

小型多旋翼无人机航空遥感平台机载作业 自主定位控制系统设计

张莹¹, 关勇¹, 尹伟言¹, 郭霄¹, 赵鑫²

(1. 中国人民解放军 61363 部队, 西安 710000;

2. 自然资源部测绘标准化研究所, 西安 710054)

摘要: 针对小型多旋翼无人机在航空遥感作业中面临的复杂环境适应性差、自主定位精度低及多传感器协同控制效率不足等问题, 设计小型多旋翼无人机航空遥感平台机载作业自主定位控制系统; 在机载作业控制模块中集成了主控、惯性测量单元、多种传感器、通信及电源硬件; 采用激光-视觉-惯性紧耦合定位模块, 实现了自主定位创新; 设计双闭环 PID 控制器模块, 利用 3 个子控制器分别实现姿态、位置及高度的双闭环 PID 控制; 在导航避障模块中, 融合 A* 算法与动态窗口法设计无人机避障路径规划算法, 实现动态避障路径规划创新; 经实验测试, 系统 DESI 整体高于 0.84, 表明对动态环境干扰抑制能力强, 极端条件下保持高稳定性; 定位结果与实验四旋翼无人机实际位置姿态最接近, 表明自主定位精度高; 任务-感知协同增益比整体高于 0.8, 表明多传感器协同控制显著提升任务效率, 能耗与时间均较低; 经实际应用, 满足了小型多旋翼无人机在复杂环境下的高精度自主定位与高效多传感器协同控制需求。

关键词: 小型多旋翼无人机; 航空遥感平台机载作业; 自主定位; 机载作业控制; 路径规划; 避障

Design of Autonomous Positioning Control System for Airborne Operations of Small Multi-rotor UAV Aerial Remote Sensing Platform

ZHANG Ying¹, GUAN Yong¹, YIN Weiyan¹, GUO Xiao¹, ZHAO Xin²

(1. Unit. 61363 of the PLA, Xi'an 710000, China;

2. Research Institute of Standards of Ministry of Natural Resources, Xi'an 710054, China)

Abstract: Aiming at the problems faced by small multi rotor unmanned aerial vehicles (UAVs) in aerial remote sensing operations, such as poor adaptability to complex environments, low autonomous positioning accuracy, and insufficient efficiency of multi-sensor collaborative control, an airborne autonomous positioning control system for a small multi-rotor UAV aerial remote sensing platform is designed. Integrate the main control, inertial measurement unit, various sensors, communication, and power hardware in the onboard operation control module. Adopt a tightly coupled laser-visual-inertial positioning module to achieve independent positioning innovation. Design a dual closed-loop PID controller module, and utilize three sub controllers to achieve dual closed-loop PID control of attitude, position, and height. In the navigation obstacle avoidance module, design an UAV obstacle avoidance path planning algorithm by combining an A* algorithm and a dynamic window method, innovatively achieving dynamic obstacle avoidance path planning. Experimental testing show that, the overall dynamic environment suppression index (DESI) of the system is higher than 0.84, indicating that it has strong interference suppression ability in dynamic environments and high stability under extreme conditions; The positioning results are closest to the actual position and attitude of the experimental quadcopter drone, with a high autonomous positioning accuracy; The overall task-perception collaborative gain ratio is higher than 0.8, indicating that the multi-sensor collaborative control significantly improves task efficiency with lower energy consumption and time. Through practical application, the sys-

收稿日期:2025-09-16; 修回日期:2025-10-31。

作者简介:张莹(1986-),女,硕士,工程师。

引用格式:张莹,关勇,尹伟言,等.小型多旋翼无人机航空遥感平台机载作业自主定位控制系统设计[J].计算机测量与控制,2026,34(4):96-104.

tem meets the requirement for high-precision autonomous positioning and efficient multi-sensor collaborative control of small multi rotor UAVs in complex environments.

Keywords: small multi-rotor UAV; airborne remote sensing platform operation; autonomous positioning; airborne operation control; path planning; obstacle avoidance

0 引言

小型多旋翼无人机凭借其可快速部署、成本低廉、灵活机动等优势, 在航空遥感领域展现出了极大应用潜力。然而在其应用中, 要想实现高质量的航空遥感作业, 必须实现精准的机载定位, 其机载定位性能直接影响获取影像数据的可靠性与精度^[1]。在复杂环境下, 传统定位方式稳定性欠佳、易受干扰。随着各行业对遥感数据自动化程度、准确性、实时性要求的不断提升, 迫切需要一套自主、稳定、高效的定位控制系统, 使不同场景下小型多旋翼无人机均能够自主完成定位与导航任务, 提升数据质量与作业效率。为此, 对小型多旋翼无人机航空遥感平台机载作业自主定位控制系统进行研究, 具有重要的迫切性与现实意义。

