

微电推进贮供系统开发与系统级仿真研究^{*}

李沛然, 王伟宗, 陈 阳, 孙臻琦

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191)

摘 要: 针对传统电推进贮供系统应用于微小卫星任务时重量和体积庞大的问题, 提出一套小型化、轻质化、低成本的微电推进贮供系统设计方案并进行了开发工作。采用聚醚醚酮复合材料(PEEK)制作的毛细管替代金属毛细管用于微流量控制, 以氦气为工质进行试验, 验证了其能够在 $\pm 1\%$ 控制精度内实现 $0.0291\sim 0.4145\text{ mg/s}$ 的稳定流量输出。本文在Amesim中构建系统级一维瞬变模型, 进行微电推进贮供系统仿真, 并与试验结果对比验证模型的有效性与准确性。对仿真结果进一步分析阐述了系统从启动到稳定工作过程中压强超调、稳定段流量波动等工作特性以及减压器弹簧及膜片刚度、毛细管内径等关键参数的影响规律, 通过对各部件热力状态参数动态变化的分析揭示了工质气体向下游供给过程中流动、传热与控制耦合作用的物理机制。

关键词: 微电推进贮供系统; 氦气; PEEK毛细管; 微流量控制; 系统级一维瞬变模型

中图分类号: V439 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2023) 06-2212029-10

DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 2212029

Development and System-Level Simulation of Micro Electric Propulsion Feeding System

LI Pei-ran, WANG Wei-zong, CHEN Yang, SUN Zhen-qi

(School of Astronautics, Beihang University, Beijing 100191, China)

Abstract: The traditional electric propulsion feeding system has the problems of huge weight and volume, which is not adapted to micro-satellite missions. In order to solve these problems, a small, light and low-cost micro electric propulsion feeding system was designed and built. The capillary made of composite PEEK is used to replace the metal capillary for micro flow control. The experiment with Krypton as working gas verified that it can provide a stable mass flow of $0.0291\sim 0.4145\text{mg/s}$ within $\pm 1\%$ control accuracy. Secondly, the system-level one-dimensional transient model was constructed in Amesim for simulation of the micro electric propulsion feeding system. The comparison between simulation and experiment results verified the effectiveness and accuracy of the model. The further analysis of the simulation results illustrated the operating characteristics of the system from opening section to stable section, such as pressure overshoot, flow fluctuation in the stable section, and the influence of the key parameters such as the spring and diaphragm stiffness of the pressure reducer, and the inner diameter of the capillary. Through analysing the dynamic changes of the thermal state parameters for each component, the physical mechanism of the coupling effect of flow, heat transfer and control in the process of the supply of working gas to the downstream was revealed.

^{*} 收稿日期: 2022-12-11; 修订日期: 2023-01-13。

基金项目: 国家自然科学基金(51977003; 52277133)。

作者简介: 李沛然, 硕士生, 研究领域为航天器空间电推进。

通讯作者: 王伟宗, 博士, 教授, 研究领域为航天器空间电推进、火箭发动机仿真技术。E-mail: wangweizong@buaa.edu.cn

引用格式: 李沛然, 王伟宗, 陈 阳, 等. 微电推进贮供系统开发与系统级仿真研究[J]. 推进技术, 2023, 44(6):2212029.
(LI Pei-ran, WANG Wei-zong, CHEN Yang, et al. Development and System-Level Simulation of Micro Electric Propulsion Feeding System[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2023, 44(6):2212029.)

Key words: Micro electric propulsion feeding system; Krypton; PEEK capillary; Micro flow control; System-level one-dimensional transient model

1 引言

在各类航天动力技术中,电推进技术无疑是最具潜力的空间推进技术之一^[1]。电推力器因高比冲、长寿命、小推力、控制精度高等特点,在南北位保、轨道转移等类型航天任务中得到了广泛应用^[2-3]。

近年来微小卫星的近地与深空探测任务大量涌现,为电推进技术提供了新的应用场合。而作为电推进子系统的贮供系统,对传统化学推进系统设计理念的沿袭,导致了其庞大的体积与重量阻碍着电推进系统满足微小卫星平台小型化、轻质化和低成本的需求^[4-5]。因此,通过应用特殊工艺方法和新型材料等手段实现传统流量调节部件的小型化和轻质化,是在微小卫星任务中发挥电推进技术优势的关键^[6-8]。毛细管型节流器作为传统流量调节部件类型之一,凭借可靠性高的优势在常规尺寸SPT系列和PPS系列霍尔电推力器中得到了广泛应用,如俄罗斯Fakel设计局^[9-13]研发的相应产品已在GALS, LS-1300E和SMART-1等卫星平台上实现了在轨应用。新加坡的Singhal等^[14]则提出可以将此类流量调节器用于微电推进系统设计。日本的Kinefuchi等^[15]面向微电推进系统,设计了小型化的毛细管型节流器并研究了其工作特性。国内胡竟等^[16]研究了多孔金属塞片用于节流控制的性能,官长斌等^[17]利用低温共烧陶瓷技术设计了迷宫型流量控制器并成功在轨应用,但对毛细管型的研究国内还相对较少。事实上,将毛细管型节流器小型化后用于微小卫星平台上的微电推进系统时同样存在上述问题,因此通过特殊工艺方法和新型材料等手段进行设计改进非常必要。

在贮供系统的设计改进和工作特性研究中,数值仿真是重要手段之一。对贮供系统的仿真研究大致分为两种类型:一是进行高维建模,集中于压强和流量调节部件,分析部件参数对自身乃至系统的性能影响;二是采用低维度建模方法,搭建比较完整的系统级多学科耦合仿真模型,从系统级层面针对流体的流动特性、各部件间参数的耦合关系等进行探究。目前对电推进贮供系统的研究多为前者,集中于系统单个部件:Dyer等^[18]研究了环形微流道型流量调节部件的流量特性模型,考虑了通道的结构参数、氙气的黏度及密度以及温度对氙气黏度的影响;

Ganapathi等^[19]对带有热调节功能的多孔介质型流量控制模块流量特性进行了建模,分析了流量的不确定度;而苟浩亮等^[20]则对电推进贮供系统中的压强调节模块进行了建模,研究了系统结构参数对压强调节性能的影响。而对电推进贮供系统开展的系统级仿真研究十分有限,有待进一步深入。

