

本文引用格式: 徐勤贝,朱昊伟.液氧贮箱增压稳压控制系统研究[J].自动化与信息工程,2022,43(3):20-24.

XU Qinbei, ZHU Haowei. Research on pressurization and pressure stabilization control system of liquid oxygen tank[J]. Automation & Information Engineering, 2022,43(3):20-24.

液氧贮箱增压稳压控制系统研究

徐勤贝 朱昊伟

(北京航天试验技术研究所, 北京 100074)

摘要: 根据某型号液体火箭发动机液氧输送管空化故障复现验证试验的要求, 设计液氧贮箱增压稳压控制系统。采用 VB 编程语言设计上位机操作程序, 实现控制算法逻辑判断, 通过数据采集板卡与 PLC 交换指令, 比较压力传感器采集的实际箱压与液氧贮箱箱压设定值, 控制增压电磁阀与放气阀的开启和关闭, 实现不同阶段液氧贮箱箱压稳定在设定的压力范围, 满足火箭发动机液氧输送管压力、流量稳定的试验需求。系统调试结果表明: 该控制系统可靠、精度高, 满足故障复现验证试验要求。

关键词: 液体火箭发动机; 液氧贮箱; 稳压控制; 故障验证

中图分类号: TP272

文献标识码: A

文章编号: 1674-2605(2022)03-0004-05

DOI: 10.3969/j.issn.1674-2605.2022.03.004

Research on Pressurization and Pressure Stabilization Control System of Liquid Oxygen Tank

XU Qinbei ZHU Haowei

(Beijing Institute of Aerospace Test Technology, Beijing 100074, China)

Abstract: According to the test requirements of cavitation failure recurrence of Liquid Oxygen delivery pipe of certain liquid rocket engine, the pressurization and Pressure stabilization control system of Liquid Oxygen tank is designed. The operating program is designed by Visual Basic, to realize the logic judgment of the control algorithm. By exchanging instructions between the data acquisition board and PLC, the setting pressure of the Liquid Oxygen tank is compared with the actual tank pressure collected by the pressure sensor, and the opening and closing of the booster solenoid valve and the vent valve are controlled, so that the tank pressure of the Liquid Oxygen tank can be stabilized in the setting pressure range at different stages, and the experimental requirements of the Liquid Oxygen delivery pipe of the rocket engine can be met. The debugging results of the system show that the control system is reliable and accurate, and meets the requirements of fault verification test.

Keywords: liquid rocket engine; Liquid Oxygen tank; pressure stabilization control; fault verification

0 引言

2020 年, 某型号火箭的液体火箭发动机在飞行过程中出现故障, 影响火箭的正常飞行任务。通过分析飞行数据, 发现火箭飞行过程中该液体火箭发动机的液氧输送管出现空化现象。为确定发动机故障原因并解决问题, 需要在液体火箭发动机地面试验台开展试验, 复现故障液体火箭发动机的工作状态, 提出解决

方案, 并验证解决方案的可行性。为保证试验顺利开展, 试验台液氧贮箱需具备高精度增压稳压控制能力, 确保液氧输送管压力和流量的稳定。在液体火箭发动机地面试验中, 通常利用高压、常温氮气给液氧贮箱进行增压, 并通过电磁阀开关调节氮气进气总量^[1], 动态调节液氧贮箱压力稳定在设定的目标值, 使试验过程中液氧输送管和发动机入口处的压力和流量保

持稳定。液氧贮箱存储低温推进剂介质，增压过程的传热、传质以及湍流流动过程十分复杂，具有非线性、时间滞后、参数变化不确定等特点^[2-4]，较难建立精确的数学模型。在实际工程应用中，通常采用多路电磁阀+不同孔径孔板的方式，控制高压氮气对液氧贮箱进行增压^[5-6]。

