DOI: 10.12398/j.issn.2096-7217.2026.02.012

油动力植保无人直升机机载设备信号监测系统设计与试验

杨学冬, 姜利英, 王榕, 张勇

(郑州轻工业大学电子信息学院,河南郑州,450002)

摘要:油动力植保无人直升机凭借其大载荷、长续航的优势,在现代农业中发挥着重要的作用。然而,其运行机理复杂,包括:宽频强振动、发动机高温辐射及多子系统耦合等,对状态监测提出了极高要求。现有监测手段多依赖封闭的飞行控制系统,普遍存在机载设备状态数据缺失、遥测数据更新率低、传输延迟高及接口不开放等问题,导致飞行状态实时监控与故障诊断能力严重不足。为此,研究设计一套完全独立于原飞行控制系统的多信号采集与状态监测系统。硬件电路层面通过集成MPU6050姿态传感器、激光测距、热电偶及光电隔离检测电路,实现对植保无人机飞行姿态角、发动机转速、尾焰温度、发电机三相电压、舵机指令与反馈等9类关键参数的高频采集(姿态5 Hz,状态1 Hz)。采用扩展的MavLink协议封装数据,并通过4G/5G网络分时传输至上位机,结合本机循环数据存储,构建了双冗余数据链。在此基础上,提出基于温度—转速耦合模型的发动机过热预警方法,以及基于扩展卡尔曼滤波(EKF)的舵机执行机构故障检测算法。测试结果表明,该系统独立稳定运行,将关键姿态数据上传延迟降低至小于200 ms,并成功实现发电机缺相(响应<1 s)、舵机卡滞等故障的快速识别。本系统可作为独立的机载"黑匣子",为油动力无人直升机的实时状态监控、预测性维护与飞行事故回溯提供可靠的数据基础与诊断工具。

关键词:油动力植保无人直升机;机载设备;信号采集;MavLink协议;故障检测

中图分类号:TP23;S25 **文献标识码:**A **文章编号:**2096-7217(2026)02-0133-09

杨学冬, 姜利英, 王榕, 张勇. 油动力植保无人直升机机载设备信号监测系统设计与试验[J]. 智能化农业装备学报(中英文), 2026, 7(2): 133-141

Yang Xuedong, Jiang Liying, Wang Rong, Zhang Yong. Design and experiment of an on-board equipment monitoring system for oil-powered plant protection unmanned helicopter [J]. Journal of Intelligent Agricultural Mechanization, 2026, 7(2): 133-141

0 引言

植保无人直升机作为现代农业航空作业的重要装备,凭借其高效、精准的施药能力,在提升农药利用率、应对复杂地形及大规模连片作业方面展现出显著作用[1]。其中,油动力植保无人直升机以其大于80 kg的大载荷、大于2 h的长续航等突出特点,在植保无人机市场中占据着重要的地位[2]。与电动无人机平台相比,油动力植保无人直升机在运行机理上存在根本差异。油动力直升机的发动机,产生宽频带、高强度的持续性强振动;发动机缸体高温辐射与高达数百摄氏度的尾焰排气;发电机、点火系统及复杂的机械传动链等多个子系统,直接影响飞行安全,信号维度需大幅扩展。

现有监测方式多依赖飞行控制系统,通常仅提供飞行姿态、位置等基础遥测数据,数据传输间隔常大于2.4 s,对发动机、发电机、舵机等子系统的工作状态采集缺失,导致故障诊断缺乏有效的数据支撑[2-3];通信层面,为追求低功耗而广泛采用的NB-IoT等窄带物联网技术,传输延迟普遍大于800 ms[4],难以满足飞行姿态突变(如大坡度转弯倾角大于25°)时所需的毫秒级状态反馈与预警需求;系统层面,依赖飞行控制系统的封闭数据接口,第三方监测与诊断系统难以集成,不仅影响故障分析,更制约了预测性维护的可能性[5-8]。

针对上述油动力无人机在状态监测数据维度、实时性与开放性方面的核心问题,本文提出一种独立于飞行控制系统的平行监测系统架构。从根本上规避了厂商数据接口的封闭性,实现对发动机、发电机等关键信号采集。集成多级隔离电路、抗振结构,稳定获取飞

收稿日期:2026-01-07 修回日期:2026-03-20
基金项目:河南省重点研发专项(241111222900)
第一作者:杨学冬,男,1980年生,河北唐山人,硕士,实验师;研究方向为信号处理和嵌入式系统开发。E-mail: yangxd@zzuli.edu.cn

行姿态、发动机转速/温度、发电机三相状态等关键参数,并利用扩展的MavLink协议与4G/5G分时传输策略,将数据延迟降低至200 ms。在上位机平台,提出了基于温度—转速耦合关系的发动机过热预警方法,以及基于扩展卡尔曼滤波的舵面执行机构故障检测算法,实现故障主动状态判断与早期预警。

1 系统架构设计

整体系统由信号检测、数据传输和上位机3部分构成,系统整体架构如图1所示。信号检测单元利用安装在无人机上的传感器和信号检测电路实时采集无人机各个部件的状态,生成信号数据;数据传输单元主要包括无线通信模块和本地计算机接口;上位机分析平台通过4G/5G网络接收远程数据,提供本地接口用于地面调试测试。依据状态监测和故障检测需求,将姿态数据采样率提升至5 Hz,设备状态数据采样率1 Hz,采用4G/5G网络传输,降低平均网络延迟。针对植保作业田间网络可能不稳定的情况,设计协同数据传输与存储策略,所有数据加入时间戳,本地循环存储,确保极端情况下数据的完整性和可回溯性。