本文提出了一套小型化氦贮供系统的设计方案,采用了聚醚醚酮(Poly Ether Ether Ketone, PEEK)毛细管代替金属毛细管作为流量控制元件,其他部件则采用低成本商业部件,以模块化设计思路组建了全系统并进行了验证试验。在此基础上,在Amesim中构建并验证了贮供系统级仿真模型,通过动态现象的分析,对系统工作特性和参数影响规律中的物理机制进行了揭示。

2 系统设计方案

电推进贮供系统一般分为工质贮存、压强调节和流量调节等模块,模块之间以金属管道相连接。根据微小卫星任务要求和相应推力器流量需求,本文采用了系统分模块耦合设计的思路,提出了系统设计指标和方案,完成了系统模块设计,并进行了全系统搭建与检验。

2.1 系统设计方案和指标

通常为了满足航天任务中推力器工作时长要求,工质贮存模块工作压力指标至少在10MPa以上,与氙气、氪气和氩气等惰性气体相适应。本文系统中气瓶具有小型化、轻质化优点的同时,具备较高的耐压设计,使之实现了更大的贮存容量,可以支持推力器更长时间的工作,在工质方面选用氦气进行设计与试验,但同时兼容氙气等其他惰性气体。

压强调节模块的功能是将上游的高压工质减压并稳定在较低值,例如在霍尔电推进航天任务中,减压后压强值一般在0.1~0.4MPa,控制精度指标在 $\pm(2\%\sim5\%)$;本文采用机械减压阀,能以较高精度满足各类电推力器的减压要求,具有操作简单、可靠性高的特点。

在流量调节模块方面,针对200W以下以氦气为工质的电推力器,设定流量指标为0~0.4mg/s内多工作点稳定流量输出。本文系统采用PEEK毛细管取代传统的金属毛细管作为节流元件,PEEK易加工、耐高低温($-50\sim250^{\circ}\text{C}$)和高机械强度的优势让其适用

于制造微米级内径的毛细管,克服了传统金属毛细管型节流元件应用于小流量调节模块时,微米级内径加工难度大、成本高的问题,同时质量和体积更小的特点也让 PEEK 毛细管成为优于金属毛细管的选择。

系统在上述模块之外,还包含了过滤器、压力、流量传感器及相应的数显仪,如图 1 所示。

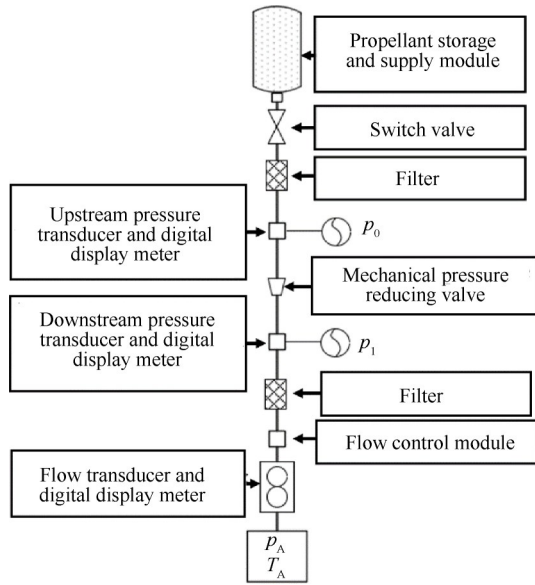


Fig. 1 Design scheme of storage and supply system

2.2 模块设计与参数

综合考虑氦气物性特点、设计方案压强指标和系统地面试验要求,贮存模块选用碳纤维-环氧树脂气瓶,工质压强与气瓶容量的关系可以用理想气体方程来表示

$$p_c V = \frac{\dot{m}_c}{M} R T_c \quad (1)$$

式中, p_c 为气瓶内氦气压强; V 为气瓶容积; $\dot{m}_c$ 为气瓶内氦气质量; M 为氦气的摩尔质量(83.798g/mol); R 为气体通用常数(8.314J/(mol·K)); T_c 为气瓶内氦气温度(298.15K)。由此选择的气瓶指标:容积 0.22L,最大工作压力 30MPa,使用寿命 15 年。

对于压力调节模块,机械式压力调节器无需电子控制系统,即可保持较高控制精度且可靠性较好。故本文系统选用单级机械减压阀用于实现 10MPa 高压到 0~0.35MPa 的压力调节,考虑真实流体效应的影响,流过减压器的工质质量流量可以表示为^[17]

$$\dot{m}_0 = \tau C_d A_{vt} \sqrt{p_1 \rho_1} f\left(\frac{p_2}{p_1}\right) \quad (2)$$

$$f\left(\frac{p_2}{p_1}\right) = \begin{cases} \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} \left[\left(\frac{p_2}{p_1}\right)^{\frac{2}{\gamma}} - \left(\frac{p_2}{p_1}\right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma}} \right]}, & \frac{p_2}{p_1} > p_{cr} \\ \sqrt{\gamma \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}}, & \frac{p_2}{p_1} \leq p_{cr} \end{cases} \quad (3)$$

$$p_{cr} = \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (4)$$

式中 $\dot{m}_0$ 为减压阀出口氦气质量流量, τ 为相对开度; C_d 为流量系数,表征节流特性,与结构、气体种类及工况条件等因素有关; A_{vt} 为全开状态下的流通截面积; p_1, p_2 分别是上下游氦气压强; ρ_1 为上游压强 p_1 下的氦气密度; γ 为氦气比热比; p_{cr} 是临界压力比。

流量调节模块对贮供系统性能有重要影响,工质在毛细管中的流动可以视为层流,其质量流量可以表示为^[21]

$$\dot{m}_1 = \frac{\pi D^4}{256 \mu R_g T l} (p_3^2 - p_4^2) \quad (5)$$

式中 $\dot{m}_1$ 为毛细管出口氦气质量流量; D 和 l 分别为管道的等效横截面直径和长度; μ 为气体黏度; $R_g = R/M$,是氦气的气体常数; T 是毛细管中工质的绝对温度; p_3, p_4 分别是毛细管上下游的压强。

