

# 新一代运载火箭加注液位地面设备统型设计

金豹<sup>1</sup>, 徐梓菲<sup>1</sup>, 徐玮<sup>2</sup>, 徐昕<sup>3,4</sup>

(1. 上海宇航系统工程研究所, 上海 201100;

2. 上海航天电子技术研究所, 上海 201100;

3. 中国航天科技集团商业火箭有限公司, 上海 201100;

4. 南京航空航天大学 航天学院, 南京 210016)

**摘要:** 针对我国新一代运载火箭多型号发展导致加注液位地面设备存在型号专用、互不兼容、研制成本高昂等问题, 开展统型设计研究, 全面分析各型新一代运载火箭对加注液位测量的共性功能与个性化接口需求, 进行顶层架构规划, 对不同运载火箭加注液位传感器、变换器及地面处理设备进行了梳理, 对加注液位地面处理设备硬件、软件、接口进行通用化设计, 实现单一硬件平台对多型火箭的兼容保障; 仿真与测试表明, 统型设备在测量精度、可靠性、元器件国产化率等关键指标上均满足所有目标型号的任务要求; 经型号真实发射场加注验证满足使用要求, 显著提高了地面设备的通用性与保障效率, 对适应高密度发射任务具有重要意义。

**关键词:** 运载火箭; 加注液位; 地面设备; 通用化设计; 统型

## Unified Design of Ground Equipment for Propellant Levels in New Generation Launch Vehicles

JIN Bao<sup>1</sup>, XU Zifei<sup>1</sup>, XU Wei<sup>2</sup>, XU Xin<sup>3,4</sup>

(1. Shanghai Institute of Aerospace System Engineering, Shanghai 201100, China;

2. Shanghai Institute of Aerospace Computer Technology, Shanghai 201100, China;

3. Commercial Rocket Co., Ltd., China Aerospace Science and Technology Corporation, Shanghai 201100, China;

4. School of Astronautics, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

**Abstract:** In response to the issues of model-specificity, insufficient compatibility, and high development costs of ground equipment for propellant levels caused by the multi-model development of China's new generation launch vehicles, this paper presents a unified design, comprehensively analyzes the requirements of propellant level measurement common functional and personalized interface for various new generation launch vehicles, realizes a top-level architecture plan, systematically reviews propellant level sensors, transducers, and ground processing equipment for different launch vehicles, and implements a generalized design, including the hardware, software, and interfaces of the ground processing equipment, thus achieving a single hardware platform to support multiple launch vehicle models. Simulations and tests demonstrate that the unified equipment meets the mission requirements of all target models in key indicators such as the measurement accuracy, reliability, and the localization rate of components. Through propellant loading tests at actual launch sites, the results show that the equipment meets operational requirements, significantly improving the universality and support efficiency of ground equipment, which is of great importance for adapting to high-density launch missions.

**Keywords:** launch vehicle; propellant level; ground equipment; generalized design; unified design

收稿日期:2026-01-12; 修回日期:2026-03-11。

作者简介:金豹(1989-),男,硕士,工程师。

引用格式:金豹,徐梓菲,徐玮,等. 新一代运载火箭加注液位地面设备统型设计[J]. 计算机测量与控制, 2026, 34(4): 122-129.

## 0 引言

随着航天发射向高密度、常态化与商业化方向发展, 加注液位地面设备的快速响应与多型号兼容能力日益重要。目前, 我国新一代运载火箭已形成系列化型号, 但其加注液位地面设备多为型号专用, 存在研制重复、维护复杂、互换性差等问题<sup>[1-2]</sup>。在国内外研究方面, 国外航天机构普遍采用“通用核心系统+任务专用适配器”的设计理念, 通过标准化接口与模块化硬件提升设备复用率; 而国内研究仍多集中于单一设备的性能优化或特定型号的配套研制, 系统级的通用化、统型设计工程实践相对缺乏<sup>[3-4]</sup>。因此, 开展加注液位地面设备的统型设计, 构建兼容性强、可扩展的通用化平台, 对提升发射场综合保障能力, 降低全生命周期成本具有重要工程意义<sup>[5-6]</sup>。

### 1 某系列火箭测试需求

XX-6、XX-6A 和 XX-6C 的测试需求如表 1~3 所示。

表 1 XX-6 型号箭上加注液位产品配套

位置	产品	状态	地面配套
一级	XX-17	氧箱连续, 1 086 mm, 4 节, 单节 270 mm	XX-310
二级	XX-27-1	氧箱点式(4 点)	
	XX-27-2	燃箱点式(4 点)	

表 2 XX-6A 型号箭上加注液位产品配套

位置	产品	状态	地面配套
一级	XX-21	氧箱连续, 1 630 mm, 6 节, 单节 270 mm	XX-310A
二级	XX-22-2	氧箱点式(5 点)	
	XX-27-2	燃箱点式(4 点)	