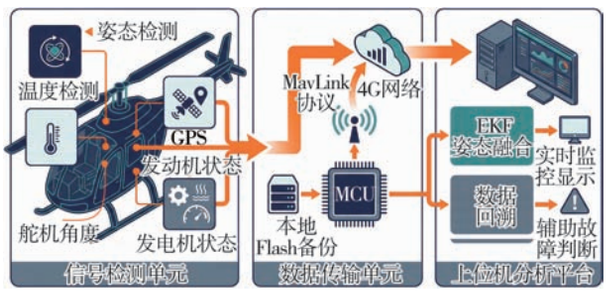


图1 系统整体架构

Figure 1 Architecture of overall system

2 硬件电路设计

无人直升机主要结构包括动力系统、电源系统、飞行控制系统和机载任务设备。其中动力系统主要有发动机、主轴旋桨和尾翼旋桨信号;电源系统包含机载电池、发电机;飞行控制单元输出控制信号包含十字盘舵机、方向舵机和油门舵机信号。

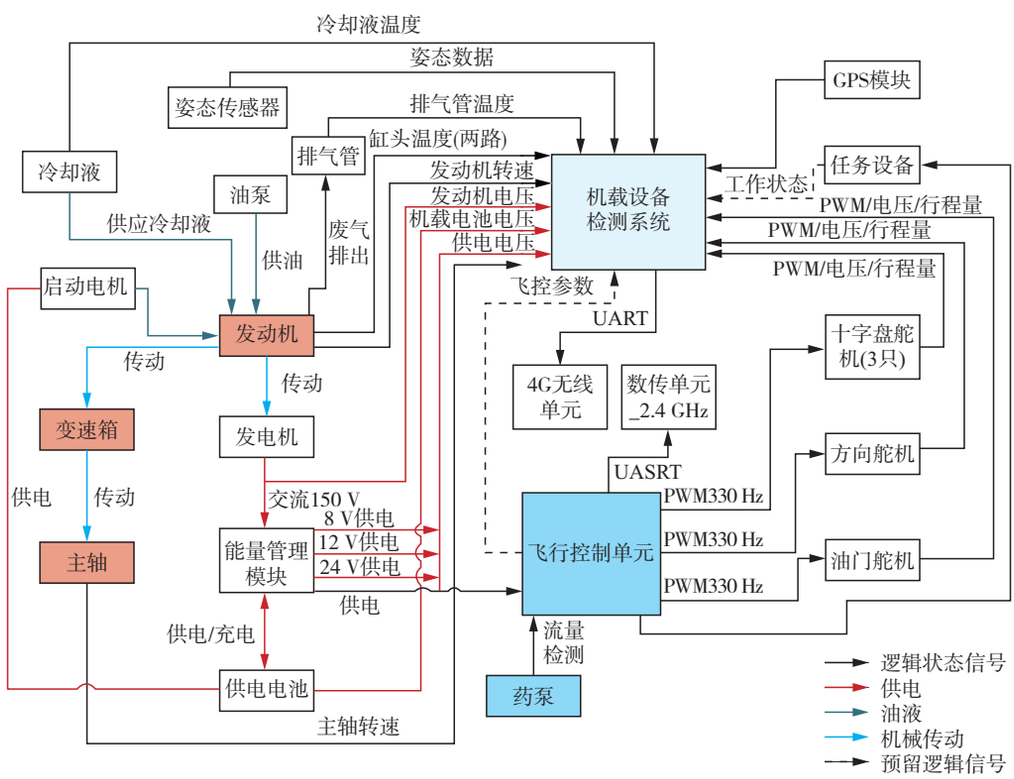


图2 机载设备信号传输流图

Figure 2 Signal transmission flow diagram of on-board equipment

由机载设备信号传输流图(图2)可知,通过机内传感器测量飞行姿态、发动机缸体、尾焰温度,舵机控制指令、转速等数字信号检测采用高速光耦进行电气隔离,切断回路干扰,确保信号保真。扩展开源MavLink通信协议,在标准消息集内,自定义包含发动机转速、尾焰温度、发电机三相状态等机载设备参数的消息格式,扩展检测数据范围。形成飞行姿态、机载设备状态和GPS定位信息数据包,分时上传无线网络或本地计算机。

2.1 供电电路

检测系统直接在机载电源上取12 V直流,经过

DC-DC隔离后，产生分别为模拟电路和数字电路供电的独立供电系统（图3），防止数字信号串扰模拟电路，影响A/D转换准确性。

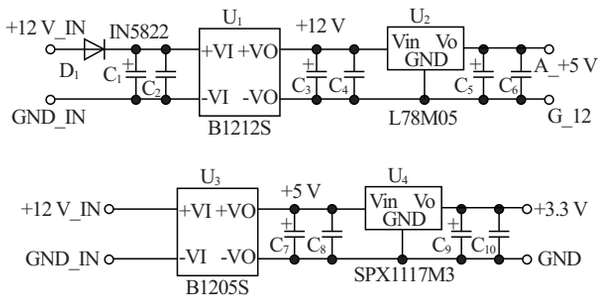


图3　系统供电电路

Figure 3　Circuit of power supply system

2.2　无人机飞行姿态

利用I²C接口整合6轴加速度的运动处理组件MPU6050传感器（图4），获取角速度和加速度数据，四元数法解算获得飞机的航向角、俯仰角和横滚角[9]。测量范围为0～50 m的激光测距传感器测量高度，串行通信直接接入微处理器的UART。舵面偏转电压经同相电压跟随器电路进行A/D转换，再转换为舵面偏转角度。发动机点火及发电机工作时会产生高压脉冲，干扰PWM波形，采用5路高速光耦6N137隔离舵机（图5）控制信号（330～1 520 Hz的PWM），处理器可准确捕获信号周期和占空比。这些数据构成姿态数据包，系统每200 ms测量并上传存储一组数据。