利用上述方程对 PEEK 毛细管进行设计,最终选择了内径为 65 μ m 的 PEEK 毛细管作为节流元件,相比同样体积规格的不锈钢毛细管质量可减少 80% 以上。氦气在系统管路中的流动与毛细管中流动类似,由此设计选择了 1/8 英寸不锈钢管,用以连接系统各模块。此外,在压力调节模块的上下游分别配置了压强传感器用以监测压力变化;流量调节模块出口设置了流量传感器用以监测系统流量输出。

搭建的微电推进贮供系统如图 2 所示,对微电推进贮供系统进行了系列测试,验证其已达到地面试验标准。

2.3 系统功能验证试验

通过预试验设计了功能验证方案:上游气瓶初始压强设为 2MPa,下游减压阀出口压强按照间隔 0.050MPa 在 0.150~0.350MPa 设置五种工况,各工况下进行六组重复性试验。试验过程中,压力和流量传感器分别记录了气瓶及减压阀出口压强、系统出口流量。其中,压力和流量传感器频率响应分别为 1kHz 和 15Hz,采样频率 1Hz,采样时间 600s。选取一组五种工况的试验结果进行分析,如图 3

所示。

对系统开启段特性进行分析:如图3(a)所示,在贮供系统开启段,当3s时刻打开气瓶直通阀后,减压器后压强快速上升在4s时就达到峰值,且超过了预设值,即发生超调,这是由于上游压强快速升高造成的,标志着下游压强逐步建立。从峰值来看,机械减压阀出口压强并未超过安全阀泄压阈值,且过程中未出现减压阀鸣叫振动等现象,即减压阀处于正常工作状态。此后,减压器后压强逐渐下降,在25~30s后已经相对稳定,但波动仍较大。如图3(b)所示,毛细管出口流量在开启段9s左右流量达到峰值,随后逐渐下降并进入相对稳定阶段。由公式(5)可知,毛细管出口质量流量变化是受到上游压强超调随后稳定的影响而发生的,因此其变化趋势与减压阀后压强变化相似,但略有滞后。

对系统稳定段特性进行分析:如图3(a)所示,在50s左右,系统进入稳定工作段,减压阀后压强稳定在预设值;如图3(b)所示,进入稳定段后,毛细管

出口流量变化与阀后压强一致,也趋于稳定。系统进入稳定工作状态后,流量输出波动范围小于 $\pm 1\%$,即能以 $\pm 1\%$ 流量控制精度为下游电推力器供给工质。

通过试验得到系统的流量输出为0.0291~0.4145mg/s,如图4所示。上述试验结果验证了贮供系统能够满足设计目标,也验证了应用PEEK毛细管重量轻、精度高的优势。同时,多组重复性实验验证了系统的可靠性。但是在试验过程中发现得到的系统流量输出范围要略低于设计预期。这一问题虽然对系统功能的影响较小,但产生差异的原因仍需进一步讨论,以优化流量控制部分的设计方法。