表 3 XX-6C 型号箭上加注液位产品配套

位置	产品	状态	地面配套
一级	XX-26	氧箱连续, 1 810 mm, 6 节, 单节 300 mm	XX-310C
	XX-22-2	氧箱点式(5 点)	
	XX-27-2	燃箱点式(4 点)	
二级	XX-26	氧箱连续, 1810 mm, 6 节, 单节 300 mm	
	XX-27-1	氧箱点式(4 点)	
	XX-27-2	燃箱点式(4 点)	

对比表 1~3 可知, 各型号一级和二级的连续加注液位传感器总节数和单节长度存在差异。各型号一级和二级燃箱的点式加注液位变换器均相同, 氧箱的测试点数不同, XX-6A 的点数可以包络 XX-6 和 XX-6C, 如表 4~5 所示。

表 4 连续加注液位变换器各型号情况统计表

型号	总节数	单节长度/mm	总长/mm
XX-6	4	270	1 086
XX-6A	6	270	1 630
XX-6C	4	300	1 810

目前, 加注液位处理设备中 XX-6 型号配套的 XX-310 设备内部一级和二级氧箱的点式加注测点均为 4 路, XX-6A 配套的 XX-310A 设备和 XX-6C 配套的 XX-310C 设备一级和二级点式加注测点均为 5 路。从测试需求方面分析, 一级和二级氧箱加注液位测试均为 5 个测点为最大包络, 目前 XX-310A 设备和 XX-310C 设备的一、二级氧箱点式加注测点均为 5 个。

表 5 点式加注液位变换器各型号情况统计表

型号	一级燃点数	一级氧点数	二级燃点数	二级氧点数
XX-6	4	4	4	4
XX-6A	4	5	4	5
XX-6C	4	5	4	4

外部接口方面, XX-310/A/C 设备均具有 6 个外部插座: X1 为与箭上液氧连续加注信号接口, X2 与箭上液氧点式加注信号接口, X3 与箭上煤油点式加注信号接口, X4 与库房液氧点式加注信号接口, X5 与库房煤油点式加注信号接口, X6 (至综合处理模块) 串行通信接口, 以及 X7 串行接口。其中 X1、X3、X5 和 X6 插座的型号规格和接点分配均一致; X7 为预留接口, XX-310 设备和 YK2-310A 设备未使用, YK2-310C 设备使用该接口进行参数装订。3 个型号 X2 的型号规格一样, YK2-310 比 YK2-310A/C 少了第 5 测点的相关接点, 其余测点均兼容。X4 有两种规格, YK2-310A/C 为 26 个接点, 可以包络 YK2-310 的 18 个接点, 但是接点的定义有差别, 详见表 6 和表 7。综上, 在硬件接口上, YK3-310A 和 YK2-310C 可以替代 YK2-310, 但是与 X4 相连的 CZ-6 型号的相关电缆的插头及接点定义需要更改。

表 6 X2 与箭上液氧点式加注接口接点分配表

接点	XX-310	XX-310A	XX-310C
	J599/20FF32P1A		
1,2	28 V	28 V	28 V
3,4	空	V 点一端	V 点一端
5,6	空	V 点另一端	V 点另一端
7,8	28 V-	28 V-	28 V-
9,10	IV 点一端	IV 点一端	IV 点一端
11,12	IV 点另一端	IV 点另一端	IV 点另一端
13,14	III 点一端	III 点一端	III 点一端
15,16	III 点另一端	III 点另一端	III 点另一端
17,18	II 点一端	II 点一端	II 点一端
19,20	II 点另一端	II 点另一端	II 点另一端

续表

接点	XX-310	XX-310A	XX-310C
	J599/20FF32P1A		
21,22	I 点一端	I 点一端	I 点一端
23,24	I 点另一端	I 点另一端	I 点另一端
25,26	信号地	信号地	信号地
27	测 1	测 1	测 1
28	测 2	测 2	测 2
29	测 3	测 3	测 3
30	测 4	测 4	测 4
31	空	测 5	测 5
32	机械地(壳)	机械地(壳)	机械地(壳)

表 7 X4 与库房液氧点式加注接口接点分配表

YK2-310		YK2-310A	YK2-310C
J599/20FD18P1A		J599/20FE26P1A	
接点	定义	接点	定义
1,2	IV 点一端	1,2	V 点一端
3,4	IV 点另一端	3,4	V 点另一端
5,6	III 点一端	5,6	IV 点一端
7,8	III 点另一端	7,8	IV 点另一端
9,10	II 点一端	9,10	III 点一端
11,12	II 点另一端	11,12	III 点另一端
13,14	I 点一端	13,14	II 点一端
15,16	I 点另一端	15,16	II 点另一端
17	空	17,18	I 点一端
18	机械地	19,20	I 点另一端
/	/	26	机械地
/	/	其余	空

各型号箭上加注液位传感器关键性能参数如表 8 所示。

表 8 箭上加注液位传感器关键性能参数

参数	XX-17/XX-21/ XX-26(连续)	XX-27-1//2 XX-22-2(点式)
测量精度	±2 mm	±2 mm
分辨率	0.1 mm	1 mm(开关量)
响应时间	≤20 ms	≤20 ms
工作温度范围/℃	-191~-178	XX-27-1/XX-22-2: -191~-178 XX-27-/2;-30~35
输出信号类型	0~5 V 模拟电压	开关量信号
防护等级	IP67	IP65