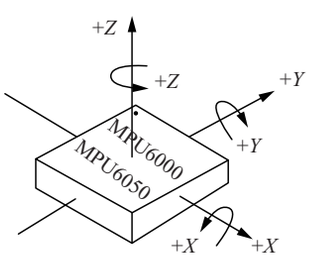


图4　六轴角速度传感器

Figure 4　Six-axis angular velocity sensor

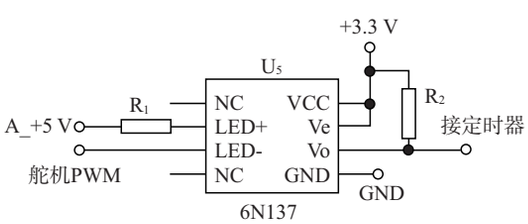


图5　光耦隔离电路

Figure 5　Circuit of optocoupler isolation

2.3　机载设备状态

机载设备信号主要包括发动机、螺旋桨、尾桨转速（2 000～10 000 r/min），同样光耦隔离电路测量频率。机载发电机产生交流150 V相位差120°三相交流电，将三相电压两两相比，产生频率50 Hz脉冲信号，当电压低于100 V或者缺相时，都不能触发脉冲信号，任意两相连续1 s没有脉冲信号，则发电机缺相故障，发电机电压测量电路如图6所示。

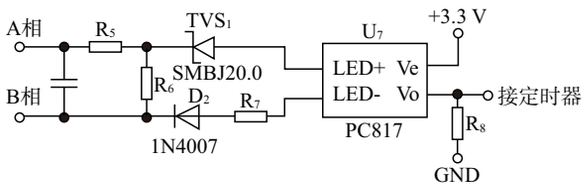


图6　发电机电压检测电路

Figure 6　Detection circuit of generator voltage

通过热电偶连接MAX6675（图7）检测机载发动机缸体和排气管火焰温度，测量范围达0～1 000 ℃[10-11]；11通道12位SPI接口A/D转换芯片TLC2543采集5路舵机电压，5路机载设备直流供电电压[12-13]。

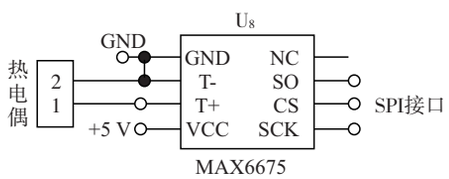


图7　温度测量电路

Figure 7　Circuit of temperature measurement

2.4　抗干扰和振动设计

油动力植保无人直升机在持续性强振动、发动机高温辐射（800 ℃、100 Hz）等环境下进行作业。为确保系统稳定运行，电路上除了采用光耦隔离、电源隔离等措施，布局时将模拟信号采集区域与数字高频区域在电路板上进行物理分隔，并在中间设置接地屏蔽带。系统外壳接地，屏蔽外部发动机点火系统产生的强电磁干扰。为隔绝发动机与旋翼产生的宽频带、高强度机械振动，采用多级缓冲隔离策略，将电路板安装于一个定制化的铝合金外壳内。外壳与无人机机体支架的连接点，采用高阻尼硅胶减振带连接。对振动敏感的元器件底部点胶加固。姿态传感器模块则通过一块软质硅胶垫独立安装，以降低板内高频微振动对姿态测量的干扰。

2.5　数据传输和存储

数据上传模块采用工业DTU接入无线网络，相较于NB-Iot通信带宽小、延迟时间长[4]，可以保证数据传输效率和实时性。

2.5.1　数据上传时序

对不同数据的检测要求不同，设计了3组数据包：姿态数据、状态数据和GPS数据。3组数据包分时发送，互不干扰。时序结构如表1所示。

2.5.2　MavLink通信协议

MavLink（micro air vehicle link）是一种轻量级、开

源的消息传输协议,专为无人机、机器人及其他嵌入式系统设计,用于实现飞行控制器与地面站、伴随计算机或其他设备之间的通信[14]。按照MavLink通信协议构成单包数据格式(表2),数据包前5字节含义相同,第6字节区分不同姿态数据、设备状态和GPS定位信息。其中姿态数据包有效载荷40字节(表3),设备状态数据包有效载荷30字节,GPS数据包40字节,系统每秒上传大约300字节。上位机、服务器接收时,按照协议中规定的设备ID号,序列码和消息ID进行数据解算。

表1 数据上传时序表

Table 1 Data upload timing chart

数据包	周期	时间点	负载内容
姿态数据	200 ms	每200 ms	三轴角度、高度、舵机角度
设备状态	1 s	第500 ms	转速、温度、电压
GPS数据	1 s	第900 ms	经纬度、速度等

表2 MavLink通信协议格式

Table 2 MavLink communication protocol format

字节顺序	1	2	3	4	5	6	有效载荷	6+M+1、2
长度	1	1	1	1	1	1	M	2
字节定义	字头	数据长度	序列码	系统ID	组件ID	消息ID	姿态数据	校验(CRC)

表3 姿态数据包中有效载荷数据格式

Table 3 Payload data format in the attitude packet

字节顺序	7	8	9	10	11	12－13	14－15	16－17	18－19
长度	1	1	1	1	1	2	2	2	2
字节定义	副翼舵机电压	螺距舵机电压	升降舵机电压	油门舵机电压	尾波舵机电压	副翼舵机PWM	螺距舵机PWM	升降舵机PWM	油门舵机PWM
字节顺序	20－21	22－25	26－29	30－33	34－37	38－41	42－45	46－47	
长度	2	4	4	4	4	4	4	2	
字节定义	尾波舵机PWM	倾侧角	倾侧角速率	俯仰角	俯仰角速率	z方向加速度	z方向角速度	高度	