针对试验结果与设计值的差异,本文主要考虑以下因素的影响:(1)工质动量变化对管道压降的影响;(2)工质发生层流向湍流的过渡^[22-23]。

在毛细管设计中,工质气体在毛细管中流动时其动量的变化也来自于压降,这会使得实际出口压

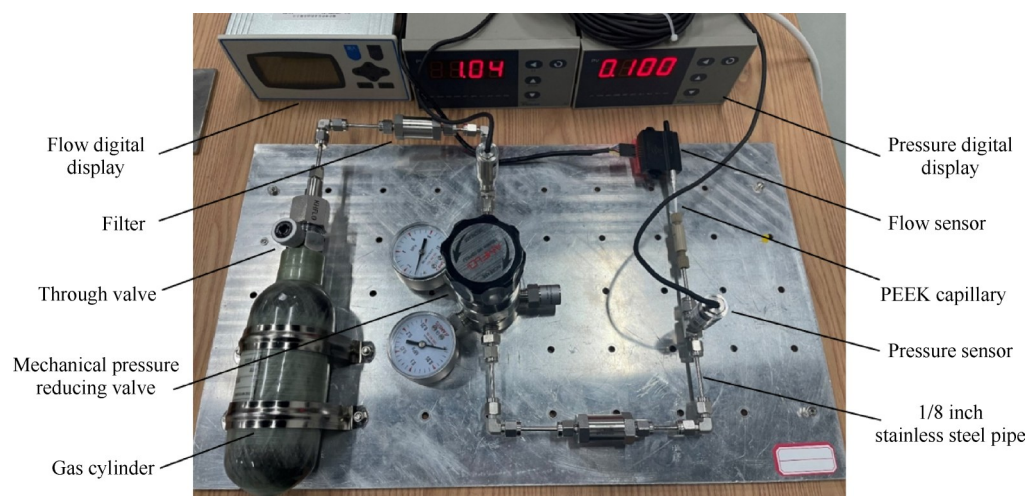


Fig. 2 Micro electric propulsion storage and supply system

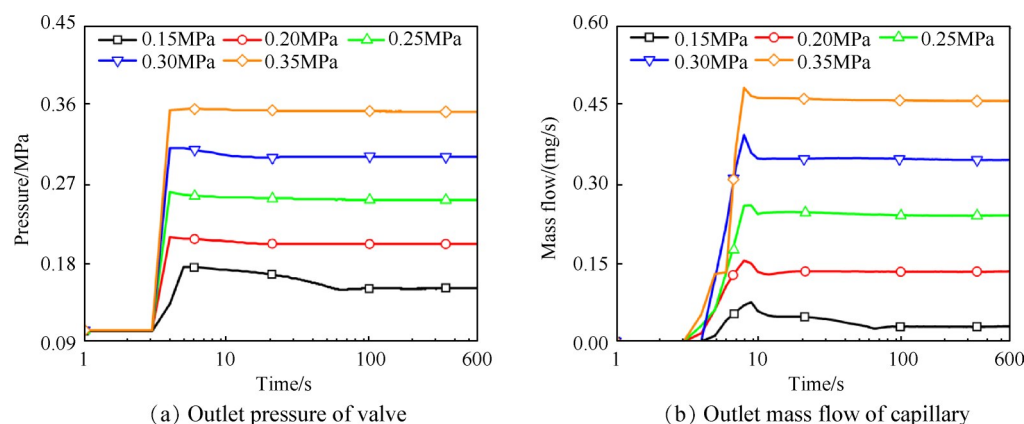


Fig. 3 Experimental results under five working conditions

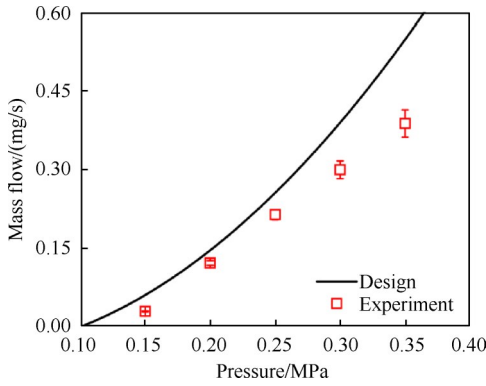


Fig. 4 Comparison between the experimental results and design expectation

强更小,导致设计值会偏大。动量变化对于压降的影响可以通过对毛细管设计公式(5)引入动量变化修正因子进行考虑

$$\dot{m}_1 = \frac{\pi D^4}{256 \mu R_g T l} p_3^2 \left\{ 1 - \left(\frac{p_4}{p_3} \right)^2 \left[\ln \left(\frac{p_3}{p_4} \right) + 1 \right] \right\} \quad (6)$$

引入动量修正因子后,各工况下流量输出如图5所示,可以发现由该因子引起的不同工况下流量的变化为10%~25%,这指出动量变化对压降存在一定贡献,与工况条件有关,应在优化设计中考虑。

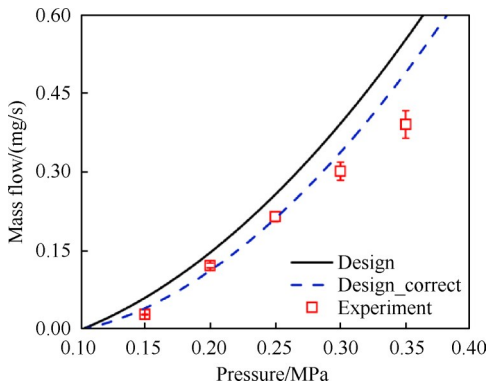


Fig. 5 Comparison between the experimental results and design correction

系统中毛细管的构型选用了直圆管,通过计算雷诺数($Re < 1500$)可以排除因工质流动向湍流转变而影响流量的因素,此外,直圆管结构中局部湍流出现的可能也较小。因此基本可以排除湍流对于试验结果与设计值差异的影响。

对上述因素的进一步分析讨论,有助于毛细管的优化设计。同时还应考虑到流量调节模块作为全系统的一部分,受到系统其余模块耦合工作的影响。因此对贮供系统的优化应当建立在对全系统耦合工作机理进一步揭示的基础上。

3 系统级仿真及分析

3.1 系统级仿真模型构建

贮供系统模型中各元件遵循下列方程^[24-26]

(1) 状态方程

对流体工质的物性计算采用MBWR方程,即

$$p = \sum_{n=1}^9 a_n \rho^n + e^{(\rho/\rho_{cr})^2} \times \sum_{n=10}^{15} a_n \rho^{2n-17} \quad (7)$$

式中 p 为工质压强; ρ 为工质密度; ρ_{cr} 为临界密度; a_n 为MBWR方程各项系数,与工质种类及温度有关。

(2) 连续方程

流体工质密度的导数按式(8)进行计算,有

$$\frac{d\rho}{dt} = \frac{1}{V} \sum \dot{m}_i \quad (8)$$

式中 V 为工质体积; $\sum \dot{m}_i$ 为工质的总质量流量。

(3) 能量方程

能量守恒方程如式(9)所示,即

$$\frac{dE_1}{dt} = W + \sum H + \dot{Q} \quad (9)$$

式中 E_1 为所计算腔体的内能; W 为外界对腔体做功的总和; $\sum H$ 为腔体出入焓流率之和; $\dot{Q}$ 表示腔体内出入热量的总和。

由于腔体体积不变,外界对腔体做功的总和为0,即 $W = 0$,能量守恒方程可以表示为如下温度随时间的变化率

$$\frac{dT}{dt} = \frac{1}{m \cdot c_v} \left[\sum H + \dot{Q} - h \sum Q_m - m \left(p + \frac{\partial e_1}{\partial v} \right) \frac{dv}{dt} \right] \quad (10)$$

式中 c_v 为腔体内工质定容比热; h 为工质比焓; m 为腔体工质总质量; v 为腔体内工质比容; e_1 为腔体内工质比内能; $\frac{dv}{dt} = -\frac{1}{\rho^2} \cdot \frac{d\rho}{dt}$ 为比容随时间的变化率。

压强随时间的变化率采用麦克斯韦关系式来计算,即

$$\frac{dp}{dt} = \frac{\partial p}{\partial v} \bigg|_T \frac{dv}{dt} + \frac{\partial p}{\partial T} \bigg|_v \frac{dT}{dt} \quad (11)$$

通过式(8)和式(11)可计算得到非初始时刻的密度和压强,进而由式(7)可计算得到各时刻的温度。

(4) 动量方程

工质质量流量与焓流量之间的关系见式(12)和式(13)

$$\dot{m} = \rho \frac{A}{\sqrt{k}} \sqrt{\frac{2\Delta p k_{dp}}{\rho}} \quad (12)$$

$$dH = \dot{m} h \quad (13)$$

式中 dH 为焓流率; ρ 为上游工质的密度; A 为管道横截面积; k 为质量流量系数; Δp 为管道压降; k_{dp} 为压降

系数。

系统部件模型主要包含以下模块:气瓶、气瓶开关、管道、机械减压阀、微流量控制器、出口恒压源,上述模块对应的标识符分别为 TPVOL,TPCTV,TPP,TPMPRV,TPMFC 和 TPS,如表 1 所示。

