

基于多传感器的液体火箭发动机参数测量系统设计

王东, 孙明庆, 于爽

(首都航天机械有限公司, 北京 100076)

摘要: 传统数据采集平台在极端振动、高温环境下, 难以满足液体火箭发动机高频动态参数的捕获需求, 导致传感器易出现漂移, 使得测量结果出现偏差, 为此展开基于多传感器的液体火箭发动机参数测量系统设计研究; 在硬件方面, 通过优化传感器选型与配置、设计高精度信号调理电路、选用高速数据采集设备和嵌入式处理器, 构建了可靠的硬件采集平台, 实现微秒级响应, 克服了在极端振动、高温环境下的稳定性不足问题, 以满足液体火箭发动机高频动态参数的捕获需求; 在软件层面, 开发了包含数据采集处理、动态校正和参数计算三大模块的算法体系, 采用自适应滤波和实时补偿技术动态修正测量误差, 以解决漂移问题, 提升测量精度; 通过硬件单元与软件模块的协同运作, 实现了液体火箭发动机参数的精准测量与应用; 实验结果显示: 设计系统处理后的传感器信号信噪比较高, 并且整体平滑度较好, 传感器数据丢包率最小值达到了 0.5%, 参数(燃气温度)测量误差最小值达到了 0.2%, 充分证实了设计系统参数测量效果较佳。

关键词: 液体火箭发动机; 嵌入式处理器; 信号调理电路; 多传感器; 参数测量系统

Design of a Liquid Rocket Engine Parameter Measurement System Based on Multi-Sensor

WANG Dong, SUN Mingqing, YU Shuang

(Capital Aerospace Machinery Co., Ltd., Beijing 100076, China)

Abstract: It is difficult for a traditional data collection platform to meet the capture requirements of high-frequency dynamic parameters of liquid rocket engines in extreme vibration and high temperature environments, resulting in sensor drift and measurement deviation. Therefore, research on the design of a multi-sensor based liquid rocket engine parameter measurement system is conducted. In terms of system hardware, this paper optimizes sensor selection and configuration, designs high-precision signal modulation circuits, selects high-speed data acquisition equipment and embedded processors, constructs a reliable hardware acquisition platform, achieves microsecond level response, overcomes the problem of insufficient stability in extreme vibration and high temperature environments, and meets the capture requirements of high-frequency dynamic parameters of liquid rocket engines; In terms of system software, an algorithm system is developed that includes three modules: data acquisition and processing, dynamic correction, and parameter calculation. Adaptive filtering and real-time compensation techniques are used to dynamically correct measurement errors to solve the drift of the sensor and improve measurement accuracy. Through the collaborative operation of hardware units and software modules, the parameters of the liquid rocket engine is precisely measured and applied,. Experimental results show that the sensor signal processed by the designed system has a high signal-to-noise ratio and overall smoothness. The minimum packet loss rate of the sensor data reaches 0.5%, and the minimum measurement error of the parameter (gas temperature) reaches 0.2%, which fully confirms that the designed system has an excellent parameter measurement effect.

Keywords: liquid rocket engine; embedded processor; signal conditioning circuit; multi-sensor; parameter measurement system

收稿日期:2025-05-13; 修回日期:2025-06-30。

作者简介:王东(1981-),男,工程师。

引用格式:王东,孙明庆,于爽.基于多传感器的液体火箭发动机参数测量系统设计[J].计算机测量与控制,2025,33(11):

11-22.

0 引言

液体火箭发动机作为现代航天运载器的核心动力装置, 其性能参数的精确测量直接关系到发动机的工作状态监测、性能评估和可靠性保障。随着航天技术的快速发展, 新一代液体火箭发动机对推力调节精度、燃烧稳定性和工作寿命提出了更高要求, 这使得发动机参数测量技术面临着前所未有的挑战^[1]。传统测量方法主要依赖接触式传感器和有线传输系统, 在高温、高压、强振动等极端环境下存在明显不足: 一方面, 接触式传感器的安装会干扰发动机内部流场, 影响测量结果的真实性; 另一方面, 有线传输系统在发动机复杂工况下容易出现信号衰减和电磁干扰问题, 导致测量数据失真。此外, 传统测量方法的采样频率和响应速度也难以满足发动机瞬态工况的测试需求^[2]。因此, 开展液体火箭发动机参数测量技术研究, 不仅能够为发动机性能优化和故障诊断提供更准确的数据支持, 还能推动航天测试技术向非接触式、高动态、高精度方向发展, 对提升我国航天动力系统的自主创新能力可靠性和水平具有重要的战略意义。

当前, 液体火箭发动机参数测量技术的研究已成为航天工程领域的热点方向, 其中, 文献[3]针对某型号固体火箭发动机羽流高空模拟试验压力测量系统无法有效捕捉羽流场压力变化的问题, 运用发明问题解决理论(TRIZ, theory of the solution of inventive problems)分析系统缺陷。基于物理矛盾与物质—场模型, 结合现场条件改进系统, 对压力传感器内部电路实施绝缘处理。绝缘处理虽能提升传感器电路的抗干扰能力, 但未从根本上解决高空模拟试验中极端温度交变导致的传感器信号漂移问题, 这种漂移会显著增加数据异常率, 导致传感器数据丢包率较高。文献[4]为提高超燃冲压发动机扩张段温度测量精度与稳定性, 基于可调谐半导体吸收光谱技术(TDLAS, tunable diode laser absorption spectroscopy), 选取5个低态能级不同, 且分布均匀的近红外H₂O吸收线, 采用玻尔兹曼图法测温。通过五波长测量系统, 在实验室高温炉上验证了其测量精度优于其他波长组合。但是该系统依赖特定波长选择与实验室校准, 现场应用可能受光谱干扰影响, 导致测量误差较大。文献[5]通过带通滤波电路处理信号, 进行快速傅里叶变换计算阻抗, 并实现单片电压及阻抗的同步双采集。该系统虽然能够实现低温环境下的阻抗测量, 但测量精度不高。文献[6]基于TDLAS技术, 采用扫描波长直接吸收一时分复用策略, 以H₂O分子为目标组分, 设计燃气温度测量系统。该系统应用的时分复用策略虽然能够提高测量效率, 但可能降低时间分

辨率, 影响动态温度变化的捕捉精度。同时, 该系统未考虑到高温高压环境下传感器的耐久性与抗冲击能力, 从而影响最终测量结果的精确度。

上述研究表明, 当前发动机参数测量技术虽取得一定进展, 但仍面临诸多挑战, 为了解决上述问题, 展开基于多传感器的液体火箭发动机参数测量系统设计研究, 希望通过多传感器的应用, 提升参数测量的精度与效率, 为液体火箭发动机的后续发展与应用提供一定的助力。

1 系统硬件设计

液体火箭发动机参数测量系统的整体框架图如图1所示。

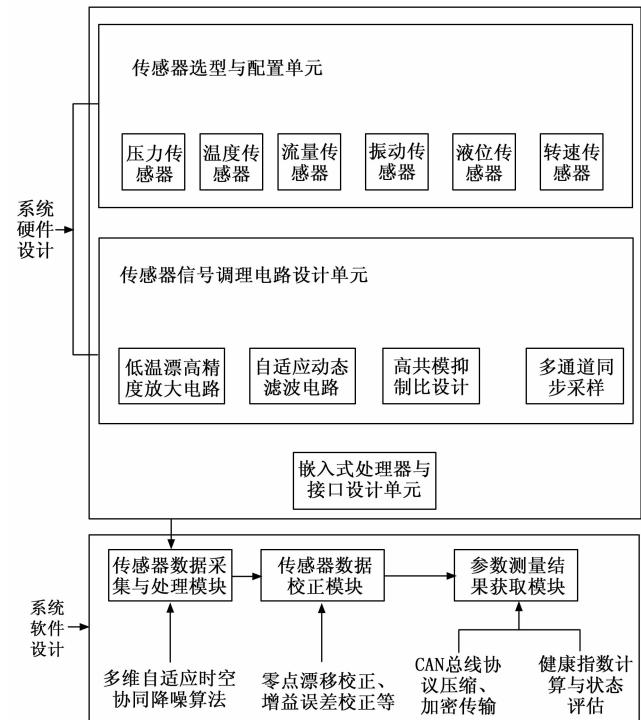


图1 液体火箭发动机参数测量系统的整体框架图

图1中, 硬件组成及功能描述如下:

传感器选型与配置单元可根据液体火箭发动机的参数测量需求, 选取适当的传感器, 并对其参数进行合理配置, 为参数测量提供基础硬件支撑。传感器类型包括压力传感器、温度传感器、流量传感器、振动传感器、液位传感器和转速传感器, 每种传感器负责测量不同的物理参数。

传感器信号调理电路设计单元对传感器原始输出信号进行调理, 包括幅值适配、噪声抑制、非线性补偿与共模干扰抑制等, 确保信号能够被准确采集与处理。采用低温漂高精度放大电路、自适应动态滤波电路、高共模抑制比设计以及多通道同步采样, 提高信号调理的精

度和可靠性。

传感器数据采集设备选取单元选取具备多通道同步采样功能、较强抗干扰性能与极端环境适应性能的模数转换器(ADC), 确保传感器数据采集的精度与效率。

嵌入式处理器选型与接口设计单元可处理大规模的传感器数据, 执行复杂程序, 提供强大的计算能力和丰富的接口资源。处理器型号为 Xilinx Zynq UltraScale+ XQRZU5EV, 采用异构计算架构(FPGA+Cortex-A53), 支持 4 路千兆以太网、8 路 CAN FD 与 16 路 GTH 收发器等接口。

软件组成及功能描述如下:

传感器数据采集与处理模块可实时采集传感器数据, 并通过多维自适应时空协同降噪算法对信号进行去噪处理, 提高数据质量。其结合变分模态分解和广义似然比检验法进行噪声识别和去除, 通过自适应滤波和信号重构获得无噪传感器信号。

传感器数据校正模块对去噪后的传感器信号进行校正处理, 消除零点漂移、增益误差、非线性误差和温度影响, 提高信号的准确性。校正方法包括零点漂移校正、增益误差校正、非线性误差校正和温度补偿等。

参数测量结果获取模块通过 CAN 总线协议对校正后的传感器信号进行压缩、加密传输, 解密后获取液体火箭发动机参数的最终测量结果, 并进行融合处理和状态评估。采用离散余弦变换算法进行频域压缩, 对称加密算法进行加密传输, 确保信号的安全性和传输效率。并基于解密参数计算液体火箭发动机健康指数, 评估其运行状态, 为液体火箭发动机的稳定运行提供有效的方法支撑。

1.1 传感器选型与配置单元

液体火箭发动机内部结构较为复杂, 涉及参数种类繁多, 并且液体火箭发动机作业环境恶劣, 运行工况复杂, 这对传感器性能提出了严苛要求^[7-9]。因此, 设计系统从功能需求、响应时间、精度、量程等多个角度出发, 对传感器进行选型与配置, 为液体火箭发动机参数测量提供基础硬件支撑。具体如表 1 所示。

表 1 所示的传感器均承担着不同的参数测量任务, 测量对象、安装位置等存在着较大的差异性, 具体如下所示:

1) 压力传感器主要用于测量燃烧室及管路内的压力变化, 以此来确保燃烧过程的稳定与安全。其中, 燃烧室压力是评估液体火箭发动机推力和燃烧稳定性的核心参数; 管路压力是评估推进剂供应系统是否平衡的关键参数。通过压力(参数)的实时测量与监控, 能够对燃料供给量进行及时调整, 从而优化燃烧效率。

2) 温度传感器主要用于测量燃气与冷却剂的温度,

表 1 传感器选型与配置表

传感器	参数名称	参数配置
压力传感器	型号	Kulite XT-190M
	量程	0~50 MPa
	精度	±0.1%FS
	响应时间	≤1 ms
	工作温度	-55~300 °C
	防护等级	IP68
温度传感器	型号	FLIR A655sc
	量程	-40~2 000 °C
	精度	±1%
	响应时间	≤30 ms
	工作温度	-40~2 000 °C
	防护等级	IP67
流量传感器	型号	Sick FLOWave FSE200
	量程	0.1~500 L/min
	精度	±0.2% FS
	响应时间	≤20 ms
	工作温度	-40~85 °C
	防护等级	IP69K
振动传感器	型号	Dytran 3225M1
	量程	±2 000 g
	精度	±1%
	响应时间	≤0.05 ms
	工作温度	-65~117 °C
	防护等级	IP67
液位传感器	型号	Magnetrol E3 Modulelevel
	量程	0~20 m
	精度	±1 mm
	响应时间	≤100 ms
	工作温度	-40~200 °C
	防护等级	IP66
转速传感器	型号	Sick DFS60
	量程	0~50 000 RPM
	精度	±0.01%
	响应时间	≤1 μs
	工作温度	-40~85 °C
	防护等级	IP67

防止过热或过冷对液体火箭发动机造成损害。其中, 燃气温度反映燃烧效率, 冷却剂温度反映热防护系统是否有效。通过温度(参数)的实时测量与监控, 为液体火箭发动机温度控制提供精准的依据支撑。

3) 流量传感器主要用于测量推进剂流量, 以此来确保燃料供给的准确性与稳定性。推进剂流量直接影响混合比和燃烧效率, 尤其是氧化剂与燃料的流量偏差。通过流量(参数)的实时测量与监控, 使得液体火箭发动机能够迅速适应负载变化, 保持高效运行。

4) 振动传感器主要用于测量液体火箭发动机的振动信号, 以此来监测液体火箭发动机结构的健康情况, 预防涡轮泵或燃烧不稳定导致的机械故障。通过振动

(参数) 的实时测量与监控, 为液体火箭发动机维护与保养提供有力的支持^[10]。

5) 液位传感器主要用于测量液体火箭发动机的燃料液位(即贮箱剩余推进剂量), 为燃料供给决策的制定提供依据支撑。

6) 转速传感器主要用于测量液体火箭发动机的涡轮泵转速信号, 增加参数测量的全面性, 为液体火箭发动机控制子系统提供精准的数据依据。

在设计系统中, 传感器作为感知与反馈的关键元件, 其选型与配置直接关系到设计系统的性能与可靠性。上述过程根据液体火箭发动机参数测量的需求, 选取了适当的传感器, 并对其参数进行了合理地配置, 通过多传感器的协同作业, 实现高精度、高可靠性的液体火箭发动机参数采集。

1.2 传感器信号调理电路设计单元

设计系统需要在极端工况下稳定工作, 例如高压、高温、电磁干扰、强振动等, 致使传感器原始输出信号存在着高频噪声、微弱电流、mV 级电压等特性, 无法直接被采集与处理。而信号调理电路能够满足信号幅值适配、噪声抑制、非线性补偿与共模干扰抑制等需求, 成为确保参数测量精度与可靠性的关键所在^[11-14]。已有系统的传感器信号调理电路存在着一定的局限性, 例如温漂误差较大、高频噪声抑制能力较弱、非线性校正准确性较小等, 无法满足液体火箭发动机参数精准测量的需求, 故此节对传感器信号调理电路进行改进与优化设计。对于压力传感器信号调理电路, 压力传感器输出信号通常为 mV 级电压信号, 且信号幅度会随压力变化而变化, 同时可能受到环境温度影响产生温漂。压力传感器信号调理电路设计方案描述如下:

低温漂高精度放大电路: 选用低温漂系数(小于 1 ppm/°C) 的运算放大器, 构建差分放大电路。通过合理设置电阻阻值, 实现信号的放大, 将 mV 级电压信号放大到适合后续采集与处理的电压范围(0~5 V)。即采用 AD8221 仪表放大器, 其具有高共模抑制比和低温漂特性, 可有效放大压力传感器输出的微弱信号。