2.5.3 本机数据存储

数据的完整性至关重要,尤其是在无人机飞行过程中。为防止发生网络不稳定导致丢失数据包的情况,在检测系统内增加了掉电保持功能的SST25VF032B系列32 M数据存储Flash芯片。基于单架次最大续航和数据采样速率,对数据进行压缩处理,舍弃字头、设备ID等重复信息后,存储主要的姿态和状态数据,可循环保存2 h。结合处理器RTC实时时钟,加入时间戳,增加实时时钟时间设置接口和数据读出接口。系统上电后等待10 s,检查是否有设置时间戳、设置设备ID和数据读取命令,实现系统设置、数据回溯,辅助故障分析判断。

3 系统程序设计

系统程序主要按照数据包发送时间顺序设计,根据2.5节中的数据发送时间设定,以处理器内部的滴答定时器中断计时作为程序运行时间基准,每1 ms计数一次,主程序流程如图8所示。

系统上电后,严格按照时间顺序对各类传感器进行数据采集,保存到存储器后,打包数据由4G模块发送到网络服务器。

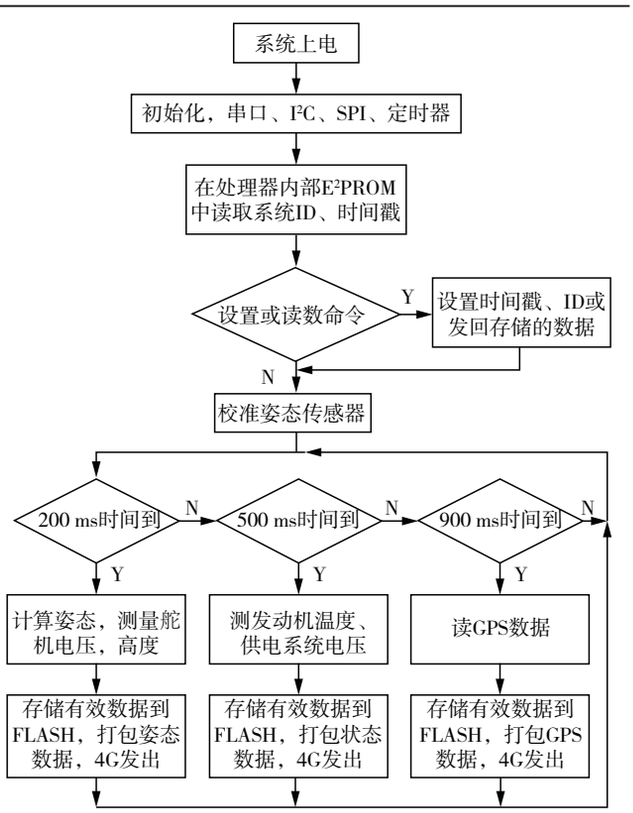


图8 主程序流程图

Figure 8 Flowchart of main program

PWM占空比、发电机信号和转速测量未在主程序流程图中体现，而是由处理器的3个定时间中断完成。定时器设定比较捕获和PWM测量模式，将获得数据写入全局变量，主程序打包数据时直接读出。

4　故障诊断算法设计与实现

故障检测主要有以下几种：基于温度—转速耦合计算，判断发动机过热故障；通过监测发电机三相脉冲信号，可实时判断缺相或电压不足故障（响应时间≤1 s）。融合姿态角与舵面控制指令，判断飞行状态异常等。这些关联分析为事后故障原因回溯提供关键数据。受系统数据采集、传输的严格时序要求和处理器算力限制，以下计算过程均在上位机上进行[15-16]。

4.1　温度—转速耦合诊断发动机故障

发动机在正常负载下，排气温度（或缸头温度）和发动机转速之间存在着稳定的非线性对应关系[15]。当故障（如散热不良、混合比异常）发生时，这种耦合关系会发生突变。定义温度—转速耦合系数

$$K_{\text{temp}}=\frac{\left|\Delta T_{\text{Exhaust}}(t)\right|}{\max\left(\varepsilon,\left|\Delta N_{\text{Engine}}(t)\right|\right)}\cdot\frac{1}{\text{Avg}(K_{\text{hist}})} \tag{1}$$

式中：$\Delta T_{\text{Exhaust}}(t)$——$t$时刻的排气温度变化率（温度微分）；

$\Delta N_{\text{Engine}}(t)$——$t$时刻的发动机转速变化率（转速微分）；

ε——极小的常数（例如10^{-3}），用于防止分母$\Delta N_{Engine}(t)$在转速稳定时产生除零错误；

$\text{Avg}(K_{\text{hist}})$——正常运行状态下$K_{temp}$的平均值，用于标准化系数。

系数K_{temp}（0.07～0.23）能够在发动机转速变化不大的情况下，由于散热异常，温度急剧升高时，其值会显著增大，从而实现发动机过热的提前预警和故障检测。