根据模块划分,分别构建各部件模型。气瓶模块 TPVOL 用于仿真气瓶中的热力过程以及其外壁与环境热交换情况。气瓶开关阀模块 TPCTV 和管道模块 TPP 分别用于仿真阀门开关过程中和管道内工质的热力状态、流动状态及热交换情况等。压力调节模块 TPMPRV 针对试验系统中单级机械减压器采用两相流腔体、主副弹簧、膜片和二次开发的锥形阀芯等元件,构建了相应的模型用于仿真减压器内工质由高压腔经阀芯节流进入低压腔过程中的热力状态、流动状态及热交换情况等。压力调节模块结构参数如表 2 所示。

微流量控制器 TPMFC 用于仿真工质经过毛细管时的节流过程以及毛细管分别与工质及外界环境的热交换情况。两相流出口流体源模块 TPS 则用于仿

真系统出口的流体边界。

本文对上述元件数量较多、结构较为复杂的模块进行了封装处理,按照试验系统结构,将所有部件的模型组合成贮供全系统模型,如图 6 所示。

3.2 仿真模型的验证

根据工况 0.250MPa 的试验条件,全系统仿真模型的参数设定如表 3 所示。

按照上述设定,利用贮供全系统模型进行了 600s 仿真计算。对于试验系统,毛细管出口质量流量是衡量全系统性能的重要指标,减压阀出口压强变化也与其直接相关。因此将相应的仿真结果与试验结果进行对比分析,如图 7 所示。其中,仿真的输出频率为 100Hz。

在开启阶段,即前 50s,仿真结果中减压阀出口从 3s 开始建压,如图 7(a)所示,压强在 8.13s 上升至峰值 0.260MPa,此后逐渐下降直至稳定在 0.250MPa。而这一阶段,仿真中毛细管出口质量流量变化如图 7(b)所示,也从 3s 开始上升,在 8.15s 达到峰值 0.246mg/s,随后下降直至稳定在 0.237mg/s。仿真结果与试验相

Table 1 Module breakdown of micro electric propulsion feeding system

Module name	Module type	Identifier
Gas cylinder module	Two-phase volume	TPVOL
Gas cylinder switch module	Two-phase cylinder through valve	TPCTV
Pipe module	Two-phase pipe	TPP
Mechanical pressure reducing valve module	Two-phase mechanical pressure reducing valve	TPMPRV
Micro flow controller module	Two-phase micro flow controller	TPMFC
Outlet fluid source module	Two-phase source	TPS

Table 2 Structure and state parameters of mechanical pressure reducing valve

Component	Structure parameter	Value
High-pressure chamber	High-pressure chamber volume/m ³	2.04×10 ⁻³
	Active area of high-pressure gas acting on spool/m ²	8.04×10 ⁻⁴
High-pressure chamber	Diameter of valve seat/m	4.80×10 ⁻³
Low-pressure chamber	Flow coefficient at throttle of pressure reducing valve	0.80
Low-pressure chamber	Low-pressure chamber volume/m ³	4.66×10 ⁻³
	Active area of low-pressure gas acting on spool/m ²	6.03×10 ⁻⁴
Main spring chamber	Active area of air acting on diaphragm/m ²	7.00×10 ⁻⁴
Spring	Stiffness of auxiliary spring/(N/m)	4×10 ⁶
	Pre-compression amount of auxiliary spring/m	3.45×10 ⁻²
	Stiffness of main spring/(N/m)	3×10 ⁷
	Pre-compression amount of main spring/m	2.78×10 ⁻⁸
	Forward and reverse stiffness of diaphragm/(N/m)	2.00×10 ⁵
spool	Diameter/mm	1.60
	Mass/g	1.20
	Movable range/mm	0~1.25