加注液位地面设备在发射场工作时面临火箭起飞时刻振动与冲击环境及短路风险,设备通过机械加固和短路保护设计,在设计阶段需要对上述环境进行适应性设计,确保在真实环境中可靠工作。

## 2 加注液位处理设备通用化硬件方案

通用加注液位地面处理设备采用软硬件结合的设计

思路,硬件沿用 YK2-310C,软件在目前 YK2-310C 配套软件基础上进行适应性修改。硬件部分由电源电路、以 DSP 处理器为核心的信号处理电路等组成,软件采用 C 语言编写,完成信号采样、计算处理和串行通讯等功能。方案的主要原理结构如图 1 所示,主要由三部分组成:9 路开关信号处理部分、连续信号处理部分和箭上供电部分。

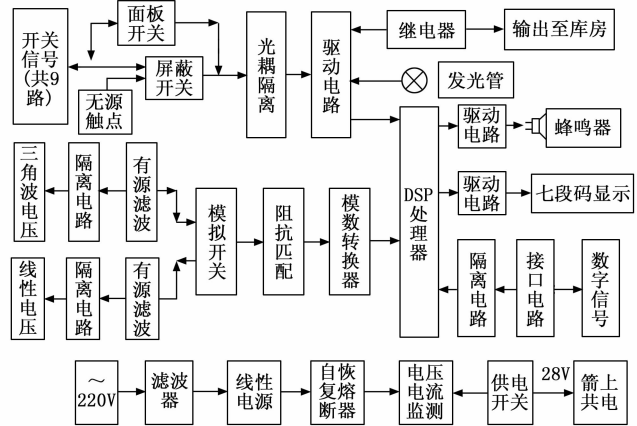


图 1 加注设备的原理框图

### 2.1 模拟信号处理电路

模拟信号处理电路用于处理连续液位变换器输出的三角波电压和线性电压,两路箭上信号传到地面后,经过隔离电路 AD202、二阶有源滤波电路后,分别接模拟开关电路 HI509,再经阻抗匹配电路 OP27、模数转换电路 AD7899,经 DSP 处理器计算处理,输出数字液位高度。数字液位高度信号一方面通过光耦电路 HC-PL-5601 隔离和 RS422 接口电路 AM26C31 发送后续设备,另一方面由电路 MAX6951 驱动数码管实时显示。DSP 处理器外扩 EEPROM 电路 AT93C46A,通过串行接口装订相关参数。采用数码管实时显示线性电压值,与液位高度相互验证。

模拟信号处理电路原理如图 2 所示。

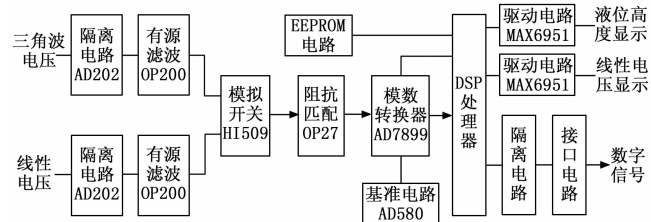


图 2 模拟信号处理电路框图

微处理器选用 DSP 处理器,而常用的 DSP 芯片中,TMS320F240 是 TI 早期的产品<sup>[7]</sup>,应用逐渐减少;TMS320F2812 是现在的主流产品,生命周期长,采样精度和速度比 F240 更快<sup>[8]</sup>;TMS320VC33 虽然有更快

的处理速度, 但需要外扩 ROM<sup>[9]</sup>。综合考虑上述因素, 微处理器芯片选用 TMS320F2812。

A/D 转换电路常用的包括 AD7890、AD7874、AD574、AD674 和 AD7899 等<sup>[10]</sup>, 对比分析后选用 AD7899, 原因如下: 1) AD7899 为 14 位 AD 芯片<sup>[11]</sup>, 采样精度高; 2) AD7899 的采样频率高, 可以达到 400 kbps, 适合多路采集的需要; 3) 供电简单, 仅需单 5 V 电源即可。电路选型为 AD7899SR-1, 输入范围是 ±5 V, 28SOIC 封装。对应 0~5 V 输入信号, 采样精度可达 13 位, 三角波电压对应测量范围 (单节电容长度为 270 mm) 的采样精度为  $270/8\ 192=0.033\text{ mm}$ , 线性电压对应测量范围 (按 6 节考虑, 长度为 1 630 mm) 的采样精度为  $1\ 630/8\ 192=0.2\text{ mm}$ 。

DSP 处理器输出的异步串行信号, 采用光耦隔离, 隔离后端用隔离电源单独供电。串行通讯采用 RS422 接口, 按通讯协议给后续设备发送液位信号。RS422 接口电路选择 TI 公司的四驱动电路 AM26C31。

数码管驱动电路采用集成芯片 MAX6951, 通过处理器的 SPI 口控制, 写入时序和数据, 驱动数码管显示。数码管用于实时显示连续液位测量高度和连续变换器的线性电压值, 同时显示设备上电后的自检状态以及故障状态。