当前, 对于无人机自主定位控制方向的研究, 国内外均向着集群协同、高精度等方向加速演进, 取得了丰富的研究成果。其中文献 [2] 设计了无人机避障系统, 以深度相机为感知设备, NVIDIA Xavier NX 嵌入式计算模块为上位机处理数据与发送指令, 采用机器人操作系统分布式架构模块化开发, 实现全自主避障。通过时间弹性带局部动态优化算法与 A* 全局最优搜索算法规划路径, 以双目视觉技术定位。但该系统仅使用单一传感器, 制约了定位精度, 在自主定位精度提升和多传感器协同控制方面存在明显不足。文献 [3] 设计了机器视觉赋能的无人机自主巡检定位控制系统, 基于空间坐标转换理论构建运动学模型, 推导正/逆运动学方程表达巡检路径, 利用机器视觉算法提取巡检目标节点特征并三维重建, 结合帧间特征匹配技术估算位姿变化参数, 通过多源数据融合分析构建动态权限分配机制, 实现视觉—运动协同定位控制。然而, 该技术对雨雪、雾霾或低光照环境敏感, 定位精度易受影响, 在复杂环境适应性及多传感器协同控制稳定性上存在缺陷。文献 [4] 设计了依赖方位角测量的多无人机协同定位与控制系统, 构建基于角度观测的相对位置解算模型, 利用多架无人机联合测量目标方位角, 在各自局部坐标系下解算目标相对位置参数, 设计分布式轨迹跟踪控制器, 通过图论一致性协议动态分配多机间角度间隔, 驱动机群形成协同圆周编队。但受硬件性能制约, 计算资源与传感器精度不足, 导致定位效果不佳, 在硬件性能优化和多传感器协同精度提升方面有待改进。文献 [5] 设计了基于测量机器人动态跟踪的无人机高精度定位系统, 硬件采用大疆四旋翼无人机与徕卡全站型测量机器人构

建异构协同系统, 利用定制化机械接口装载机载棱镜, 软件基于大疆移动端软件开发工具包开发飞行控制模块, 通过徕卡 GeoCOM 通信协议实现测量数据实时交互, 利用 Java 编程语言在安卓平台构建双向通信混合式控制终端, 构建室内棱镜—相机空间坐标映射模型, 并通过室外低空摄影测量实验验证定位精度。但防灾场景的极端环境对传感器性能有直接冲击, 影响定位精度, 在极端环境下的传感器性能优化和定位稳定性方面存在短板。

为了实现更高的自主定位精度, 设计了小型多旋翼无人机航空遥感平台机载作业自主定位控制系统。

1 无人机航空遥感平台机载作业自主定位控制系统设计

1.1 机载作业控制模块设计

在机载作业控制模块中集成主控硬件、惯性测量单元硬件、传感器硬件、通信硬件以及电源硬件。硬件系统总体设计架构如图 1 所示。

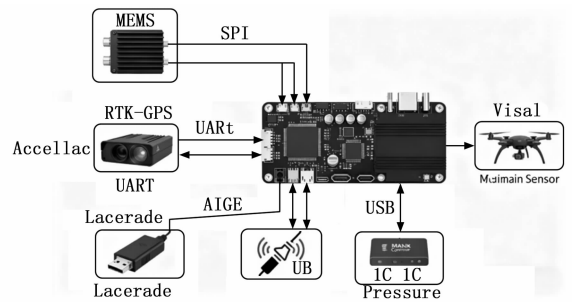


图 1 整体硬件系统架构

主控硬件设计中, 主控制器选择 STM32F405RGT6, 利用其内置浮点运算单元、168 MHz 主频以及高性能 ARM Cortex-M4 内核执行小型多旋翼无人机航空遥感平台机载作业控制算法, 也就是将软件控制器的无人机姿态、位置和高度控制计算结果转化为电机转速控制指令^[6]。其 1 MB 闪存与 192 kB 静态随机存取存储器也为小型多旋翼无人机航空遥感平台机载作业控制算法提供了充足的空间。同时 STM32F405RGT6 支持高速串行外设接口的传感器数据传输需求^[7]。STM32F405RGT6 的外设与其他设备的交互设计如表 1 所示。

将外部 8 MHz 晶体振荡器作为 STM32F405RGT6 的时钟源, 利用 OSCOUT 引脚与 OSCIN 引脚将该振荡器连接至主控制器, 为主控制器提供精确的时钟信号。设置多个电容实施振荡器的稳定和调节, 以提升时钟信