1 系统结构设计

1.1 液氧贮箱及工艺系统

液氧贮箱采用 CZ-XX 动力系统试车贮箱，工艺系统组成如图 1 所示。

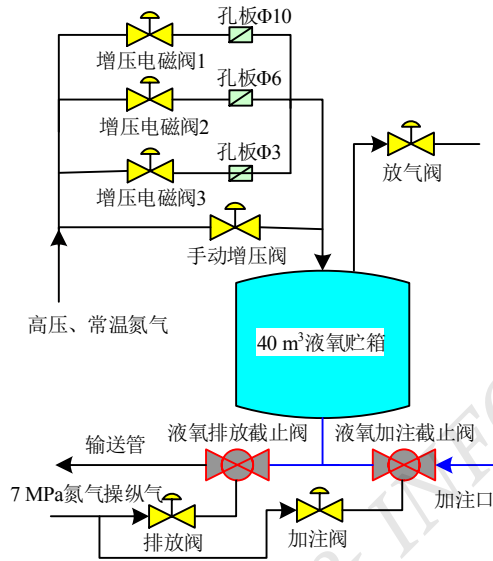


图 1 液氧贮箱工艺系统组成

液氧贮箱直径约为 2 300 mm，材料为铝合金，设定工作压力为 0.32 MPa(表压)，总容积约为 40 m³。液氧贮箱底部连接压力管道，压力管道通过三通接头分为 2 路，每路各安装 1 个气动截止阀，分别为液氧加注截止阀和液氧排放截止阀。气动截止阀开关由 7 MPa 氮气操纵气控制，当氮气操纵气连通时，气动截止阀打开；当氮气操纵气切断时，气动截止阀关闭。氮气操纵气通过两路电磁阀控制流通，分别为加注管和排放阀。

试验准备阶段，加注口与液氧槽车连接，打开液氧加注截止阀，给液氧贮箱加注液氧，加注量约为

25 m³。液氧贮箱顶部安装 1 路放气电磁阀（简称放气阀），当液氧贮箱箱压过高时，放气阀打开防止超压。

为实现液氧贮箱的增压稳压精确控制，本系统设计 1 路手动增压阀和 3 路自动增压电磁阀。其中，手动增压阀下游不安装孔板，流通面积即管道截面积，氮气流量大，增压能力强，主要用于液氧贮箱预增压阶段，可实现液氧贮箱压力从低压状态快速上升至目标压力设定值附近。自动增压电磁阀分为增压电磁阀 1、增压电磁阀 2 和增压电磁阀 3，下游分别安装直径为 10、6、3 mm 的孔板。孔板直径大小不同，增压气流量不同，增压能力强弱也不同。

1.2 可编程逻辑控制器

液氧贮箱增压稳压过程控制器选用德国西门子 PLC，性能优越，可靠性高。采用西门子 STEP7 编程环境编写控制主程序，实现液氧贮箱增压稳压控制算法逻辑运算。PLC S7-300 由电源模块、中央处理器、数字量输入模块、数字量输出模块组成，具体型号选择如表 1 所示。

表 1 PLC 选型

模块类型	模块型号
电源模块	PS307/5 A
中央处理器	CPU314
数字量输入	SM321DI-16
数字量输出	SM322DO-8

1.3 压力传感器及信号调理

YB-1 型压力传感器量程为 0~1 MPa，精度为 0.2%，采用 10 V 高精度直流稳压电源供电。该压力传感器将液氧贮箱箱压转换为 0~10 mV 电压信号，经信号电缆传输给隔离放大信号调理模块 5B30；信号调理模块 5B30 将 0~10 mV 电压信号放大 500 倍，转换成 0~5 V 电压信号，通过线缆传输给上位机模拟量采集板卡。

1.4 供电电源

为防止试验过程中突然断电，系统选用交流净化电源 UP-5000S 给工控机、显示器、直流稳压稳流电源供电。UP-5000S 运行可靠，电池容量大，可持续

工作 20 min。

1.5 上位机及数据采集板卡

上位机采用 IPC-610 进行软件编程、设定值输入、界面监控以及数据处理分析。利用 PLC S7-300 控制增压电磁阀和放气阀的通断，并通过数字量板卡与上位机 IPC-610 进行指令交换。其中，数字量输入板卡选用 PCLD 782；数字量输出板卡选用 PCLD 785；模拟量采集卡选用 PCL 818HD，接收信号调理模块 5B30 传输的电压信号，并经过计算转换成真实液氧贮箱箱压。

