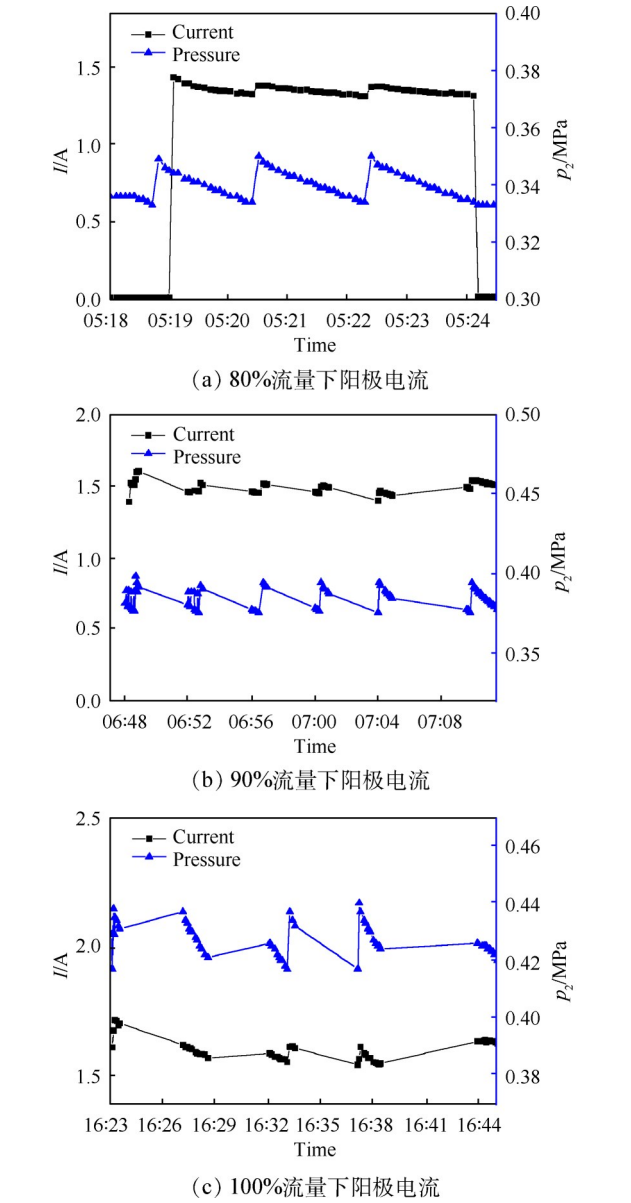


图 7 在轨缓冲罐压力与阳极电流的对应关系

通过分析图 7 可知, 推力器阳极电流随缓冲罐的压力波动也会出现周期性波动, 这是微型氙气供给模块 Bang-Bang 压力控制引起的阳极流量波动引起的; 阳极电流锯齿形波动的相位要稍微滞后于压力波动, 是因为阳极流量波动滞后缓冲罐中压力波动, 这与仿真结果对应; 随着 Bang-Bang 压力控制点的变化, 阳极电流随之成线性变化。根据图 7(a), 微型氙气供给模块在 80% 流量下 (即工作压力  $0.344\text{MPa}$ ) 的在轨 Bang-Bang 周期约为 2min; 若按照线性关系计算到  $0.4\text{MPa}$  工作点, Bang-Bang 周期约为 140s, 这与仿真计算的 150s 基本一致。以上在轨数据与仿真结果

基本一致,证明本文提出 Bang-Bang型微型氙气供给模块仿真模型的有效性。

## 5 结 论

本文通过研究,得到如下结论:

(1)利用本文建立的仿真模型对 Bang-Bang型微型氙气供给模块进行了仿真研究,仿真结果表明,该模块可满足600W霍尔推力器在轨至少8000h工作寿命,最高压力控制精度可达 $\pm 0.04\%$ 。

(2)微型氙气供给模块的压力控制特性仿真结果与实际在轨控制效果基本一致,证明本文提出的联合仿真方法可很好地模拟氙气供给模块的 Bang-Bang压力控制特性,可作为此类产品优化设计的有力工具。

(3)在轨数据表明,可通过调节氙气供给模块的输出压力,实现600W霍尔推力器阳极电流和推力的等比例调节,证明该 Bang-Bang型微型氙气供给模块具有很好的在轨调节能力,可满足不同功率霍尔推力器的需求。