号质量, 确保 STM32F405RGT6 能够准确同步^[8]。

表 1 STM32F405RGT6 的外设与其他设备的交互设计

序号	连接部分	连接中使用的 STM32F405RGT6 外设	实现功能
1	小型多旋翼无人机电机	2 个数模转换器、3 个 16 通道 12 位模数转换器、51 个可编程输入/输出端口	生成脉宽调制信号控制电机转速
2	传感器硬件、通信硬件、地面站	3 个两线式串行总线接口、3 个串行外设接口、7 个通用同步异步收发传输器接口	数据交互

惯性测量单元硬件选择 MEMS 惯性测量单元。传感器硬件的配置如下: 实时动态全球定位系统 (RTK-GPS, real-time kinematic global positioning system)、激光雷达、视觉传感器以及气压计。电源电路的设计如图 2 所示。

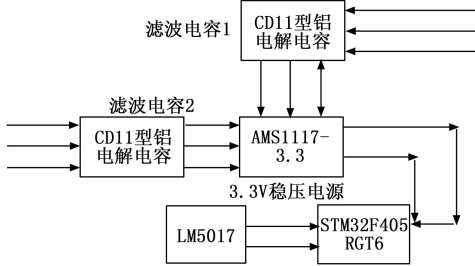


图 2 电源电路的设计

图 2 中, 在输入部分设置了两个滤波电容环节。使用 CD11 型铝电解电容进行初步滤波, 其大容量特性能够有效滤除低频杂波, 平滑输入电压波形。同时, 搭配其他滤波电容进一步消除高频噪声, 确保输入电源的纯净度。稳压环节采用 AMS1117-3.3 芯片, 其为一款常用的线性稳压器, 能将输入电压稳定转换为 3.3 V 输出, 为后续电路提供精准的电压。在其输入输出端同样配置了电容, 用于改善瞬态响应和进一步滤波。

其中 STM32F405RGT6 自身具备多种低功耗模式与 1.8~3.6 V 宽电压范围, 整体能耗低^[9]。在此基础上为其配置电源管理芯片 LM5017, 能够大幅延长小型多旋翼无人机续航时间。

通信硬件选择一款小尺寸无线通信模块-EC800M, 以高兼容性和高性价比为核心优势。

1.2 MEMS 惯性测量定位方法设计

不同传感器由于采样时间不同步, 会导致数据融合时产生误差, 进而影响定位精度。设计“激光—视觉—惯性”紧耦合定位算法, 通过特定的架构和处理方式, 消除这种时间不同步带来的误差, 提高无人机定位的准确性。具体定位步骤如下:

1) MEMS 惯性测量单元预积分:

通过 MEMS 惯性测量单元的高频数据在激光帧与

视觉帧之间进行状态传播的方式, 解决激光雷达与视觉传感器采样率不一致问题^[10]。通过下式预计算激光帧与视觉帧之间的相对运动增量, 包括位移的相对运动增量 Δa_{ij} 、速度的相对运动增量 Δu_{ij} 、旋转的相对运动增量 Δb_{ij} :

$$\begin{cases} \Delta a_{ij} = \sum_{l=i}^{j-1} \left\{ u_l \Delta t + \frac{1}{2} [G_l (\alpha_l - \beta_{g,l}) - \mathbf{g}] \Delta t \right\} \\ \Delta u_{ij} = \sum_{l=i}^{j-1} G_l (\alpha_l - \beta_{c,l}) \Delta t^2 \\ \Delta b_{ij} = \prod_{l=i}^{j-1} \text{Exp}[(\chi_l - \beta_{g,l}) \Delta t^2] \end{cases} \quad (1)$$