4.2　扩展卡尔曼滤波算法舵机故障预测

依据姿态数据，简要阐述扩展卡尔曼滤波（EKF）的数据融合及舵机故障检测过程[17-21]。

4.2.1　系统模型建立与参数优化

为估算姿态定义向量x，包含横滚角、俯仰角、偏航角及对应的角速度（机体坐标系），见式（2）。

$$x=[\phi,\ \theta,\ \psi,\ p,\ q,\ r]^{\tau} \tag{2}$$

式中：ϕ,θ,ψ——机体姿态角；

p,q,r——对应角速度；

τ——姿态数据取样时间，本文选200 ms。

控制量u来自舵机控制指令转换的期望角加速度。从隔离电路采集到的飞行控制系统原始舵机PWM指令。经地面台架标定，简化线性模型，见式（3）。

$$\begin{aligned}u&=[\dot{p}_{\text{cmd}},\dot{q}_{\text{cmd}},\dot{r}_{\text{cmd}}]^{\tau}=\\&K_{\text{cmd}}\cdot(PWM_{\text{normalized}}-PWM_{\text{neutral}})\end{aligned} \tag{3}$$

式中：$\dot{p}_{\text{cmd}},\dot{q}_{\text{cmd}},\dot{r}_{\text{cmd}}$——PWM指令向量；

$PWM_{\text{normalized}}$——归一化PWM指令向量。

归一化副翼、升降、方向舵机PWM占空比指令向量，记录飞行控制系统指令与基准IMU测得的机体角加速度响应。通过对多组数据应用最小二乘法进行线性拟合，得到增益矩阵K_{cmd}的初始估计值，量级约为2.5 rad/s^2。

观测向量z包含三轴加速度a、三轴角速度ω以及舵面偏转角反馈δ，如式（4）所示。其中，加速度计观测a与姿态和重力加速度相关。陀螺仪观测ω直接对应状态中的机体角速度$[p,\ q,\ r]^{\tau}$。舵面偏转角反馈δ作为独立的舵面位置观测量，观测噪声v_k的协方差矩阵为R，如式（5）所定义。

观测向量z包含MPU6050的三轴加速度和陀螺仪原始数据，以及由舵机反馈电压转换的副翼、升降、方向舵面偏转角$\delta_{\text{ail}},\delta_{\text{ele}},\delta_{\text{rud}}$。

$$z=[a_x,\ a_y,\ a_z,\ g_x,\ g_y,\ g_z,\ \delta_{\text{ail}},\ \delta_{\text{ele}},\ \delta_{\text{rud}}]^{\tau} \tag{4}$$

式中：a_x,a_y,a_z——三轴加速度；

g_x,g_y,g_z——陀螺仪原始角度数据；

$\delta_{\text{ail}},\delta_{\text{ele}},\delta_{\text{rud}}$——舵面偏转角。

噪声协方差矩阵R表示为：

$$R=\text{diag}(\sigma_{ax}^2,\ \sigma_{ay}^2,\ \sigma_{az}^2,\ \sigma_{gx}^2,\ \sigma_{gy}^2,\ \sigma_{gz}^2,\ \sigma_{\delta a}^2,\ \sigma_{\delta e}^2,\ \sigma_{\delta r}^2) \tag{5}$$

式中：$\sigma_{a_x}^2,\sigma_{a_y}^2,\sigma_{a_z}^2$——加速度噪声方差；

$\sigma_{g_x}^2,\sigma_{g_y}^2,\sigma_{g_z}^2$——陀螺仪噪声方差；

$\sigma_{\delta_{\text{ail}}}^2,\sigma_{\delta_{\text{ele}}}^2,\sigma_{\delta_{\text{rud}}}^2$——舵面偏转角噪声方差。

加速度计噪声方差$\sigma_a^2=(0.08)^2(\text{m/s}^2)^2$（油动力平台振动大，噪声高），基于地面标定台测试统计，陀螺仪噪声方差$\sigma_g^2=(0.003)^2(\text{rad/s}^2)^2$相对稳定，舵面偏转角反馈噪声方差$\sigma_\delta^2=(0.008\,7)^2(\text{rad})^2$对应角度约0.5°。

通过新息序列试飞数据回放进行迭代调整，过程噪声协方差矩阵Q表示为：

$$Q=\text{diag}(q_\phi,\ q_\theta,\ q_\psi,\ q_p,\ q_q,\ q_r) \tag{6}$$

试飞优化后，姿态角过程噪声方差$q_{\phi,\theta,\psi}=(0.005)^2$，角速度过程噪声方差$q_{p,q,r}=(0.05)^2$。增大$Q$值，使滤波器对未建模动态（如发动机扭矩变化）更具适应性。

采用欧拉积分近似，得状态方程、观测方程：

$$x_k=f(x_{k-1},u_{k-1})+w_k \tag{7}$$

$$z_k=h(x_k)+v_k \tag{8}$$

式中：$f(x,u)$——六维向量函数；

w_k——过程噪声;

$h(x)$——观测函数。

函数$f(x,u)$包含四元数解算的角速度到姿态角的运动学的六维向量函数以及u驱动的角加速度;w_k为过程噪声,其协方差矩阵为Q。

4.2.2 EKF数据融合输出效果

EKF运行后,稳态悬停或匀速直线运动时,姿态角估计误差$RMSE<0.15°$。大坡度转弯(倾角25°),姿态角估计瞬态误差峰值$<0.5°$,且能在动作结束后200 ms内收敛回0.2°以内。正常飞行时,舵面反馈新息序列均值$\mu\approx0$ rad,标准差$\sigma\approx0.52°$(0.009 rad),与设定的R_σ匹配。卡滞故障时,通道信息的均值在1个更新周期(200 ms)内发生显著跳变,从0跳变至约5°(0.087 rad),并持续保持,系统在200 ms后触发舵面响应异常预警。连杆松动时,舵面反馈量y_δ的方差(波动)急剧增大,标准差从0.009 rad上升至0.03 rad以上,同时均值随机跳动。监控新息序列的滑动方差,超过正常值3倍即报警,在1~2 s内检测到机械连接失效的趋势。