隔离放大器采用 AD 公司的 AD202K, 其采用变压器原理实现信号输入输出隔离<sup>[12]</sup>, +15 V 单电源供电, 电源与输出信号共地; 偏置电压最大值为  $(\pm 5 \pm 5/\text{增益})\text{ mV}$ , 非线性误差最大值为  $\pm 0.025\%$ 。

## 2.2 开关信号处理电路

开关信号处理电路用于处理氧箱点式液位变换器的 5 路开关信号和燃箱点式液位变换器的 4 路开关信号, 开关信号从箭上传到地面后, 经瞬变二极管、光耦隔离电路, 再由逻辑匹配电路 SG2003 实现电平匹配, 接到 DSP 处理器的 I/O 引脚。由处理器软件采用查询方式, 根据高低电平判断开关状态, 转换成不同的状态字, 定时发送到后续设备。根据不同的开关状态, 由驱动电路 SG2003 进行电流放大, 驱动继电器, 向加注库房发送无源触点信号, 并驱动不同的信号指示灯。由 DSP 处理器判断开关状态, 在开关闭合后, 驱动蜂鸣器, 短时间延时, 发出提示音。开关信号处理电路的原理如图 3 所示。

## 2.3 供电电源及短路保护电路

加注设备选用朝阳电源厂的线性电源, 为箭上和地面设备供电。为保证箭上设备安全, 箭上和地面设备分开供电, 各电源独立、浮地。前面板设电源电压、电流数字显示, 手动开关控制。箭上电源输出电压 27~36 V, 最大电流 2 A, 连续可调。电路原理如图 4 所示。

供电电源短路保护由自恢复熔断器 RXEF075 实

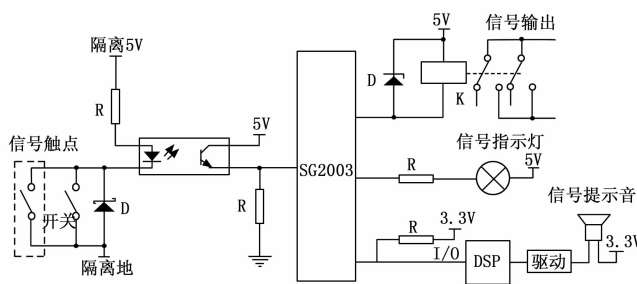


图 3 模拟信号处理电路框图

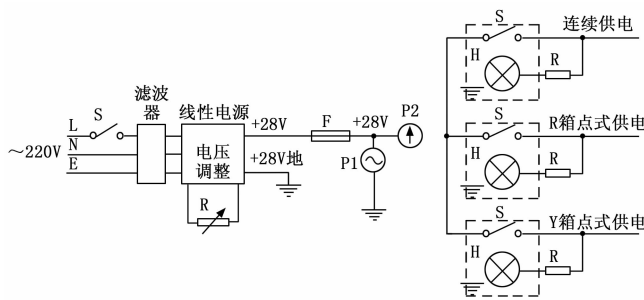


图 4 模拟信号处理电路框图

现, 当电路过载或短路时, 熔断器快速从低电阻状态切换到极高电阻状态<sup>[13]</sup>, 在纠正故障状态及关闭电源后可快速自动重置并返回低电阻状态。该器件的断开时间最大为 6.3 s, 正常工作时阻值  $0.25\sim 0.4\ \Omega$ <sup>[14]</sup>。

220 V 交流电源经交流滤波器滤波, 以降低交流供电干扰。设电压和电流表头, 以监测电源的工作状态。设置 3 个供电开关, 分别控制箭上 3 个不同产品的供电。

地面电源主要为电路部分供电, 由线性电源输出 ±15 V 电源、三路 5 V 电源。±15 V 电源滤波后, 为模拟信号隔离、处理电路供电; 一路 5 V 电源为开关信号处理电路、模数转换电路供电, 同时经 LDO 电路 TPS318 转换成 3.3 V 和 1.8 V 电源, 为 DSP 处理器供电; 一路 5 V 电源为隔离前的开关信号、隔离后的串行接口电路供电; 一路 5 V 电源单独为电流表供电。设置二次供电开关, 以更好地控制电路的上电。地面供电电源原理如图 5 所示。

朝阳线性电源, 具体外形尺寸根据机柜结构确定, 主要参数为:

- 1) 输入参数: AC220V ±10%/50 Hz 单相;
- 2) 输出参数: 电压调整率 ≤0.5%;
- 3) 电流调整率: ≤1.0%;
- 4) 纹波系数: ≤0.05%;
- 5) 具有过热、过流、短时间 (约 6 s) 短路保护。