自适应动态滤波电路: 压力信号中可能混入高频噪声, 采用自适应滤波算法结合模拟滤波电路进行噪声抑制。模拟滤波电路可选用有源低通滤波器, 截止频率根据压力信号的有效频率范围设置(100 Hz)。同时, 利用数字信号处理器(DSP) 或微控制器(MCU) 实现自适应滤波算法, 根据噪声特性实时调整滤波参数, 提高滤波效果。

非线性补偿电路: 压力传感器输出信号与压力值之间可能存在非线性关系。通过在电路中加入非线性校正网络, 如采用多项式拟合或查表法实现非线性补偿。在

DSP 或 MCU 中预先存储压力传感器输出信号与压力值的对应关系表, 根据实时采集的信号值查表得到对应的压力值, 并进行非线性校正。

对于温度传感器信号调理电路, 温度传感器(如热电偶、热电阻)输出信号通常为微弱的热电势或电阻变化信号, 且信号幅度随温度变化缓慢, 但易受电磁干扰。电路设计方案描述如下。

信号转换与放大电路: 对于热电偶传感器, 采用冷端补偿电路(采用 AD594/AD595 集成芯片)将热电势信号转换为电压信号, 并进行初步放大。对于热电阻传感器, 采用恒流源电路将电阻变化转换为电压变化, 再通过运算放大器进行放大。如, 使用 LT1013 运算放大器构建放大电路, 将信号放大到合适的电压范围。

高频噪声抑制电路: 由于温度信号变化缓慢, 可采用低通滤波器抑制高频噪声。选用 RC 低通滤波器, 截止频率设置较低(如 10 Hz), 以有效滤除高频干扰信号。

共模干扰抑制电路: 温度传感器信号传输过程中易受到共模干扰, 采用高共模抑制比的差分放大电路进行共模干扰抑制。选用 INA128 仪表放大器, 其共模抑制比可达 120 dB 以上, 能有效抑制共模干扰信号。

流量传感器信号调理电路: 输出信号可能为脉冲信号或微弱的电压信号, 脉冲信号的频率与流量成正比, 但信号幅度可能较小且易受干扰。电路设计方案描述如下。

脉冲信号整形与放大电路: 对于脉冲信号, 采用施密特触发器(74HC14)对信号进行整形, 消除脉冲信号的抖动和噪声干扰。同时, 使用晶体管或运算放大器对整形后的脉冲信号进行放大, 提高信号的驱动能力。

微弱电压信号放大电路: 对于微弱的电压信号, 采用低温漂高精度放大电路进行放大。选用 OP07 运算放大器, 其具有低失调电压和低温漂特性, 能准确放大微弱电压信号。

抗干扰电路: 在信号传输线路中加入磁珠、电容等抗干扰元件, 抑制电磁干扰。同时, 采用屏蔽线传输信号, 减少外界干扰对信号的影响。

通过上述针对不同传感器和信号类型的具体设计方案, 结合低温漂高精度放大电路、自适应动态滤波电路、高共模抑制比的设计以及多通道同步采样的改进, 完成了传感器信号调理电路的优化设计。该优化设计能够有效地降低温漂误差, 缩短非线性校正延迟, 加大噪声抑制比, 为参数测量信号的采集与处理提供有效的电路支撑, 满足液体火箭发动机参数精准测量的需求。则传感器信号调理电路改进与优化设计图, 如图 2 所示。

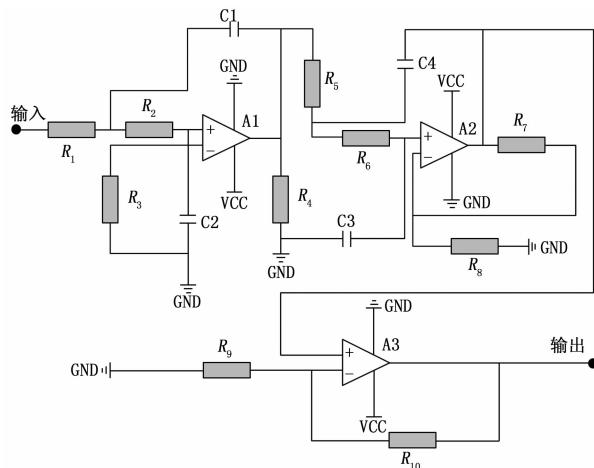


图 2 传感器信号调理电路改进与优化设计图

1.3 传感器数据采集设备选取单元

由于设计系统传感器种类、数量众多, 对传感器数据采集设备提出了严苛要求, 不但要具备多通道同步采样的功能, 还要具备较强的抗干扰性能与极端环境适应性能, 只有这样才能保障传感器数据采集的精度与效率。基于上述要求, 设计系统选取 TI ADS85885 型号的模数转换器 (ADC, analog-to-digital converter) 作为传感器数据采集设备, 其参数配置情况如表 2 所示。

表 2 传感器数据采集设备参数

参数	参数配置
通道数	8
同步误差	<5 ns
采样率	1 MSPS
输入类型	单端±5 V
分辨率	24 bit
信噪比	105 dB
接口	SPI
精度	±0.5% FS
时钟偏移	<10 ns
输出抖动	<100 fs
耐压	≥5 kV
CMRR	>140 dB
阻抗匹配	100 Ω
工作温度	-55~125 °C
温漂	±0.05 ppm/°C
逻辑单元	350 K
数据丢包率	<0.001%

依据上述配置的参数对传感器数据采集设备——TI ADS85885 型号的 ADC 进行调试, 以此来保障传感器数据采集的完整性与精确性。

1.4 嵌入式处理器选型与接口设计单元

为了处理大规模的传感器数据, 执行设计系统的复杂程序, 选取 Xilinx Zynq UltraScale+ XQRZU5EV 作为设计系统的嵌入式处理器, 其采用异构计算架构, 通

过现场可编程门阵列 (FPGA, field programmable gate array) (154 K 逻辑单元) 对传感器数据进行并行预处理, 利用 Cortex-A53 处理通信与数据封装。同时, Xilinx Zynq UltraScale+ XQRZU5EV 具有丰富的接口资源, 支持 4 路千兆以太网、8 路 CAN FD 与 16 路高速吉比特 (GTH, gigabit transceiver high-speed) 收发器 (12.5 Gbps), 能够满足多传感器同步接入需求。此外, Xilinx Zynq UltraScale+ XQRZU5EV 符合 QML-V 标准, 抗单粒子效应 (SEU, single event upset) 阈值 > 37 MeV · cm² / mg。

选取的嵌入式处理器——Xilinx Zynq UltraScale+ XQRZU5EV 浮点运算性能大于 500 MFLOPS, 并支持矩阵运算模式, 存在硬实时操作系统 (RTOS) 支持, 将中断延迟降低至 1 μs 以内, 且能够适应高温、高振动频率环境, 满足设计系统的基本需求^[15]。嵌入式处理器接口众多, 为了提高设计系统的开发效率, 对其进行自定义, 如表 3 所示。

表 3 嵌入式处理器接口设计表

引脚编号	引脚名称	功能类型
A12	PS_MIO3	GPIO
B7	PS_MIO14	UART0_TX
C23	PL_GTY0_P	高速串行
D9	PL_IO_L12P_T1	LVDS 输出
E17	PS_MIO28	SPI0_SCLK
F4	PL_IO_L3N_T0	差分输入
G11	PS_MIO42	CAN1_TX
H20	PL_IO_L20P_T3	中断输入
J5	PS_MIO9	I2C0_SCL
K15	PL_IO_L8N_T1	RS-485_TX
L22	PS_DDR4_DQ12	数据总线
M3	PL_IO_L1P_T0	模拟输入
N18	PS_MIO33	PWM 输出
P7	PL_IO_L5P_T0	光纤接收
R14	PS_MIO47	看门狗复位