液氧贮箱增压稳压控制系统工作原理如图 2 所示。

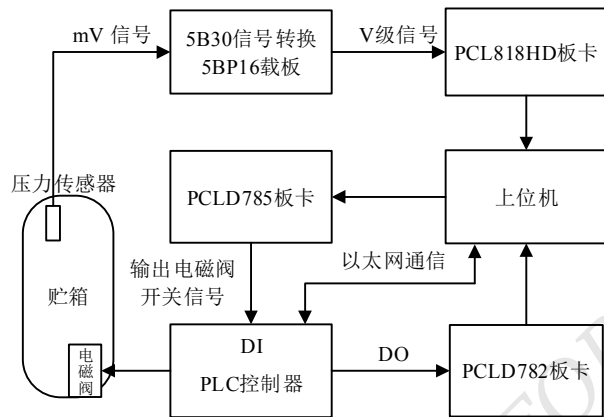


图 2 液氧贮箱增压稳压控制系统工作原理图

首先，PLC S7-300 输入端启动增压稳压程序将启动信号经过数字量输入板卡 PCLD 782 传输给上位机 IPC-610；然后，上位机 VB 程序接收到启动信号后，实时采集压力传感器 YB-1 传输并转换的电压信号，经过计算转换成真实液氧贮箱箱压，并与液氧贮箱箱压设定值比较，通过逻辑判断决策 3 路增压电磁阀的启闭；接着，通过数字量输出板卡 PCLD 785 把指令发送给 PLC S7-300；最后，PLC S7-300 接收到控制指令后，控制增压电磁阀的开启与关闭，动态调整液氧贮箱箱压稳定在设定值。

2 系统程序设计

2.1 稳压控制算法及 VB 编程

在模拟液体火箭发动机液氧输送试验中，设液氧

贮箱箱压设定值为 P_s 。试验过程中 VB 程序实时采集电压并计算得到的真实液氧贮箱箱压为 P_x 。根据试验需求，液氧贮箱箱压需稳定在一定的压力范围，压力带与增压电磁阀启闭逻辑关系如表 2 所示。

表 2 液氧贮箱压力带与增压电磁阀启闭关系表

箱压上限/ MPa	箱压下限/ MPa	增压电磁阀状态
$> P_s + 0.002$	$P_s + 0.002$	全部关闭
$P_s + 0.002$	$P_s - 0.002$	增压电磁阀 1 关闭 增压电磁阀 2 关闭 增压电磁阀 3 打开
$P_s - 0.002$	$P_s - 0.006$	增压电磁阀 1 关闭 增压电磁阀 2 打开 增压电磁阀 3 打开
$P_s - 0.006$	$P_s - 0.015$	增压电磁阀 1 打开 增压电磁阀 2 打开 增压电磁阀 3 打开
$P_s - 0.015$	$< P_s - 0.015$	增压电磁阀 1 打开 增压电磁阀 2 打开 增压电磁阀 3 打开

当 $P_x < (P_s - 0.015 \text{ MPa})$ 时，增压电磁阀 1 打开，液氧贮箱箱压逐渐上升。当液氧贮箱箱压上升到 $P_x \geq (P_s - 0.006 \text{ MPa})$ 时，增压电磁阀 1 关闭。若此时因排放液氧泄压导致箱压下降到 $(P_s - 0.006 \text{ MPa}, P_s - 0.015 \text{ MPa})$ 区间时，增压电磁阀 1 不打开，直至液氧贮箱箱压下降至 $P_x < (P_s - 0.015 \text{ MPa})$ 时，增压电磁阀 1 才再次打开。实现程序如下：

```
If  $P_x < (P_s - 0.015)$  then Valve1=1
ElseIf  $P_x \geq (P_s - 0.006)$  then Valve1=0
Else
EndIf
其中，Valve1 表示增压电磁阀 1。
```

当 $P_x < (P_s - 0.006 \text{ MPa})$ 时，增压电磁阀 2 打开，液氧贮箱箱压逐渐上升。当液氧贮箱箱压上升到 $P_x \geq (P_s - 0.002 \text{ MPa})$ 时，增压电磁阀 2 关闭。若此时因排放液氧泄压导致箱压下降到 $(P_s - 0.002 \text{ MPa}, P_s - 0.006 \text{ MPa})$ 区间时，增压电磁阀 2 不打开，直至液

氧贮箱箱压下降到 $P_x < (P_s - 0.006 \text{ MPa})$ 时, 增压电磁阀 2 才再次打开。

实现程序如下:

```
If  $P_x < (P_s - 0.006)$  then Valve2=1
ElseIf  $P_x \geq (P_s - 0.002)$  then Valve2=0
Else
EndIf
```