## 3 加注液位处理设备通用化软件方案

软件由 C 语言编写, 从结构上分为初始化模块、

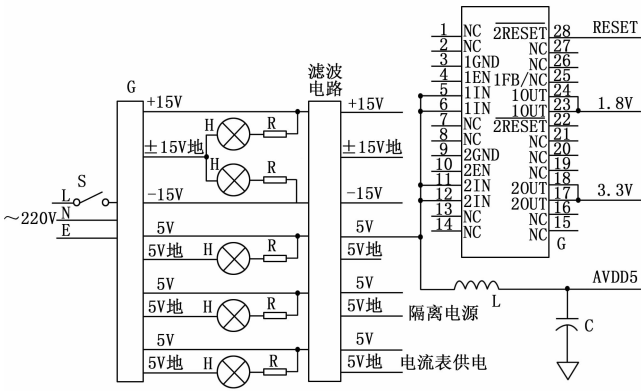


图 5 模拟信号处理电路框图

参数装订模块、主程序模块和中断程序模块，定时进行采样、计算处理和通讯。软件按相关标准文件进行可靠性和工程化设计。软件主要完成以下功能：

- 1) 开关信号的采样、处理和显示；
- 2) 连续信号的采样、处理和显示；
- 3) 参数装订和数据通讯。

软件的工作流程：产品上电后复位，进入 10 s 参数装订窗口期，然后进入主程序。主程序中，首先对采样、定时、通讯和中断等进行初始化，然后进行自检。自检完成后，进入定时中断循环程序，每 200 ms 响应定时中断，进行各种计算处理。其中，主要完成连续液位信号的计算处理，首先采样电压；然后根据保存的参数进行计算处理，得到液位高度。计算完成后，按照通讯协议发送数据。

### 3.1 通讯协议设计

数据形式：1 位起始位，8 位数据位，无奇偶校验，1 位停止位，传输信息以字节（8 位）为最小单位，每字节内低位先发送，高位后发送，多字节内容低字节先发送，高字节后发送；波特率 19 200 bps，数据传输格式如表 9 所示。

表 9 数据传输格式

帧头	字节数	RJZ 状态字	YJZ 状态字	三角波采样电压	线性采样电压	LJZ 液位高度	LJZ 状态字	校验字	帧尾
2 B	1 B	1 B	1 B	2B	2B	2 B	1 B	1B	1B

帧头：0xEB90H；

长度：0x09H；

RJZ 状态字：R 箱点式加注液位信号，无信号、一、二、三、四液位分别用状态字 A1、A3、A5、A7、A9 表示；

YJZ 状态字：Y 箱点式加注液位信号，无信号、一、二、三、四、五液位分别用状态字 B1、B3、B5、

B7、B9、BB 表示；

三角波采样电压：箭上连续液位变换器输出三角波电压的采样值（mV）；

线性采样电压：箭上连续液位变换器输出线性电压的采样值（mV）；

LJZ 液位高度：箭上连续液位变换器（Y 箱）输出相对液位高度（mV）；

LJZ 状态字：根据每发不同的加注方案判决要求，输出连续液位信号状态，无信号、连续一、二、三、四、五液位分别用状态字 CC、C1、C3、C5、C7、C9 表示；

校验字：对数据内容（RJZ 状态字、YJZ 状态字、三角波采样电压、线性采样电压、LJZ 液位高度、LJZ 状态字）按字节每位进行异或；

帧尾：0xAE。

该设备不接收后续设备的指令，射前加注时，产品加电，即开始信号采集处理和数据通讯等。数据存储由综合数据处理模块完成，用于加注后的分析处理。

### 3.2 算法设计

软件的算法设计主要针对连续液位计算处理，连续液位变换器输出两路 0~5 V 模拟电压信号，如图 6 所示。上面是三角波电压信号，与奇、偶电容差值成比例，每段电压对应一小节传感器；下面是线性电压输出，与奇偶电容总值变化量成比例，表示传感器总体变化情况。

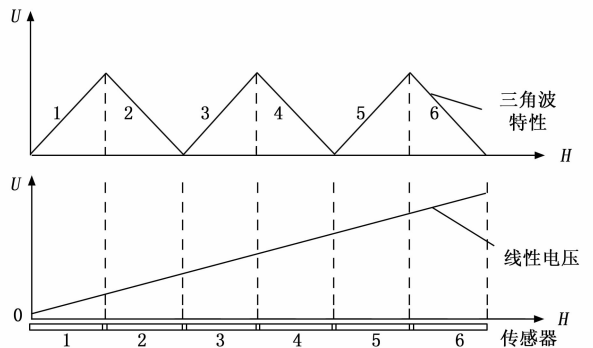


图 6 双特性输出信号图

传感器采用分节电容液位传感器，其优点是实现了相邻奇偶节单元自补偿，无需校正；而且每节对应 0~5 V，提高了采样分辨率和测量精度。所以，算法设计的原则是以三角波电压为主，线性电压为辅，即先用线性电压计算节数，再用该节数及三角波电压精确计算高度。

计算开始后，首先利用线性方程初始装订参数，根据线性电压采样值计算液位所处节数，结合该节数和三角波采样电压，计算得到液位高度；然后利用三角波线性段的高度实时修正线性方程的参数。重复上述计算和