嵌入式处理器接口设计表与具体设计内容紧密交织、相辅相成, 是嵌入式处理器在系统设计中实现各项功能的重要基础, 具体满足传感器数据交互需求、实现高速数据传输、支持多种数据输出与控制功能、支持模拟信号处理、适应数据存储与处理需求等作用。嵌入式处理器接口设计表中的各个接口共同搭建起嵌入式处理器与传感器、外部设备间数据交互、控制与通信的桥梁, 是实现系统功能的关键要素。

上述过程完成了系统硬件——传感器选型与配置单元、传感器信号调理电路设计单元、传感器数据采集设备选取单元与嵌入式处理器选型与接口设计单元的设计, 但是仍然无法实现研究目标, 故对系统软件模块进

行继续开发与设计。

2 系统软件设计

在上述系统硬件的基础上，展开软件系统设计，则该部分的液体火箭发动机参数测量实现流程如图 3 所示。

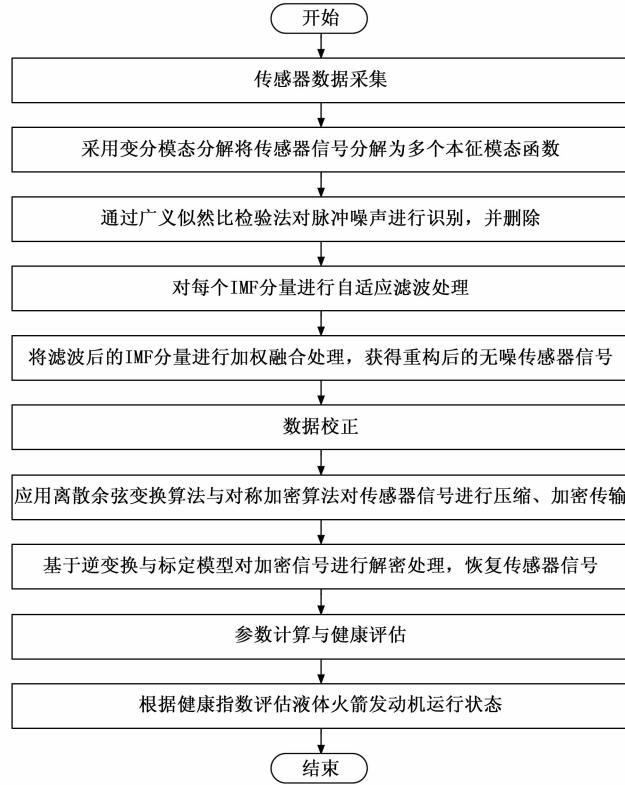


图 3 液体火箭发动机参数测量实现流程图

根据图 3，利用多类型传感器（压力、温度、流量等）实时采集液体火箭发动机的运行参数，并通过 ADC 将模拟信号转换为数字信号。将传感器信号分解为多个 IMF 分量，分离不同频率成分。通过广义似然比检验法识别并去除脉冲噪声。对每个 IMF 分量进行自适应滤波，去除残留噪声。将滤波后的 IMF 分量加权融合，得到无噪传感器信号。然后，通过零点漂移校正、增益误差校正、非线性误差校正、温度补偿展开数据校正。接着利用 DCT 算法压缩信号，并通过对称加密算法加密传输。接收端解密并恢复信号，转换为物理参数。基于物理参数计算发动机健康指数，最后根据健康指数评估发动机运行状态。综上，完成液体火箭发动机参数测量。

2.1 传感器数据采集与处理模块

应用 1.1 节选型与配置的传感器对液体火箭发动机参数进行实时测量，通过 1.3 节选取的采集设备（TI ADS85885 型号的 ADC）对传感器数据进行实时采集，并传递给嵌入式处理器（Xilinx Zynq UltraScale+ XQR-ZU5EV）进行进一步的处理与分析，为参数测量结果

的获取奠定坚实的基础。

已有系统主要采用卡尔曼滤波、小波变换等算法进行传感器信号的去噪处理，但是其多数是基于单一维度进行分析与操作，难以应对复杂非平稳信号中的混合噪声，无法对设计系统多传感器信号进行很好的处理，从而降低传感器数据的整体质量。因此，设计系统提出多维自适应时空协同降噪算法，以此为工具对传感器信号进行去噪处理，具体流程如下所示。

阶段一：传感器信号预处理。

采用变分模态分解（VMD, variational mode decomposition）将传感器信号分解为 K 个本征模态函数（IMF, intrinsic mode function）^[16-17]，表达式为：

$$x(t) = \sum_{k=1}^K u_k(t) + r(t) \quad (1)$$

式中， $x(t)$ 表示的是原始传感器信号； $u_k(t)$ 表示的是传感器信号分解后的第 k 个 IMF 分量； $r(t)$ 表示的是残差项。

阶段二：动态噪声建模。

通过广义似然比检验法（GLRT, generalized likelihood ratio test）对脉冲噪声进行识别，表达式为：

$$\left\{ \begin{array}{l} \alpha(t) = \frac{\max P[u_k(t) | n_i]}{P[u_k(t) | n_w]} \\ \alpha(t) > \eta \quad u_k(t) \text{ 为脉冲噪声} \\ \alpha(t) \leq \eta \quad u_k(t) \text{ 非脉冲噪声} \end{array} \right. \quad (2)$$

式中， $\alpha(t)$ 表示的是传感器信号 IMF 分量对应的广义似然比； $P[u_k(t) | n_i]$ 表示的是脉冲噪声 n_i 对应的似然函数值； $P[u_k(t) | n_w]$ 表示的是白噪声 n_w 对应的似然函数值； η 表示的是脉冲噪声检验阈值。

依据式（2）所示规则对脉冲噪声进行识别与删除，将处理后的 IMF 分量记为 $\hat{u}_k(t)$ ^[18]。

阶段三：自适应滤波。

设置 M 个滤波器，每个滤波器对应一个 IMF 分量 $\hat{u}_k(t)$ ，对其进行自适应滤波处理，表达式为：

$$s_k(t) = w_k^T \hat{u}_k(t) \quad (3)$$

式中， $s_k(t)$ 表示的是滤波器输出的 IMF 分量处理结果； w_k 表示的是滤波器对应的权重矩阵。

阶段四：传感器信号重构。

将阶段三输出的 IMF 分量处理结果 $s_k(t)$ 进行加权融合处理，即可获得重构后的传感器信号（即无噪传感器信号）^[19]，表达式为：

$$\hat{x}(t) = \sum_{k=1}^K \beta_k * s_k(t) \quad (4)$$

式中， $\hat{x}(t)$ 表示的是传感器信号重构结果； β_k 表示的是融合权重系数。

上述过程基于多维自适应时空协同降噪算法完成了传感器数据（信号）的去噪处理，为后续研究提供更优

质的基础数据支撑。

2.2 传感器数据校正模块

由于环境、传感器自身缺陷等因素的影响, 致使传感器信号存在漂移、误差等现象。若是不对其进行校正处理, 势必会降低参数测量的精度。以 2.1 节去噪处理后的传感器信号 $\hat{x}(t)$ 为依据, 通过零点漂移校正、增益误差校正、线性误差校正以及温度补偿等环节对其进行校正处理, 具体流程如下所示。

环节一: 零点漂移校正。

在环境变化因素的影响下, 传感器极易产生零点漂移问题, 故通过零点校准对其进行消除处理, 表达式为:

$$\hat{x}'(t) = \hat{x}(t) - x_{offset} \quad (5)$$

式中, $\hat{x}'(t)$ 表示的是零点漂移校正后的传感器信号; x_{offset} 表示的是零点偏移量。

环节二: 增益误差校正。

传感器增益非线性会导致传感器信号幅度产生一定的误差, 利用比例校正方法对其进行处理, 表达式为:

$$\hat{x}''(t) = \chi \cdot \hat{x}'(t) \quad (6)$$

式中, $\hat{x}''(t)$ 表示的是增益误差校正后的传感器信号; χ 表示的是增益校正系数。

环节三: 非线性误差校正。

传感器可能存在非线性误差, 设计系统通过多项式拟合方法对其进行校正处理^[20], 表达式为:

$$\hat{x}'''(t) = a_0 + a_1[\hat{x}''(t)]^1 + a_2[\hat{x}''(t)]^2 + \dots + a_n[\hat{x}''(t)]^n \quad (7)$$