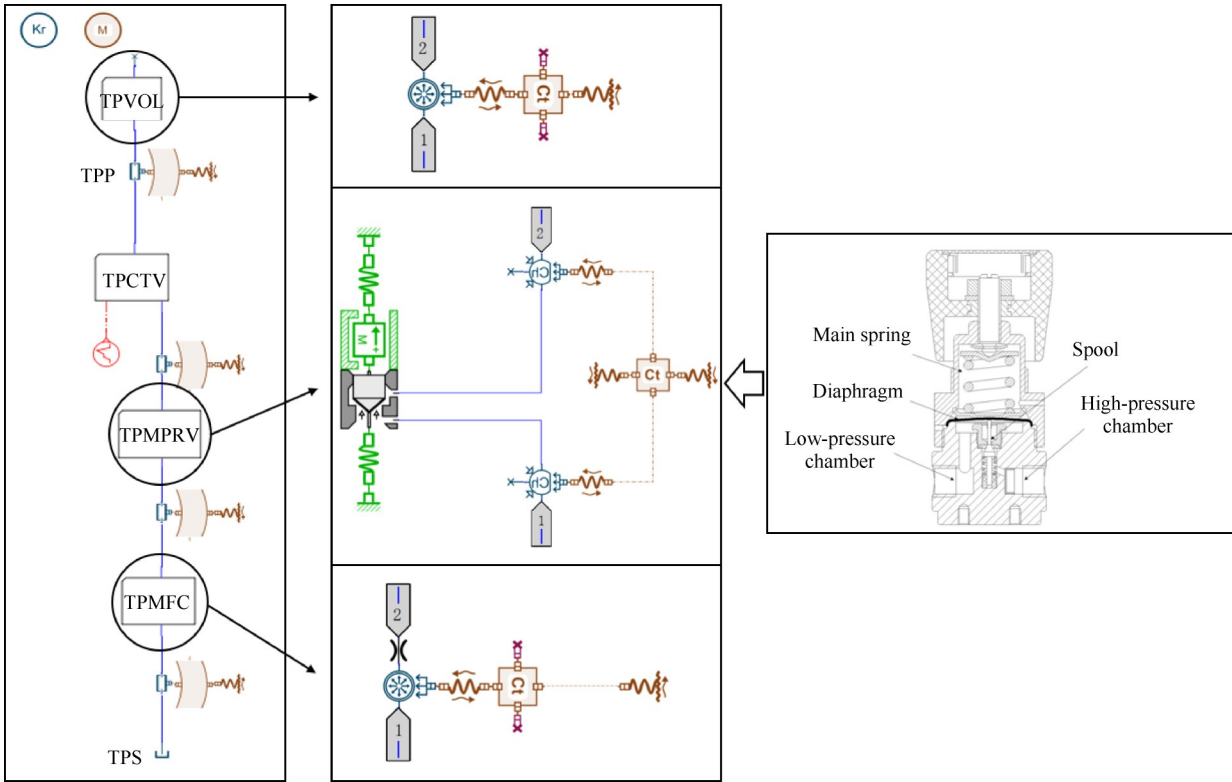


Fig. 6 Model of micro electric propulsion feeding system

Table 3 Main parameters of simulation model of feeding system

Name	Parameter	Value
Whole system	Initial temperature of environment and each component/K	298.15
	Volume/L	0.22
	Initial pressure/MPa	2
Gas cylinder	Material heat transfer coefficient/(W/(m ² ·K))	60
	Initial pressure in pipe/MPa	2 (Before switching valve) 0.101325 (Rest)
Pipe	Maximum diameter of spool / upper limit of movement/mm	4.8/1.25
Mechanical pressure reducing valve	Half-angle of conical spool/ (°)	45
	Diameter of valve seat hole/mm	1.6
	Initial pressure of high/low pressure chamber/MPa	0.101325
Micro flow controller	Initial pressure/MPa	0.101325
	(Maximum) flow coefficient	0.067
	Material heat transfer coefficient/(W/(m ² ·K))	0.5
Outlet fluid source (ambient atmosphere)	Pressure/MPa	0.101325
	Heat exchange coefficient with metal outer wall of each component/(W/(m ² ·K))	6

比,出口压强及流量的变化趋势及特点基本一致,差异主要体现在仿真中建压达到峰值所用时间更长。分析原因如下:首先,模型中主副弹簧及膜片的刚度、阀芯的质量等与实际可能有差别;其次,模型对于减压阀腔室结构的简化存在一定影响。进入稳定工作阶段后,减压阀出口压强与毛细管出口质量流量均在小范围内波动,仿真结果与试验之间误差小于1%。

仿真与试验结果的对比分析验证了系统级仿真能够有效、准确地反映模块耦合工作特性,相关模型可以用于贮供系统动态特性研究和内部工作机理的揭示,进而为贮供系统的优化设计奠定基础。

3.3 动态现象分析

系统动态现象主要集中在系统建压及稳定阶段初期,因此选取系统仿真计算的前50s进行分析。

首先在建压及稳定阶段,系统中各部件处于度

(x)保持为1,相态(st)保持为2,这代表工质气体在系统内始终处于气态,不会出现两相流进而对系统部件造成损坏,这对于系统长寿命工作具有重要意义。

气瓶 TPVOL 模块相关参数变化如图 8 所示。3s 时,开关阀 TPCTV 打开,工质从气瓶流向下流,瞬时流量($\dot{m}_e$)极大,随后减小,这使得瓶内压强(p)和密度(ρ)逐渐下降,而工质温度(T_f)也由于放气效应下降。随后气瓶持续向下游输出工质,瓶内压强和密度继续下降,温度则在壁面传热作用下向环境温度回升。进入相对稳定阶段后,气瓶保持小流量输出,状态参数也均逐渐趋于稳定。

压力调节 TPMPRV 模块相关参数变化如图 9 所示。3~3.2s 开关阀 TPCTV 打开至全开状态,TPMPRV 上游即高压腔中有大量工质迅速注入,其压强(p_{up})和密度(ρ_{up})上升,温度(T_{fup})也由于充气效应而上升。3.2s 后工质继续注入高压腔,同时部分工质经由减压阀阀芯向下游的低压腔流动。这一过程中,上游压强和密度继续上升直至与气瓶内平衡;而由于工质短时间内大量流向低压腔,对低压环境做功,其内能降低使得温度略有回落,后随着压强建立,流量减小、工质流入下游膨胀做功减少,充气效应占据主导作用,温度有所上升,在 6.82s 时到达 299.55K,随着高压腔内工质流入减小以及壁面传热影响,温度下降至与环境温度一致。

TPMPRV 下游压强(p_{dw})在 TPCTV 打开初期,由于上游工质迅速注入而在建压过程中出现了高于目标的超调压强,最大到达 0.260MPa,后由于压力控制模块的减压、稳压作用开始下降并保持在 0.250MPa 附近。该超调现象与试验一致,经过进一步计算可知,当提高弹簧刚度时,建压过程中超调幅值减小,时间缩短。这说明减压阀中主副弹簧及膜片刚度值对其实现减压稳压功能的重要作用。TPMPRV 下游密度(ρ_{dw})变化趋势与压强保持一致。而 TPMPRV 下游温度(T_{fdw})在开关阀开启后先由于大量工质短时间内流入低压腔产生充气效应而上升,后又随着流入工质流量减小,同时壁面传热发挥作用而迅速下降。随着 TPMPRV 下游压强建立且稳定,各参数均趋于稳定,减压阀进入平衡工作状态。

流量调节 TPMFC 模块相关参数变化如图 10 所示。TPMFC 上游工质的压强(p_{up}),密度(ρ_{up})和温度(T_{fup})的变化与 TPMPRV 下游一致。而由于 TPMFC 内工质质量流量始终较小,TPMFC 下游即出口至外界环境处工质的压强(p_{dw}),密度(ρ_{dw}),温度(T_{fdw})等流体热力状态变化不大。TPMFC 质量流量($\dot{m}_i$)在这一过程中的变化与上游压强变化同步发生,在压强达到峰值时上升至 0.246mg/s,随后下降并稳定在 0.237mg/s,而进入稳定段后其波动小于 $\pm 1\%$ 。通过改变 PEEK 毛细管内径做多组计算可以发现毛细管内