修正过程, 完成后续处理。

具体计算过程分析: 无论液位上升或下降环节 (传感器安装完成后, 以最下一节作为第一节, 向上依次增加)。

液位处于三角波奇数节:

$$H = 300 * (N - 1) + 300 * \frac{V - V_L}{V_H - V_L}$$

液位处于三角波偶数节:

$$H = 300 * (N - 1) + 300 * \frac{V_H - V}{V_H - V_L}$$

$N$  为大节数;  $V$  为采集电压值;  $V_H$ 、 $V_L$  分别为三角波的最大和最小电压; 300 为每节传感器的长度 (或为 270, 为装订参数, 由装订值决定)。

根据上述公式, 计算液位高度值, 需要确定采集电压值  $V$ , 三角波最大最小电压  $V_H$  和  $V_L$ , 以及节数  $N$ 。前面两者的处理借鉴 XX-3A 利用系统的成熟方法, 采样电压经滑动平均滤波处理得到, 三角波最大最小值电压则实时记录相邻节的极值电压, 供本节使用。

为了适应 XX-6、XX-6A 和 XX-6C, 需在现有装订参数基础上, 增加传感器节数作为装订参数。软件内部需要修改参数装订和读取模块, 液位高度计算模块。

综上, 硬件层面采用模块化设计方法, 将系统解耦为模拟信号处理单元、开关信号处理单元和供电电源及短路保护单元等标准化硬件单元; 软件层面设计统一的上位机软件平台, 通过配置化文件满足不同任务需求。

### 4 加注液位单元测试仪方案

加注液位单元测试仪原理如图 7 所示, 主要功能有:

- 1) 给加注液位变换器提供 28 V 电源;
- 2) 具有模拟点式液位传感器给点式加注液位变换器发信号并显示的功能, 通过发光二极管显示;
- 3) 具有模拟连续液位传感器给连续加注液位变换器发信号, 测量并显示变换器的输出电压值。

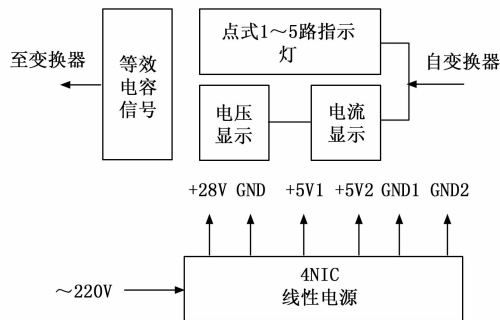


图 7 加注液位单元测试仪原理框图

#### 4.1 电源及表头设计

加注液位单元测试仪中内置了可调节直流电源<sup>[15]</sup> (4NIC-X34.5+28 V±4 V (1 A), +5 V (0.5 A),

隔离地), 通过电位器控制电源输出电压, 来进行变换器的电源拉偏试验。

测试仪中内置了电流电压表头 (SHD200±50 V, SHD200±2 A), 通过开关切换显示变换器输出电压及供电电流。

#### 4.2 等效电容的设计

测试仪每组等效电容由 1~5 个贴片固定电容确定电容量, 以保证电容量的精确。

贴片电容选择 715 厂 CC41L 系列电容<sup>[16]</sup>, 该电容精度高, 稳定性好, 比较符合测试仪的设计要求。各等效电容容值范围见表 10 和表 11。

表 10 点式加注等效电容容值范围

	液氧	煤油	C 传等效
第 1 路~第 5 路电容/pF	9.9±0.5	22.7±0.5	40.8±0.8

注: 在测试电容时, 只有与该电容对应的开关处于“开”状态, 其他开关均处于复位状态。

表 11 连续加注等效电容范围

开关接通状态	奇电容测试/pF			偶电容测试/pF		
	“等效”	“三角”	“线性”	“等效”	“三角”	“线性”
连续加注液氧 XX-26	146.8±0.8	0±0.2	73.5±0.8	146.8±0.8	24.3±0.3	73.5±0.8
连续加注液氧 XX-21	132.3±0.8	0±0.2	66.0±0.8	132.3±0.8	21.8±0.3	66.0±0.8

注: 当接通“等效”或者“等效”和“线性”开关同时接通时, 测得 C 偶、C 奇应满足 0.1 pF≤C 偶-C 奇≤0.4 pF。

加注液位单元测试仪内部安装了 23 个等效电容单元, 用钮子开关控制以模拟传感器的输出 (传感器的输出为电容), 其中点式加注系统的等效电容 15 个, 连续加注液位测量系统的等效电容 8 个。为了尽可能减小电路中的分布电容对小电容测量带来的影响, 在设计时主要采取以下措施:

- 1) 测试仪内部采用屏蔽盒将等效电容保护起来<sup>[17]</sup>;
- 2) 内部导线均选用屏蔽线接地的方法以减小导线之间的分布电容对测试带来的影响<sup>[18]</sup>;
- 3) 所有的测试电缆均采用屏蔽电缆, 以减小外界对小电容测量的影响<sup>[19]</sup>。

加注液位单元测试仪对变换器的测试, 连续等效电容部分的电路如图 8 所示, 通过开关切换实现了不同等效电容的切换从而实现了通用化设计。

### 5 实验结果与分析

为验证统型设计后的加注液位地面设备的可行性与性能, 开展了地面仿真测试与真实发射场加注考核。实验旨在验证设备在多型号兼容性、测量精度、可靠性及国产化率等方面的表现, 并与原型号专用设备进行对比