式中, $\hat{x}'''(t)$ 表示的是非线性误差校正后的传感器信号; $a_0 \sim a_n$ 表示的是多项式系数。

环节四: 温度补偿。

传感器输出可能受温度影响, 致使传感器信号出现偏差, 通过温度补偿方法对其进行校正处理, 表达式为:

$$y(t) = \hat{x}'''(t) + \zeta(T - T_0) \quad (8)$$

式中, $y(t)$ 表示的是温度补偿校正处理后的传感器信号; ζ 表示的是温度系数; T 表示的是实际温度; T_0 表示的是标准温度。

上述过程融合多种方法完成了传感器数据的校正处理, 最大程度地提升了传感器信号的准确性, 从而为参数测量结果的精确获取提供一定的助力。

2.3 参数测量结果获取模块

以 2.2 节校正后的传感器信号 $y(t)$ 为基础, 通过控制器局域网络 (CAN, controller area network) 总线协议对其进行压缩、加密传输, 经过解密获取液体火箭发动机参数的最终测量结果, 并对其进行融合处理, 对液体火箭发动机运行状态进行评估, 从而实现液体火箭发动机参数的测量及其应用。

应用离散余弦变换算法与对称加密算法对传感器信

号 $y(t)$ 进行压缩、加密传输^[21], 离散余弦变换算法 (DCT, discrete cosine transform) 能够对传感器信号进行频域压缩, 对其主要信号成分进行保留, 而对称加密算法能够对压缩后的传感器信号进行加密传输, 从而保障传感器信号的安全^[22]。表达式为:

$$C = E_\gamma[DCT(y(t))] \quad (9)$$

式中, C 表示的是压缩、加密处理后的传感器信号; $E_\gamma[\cdot]$ 表示的是对称加密函数; γ 表示的是加密密钥; $DCT(\cdot)$ 表示的是离散余弦变换函数。

基于逆变换与标定模型对加密信号 C 进行解密处理, 即可获得参数测量结果, 表达式为:

$$Q_i = f_i^{-1}[IDCT(D_\gamma(C))] \quad (10)$$

式中, Q_i 表示的是解密后的第 i 个液体火箭发动机参数; $f_i^{-1}[\cdot]$ 表示的是第 i 类参数的逆标定模型; $IDCT(\cdot)$ 表示的是逆离散余弦变换函数; $D_\gamma(\cdot)$ 表示的是对称解密函数。

设计系统处理器通过对称解密函数与逆离散余弦变换函数恢复传感器信号, 并通过逆标定模型将信号转换为物理参数——即液体火箭发动机参数 (压力、温度、流量、振动、液位与转速)。接下来, 依据上述解密后的参数, 计算液体火箭发动机健康指数, 表达式为:

$$H = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N \omega_i * (Q_i - Q_e) \quad (11)$$

式中, H 表示的是液体火箭发动机健康指数; N 表示的是发动机参数的总数量; ω_i 表示的是权重系数, 由参数重要程度决定; Q_e 表示的是参数 Q_i 对应的标准数值。

依据式 (11) 计算结果 H 评估液体火箭发动机运行状态, 具体规则如下所示:

- 1) 当健康指数 H 处于 $[0, 0.3]$ 范围内时, 认定液体火箭发动机运行状态为故障状态;
- 2) 当健康指数 H 处于 $(0.3, 0.5]$ 范围内时, 认定液体火箭发动机运行状态为异常状态;
- 3) 当健康指数 H 处于 $(0.5, 0.7]$ 范围内时, 认定液体火箭发动机运行状态为临界状态;
- 4) 当健康指数 H 处于 $(0.7, 0.9]$ 范围内时, 认定液体火箭发动机运行状态为正常状态;
- 5) 当健康指数 H 处于 $(0.9, 1]$ 范围内时, 认定液体火箭发动机运行状态为最优状态。

综上所述, 在多传感器的应用基础上, 实现了液体火箭发动机参数的精准测量, 并以此为依据评估了液体火箭发动机的运行状态, 为液体火箭发动机的稳定运行提供了有效的方法支撑。

3 系统性能测试与结果分析

3.1 实验场景搭建

选取 YF-77A 型号液体火箭发动机作为研究对象,

其推进剂主要为液氧与液氢，真空推力达到了 705 kN，比冲约为 453.2 s，混合比设置为 5.5 : 1，推重比设置为 58.3，燃烧室压力达到了 12.8 MPa，已应用至运载火箭发射之中。联合设计系统选取的传感器（压力传感器、温度传感器、流量传感器、振动传感器、液位传感器与转速传感器）搭建实验场景，具体如图 4 所示。

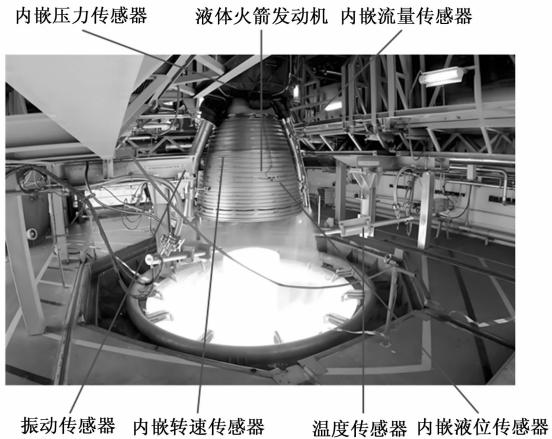


图 4 实验场景示意图

3.2 实验数据集构建

为了提升实验结论的准确性，在 YF-77A 型号液体火箭发动机实际运行数据库中随机抽取参数数据，共收集 2 000 组发动机运行样本（含正常和故障状态），则部分样本数据如表 4 所示。

表 4 部分发动机运行样本示例

样本组数	压力 / MPa	温度 / °C	流量 / (kg/s)	振动 / (mm/s²)	液位 / %	转速 / (r/min)
1	12.5	2 850	3.2	15.8	78	18 000
2	13.1	2 900	3.5	16.2	80	18 200
3	11.8	2 800	3.0	14.5	75	17 800
4	14.0	2 950	3.8	17.0	82	18 500
5	12.2	2 820	3.1	15.0	76	17 900
6	12.8	2 880	3.4	16.0	79	18 100
7	13.5	2 920	3.6	16.5	81	18 300

并将其划分为 3 个数据集，具体如表 5 所示。

表 5 实验数据集 MB

参数类型	训练集	验证集	测试集
压力数据	45.23	20.13	10.23
温度数据	35.12	20.45	10.45
流量数据	49.78	25.47	17.48
振动数据	40.01	26.89	16.52
液位数据	35.26	28.45	19.45
转速数据	31.02	27.64	12.21
其他参数数据	36.78	23.13	15.49

3.3 参数设置

为确保实验测试结果的可靠性，现对相关参数进行

设置，具体如表 6 所示。

表 6 参数设置

参数	数值
VMD 分解层数	5 层
GLRT 检验阈值	3.0
零点漂移校正	0.1 V
增益误差校正	1.005
温度系数	0.001/°C
密钥长度	256

位通过上述参数设置，结合 VMD 和 GLRT 进行噪声识别和去除，通过自适应滤波和信号重构获得无噪传感器信号，提高数据质量。该模块通过零点漂移校正、增益误差校正、非线性误差校正和温度补偿等方法，消除传感器信号中的漂移和误差，提高信号的准确性。该模块通过 DCT 压缩和对称加密算法对传感器信号进行压缩和加密传输，确保信号的安全性和传输效率。同时，基于解密参数计算液体火箭发动机健康指数，评估其运行状态，为发动机的稳定运行提供有效的方法支撑。综上构建一个可靠的液体火箭发动机参数测量系统，实现液体火箭发动机参数的精准测量与应用。

