

# 卫星推进自适应流量闭环调节技术

朱一骁<sup>1,2</sup>, 杨俊<sup>1,2</sup>, 楼超超<sup>1,2</sup>

(1. 上海空间推进研究所, 上海 201112; 2. 上海空间发动机工程技术研究中心, 上海 201112)

**摘要:**针对目前液体火箭发动机推进系统中并联贮箱不均衡排放问题,设计一种基于并联贮箱均衡排放的自适应流量闭环调节系统。该系统由可编程控制器和比例电磁阀组成,通过PLC输出电流使比例电磁阀打开,随后PLC计算采集流量与目标流量的差值。当差值在精度以外时,PLC稳定输出电流调节比例电磁阀开度;当差值在精度以内时,保持比例电磁阀开度,完成流量调节。经试验验证了该系统的可行性。

**关键词:**航天器;并联贮箱;均衡排放;流量调节;可编程控制器;闭环调节

**中图分类号:**TP273+.2 **文献标志码:**B **文章编号:**1671-5276(2021)06-0232-03

## Adaptive Closed Loop Flow Regulation Technology for Satellite Propulsion System

ZHU Yixiao<sup>1,2</sup>, YANG Jun<sup>1,2</sup>, LOU Chaochao<sup>1,2</sup>

(1. Shanghai Institute of Space Propulsion, Shanghai 201112, China;

2. Shanghai Engineering Research Center of Space Engine, Shanghai 201112, China)

**Abstract:** To address the problem of unbalanced emissions from parallel tanks in liquid rocket engine propulsion system, an adaptive closed-loop flow regulation system based on parallel tanks is proposed. The system is composed of programmable logic controller and proportional solenoid valve. The PLC outputs electric current to open the proportional solenoid valve and calculates the difference between the collected flow and the target flow. When the difference value is beyond accuracy, the PLC outputs the current stably to adjust the opening of the proportional solenoid valve. When the difference value is within accuracy, the opening of the proportional solenoid valve maintains for the completion of the flow regulation. The test results verify the feasibility of the system.

**Keywords:** spacecraft; parallel tank; balanced emission; flow regulation; programmable logic controller; closed-loop regulation

## 0 引言

双组元推进系统是航天器主要推进系统之一。根据卫星总体布局要求,部分双组元推进系统采用四贮箱平铺布局设计,4只贮箱两两并联,分别贮存和供应氧化剂及燃料<sup>[1]</sup>。在航天器工作过程中,由于各贮箱支路贮箱流阻、管路流阻和阀门流阻等差异<sup>[2]</sup>,导致并联贮箱的排放不均衡,贮箱内推进剂剩余量不同,航天器飞行过程中质心产生偏移<sup>[3-4]</sup>,并因此降低航天器姿控系统控制裕度<sup>[5]</sup>。目前,大量研究工作围绕并联贮箱推进剂均衡排放的问题展开,主要通过配平流阻或者设置气体旁路来实现。前者是在系统交付前进行地面试验,通过在贮箱出口设置不同的孔板进行流阻配平来实现;后者是设置气体旁路,通过压力将推进剂从剩余量较多的贮箱挤压到较少的贮箱来实现。然而,两种方案的不足在于:流阻配平的方法对地面试验和仿真精度的要求较高<sup>[6-8]</sup>;气体旁路的方法需要设置有气体旁路,系统复杂度高、系统质量大、硬件成本高<sup>[9]</sup>。

针对目前液体火箭发动机推进系统中并联贮箱不均衡排放的问题,本文提出一种并联贮箱均衡排放的自适应闭环调节系统。该系统采用流量计实现并联贮箱下游流量的动态化实时采集,可编程控制器(PLC)通过流量比控制比例电磁阀开度,实现自适应闭环调节。

## 1 系统组成

### 1.1 试验系统

本文的试验系统如图1所示,主要由贮箱、加注/排放模块以及闭环调节模块组成。需要指出的是,在本文中使用的20L钛合金球形气瓶作为贮箱进行试验,采用去离子水作为模拟液。贮箱TKA(TKB)的上端为气口,接外部气源;贮箱的下端为液口,接排放管路。图2为气瓶的实物图,表1所示为气瓶的具体参数。