5 系统测试

5.1 数据稳定性测试

为验证传感器精度与电路稳定性,对主要设备参数进行了测量和比较,测试软件界面如图9所示。

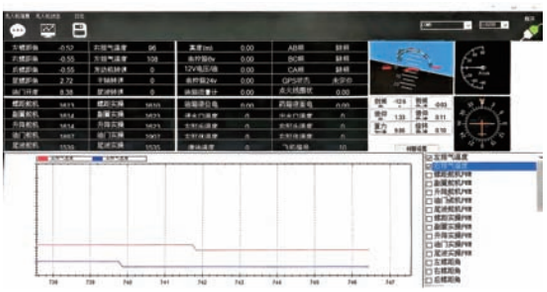


图9 测试软件界面

Figure 9 Test software interface

由测试结果(表4)可知,发动机转速参数测量可靠,对飞行控制系统发出的PWM信号测量准确,姿态、高度、温度等参数正确,满足了5 Hz的高频采集和毫秒级状态反馈要求。

表4 参数测量和标准数据对比表

Table 4 Comparison table of parameter measurement and standard data

参数	测试条件	测量结果	标准设备误差	系统误差
发动机转速/(r•min^{-1})	脉冲信号模拟(6 000)	5 985±12	±10	±15
尾焰温度/℃	恒温烙铁(450)	447.3±3.1	±1.5	±2.5
舵面角度/(°)	舵机标定台(−25~+25)	最大偏差0.75	±0.3	±0.8
发电机缺相检测	人工断开B相电压	响应时间0.82 s	—	≤1 s
姿态角	联动陀螺仪(−45°~+45°)	响应时间0.2 s	±0.1°	±0.2°
高度	激光高度计	响应时间0.2 s	±2 cm	±5 cm

还对遥测性数据延迟、数据完整率等参数进行了测试。信号检测电路外形及装配如图10、图11所示。

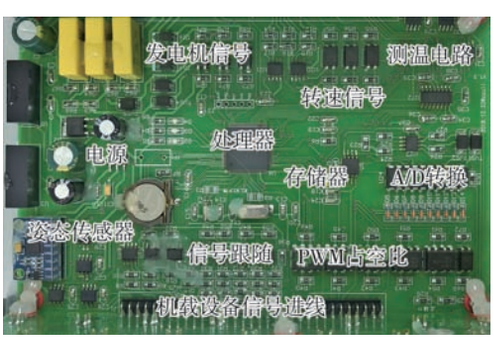


图10 信号检测电路外形

Figure 10 Circuit outline of signal detection

测试结果表明,基于联通的LTE网络,实验室实测4G传输延迟平均186 ms;连续运行2 h,数据包完整接收98.7%;模拟故障,强制断开发电机B相,系统在0.8 s内触发状态标识。系统运行中没有出现卡顿或断网情况,具备准确性和稳定性。

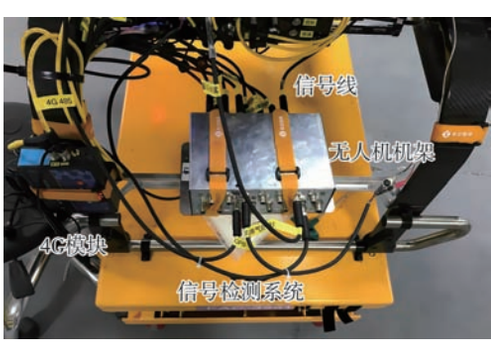


图11 装配图

Figure 11 Assembly drawing

5.2 性能对比分析

为综合评估本系统相较于现有飞行控制系统方案的整体性能,将设计指标与实地作业表现相结合,对关键参数进行对比与验证。如表5所示,对比相同油动力植保直升机平台,田间实测表现(华北平原5月灌浆

期小麦田，飞行高度 3～4 m，飞行速度 5～8 m/s），反映　　系统在真实环境下的可靠性。

表 5　田间测试系统性能对比表

Table 5　Comparison table of field test system performance

对比维度	设计指标	田间实测	飞行控制系统（作为参照）
姿态数据	5 Hz (200 ms)	5 Hz 稳定保持	通常≤0.4 Hz（间隔≥2.5 s）
设备状态	1 Hz（转速、温度、电压等）	1 Hz 稳定保持	极低或缺失
传输延迟	186 ms（实验室实测）	平均 195 ms（作业实测）	依赖数据链，通常 50～200 ms，不包含扩展状态
故障诊断	提供原始传感器数据、融合估计状态等	基于实时数据，成功触发发电机欠压预警（响应＜1.5 s）	有限且封闭，缺乏底层细节
数据完整性	双冗余机制：网络传输＋本地 Flash 循环存储（2 h）	实测网络完整率达 98.7%，结合本地存储实现 100% 有效数据	通常依赖单链路传输，数据丢失风险高
系统稳定性	电路与传感器全方位抗振设计	高强度振动下性能稳定，姿态噪声 σ 仅增 0.02°，转速波动 ±14 r/min，验证抗振有效性	不确定，依赖原厂设计
系统独立性	完全独立：自有电源、传感、处理与通信链路	独立运行，不受飞控影响，实现“黑匣子”功能	主体系统，所有数据由其产生和控制

田间测试结果表明，在数据维度、采样率、实时性、可靠性及独立性方面均取得显著提升。首先，姿态与设备状态采样率，从根本上解决了原有数据更新慢的问题。姿态噪声小幅增加，说明振动隔离措施仍有优化空间。