3.4 电路性能分析

为验证改进后的传感器信号调理电路在极端工况下的性能优势，对比传统电路在温度漂移方面的表现。测试条件描述如下：温度范围为 $-55 \sim +150$ °C，输入信号为 10 mV 直流电压，传统电路使用普通运算放大器（温漂 ± 50 ppm/°C）。则测试结果如表 7 所示。

表 7 温度漂移抑制性能结果

温度 / °C	传统电路		所提系统改进电路	
	输出 / mV	漂移误差	输出 / mV	漂移误差
-55	8.16	1.84	9.994	0.006
-45	8.75	1.25	9.997	0.003
-15	9.23	0.77	9.998	0.002
25	10.000	0	10.000	0
50	10.85	0.85	10.002	0.002
100	11.56	1.56	10.004	0.004
150	12.35	2.35	10.006	0.006

从表 7 所展示的温度漂移抑制性能测试结果中，可以清晰地对比传统电路与所提系统改进电路在温度漂移方面的表现。在 -55 °C 至 $+150$ °C 的广泛温度范围内，传统电路的输出电压随着温度的升高或降低而显著变化，漂移误差从 -55 °C 时的 1.84 mV 到 $+150$ °C 时的 2.35 mV 不等。相比之下，所提系统改进电路在整个温度范围内表现出了极高的稳定性。在 -55 °C 时，输出电压为 9.994 mV，漂移误差仅为 0.006 mV；在 $+150$ °C 时，输出电压为 10.006 mV，漂移误差为 0.006 mV，

表明改进电路的温度漂移被显著抑制。在整个测试温度范围内, 改进电路的漂移误差均远小于传统电路, 且输出电压稳定性极高。这种高稳定性对于液体火箭发动机等需要在极端工况下工作的系统至关重要, 因为它能够确保传感器信号的准确性和可靠性, 进而提高整个系统的性能和安全性。由此可以得出结论, 所提系统改进电路在温度漂移抑制方面具有显著优势, 能够满足液体火箭发动机等极端工况下的高精度测量需求。

3.5 多维自适应时空协同降噪算法的去噪效果分析

为验证所提系统所用多维自适应时空协同降噪算法在处理复杂非平稳传感器信号中的准确性和有效性, 通过模拟不同复杂度和噪声强度的传感器信号, 对该算法的去噪效果进行量化评估, 并与传统去噪算法(卡尔曼滤波、小波变换)进行对比分析。

采用非平稳信号模型, 包含基频信号、谐波干扰、脉冲噪声、高斯白噪声成分。信号复杂度分级描述如下。

低复杂度: 仅含基频信号和高斯白噪声($\text{SNR}=30 \text{ dB}$)。

中复杂度: 基频信号+谐波干扰+高斯白噪声($\text{SNR}=20 \text{ dB}$)。

高复杂度: 基频信号+谐波干扰+脉冲噪声+高斯白噪声($\text{SNR}=10 \text{ dB}$)。

采用信噪比提升(SNR_i , SNR improvement)、均方根误差(RMSE)和相关系数(CC, correlation coefficient)来量化评估去噪效果, 其中 SNR_i 越大, 表示去噪算法对噪声的抑制能力越强, 信号质量提升越显著; RMSE衡量信号失真程度, RMSE越小, 表示去噪后信号与纯净信号的偏差越小, 信号失真越低。相关系数衡量去噪信号与纯净信号的相似性, CC越接近1, 表示去噪后信号与纯净信号的相似度越高, 去噪效果越好。

则各指标结果如图 5 所示。

根据图 5 结果可知, 在低复杂度信号下, 多维自适应时空协同降噪算法在 SNR_i 、RMSE 和 CC 上均优于传统算法, 表明其在简单噪声环境下仍能提供更优的去噪性能。在中复杂度信号下, 多维自适应时空协同降噪算法的 SNR_i 提升 13.5 dB, 较卡尔曼滤波(6.2 dB)和小波变换(9.7 dB)有显著优势, 且 RMSE 降低至 0.028, 表明其对谐波干扰的抑制能力更强。在高复杂度信号下, 多维自适应时空协同降噪算法在脉冲噪声和高斯白噪声的混合干扰下, 仍能实现 10.7 dB 的 SNR_i 提升, RMSE 降低至 0.055, CC 达到 0.965, 远优于传统算法。这验证了新算法在处理复杂非平稳信号中的优越性。由此表明, 多维自适应时空协同降噪算法通过

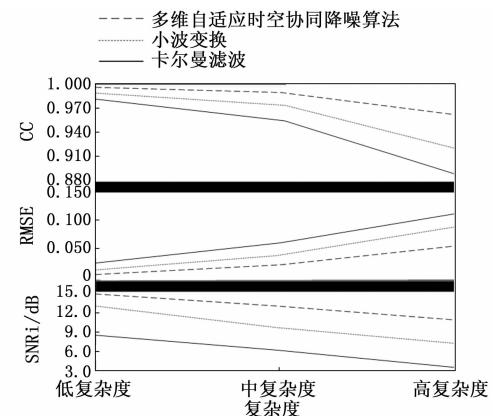


图 5 不同复杂度信号下的去噪性能结果

VMD 分解和 GLRT 噪声建模, 能够自适应地识别和分离信号中的不同成分(如基频、谐波、脉冲噪声), 实现精准去噪, 验证了多维自适应时空协同降噪算法在处理复杂非平稳信号中的准确性和有效性。

3.6 数据加密传输安全性分析

为说明传感器数据传输过程中所用对称加密算法在面对不同类型和强度的网络攻击时的防御能力, 现在传感器节点和接收端处理器之间建立正常的加密通信链路, 使用对称加密算法对传感器信号进行加密传输。利用网络嗅探器截获加密数据包, 尝试通过暴力破解、字典攻击等方式获取加密密钥。记录获取密钥所需的时间、数据完整性。

然后再使用中间人攻击模拟工具在传感器节点和接收端处理器之间插入攻击节点。攻击节点截获加密数据包, 尝试篡改数据后再重新加密发送给接收端。共进行 10 次攻击, 平均分为两组, 观察接收端处理器是否能够检测到数据被篡改, 并记录检测成功的次数和数据完整性。其结果如表 8 所示。

表 8 不同类型和强度的网络攻击下加密算法防御性能结果

攻击类型	测试次数	获取密钥所需的时间/天	传输数据完整性	有效数据完整性
网络嗅探器	1	13.89	100%	90%
	2	17.36	100%	90%
	3	12.73	100%	90%
中间人攻击	攻击组数	检测成功的次数	传输数据完整性	有效数据完整性
	1	5	95%	90%
	2	5	94%	90%

根据表 8 结果, 使用网络嗅探器截获加密数据包并尝试通过暴力破解、字典攻击等方式获取加密密钥所需的时间非常长。在三次测试中, 获取密钥所需的时间均在数天以上。这表明对称加密算法在面对网络嗅探器攻击时具有较高的安全性, 攻击者很难在合理的时间内获

取到加密密钥。且在三次测试中，传输数据的完整性均达到了 100%，与预期数据完整性一致。这说明在网络嗅探器攻击下，虽然攻击者能够截获加密数据包，但由于无法获取加密密钥，无法对数据进行解密和篡改，因此数据的完整性得到了有效保障。在中间人攻击下，接收端处理器均成功检测到了数据被篡改，检测成功率均为 100%。这表明系统在面对中间人攻击时，能够有效地检测到数据的篡改行为，从而保证了数据的安全性。虽然系统能够检测到数据被篡改并丢弃无效数据，但实际传输的有效数据完整性有所下降。在第一次攻击组数中，实际传输有效数据完整性为 95%；在第二次攻击组数中，实际传输有效数据完整性为 94%。这表明中间人攻击虽然被系统检测到，但仍然对数据的传输效率产生了一定的影响。不过，从安全性的角度来看，系统能够及时检测到篡改行为并丢弃无效数据，避免了错误数据对系统的影响，具有一定的防御能力。