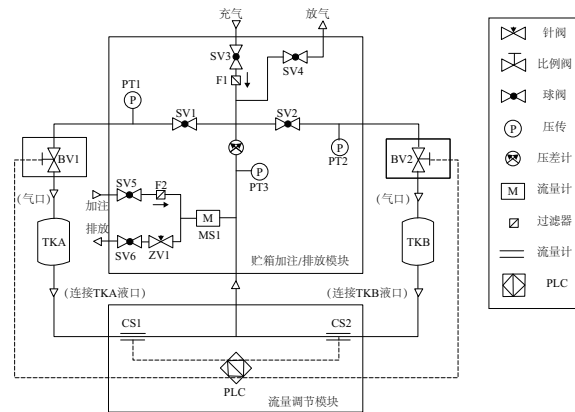


图1 自适应闭环调节系统试验系统图

第一作者简介:朱一骁(1990—),男,江苏淮安人,工程师,博士研究生,研究方向为航空宇航推进理论与工程。

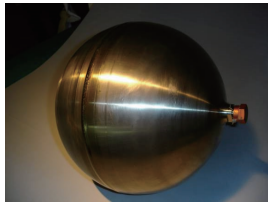


图 2 贮箱实物图

表 1 20L 钛合金球形气瓶参数

项目	参数范围
容积/L	20
尺寸/mm	≈Φ300×400
工作压力/MPa	23
爆破压力/MPa	≥48
工作环境最高温度/℃	+40

a) 加注/排放模块

加注/排放模块主要由针阀 ZV1、球阀 SV1~6、压力传感器 PT1~3、压差计、流量计 MS1 以及过滤器 F1/F2 组成。其中,球阀 SV1~4、过滤器 F1 以及压力传感器 PT1/PT2 用于实现贮箱充气 and 放气,球阀 SV5/SV6、针阀 ZV1、过滤器 F2 以及流量计用于实现贮箱加注和排放。图 3 为加注/排放模块集成化后的实物图。



图 3 加注/排放模块实物图

b) 闭环调节模块

闭环调节模块主要由比例电磁阀 BV1(BV2)、流量计 CS1(CS2)以及可编程控制器组成。图 4 为调节系统的结构原理图。闭环调节模块的工作步骤如下:PLC 设备自检后,PLC 输出电流使电磁阀打开,流量计将流量数据通过 PLC 输入端反馈进 PLC,PLC 将反馈值与目标值求差,当差值在精度范围以外时,PLC 输出电流,从而调节比例电磁阀开度使反馈值满足条件;当差值在精度范围以内时,保持比例电磁阀开度,完成并联贮箱自适应流量闭环调节。

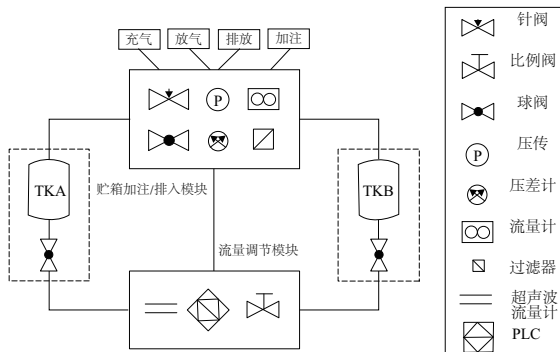


图 4 自适应闭环调节系统结构原理图

1) 比例电磁阀

比例电磁阀主要由铁芯、壳体、线圈等组成,铁芯的位置取决于电信号的强度,通过改变铁芯的位置,可以改变阀口的流通面积,从而实现对外出口流量的调节<sup>[10]</sup>。

2) 可编程控制器

可编程控制器,简称 PLC,可以实现复杂运动控制、过程控制和集散控制。PLC 作为闭环调节系统的硬件核心,需要配备 A/D 模块和 D/A 模块,A/D 模块实时采集流量计的模拟信号,D/A 模块输出稳定的电流控制比例电磁阀。本文所选用的欧姆龙 CP1H-XA40DT-D 型可编程控制器内置 4 个 A/D 输入端口,可选择电流或电压输入信号;2 个 D/A 输出端口,可选择电流或电压输出信号。