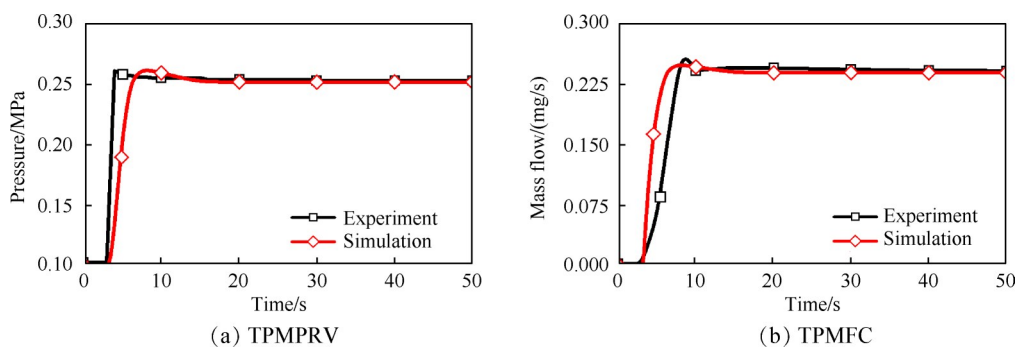


Fig. 7 Comparison of the outlet pressure of valve and outlet mass flow of capillary in the simulation and experiment

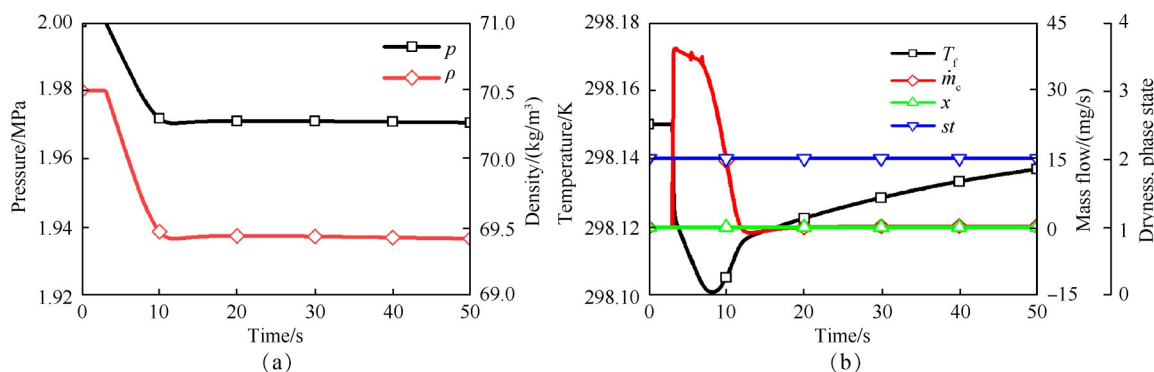


Fig. 8 Thermodynamic state of TPVOL

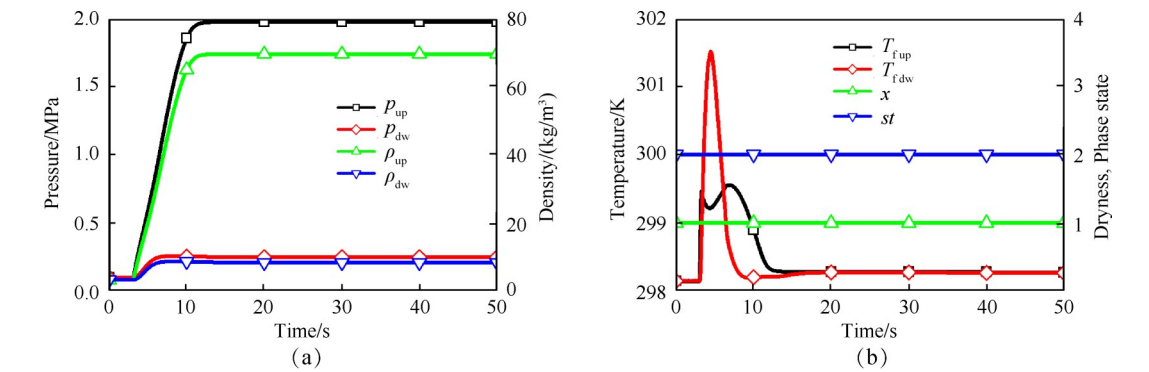


Fig. 9 Thermodynamic state of TPMPRV

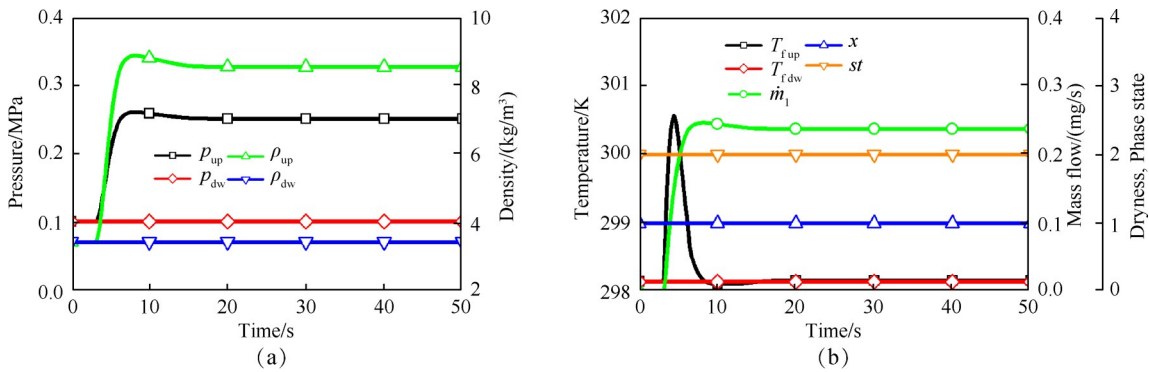


Fig. 10 Thermodynamic state of TPMFC

径变化会引起质量流量随之变化,但进入稳定段后流量波动始终小于 $\pm 1\%$,这反映了PEEK毛细管作为节流元件取得的流量控制效果较好且精度较高。

上文通过分析贮供系统工作过程中各部件处压强、密度、温度、流量、干度和相态等参数的动态变化,揭示了其中的物理机制:高压工质通过气瓶阀门流入机械减压阀,带动机械减压阀锥形阀芯运动,直至工质气体在减压阀下游建压完成,阀芯在弹簧、膜片控制和工质流动的共同作用下运动到平衡位置,工质流体则在阀芯节流下实现从高压到低压的稳定流动,而流向毛细管的工质通过毛细管的节流作用以 $\pm 1\%$ 控制精度输出流量。在上述过程中工质温度受到了由流动引起的充气、放气效应和由恒定环境温度引起的壁面传热效应影响,在它们共同作用下,工质温度发生波动后逐渐趋于稳定,而温度变化又对工质流动和减压阀弹簧、膜片压强控制和毛细管流量控制产生影响。综上,在流动、传热与控制耦合作用下系统实现工质向下游稳定供给的功能。