3.7 健康指数计算准确性分析

为验证健康指数能够准确反映发动机的真实运行状态，现利用大量历史实际液体火箭发动机故障数据和正常运行数据，对所提健康指数计算的结果准确性进行评估。将数据分为 10 组，利用准确率指标进行衡量，其表示健康指数正确判断发动机运行状态（包括正常和故障）的比例，准确率越高，说明健康指数对发动机运行状态的评估越可靠。则其结果如图 6 所示。

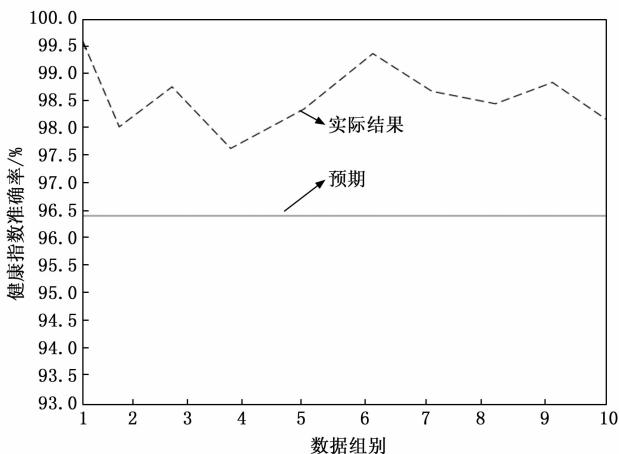


图 6 健康指数准确率

根据图 6 结果可知，采用所提方法进行健康指数计算，其准确率始终高于预期，最高可到 99.6%，最低为 97.7%，对发动机运行状态的评估基本符合预期，能够较为稳定地反映发动机的运行状态。由此说明，在这些数据组中，健康指数的计算结果具有较高的准确性，能够更好地捕捉发动机的运行状态信息，准确地反映发动机的真实运行状态。

3.8 传感器信号去噪处理性能分析

应用设计系统、对比系统 1（文献 [3] 中基于 TRIZ 理论的发动机参数测量系统）与对比系统 2（文献 [4] 中基于玻尔兹曼图法的发动机参数测量系统）对传感器信号进行去噪处理，结果如图 7 所示。

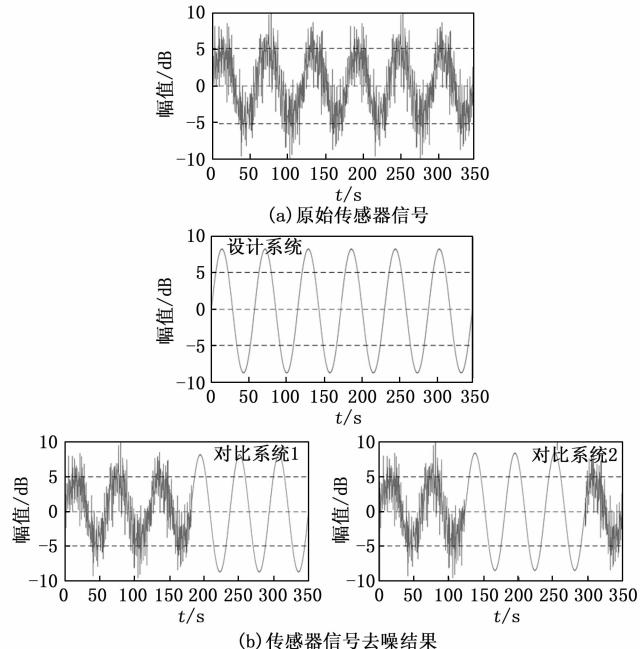


图 7 传感器信号处理结果示意图

通过对比发现：设计系统处理后的传感器信号信噪比显著最高，且整体平滑度较好；而对比系统 1 与对比系统 2 处理后的传感器信号信噪比虽然也得到了一定的提升，但整体噪声占比仍然过高，致使信号平滑度较差。这主要是因为设计系统选取了适当的传感器，并对其参数进行了合理的配置，一定程度上提升了传感器信号的整体质量。同时，设计系统推出了多维自适应时空协同降噪算法，通过变分模态分解法、广义似然比检验法与自适应滤波法的联合应用，对传感器信号中的噪声进行了精准识别与消除，经过信号重构处理获得了消噪后的传感器信号，其在保障有用信号的基础上，最大程度地删除了噪声噪声，从而提升了设计系统传感器信号去噪处理性能。

3.9 传感器数据完整度分析

应用设计系统、对比系统 1 与对比系统 2 对传感器数据进行采集与传输，通过数据丢包率来显示传感器数据的完整度，结果如图 8 所示。

相较于对比系统 1 与对比系统 2 来看，设计系统应用后传感器数据丢包率显著较小，最小值达到了 0.5%，表明设计系统传感器数据完整度较高，能够为参数精准测量提供更完整的依据支撑。这主要是因为设

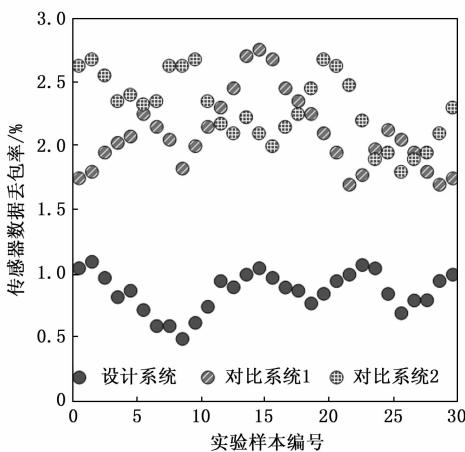


图 8 传感器数据丢包率示意图

计系统应用离散余弦变换算法与对称加密算法对传感器数据进行了压缩、加密传输。其中, 在传感器数据压缩环节, 离散余弦变换算法具备较高的数据特征提取能力, 从而对数据进行精准压缩, 大幅降低了数据传输量, 减少了因网络拥堵等因素导致的数据丢包风险。同时, 离散余弦变换算法在应用过程中能够最大程度地保留数据的原始特征, 为后续参数精准测量奠定了坚实基础。在传感器数据加密传输环节, 对称加密算法具有安全性高、加密速度快等优势, 能够为传感器数据安全传输提供可靠的保障。对称加密算法通过密钥将传感器数据加密处理为密文形式, 使得攻击者无法轻易获取其中的有效信息, 接收端利用密钥对其进行解密, 获取原始的传感器数据。此种加密方式有效防止了篡改、窃取等问题, 从而有效地降低了传感器数据丢包率, 提升了传感器数据的完整度。

3.10 液体火箭发动机参数测量精准度分析

运用设计系统、对比系统 1 与对比系统 2 进行液体火箭发动机参数测量实验, 计算参数测量结果与真实数值之间的误差(即参数测量误差, 单位为%), 以此来显示应用系统的参数测量精准度。由于研究篇幅有限, 以燃气温度(参数)为例, 对参数测量误差进行展示与分析, 如图 9 所示。

由图 9 可知, 设计系统应用后燃气温度测量误差远低于对比系统 1 与对比系统 2, 其最小值达到了 0.2%。这主要是因为设计系统依据参数测量需求, 对传感器进行了适当选取, 并为其配置了技术参数, 最大限度地提升传感器的应用性能。同时, 通过传感器信号去噪、校正等处理, 设计系统实现了传感器信号噪声的有效抑制, 误差、漂移等的精准补偿。具体而言, 通过变分模态分解法对传感器信号进行分解处理, 通过广义似然比检验法辨识与删除噪声信号, 并利用自适应滤波法针对