1.2 试验方案

并联贮箱自适应闭环调节系统的重点在于调节的准确性和时效性。因此,本文的试验方案主要针对这两点制定,其中参数主要包括目标流量(35 g/s~55 g/s)和输出电流(0.1 mA/s~0.2 mA/s)。初始条件下,A 路的目标流量为 35 g/s,输出电流为 0.1 mA。测量精度全程控制在±1%。

2 试验结果及分析

图 5 为 A 路的流量随时间变化的曲线图。从图中可以看出,随着时间的增加,流量先单调上升,这主要是由于 PLC 持续输出+0.1 mA 的脉冲信号,使比例电磁阀开度不断增加;当流量达到目标值附近的时候,流量曲线在 y = 35 g/s 的附近上下波动,这是由于 PLC 通过输出±0.1 mA 的脉冲信号,使比例电磁阀的开度增加或减小,从而使流量±1%附近变化。

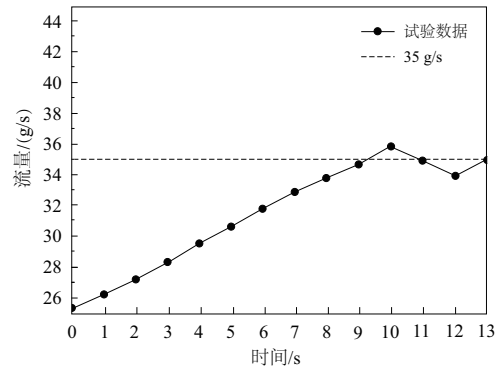


图 5 流量随时间变化曲线

如图 6 所示为测量值与目标值的差值(简称“差值”)随时间变化的曲线。从图中可以看出,当 t=9 s 时,差值已经满足精度要求。但是由于 PLC 响应迟滞的问题,导致 PLC 多输出了 0.1 mA 的电量,使得差值超出精度范围,随后 PLC 输出-0.1 mA 的电量使差值重新回到精度范围内,并随后重复调节循环。在此基础上,下文围绕不同目标流量和输出电流对调节时间的影响展开研究。

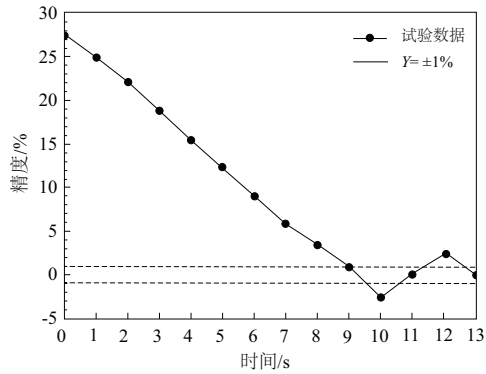


图6 差值随时间变化曲线

图7为不同目标流量时的流量变化曲线图。从图中可以看出,随着目标流量的增加,达到平衡所需的时间随之增加。这主要是由于PLC需要持续输出更长的时间来使比例电磁阀达到合适的开度。图8为不同PLC输出电流时的流量变化曲线图。从图中可以看出,随着输出电流的增加,达到平衡所需的时间随之减少。这主要是由于使比例电磁阀达到相同开度时,单次输出电流的增加会使PLC所需持续输出的时间减少。