其中, Valve2 表示增压电磁阀 2。

当 $P_x < (P_s - 0.002 \text{ MPa})$ 时, 增压电磁阀 3 打开, 液氧贮箱箱压逐渐上升。当液氧贮箱箱压上升到 $P_x \geq (P_s + 0.002 \text{ MPa})$ 时, 增压电磁阀 3 关闭。若此时因排放液氧泄压导致箱压下降到 $(P_s + 0.002 \text{ MPa}, P_s - 0.002 \text{ MPa})$ 区间时, 增压 3 电磁阀不打开, 直至液氧贮箱箱压下降到 $P_x < (P_s - 0.002 \text{ MPa})$ 时, 增压电磁阀 3 才打开。实现程序如下:

```
If  $P_x < (P_s - 0.002)$  then Valve3=1
ElseIf  $P_x \geq (P_s + 0.002)$  then Valve3=0
Else
EndIf
```

其中, Valve3 表示增压电磁阀 3。

2.2 PLC 控制程序

PLC S7-300 通过数字量输入端口接收来自上位机 VB 程序的增压电磁阀开关指令, 经过逻辑运算, 控制数字量输出端口的开关和 24 V 电路的通断, 从而控制增压电磁阀开启与关闭。PLC 程序编写的 I/O 端口定义如表 3 所示。

表 3 PLC S7-300 数字量端口定义表

IO 端口	定义
I4.1	增压电磁阀 1 开关信号
Q0.1	增压电磁阀 1 输出
I4.2	增压电磁阀 2 开关信号
Q0.2	增压电磁阀 2 输出
I4.3	增压电磁阀 3 开关信号
Q0.3	增压电磁阀 3 输出
I0.0	液氧贮箱自动增压
I4.4	放气阀开关信号
Q0.4	放气阀输出

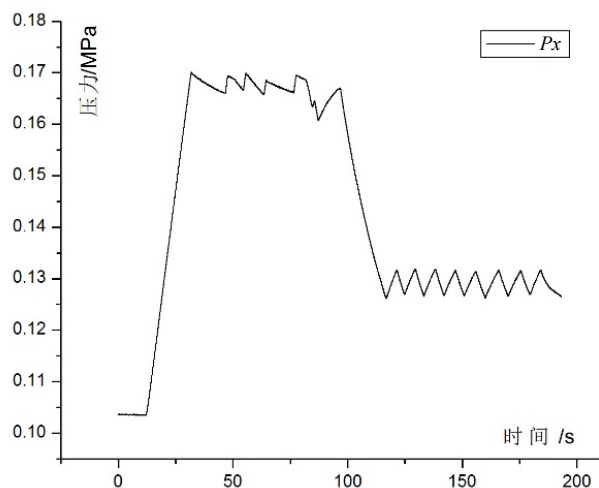
当 PLC S7-300 的 I4.1 接收到打开指令后, 控制 Q0.1=1 输出, 增压电磁阀 1 打开。当 I4.1 接收到关闭指令后, 控制 Q0.1=0 输出, 增压电磁阀 1 关闭。

当 PLC 的 I4.2 接收到打开指令后, 控制 Q0.2=1 输出, 增压电磁阀 2 打开。当 I4.2 接收到关闭指令后, 控制 Q0.2=0 输出, 增压电磁阀 2 关闭。

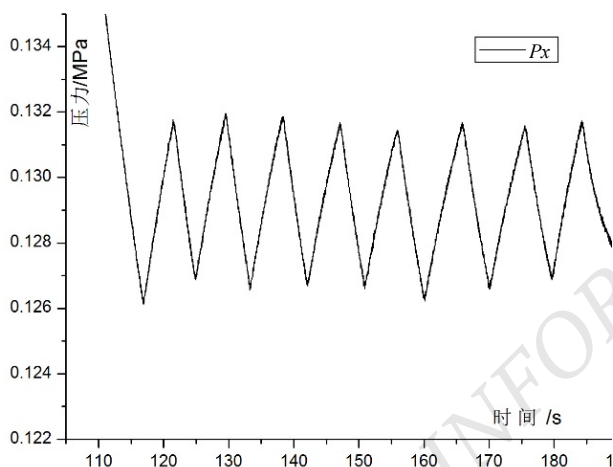
当 PLC 的 I4.3 接收到打开指令后, 控制 Q0.3=1 输出, 增压电磁阀 3 打开。当 I4.3 接收到关闭指令后, 控制 Q0.3=0 输出, 增压电磁阀 3 关闭。