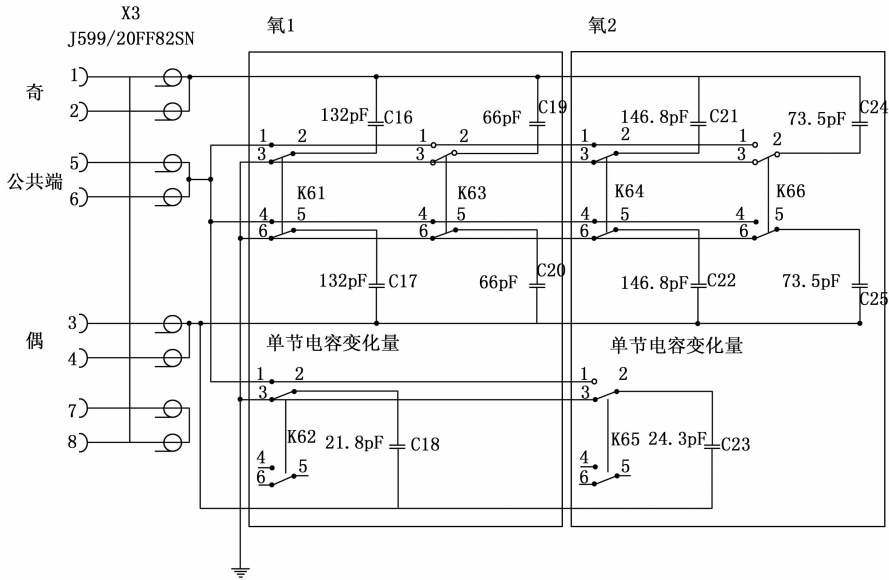


图 8 连续加注等效电容

分析。

### 5.1 实验环境与测试平台搭建

实验在某航天发射场加注工位进行，环境条件如下：温度： $-20 \sim 45\text{ }^{\circ}\text{C}$ （室外）， $0 \sim 25\text{ }^{\circ}\text{C}$ （设备舱内）；湿度： $\leq 85\% \text{ RH}$ ；电磁环境：符合 GJB 151B-2013 中地面设备辐射发射要求。

测试平台包括统型加注液位地面处理设备（基于 XX-310C 硬件平台）、模拟箭上传感器信号源（含连续与点式液位模拟器）、数据采集与处理系统及加注控制系统模拟器。

### 5.2 测量精度测试

1) 连续液位测量精度：

对不同型号火箭（XX-6、XX-6A、XX-6C）的连续液位传感器进行模拟加注测试，每个型号进行 10 次重复测量，记录液位高度误差。结果如表 12 所示。

表 12 连续液位测量精度测试结果

型号	液位范围 /mm	最大误差 /mm	平均误差 /mm	标准差 /mm
XX-6	0~1086	$\pm 0.8$	$\pm 0.4$	0.2
XX-6A	0~1630	$\pm 1.2$	$\pm 0.6$	0.3
XX-6C	0~1810	$\pm 1.5$	$\pm 0.7$	0.4

测试表明，统型设备在各型号连续液位全量程范围内，测试精度均优于  $\pm 1.5\text{ mm}$ ，满足任务书要求（ $\leq \pm 2.0\text{ mm}$ ）。

2) 点式液位测量精度：

点式液位测量输出为开关信号，其精度主要体现在信号触发的准确性与一致性。测试中模拟液位分别到达各预设点（I~V 点），记录设备输出状态字的正确性及响应时间。每个测点重复触发 20 次，结果如表 13 所示。

表 13 点式液位测量精度测试结果

型号	测点数量	触发准确率 /%	平均响应时间 /ms	最大响应时间 /ms
XX-6	4	100	18	22
XX-6A	5	100	20	25
XX-6C	5	100	19	24

测试表明，统型设备在各型号点式液位中触发准确率达 100%，响应时间均小于 30 ms，满足任务实时性要求。

### 5.3 可靠性测试

设备在模拟发射场环境下连续运行 72 小时<sup>[20]</sup>，进行加注—排空循环测试，记录系统故障次数与恢复时间。测试期间未出现系统死机、通信中断或数据丢失等故障，设备连续运行无异常，满足高密发射任务对设备可靠性的要求。

### 5.4 国产化率

对统型设备中使用的核心元器件进行国产化率统计，统计结果如表 14 所示。

表 14 核心元器件国产化率统计

类别	国产型号数量	进口型号	国产化率 /%
DSP 处理器	1	0	100
A/D 转换芯片	1	0	100
隔离放大器	1	0	100
电源模块	1	0	100
光耦与驱动模块	6	0	100
合计	10	0	100

统型设备核心元器件国产化率达到 100%，符合国家自主可控战略要求。

## 5.5 统型前后对比分析

为体现统型设计的工程价值,对统型前后在设备数量、研制周期、维护成本等方面进行对比,如表15所示。

表15 统型前后关键指标对比

项目	统型前 (分型号研制)	统型前后 (通用平台)	提升效果
设备种类	3种 (310/310A/310C)	1种(通用型)	减少66.7%
单套研制周期	12~18个月	8~10个月	缩短约30%
单套成本	约150万元	约100万元	降低33.3%
备件种类	3类	1类	减少66.7%
现场切换时间	4~6h	≤1h	提升75%以上
维护人员培训	需掌握3套系统	仅需1套系统	培训成本降低约60%