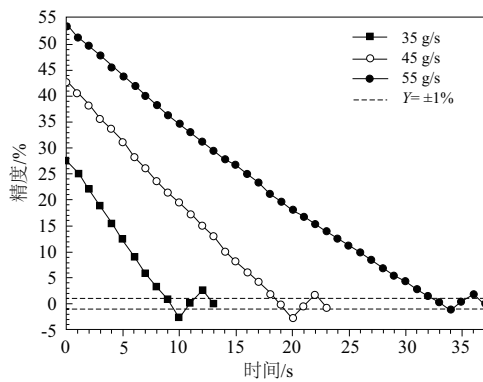


图7 不同目标流量的曲线图

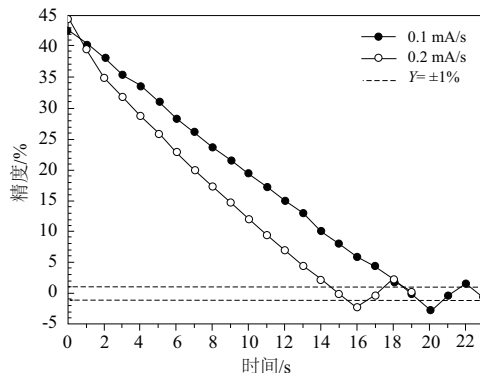


图8 不同输出电流的曲线图

### 3 结语

本文设计了一种基于并联贮箱均衡排放的自适应流

量闭环调节系统,并在此基础上完成了验证性试验,验证了调节及控制方法的可行性,并得到了流量随时间变化曲线、不同目标流量对调节时间的影响和不同输出电流对调节时间的影响。对试验结果进行进一步分析,同时结合地面调节试验的过程中遇到的问题,本文提出以下改进方案:

a) 本文的试验为第一阶段试验,主要是摸索调节及控制方法可行性,并针对初始调节策略中的问题加以改进。因此仅针对A支路进行流量调节,A/B双路并联均衡排放将在完善调节策略后的第二阶段试验中展开;

b) 在初始调节策略中,比例电磁阀均从相同开度进行流量调节,这在工程实际应用中不具备可行性。通过进一步分析试验结果,图5(流量随时间变化曲线)表明:流量与调节电流存在固定的变化曲线;图7(不同目标流量对总时间的影响)表明:不同目标流量不能采用相同的调节方案;图8(不同输出电流对调节时间的影响)表明:通过改变输出电流,可以得到不同的调节方案。因此,调节策略的改进方案如下:1) 增加比例电磁阀标定试验,得到流量与调节电流的曲线以及精度与输出电流的曲线,用于改善PLC调节模式;2) 对PLC控制程序进行改善,增加不同的调节模式,举例如下:当目标流量为55 g/s时,PLC通过计算初始流量(假设为25 g/s)时的对应调节电流与目标流量调节电流的差值(假设为-3.6 mA),先进行大流量调节(输出电流为1 mA/s),随后进行小流量调节(输出电流为0.2 mA/s),并结合精度要求,判断最后的输出电流(0.2 mA/s或更低)。通过结合不同工况要求采用不同的调节模式,将大幅缩减调节时间,从而满足工程应用需求。

#### 参考文献:

- [1] 魏彦祥,赵京. 用于并联金属膜片贮箱均衡排放的一种控制方法[J]. 火箭推进,2012,38(5):37-41.
- [2] 谭维织,胡金刚. 航天器系统工程[M]. 北京:中国科学技术出版社,2009.
- [3] 杨俊,何永英,连仁志,等. 双组元落压推进系统应用现状及关键技术[J]. 火箭推进,2016,42(4):21-25,57.
- [4] 胡声超,肖立明,刘畅,等. 上面级并联贮箱推进剂均衡输送技术研究[J]. 导弹与航天运载技术,2019(4):27-31.
- [5] 钱海涵. 并联贮箱不平衡输出及其解决途径[J]. 上海航天,2000,17(1):8-11.
- [6] 章玉华. 推进系统并联贮箱均衡排放性能及其控制措施[J]. 火箭推进,2013,39(3):67-71,78.
- [7] 魏延明,宋涛,梁军强. 基于并联贮箱结构的卫星推进剂剩余量测量方法[J]. 空间控制技术与应用,2010,36(4):25-30.
- [8] 李纯飞,龙春伟,董苑. 某发动机并联贮箱排放均衡性研究[J]. 火箭推进,2018,44(3):76-80,86.
- [9] 王定军,袁洪滨,董苑. 贮箱充填过程仿真和分析[J]. 火箭推进,2008,34(1):23-25.
- [10] 杨帆,张晓东,刘昶,等. 末子级并联贮箱均衡输送对入轨精度影响研究[J]. 上海航天,2016,33(增刊1):60-65.

收稿日期:2020-09-24