3 系统调试验证

在上位机 VB 程序中, 设定液氧贮箱箱压 P_s 为 0.13 MPa, 目标放气值为 0.18 MPa。当液氧贮箱箱压超过 0.18 MPa 时, PLC S7-300 执行逻辑判断, Q0.4 输出, 放气阀打开, 液氧贮箱对外泄气, 防止超压损坏液氧贮箱。初始阶段液氧贮箱箱压接近大气压, 打开手动增压阀给液氧贮箱增压, 液氧贮箱箱压逐渐增加到 0.16 MPa, 关闭手动增压阀; 稳定一段时间后, 打开排放阀, 接通 7 MPa 氮气操纵气驱动液氧排放截止阀打开, 液氧介质流经输送管从液氧贮箱排出, 液氧贮箱箱压逐渐下降; 当箱压下降至 0.13 MPa 左右时, 启动液氧贮箱增压稳压控制程序; PLC S7-300 接收到自动增压指令后, 通过数字量输入板卡 PCLD 782 给上位机发送指令; 上位机接收到启动信号后, VB 程序循环扫描模拟量采集卡输入电压信号, 并通过计算转换成实际液氧贮箱箱压值 P_x ; 实时比较实际箱压 P_x 与设定箱压 P_s , 执行表 2 所述的逻辑判断, 决策增压电磁阀的开关; 经数字量输出板卡 PCLD 785 给 PLC 发送阀门动作指令, PLC 执行控制增压电磁阀的开启与关闭, 将液氧贮箱箱压稳定在 0.13 MPa。采用试验台数据记录软件实时记录液氧贮箱箱压 P_x 值并存储在上位机中, 采样速率设置为 1 000 次/s。采用 Origin 数据处理软件分析液氧贮箱压力变化规律。液氧贮箱增压稳压控制系统调试结果图如图 3 所示。



(a) 箱压 P_x 全程阶段变化趋势图



(b) 箱压 P_x 稳压阶段变化趋势图

图3 控制系统调试结果图

分析图 3(a)可知:液氧贮箱增压稳压控制程序启动初始阶段,箱压约为 0.103 MPa;当 $t=3\text{ s}$ 时,打开手动增压阀,箱压逐渐增加;当 $t=32\text{ s}$ 时,箱压上升至 0.169 MPa;当 $t=97\text{ s}$ 时,液氧排放截止阀开启,液氧排出,箱压逐渐下降;经过 20 s 后箱压下降

到 0.13 MPa 附近并逐渐趋于稳定,稳压过程如图 3(b)所示。

分析图 3(b)可知:在液氧贮箱增压稳压控制程序运行阶段,液氧贮箱箱压最大值为 0.132 MPa,最小值为 0.126 MPa,箱压稳定在设定值附近,精度大于 4%,满足后续试验需求。

4 结论

针对某型号液体火箭发动机液氧输送管空化故障复现验证试验提出的液氧贮箱增压稳压能力的要求,在原有工艺系统基础上,设计并实现液氧贮箱增压稳压控制系统,通过 VB 开发环境设计上位机界面操作程序,进行液氧贮箱增压稳压控制算法逻辑运算,通过 STEP7 开发环境编写 PLC 控制主程序,执行电磁阀的启闭,实现了液氧贮箱高精度增压稳压过程控制,保障液氧排放时输送管处压力、流量稳定,满足试验要求,为该型号发动机的研制和故障验证提供了可靠保障。

参考文献

- [1] 瞿骞.高压、小气枕低温贮箱智能增压技术[J].低温工程,2005(5):22-25.
- [2] 王赞社,顾兆林,冯诗愚,等.低温推进剂贮箱增压过程的传热传质数学模拟[J].低温工程,2007(6):28-31,37.
- [3] 陈阳,张振鹏,杨思锋,等.低温推进剂贮箱增压系统分布参数数值仿真(II)增压系统数值模型与仿真结果[J].航空动力学报,2008,23(2):329-335.
- [4] 陈春富,李茂,王树光.液氧贮箱增压过程研究[J].火箭推进,2013,39(4):80-84.
- [5] 王赞社,顾兆林,赵红轩,等.低温贮箱多路管道增压的一种模糊算法研究[J].火箭推进,2008,34(2):7-12,23.
- [6] 代天赐,徐亮,李华伟.基于 S7-200 Smart 的贮箱自动增压测控系统[J].信息与电脑,2021,33(23):3.

作者简介:

徐勤贝,男,1991年生,硕士研究生,工程师,主要研究方向:发动机试验测控技术。E-mail: xuqinbei3073@163.com

朱昊伟,男,1989年生,硕士研究生,工程师,主要研究方向:发动机高空模拟试验工程技术。E-mail: wwwccc3@163.com