系统级仿真计算弥补了试验系统测点有限的不足。此外,对于模型中减压器弹簧及膜片刚度、毛细管内径等结构参数的研究,对贮供系统标准工况选取和部件优化都有重要指导意义,也可以进一步指出系统总体优化设计中的关键参数和方向,有效节

约试验成本,降低研发难度;后续还可以改变系统工质气体,探究采用氙气和氩气等工质时系统的工作特性。

4 结 论

本文通过贮供系统的设计、试验与仿真可得到如下结论:

(1) 本文微电推进Kr贮供系统能够在 $\pm 1\%$ 控制精度内实现0.0291~0.4145mg/s的稳定流量输出,验证了应用PEEK毛细管方案的可行性。

(2) 根据一维瞬变模型的系统级仿真结果,揭示贮供系统的工作特性及相关机理,即工质的流动稳态形成既涉及装置各结构在平衡位置附近的波动,又涉及工质与壁面传热所导致的流动不稳定。

在后续研究中,将针对闭环流量控制策略、流量标定方法以及多种工质的贮供系统设计进行深入或优化研究,以满足未来多模式需求的微电推进系统。

致 谢:感谢国家自然科学基金的资助。

参考文献

[1] Leva D, Myers R M, Lemmerc K M, et al. The Technological and Commercial Expansion of Electric Propulsion [J]. Acta Astronautica, 2019, 159: 213–227.

- [2] Mazouffre S. Electric Propulsion for Satellites and Spacecraft: Established Technologies and Novel Approaches [J]. *Plasma Sources Science and Technology*, 2016, 25(3): 033002.
- [3] 于达仁. 空间电推进原理[M]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学出版社, 2014.
- [4] Cho H K, Rhee J. Development of Hall Thruster Propulsion System for STSAT-3 Application[J]. *Acta Astronautica*, 2012, 72: 90-97.
- [5] 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.
- [6] Cardin J, Otsap B. A Digital Xenon Flow Controller Based on ChEMS Technology [C]. *Los Angeles: the 35th Joint Propulsion Conference and Exhibit*, 1999.
- [7] Bruneau S, Kelly R. Simulation of the BMDO SBIR Magnetostrictively Actuated Multi-Function Valve (MFV) [C]. *Cleveland: the 34th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, 1998.
- [8] Rothaus S, Harmann H P, Kopp T. μ FCU-Results of a Prequalification Test Campaign [C]. *Washington: the 33rd International Electric Propulsion Conference*, 2013.
- [9] 谈萍, 庞光庆, 汤慧萍, 等. 霍尔电推进系统中的微流量控制器[J]. *功能材料*, 2010, 41(S3): 385-387.
- [10] Koroteev A S, Gorshkov O A, Akimov V N, et al. The Status of Electric Propulsion Development and Applications in Russia [J]. *Acta Astronautica*, 2004, 54(1): 25-37.
- [11] Day M, Maslennikov N, Randolph T, et al. SPT-100 Subsystem Qualification Status [C]. *Lake Buena Vista: the 32nd Joint Propulsion Conference and Exhibit*, 1996.
- [12] Kugelberg J, Bodin P, Persson S, et al. Accommodating Electric Propulsion on SMART-1 [J]. *Acta Astronautica*, 2004, 55(2): 121-130.
- [13] Koppel C, Marchandise F, Estublier D. Robust Pressure Regulation System for the SMART-1 Electric Propulsion Sub-System [C]. *Fort Lauderdale: the 40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, 2004.
- [14] Singhal N, Levchenko I, Huang S, et al. 3D-Printed Multilayered Reinforced Material System for Gas Supply in CubeSats and Small Satellites [J]. *Advanced Engineering Materials*, 2019, 21(11): 1900401.
- [15] Kinefuchi K, Cho S, Tsukizaki R. Characterization of a Capillary Flow Controller for Electric Propulsion [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2020, 36(4): 586-592.
- [16] 胡竞, 杨福全, 孙运奎, 等. 用多孔塞片实现推进剂微小流率的控制[J]. *航天器环境工程*, 2015, 32(1): 95-98.
- [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(11): 862-873.
- [18] Dyer K, Dien A, Nishida E, et al. A Xenon Propellant Management Sub-Unit for Ion Propulsion [C]. *Los Angeles: the 35th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, 1999.
- [19] Ganapathi G B, Engelbrecht C S. Performance of the Xenon Feed System on Deep Space One [J]. *Journal of Spacecraft and Rocket*, 2000, 37(3): 392-398.
- [20] 苟浩亮, 潘海林. 电推进系统压力调节单元的建模和分析[J]. *空间控制技术及应用*, 2008, 34(5): 49-52.
- [21] Roth A. Vacuum Technology [M]. *Amsterdam: Elsevier*, 2012.
- [22] Bruschi P, Diligenti A, Piotta M. Micromachined Gas Flow Regulator for Ion Propulsion Systems [J]. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 2002, 38(3): 982-988.
- [23] Zucrow M J, Hoffman J D. Gas Dynamics [M]. *New York: Wiley*, 1976.
- [24] Mena D J, Pluchart S, Mouvand S, et al. Rocket Engine Digital Twin-Modeling and Simulation Benefits [C]. *Indianapolis: AIAA Propulsion and Energy 2019 Forum*, 2019.
- [25] 杨林涛, 沈赤兵. 基于Amesim的姿控发动机压力振荡传递特性研究[J]. *火箭推进*, 2019, 45(3): 26-32.
- [26] 万舒, 吴健楠, 许学顺. 基于Amesim/Matlab的飞行模拟器仿真设计[J]. *计算机与网络*, 2019, 45(19): 46-47.

(编辑:梅 瑛)