**致 谢:**感谢北京控制工程研究所秦宇、韩道满工程师提供在轨数据及参与讨论。

## 参考文献

- [ 1 ] Ding Y J, Li H, Wei L Q, et al. Overview of Hall Electric Propulsion in China[J]. *IEEE Transactions on Plasma Science*, 2018, 46(2): 263-282.
- [ 2 ] 田立成,郭 宁,龙建飞,等. LHT-100霍尔推力器宽功率范围工作实验研究[J]. *推进技术*, 2014, 35(9): 1283-1289. (TIAN Li-cheng, GUO Ning, LONG Jian-fei, et al. Experimental Study of LHT-100 Hall Thruster Operation in the Wide Power Range[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2014, 35(9): 1283-1289.)
- [ 3 ] 刘星宇,李 鸿,毛 威,等. 霍尔推力器能量损失系统性评价方法[J]. *推进技术*, 2022, 43(7): 200868. (LIU Xing-yu, LI Hong, MAO Wei, et al. Systematic Evaluation Method for Power Loss of Hall Thruster[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2022, 43(7): 200868.)
- [ 4 ] 徐宗琦,华志伟,王平阳,等. 碘工质霍尔推力器原理与研究进展[J]. *火箭推进*, 2019, 45(1): 1-7.
- [ 5 ] 陈新伟,高 俊,顾 左,等. 变工况下自励磁模式 LHT-60霍尔推力器放电特性试验研究[J]. *真空与低温*, 2022, 28(1): 106-114.
- [ 6 ] 杭观荣,余水淋. 霍尔电推进流量调节模块研制及在轨验证[J]. *火箭推进*, 2016, 42(1): 20-25.
- [ 7 ] Cheng Y G, Xia G Q. Investigation into the Transient Flow Characteristics of Noble Gas Propellants Using the Pulsed Inductive Discharge in Electric Propulsion[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2020, 33(9): 2329-2341.
- [ 8 ] 官长斌,沈 岩,魏延明,等. 面向空间电推力器的氙气供给系统发展综述及展望[J]. *宇航学报*, 2020, 41(3): 251-261.
- [ 9 ] Ning Z X, Liu C G, Zhu X M, et al. Diagnostic and Modelling Investigation on the Ion Acceleration and Plasma Throttling Effects in a Dual Emitter Hollow Cathode Micro-Thruster[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2021, 34(12): 85-98.
- [ 10 ] Otsap B, Cardin J, Verhey T R. Photochemically Etched Construction Technology Developed for Digital Xenon Feed Systems[C]. *Pasadena: 27th International Electric Propulsion Conference*, 2001.
- [ 11 ] Dankanich J W, Cardin J, Dien A, et al. Advanced Xenon Feed System Development and Hot Fire Testing[C]. *Denver: 45th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, 2009.
- [ 12 ] Harmann H P, Rothaus S, Wanot G.  $\mu$ FCU-A Miniaturized Flow Control Unit for Xenon[C]. *Washington: 33rd International Electric Propulsion Conference*, 2013.
- [ 13 ] Bejhed J, Lindberg U, Stenmark L. A Miniaturized Xenon Ion Propulsion System[C]. *Houston: 53rd International Astronautical Congress*, 2002.
- [ 14 ] 李建成. 从银河航天首发星在轨测试分析低轨宽带卫星通信的优势[J]. *数字通信世界*, 2021(2): 22-24.
- [ 15 ] 贾光政. 高压气动减压理论及其在气动汽车上应用的关键技术研究[D]. 杭州: 浙江大学, 2003.
- [ 16 ] 张 伟,孙德文,陈万华,等. 基于AMESim的液氮供给系统液击仿真[J]. *航空动力学报*, 2022, 37(2): 366-374.
- [ 17 ] Guan C B, Shen Y, Yao Z P, et al. Design, Simulation and Experiment of an LTCC-Based Xenon Micro Flow Control Device for an Electric Propulsion System[J]. *Processes*, 2019(7): 1-11.
- [ 18 ] Liu L X, Liu G L, Zhang W. Applications of the Peng-Robinson Equation of State Using Mathcad[J]. *International Journal of Computational Science and Engineering*, 2016, 13(1): 98-108.

(编辑:白 鹭)