其次，由于移动网络信号波动，传输延迟在田间略有增加至 195 ms，但仍能实时感知飞行状态突变，满足大机动飞行监控需求。最后，网络与本地双冗余存储机制在实际作业中确保了数据的绝对完整，这些性能改进和提升，共同构成故障诊断与回溯的可靠数据基础。

6　结论

系统独立于原飞行控制系统运行，通过定制化传感器与隔离采集电路，成功实现了对无人机飞行姿态（5 Hz）、发动机转速/温度、发电机三相状态及舵机指令/反馈等 9 类关键参数的直接、高频采集，从根本上解决了对封闭飞行控制系统接口的数据依赖问题。基于扩展 MavLink 协议与 4G/5G 分时传输策略，结合本地循环存储，形成了双冗余数据保障机制。测试表明，系统将关键姿态数据的上传延迟降至 200 ms 以内，田间数据包接收完整率超 98.7%，为实时状态监控与事后回溯提供了高时效性、高完整性的数据基础。基于上传的多维数据，提出的温度—转速耦合分析方法可实现发动机过热趋势的早期预警；基于扩展卡尔曼滤波的舵面状态估计算法，能对舵机卡滞、连杆松动等故障实现亚秒级至秒级的快速检测与识别。

综上所述，系统设计不仅提供了一套“机载黑匣子”硬件方案，更构建了一个从多源信号可靠采集、到高速数据传输、再到初步智能诊断的完整框架。为提升油动力无人直升机的飞行安全、实现预测性维护以及故障检测提供了坚实的数据支撑。

参　考　文　献

[1] 安小康，李富根，闫晓静，等. 植保无人飞机施用农药应用研究进展及管理现状[J]. 农药学学报，2023，25(2)：282－294.
An Xiaokang，Li Fugen，Yan Xiaojing，et al. Research progress and management status of pesticide application byplant protection unmanned aerial vehicles [J]. Chinese Journal of Pesticide Science，2023，25(2)：282－294.

[2] 蒋圣健. 大载荷油动植保无人直升机抗扰飞行控制策略研究[D]. 长春：吉林大学，2025：1－7.
Jiang Shengjian. Research on anti-disturbance flight control strategy of large-load oil-powered plant protection unmanned helicopter [D]. Changchun：Jilin University，2025：1－7.

[3] 孙乐鑫，陈兵，赵静，等. 无人机施药技术在农业生产中的应用研究现状及展望[J]. 江苏农业科学，2022，50(15)：31－42.

[4] 孔令华. 窄带物联网 NB-IoT 关键技术应用分析[J]. 电子技术与软件工程，2020(12)：15－16.

[5] 兰玉彬，陈盛德，邓继忠，等. 中国植保无人机发展形势及问题分析[J]. 华南农业大学学报，2019，40(5)：217－225.
Lan Yubin，Chen Shengde，Deng Jizhong，et al. Development situation and problem analysis of plantprotection unmanned aerial vehicle in China [J]. Journal of South China Agricultural University，2019，40(5)：217－225.

[6] 孙竹，顾伟，崔龙飞，等. 智能植保装备关键技术研究现状

与发展趋势[J]. 智能化农业装备学报(中英文), 2024, 5(4): 1－23.
Sun Zhu, Gu Wei, Cui Longfei, et al. Research status and development trends of key technologies for intelligent plant protection equipment [J]. Journal of Intelligent Agricultural Mechanization, 2024, 5(4): 1－23.

[7] 陈盛德, 廖玲君, 徐小杰, 等. 中国植保无人机及其施药关键技术的研究现状与趋势[J]. 沈阳农业大学学报, 2023, 54(4): 502－512.
Chen Shengde, Liao Lingjun, Xu Xiaojie, et al. Research status and trends of plant protection UAV and its key technology of spraying in China [J]. Journal of Shenyang Agricultural University, 2023, 54(4): 502－512.

[8] 何文志. 无人机地面控制站软件通用化研究[J]. 现代电子技术, 2023, 46(20): 95－100.
He Wenzhi. Research on software universalization of UAV ground control station [J]. Modern Electronics Technique, 2023, 46(20): 95－100.

[9] 徐晓丹, 邓鹏, 袁双全, 等. 基于MSP432单片机的四旋翼无人机控制系统设计[J]. 仪器仪表用户, 2022, 29(12): 11－15.
Xu Xiaodan, Deng Peng, Yuan Shuangquan, et al. Design of control system for quadrotor UAV based on MSP432 single chip microcomputer [J]. Instrumentation, 2022, 29(12): 11－15.

[10] 张宇, 左爱斌, 彭月祥. 高温振动校准中温度试验箱的多传感器控温方法研究[J]. 计量科学与技术, 2025, 69(2): 22－28.
Zhang Yu, Zuo Aibin, Peng Yuexiang. Research on multi-sensor temperature control method for temperaturetest chambers in high-temperature vibration calibration [J]. Metrology Science and Technology, 2025, 69 (2): 22－28.

[11] 姚宁, 郭朝龙, 翁凌云, 等. 基于AVR单片机的汽车尾气检测系统设计[J]. 现代电子技术, 2014, 37(24): 118－120.
Yao Ning, Guo Chaolong, Weng Lingyun, et al. Design of automobile exhaust gas detection system based on AVR [J]. Modern Electronics Technique, 2014, 37 (24): 118－120.

[12] 朱思彪, 王景存, 危霞, 等. 基于FPGA的多通道液面检测电路[J]. 自动化与仪表, 2021, 36(1): 62－67.
Zhu Sibiao, Wang Jingcun, Wei Xia, et al. Multi channel liquid level detection circuit based on FPGA [J]. Automation & Instrumentation, 2021, 36(1): 62－67.