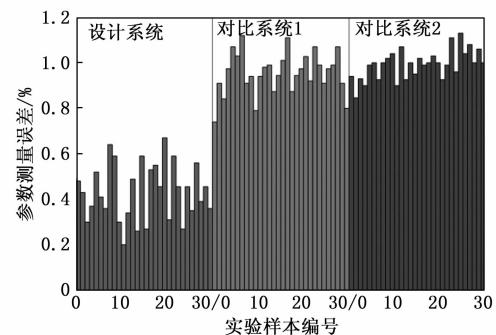


图 9 参数(燃气温度)测量误差示意图

性地滤除传感器信号中的高频干扰成分。通过零点漂移校正、增益误差校正、非线性误差校正与温度补偿, 完成了传感器信号的有效校准。通过压缩、加密传输、解密等环节, 获得最终的参数测量结果, 极大地缩小了参数测量结果与真实数值之间的差值, 从而大幅降低了设计系统的参数测量误差。

3.11 所提系统适应性分析

选取若干不同型号的液体火箭发动机作为测试对象, 具体为 YF-1、YF-20、YF-75、TQ-11、TQ-12。将所提系统、对比系统 1 与对比系统 2 进行液体火箭发动机参数测量实验, 通过故障检出率、虚警率指标对其适应性进行衡量, 则其结果如表 9 所示。

表 9 不同型号下各方法的故障检出率和虚警率指标结果

型号	所提系统		对比系统 1		对比系统 2	
	故障检出率/%	虚警率/%	故障检出率/%	虚警率/%	故障检出率/%	虚警率/%
YF-1	98.7	1.2	92.3	6.3	88	8.3
YF-20	97.5	1.8	88.9	5.1	86	9.4
YF-75	99.1	0.9	85.6	7.2	82	10.3
TQ-11	96.8	2.3	90.1	6.6	87	8.5
TQ-12	98.2	1.5	93.4	4.7	85	8.9

根据表 9 结果可知, 所提系统在各个型号液体火箭发动机上的故障检出率均处于较高水平(96.8%~99.1%), 同时虚警率相对较低(0.9%~2.3%)。这表明所提系统对不同型号发动机的运行状态具有很强的适应能力, 能够高效且准确地识别发动机的故障情况, 并且将正常状态误判为故障的概率极小, 为发动机的可靠运行提供了有力保障。

对比系统 1 在各型号发动机上的故障检出率(85.6%~93.4%)明显低于所提系统, 虚警率(4.7%~7.2%)则相对较高。这表明对比系统 1 在不同型号发动机上的适应性相对较弱, 对故障的识别能力不如所提系统, 且更容易将正常状态误判为故障, 会给发动机的运行维护带来一定的困扰。对比系统 2 在各型号发动机上的故障检出率(82%~88%)最低, 虚警率(8.3%~10.3%)

最高。这说明对比系统 2 在不同型号发动机上的适应性很差, 无法有效识别发动机的故障, 且误判率较高, 可能会给发动机的运行带来较大的风险和成本。综上所述, 所提系统在不同型号液体火箭发动机上的适应性明显优于对比系统 1 和对比系统 2, 能够更准确地反映发动机的真实运行状态, 为发动机的运行维护提供更可靠的依据。

4 结束语

液体火箭发动机是现今航空航天领域主要应用的动力装置, 但是在实际应用过程中, 液体火箭发动机仍然面临着较多的挑战, 为了保障液体火箭发动机的稳定运行, 需对其参数进行实时的测量与监控, 这对传感设备、通信设备、处理设备等提出了较高的要求及其挑战。然而, 已有参数测量系统由于传感器冲击耐受能力较弱、通信设备抗干扰能力不足等问题的存在, 无法获得较为精准的参数测量结果, 故提出基于多传感器的液体火箭发动机参数测量系统设计研究。实验结果显示: 设计系统有效地提升了传感器信号去噪处理性能, 降低了传感器数据丢包率及其参数测量误差, 为相关研究提供了一定的借鉴与参考。

参考文献:

- [1] 张部声, 秦秀云, 张呈波, 等. 高温下发动机涡轮叶片振动疲劳性能测试方法 [J]. 振动与冲击, 2022, 41 (17): 117–122.
- [2] 夏桂书, 吴虹星, 魏永超, 等. 旋转状态下的航空发动机叶片形变测量 [J]. 中国测试, 2022, 48 (12): 40–44.
- [3] 曹 纯, 杨龙. 基于 TRIZ 理论的发动机试验羽流压力测量系统改进 [J]. 航空学报, 2024, 45 (11): 146–157.
- [4] 黄 安, 赵延辉, 杨顺华, 等. 基于玻尔兹曼图法的超燃冲压发动机温度测量方法研究 [J]. 中国激光, 2023, 50 (19): 225–234.
- [5] 王海平, 赵兴旺, 李飞强. 车载燃料电池发动机交流阻抗测量系统设计及应用 [J]. 电子技术应用, 2023, 49 (8): 70–75.
- [6] 吴 昭, 李江帆, 卢 杰, 等. 基于 TDLAS 的脉冲爆震发动机燃气温度测量 [J]. 燃烧科学与技术, 2024, 30 (4): 411–418.
- [7] 王宏伟, 温昌凯, 刘孟楠, 等. 拖拉机作业工况参数检测系统研究 [J]. 农业机械学报, 2023, 54 (s2): 409–416.
- [8] 郝雪帆, 曹涛锋, 张 虎. 固体火箭发动机内部热环境测量技术现状 [J]. 固体火箭技术, 2023, 46 (2): 313–327.
- [9] ZHANG X, HUA X, ZHU J, et al. Intelligent fault diagnosis of liquid rocket engine via interpretable LSTM with multisensory data [J]. Sensors (Basel, Switzerland), 2023, 23 (12): 5636.
- [10] GAGLIARDI G, TORCHIARO F A, CASAVOLA A. Joint sensor selection and observer design for positive systems via mixed-integer semidefinite programming [J]. IEEE Control Systems Letters, 2024, 8: 700–705.
- [11] 徐 勇, 郭红杰, 超力德, 等. 液体火箭发动机地面试验控制电路的设计与分析 [J]. 北京航空航天大学学报, 2022, 50 (7): 2245–2255.
- [12] 于长友, 程 鹏, 李 杰, 等. 双偏振拉曼光谱测量航空发动机燃烧场浓度和温度 [J]. 光谱学与光谱分析, 2025, 45 (3): 878–884.
- [13] ZHANG H, WU J, LIU D, et al. Research on rocket engine pose measurement technology based on monocular vision [J]. Proceedings of SPIE, 2023, 12934: 7.
- [14] GILBERT C D, DEVAKUMAR M, SRINIVASULU R U, et al. Critical measurement parameters estimation in liquid rocket engine using LSTM-based soft sensor [J]. Flow Measurement and Instrumentation, 2023, 92: 102371–102383.
- [15] 赵峻林, 乔百杰, 罗现强, 等. 基于单传感器测量的多模态叶片动应力场预测 [J]. 机械工程学报, 2024, 60 (16): 19–33.
- [16] GU Z, WANG Z, SHEN Y, et al. Time-frequency information-based variational mode decomposition and its application in prediction models [J]. Measurement Science and Technology, 2025, 36 (3): 1–15.
- [17] HE X, ZHOU X, LU J, et al. Adaptive feature mode decomposition: a fault-oriented vibration signal decomposition method for identification of multiple localized faults in rotating machinery [J]. Nonlinear Dynamics, 2023, 111 (17): 16237.
- [18] 陈鹏鑫, 武志文, 张 翱, 等. 固体燃料超燃冲压发动机关键基础技术问题 [J]. 固体火箭技术, 2022, 45 (6): 908–919.
- [19] 徐茂峻, 刘金鑫, 金泽熙, 等. 航空发动机转速基准建模方法研究 [J]. 推进技术, 2025, 46 (2): 258–265.
- [20] 杨 琴, 赵尊盛. 航空发动机高速旋转部件参数遥测技术研究 [J]. 电子器件, 2024, 47 (3): 718–722.
- [21] 郭建英, 梁 晋, 叶美图, 等. 航空发动机机匣三维动态位姿多目视觉测量 [J]. 航空动力学报, 2024, 39 (11): 83–92.
- [22] 段发阶, 牛广越, 周 琦, 等. 航空发动机叶尖间隙在线测量技术研究综述 [J]. 航空学报, 2022, 43 (9): 74–100.