## 5.6 真实发射场加注验证

统型设备在2025年某次XX-6发射任务中进行了真实加注验证。加注过程中,设备实时采集并上传液氧与煤油箱液位数据,与地面流量计数据比对,测试精度均优于±1.5 mm,满足任务书要求(≤±2.0 mm)。设备在低温、振动及电磁干扰环境下工作稳定,未出现误报或通信中断现象,验证了其在真实任务环境下的适用性<sup>[21]</sup>。

## 6 结束语

本文针对当前新一代运载火箭领域加注液位地面设备存在型号专用、互不兼容、研制成本高昂等问题,开展了系统性统型设计研究。通过全面分析各型号火箭的共性功能与个性化接口需求,提出了基于“通用化、系列化、组合化”原则的顶层架构,完成了硬件、软件、与接口的通用化设计,实现了单一硬件平台对多型火箭的兼容保障。实验与真实发射场验证表明,统型设备在测量精度、可靠性、国产化率等关键指标上均满足任务要求,显著提升了设备通用性,降低了全生命周期成本,为我国未来高密度航天发射任务提供了高效、可靠的地面保障支持。

### 参考文献:

[1] 王瑞铨. 国外运载火箭低温加注系统[J]. 导弹与航天运载技术, 1997(2): 19-29.  
 [2] 《世界航天运载器大全》编委会. 世界航天器运载大全: 第2版[M]. 北京: 中国宇航出版社, 2007.  
 [3] 王向阳. 阿里安3运载火箭[J]. 国外导弹技术, 1985(9): 68-70.  
 [4] TANG Q, GUO C L, HUANG Y N, et al. Study on real-time diagnosis technology of cryogenic fueling system [J].

Cryogenics and Superconductivity, 2017, 45(2): 16-20.  
 [5] 符锡理. 运载火箭液氢液氧低温推进剂加注技术[J]. 低温工程, 1995(6): 1-8.  
 [6] XIE F S, LEI G, WANG L, et al. Analysis on utilization of cooling capacity for ground loading system of cryogenic propellants [J]. Journal of Astronautics, 2016, 37(12): 1381-1386.  
 [7] YANG Y Z, BAI F T, ZHENG L. Simulation research on filling process of new-style cryogenic fueling system in launching site [J]. Cryogenics, 2018(2): 39-44.  
 [8] LI Q, HU Y W, DONG Y H, et al. Research on filter algorithm for continuous liquid level measurement of propellant utilization system [J]. Journal of Astronautic Metrology and Measurement, 2019, 39(2): 71-75.  
 [9] LECUN Y, BENGIO Y, HINTON G. Deep learning [J]. Nature, 2015, 521(7553): 436-444.  
 [10] LI F X, WANG J M, LIANG J C, et al. Optimization of naive Bayesian classification algorithm for discrete attributes [J]. Journal of Chinese Computer Systems, 2022, 43(5): 897-901.  
 [11] 殷蕾. 基于模糊支持向量机的目标跟踪和点集配准算法研究[D]. 武汉: 湖北大学, 2022.  
 [12] LI C, LI Y Y, CHAI Z, et al. Weighted k-nearest neighbor algorithm based on mutual nearest neighbor [J]. Journal of Baoji University of Arts and Sciences (Natural Science), 2022, 42(2): 15-22.  
 [13] WANG X N, LU S Y, REN F. Failure prediction of aero-engine based on random forest and temporal convolutional network [J]. The Computer Age, 2022(10): 103-107.  
 [14] BRUGGER S T. Data mining methods for network intrusion detection [D]. Davis: University of California, 2004.  
 [15] RUMELHART D E, DURBIN R, GOLDEN R, et al. Backpropagation: the basic theory [J]. Backpropagation: Theory, Architectures and Applications, 1995, 4(1): 1-34.  
 [16] WU Y Q, GAO R L. A method based on the BP neural network optimized by GASA [J]. Process Safety and Environment Protection, 2019, 10(2): 64-72.  
 [17] 肖士利, 谢志丰, 潘忠文, 等. 运载火箭发射场无人值守加注发射技术研究 [J]. 宇航学报, 2019, 40(4): 459-465.  
 [18] 李福昌. 运载火箭工程 [M]. 北京: 中国宇航出版社, 2002.  
 [19] 刘海波, 张敬. 新型运载火箭测试发射模式 [J]. 导弹与航天运载技术, 2012(5): 27-31.  
 [20] 黄兵, 黄辉, 田玉蓉, 等. 低温液体运载火箭推进剂加注过程分析 [J]. 低温工程, 2015(4): 62-66.  
 [21] LEE S, PARK J, KIM H. Standardized ground support equipment design for multi-vehicle launch operations [J]. Acta Astronautica, 2022, 191(3): 112-125.