[13] 路健. 基于FPGA的多通道数据采集传输系统设计[D]. 西安: 西安石油大学, 2023: 15－17.
Lu Jian. Design of multi-channel data acquisition and transmission system based on FPGA [D]. Xi′an: Xi′an Shiyou University, 2023: 15－17.

[14] 张凌浩, 王胜, 周辉, 等. 基于MAVLink协议的无人机系统安全通信方案[J]. 计算机应用, 2020, 40(8): 2286－2292.
Zhang Linghao, Wang Sheng, Zhou Hui, et al. Secure communication scheme of unmanned aerial vehicle system based on MAVLink protocol [J]. Journal of Computer Applications, 2020, 40(8): 2286－2292.

[15] 胡宁博. 小型无人机发动机温度监控系统设计[J]. 计算机测量与控制, 2021, 29(8): 72－76.
Hu Ningbo. Design of temperature monitoring system for small UAV engine [J]. Computer Measurement & Control, 2021, 29(8): 72－76.

[16] 江苏数字鹰科技股份有限公司. 一种基于故障搜索树的高精度无人机状态判断方法及系统: 202411329612.5 [P]. 2025－05－23.

[17] 程擎, 李怡恒, 鲁合德. 基于扩展卡尔曼滤波的无人机辅助定位研究[J]. 电光与控制, 2023, 30(12): 93－97, 103.
Cheng Qing, Li Yiheng, Lu Hede. UAV-aided localization based on extended Kalman filtering [J]. Electronics Optics & Control, 2023, 30 (12): 93－97, 103.

[18] 宗律, 李立刚, 贺则昊, 等. 融合EKF的无人船航向自抗扰控制方法研究[J]. 现代电子技术, 2025, 48(17): 131－136.
Zong Lü, Li Ligang, He Zehao, et al. USV course active disturbance rejection control method fused with EKF [J]. Modern Electronic Technique, 2025, 48(17): 131－136.

[19] 王莉娜, 刘贞报, 院金彪, 等. 四旋翼无人机的自适应故障诊断与估计[J]. 北京航空航天大学学报, 2023, 49(9): 2395－2405.
Wang Lina, Liu Zhenbao, Yuan Jinbiao, et al. Adaptive fault diagnosis and estimation for quadrotor UAV [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2023, 49(9): 2395－2405

[20] 李园园, 侯宝顺, 朱书慧. 多执行器故障条件下植保无人机的自适应鲁棒容错控制[J]. 中国农机化学报, 2024, 45(10): 254－261.
Li Yuanyuan, Hou Baoshun, Zhu Shuhui. Adaptive robust fault-tolerant control of plant protection unmanned aerial vehicle with multiple actuatorfaults [J]. Journal of Chinese Agricultural Mechanization, 2024, 45(10): 254－261.

[21] 苗建国, 王剑宇, 张恒, 等. 无人机故障诊断技术研究进展概述[J]. 仪器仪表学报, 2020, 41(9): 56－69.
Miao Jianguo, Wang Jianyu, Zhang Heng. Review of the development of fault diagnosis technology for unmanned aerial vehicle [J]. Chinese Journal of Scientific Instrument, 2020, 41(9): 56－69.

Design and experiment of an on-board equipment monitoring system for oil-powered plant protection unmanned helicopter

Yang Xuedong, Jiang Liying, Wang Rong, Zhang Yong

(*School of Electronics and Information, Zhengzhou University of Light Industry, Zhengzhou* 450002, *China*)

Abstract: Oil-powered plant protection unmanned helicopters play an indispensable role in modern precision agriculture due to their large payload and long endurance. However, their complex operational mechanisms, including broadband strong vibration, high-temperature engine radiation, and coupling among multiple subsystems, impose extremely high demands on condition monitoring. Existing monitoring methods mostly rely on closed flight control systems, which commonly suffer from issues such as missing on-board equipment status data, low telemetry data update rates, high transmission latency, and non-open interfaces, leading to severe deficiencies in real-time flight status monitoring and fault diagnosis capabilities. To address these problems, a multi-signal acquisition and condition monitoring system is designed that is completely independent of the original flight control system. At the hardware circuit level, by integrating an MPU6050 attitude sensor, laser rangefinder, thermocouples, and optoelectronic isolation detection circuits, the system achieves high-frequency acquisition of nine types of key parameters, including flight attitude angles, engine speed, exhaust gas temperature, generator three-phase voltage, and servo command/feedback signals (attitude at 5 Hz, status at 1 Hz). The extended MavLink protocol is used for data encapsulation, and data are transmitted to a ground station via 4G/5G networks in a time-sharing manner, combined with on-board cyclic data storage, thereby establishing a dual-redundant data link. On this basis, an engine overheating early-warning method based on a temperature-speed coupling model and a fault detection algorithm for servo actuators based on an Extended Kalman Filter (EKF) are proposed. Test results show that the system operates independently and stably, reducing the uplink latency of critical attitude data to less than 200 ms, and successfully achieving rapid identification of faults such as generator phase loss (response $<$1 s) and servo jamming. This system can serve as an independent on-board "black box", providing a reliable data foundation and diagnostic tool for real-time condition monitoring, predictive maintenance, and post-flight incident analysis of oil-powered unmanned helicopters.

Keywords: oil-powered plant protection unmanned helicopter; on-board equipment; signal acquisition; MavLink protocol; fault diagnosis

Foundation items: Henan Province Key R&D Program(241111222900)

First Author: Yang Xuedong, E-mail: yangxd@zzuli.edu.cn