式中, Δt 指 MEMS 惯性测量单元的采样时间间隔; u_l 指 MEMS 惯性测量单元在 l 时刻的速度; \mathbf{g} 为世界坐标系下的重力向量; Δa_{ij} 是指 i 到 j 时刻之间 MEMS 惯性测量单元坐标系的相对位置变化, 也就是激光帧与视觉帧之间小型多旋翼无人机航空遥感平台机载作业姿态的相对变化; α_l 是指时刻为 l 时, 小型多旋翼无人机航空遥感平台机载作业时在世界坐标系下的真实线性加速度; G_l 是指时刻为 l 时, MEMS 惯性测量单元坐标系到世界坐标系的旋转矩阵; $\beta_{c,l}$ 是指时刻为 l 时, MEMS 惯性测量单元加速度计的偏差; Δu_{ij} 是指时刻为 i 到 j 之间 MEMS 惯性测量单元坐标系的相对速度变化, 也就是激光帧与视觉帧之间小型多旋翼无人机航空遥感平台机载作业速度的相对变化; χ_l 是指时刻为 l 时, 小型多旋翼无人机航空遥感平台机载作业时在世界坐标系下的真实角速度; Δb_{ij} 是指 i 到 j 时刻之间 MEMS 惯性测量单元坐标系的相对旋转变化, 也就是激光帧与视觉帧之间小型多旋翼无人机航空遥感平台机载作业旋转的相对变化; $\beta_{g,l}$ 是指时刻为 l 时, MEMS 惯性测量单元陀螺仪的偏差; Exp 为四元指数映射函数^[11]。

其中时刻为 l 时, 小型多旋翼无人机航空遥感平台机载作业时在世界坐标系下的真实线性加速度 α_l 的表达式如下:

$$\alpha_l = \mathbf{G}_l^T (\delta_l - \mathbf{g}) + \beta_{c,l} + \Delta a_{ij} m_a \quad (2)$$

式中, δ_l 为 MEMS 惯性测量单元加速度计在 l 时刻的原始测量值; \mathbf{G}_l^T 是指 l 时刻时, 世界坐标系到 MEMS 惯性测量单元坐标系的旋转矩阵; m_a 是指 MEMS 惯性测量单元加速度计的高斯白噪声^[12]。

时刻 l 时, 小型多旋翼无人机航空遥感平台机载作业时在世界坐标系下的真实角速度 χ_l 的表达式如下:

$$\chi_l = \tilde{\chi}_l + \beta_{g,l} + m_g \alpha_l \quad (3)$$

式中, $\tilde{\chi}_l$ 指时刻 l MEMS 惯性测量单元陀螺仪的原始测量值; m_g 为 MEMS 惯性测量单元陀螺仪的高斯白噪声^[13]。

2) 激光—视觉特征联合提取:

分别从小型多旋翼无人机航空遥感平台机载作业自

主导航中的激光雷达和视觉传感器数据中提取异构特征。首先提取激光特征,具体做法为从小型多旋翼无人机航空遥感平台机载作业自主导航中的激光雷达点云数据中提取平面点和边缘点,并过滤噪声,完成局部导航地图的构建。

(1) 对于激光雷达点云数据,剔除其中的无效点,包括反射强度过低或距离过远的点。利用体素网格滤波减少计算量,并确保点云与图像时间戳对齐。

(2) 对预处理后的每个激光雷达点云 s_k , 对其邻域的曲率进行计算:

$$z_k = \frac{1}{\|M_k\| \cdot \|s_k\|} \chi^l \sum_{i \in M_k} \|s_k - s_i\| \quad (4)$$

式中, M_k 是指小型多旋翼无人机航空遥感平台机载作业自主导航中的激光雷达点云数据 s_k 的邻域点集; s_i 为激光雷达点云数据 s_k 的邻域点^[14]。

(3) 根据激光雷达点云 z_k 邻域的曲率实施特征点分类。当下式成立:

$$z_k > z_{\text{edge}} \quad (5)$$

式中, z_{edge} 为边缘点曲率阈值,用于筛选曲率较大的点作为边缘特征^[15]。此时激光特征点为边缘点。

当下式成立:

$$z_k < z_{\text{plane}} \quad (6)$$

式中, z_{plane} 为平面点曲率阈值,用于筛选曲率较小的点作为平面特征。此时激光特征点为平面点。

其余点均视为普通点,不参与优化。

(4) 对于边缘点与平面点,利用激光雷达位姿将其转换至世界坐标系:

$$s_{k,i}^W = \epsilon_{L \rightarrow W} \cdot s_{k,i}^L \quad (7)$$

式中, $s_{k,i}^L$ 为平面点或边缘点; $\epsilon_{L \rightarrow W}$ 为小型多旋翼无人机航空遥感平台机载作业自主导航中的激光雷达位姿; $s_{k,i}^W$ 为世界坐标系中的平面点或边缘点。

(5) 将当前帧的激光特征点 $s_{k,i}^W$ 与历史地图 N_{t-1} 融合,完成局部地图 N_t 的构建。

然后,从小型多旋翼无人机航空遥感平台机载作业自主导航中的视觉传感器数据中检测方向旋转二进制特征点,利用光流跟踪连续帧,并恢复3D坐标。

(1) 对视觉传感器数据执行高速角点检测法以检测角点关键点,通过非极大值抑制对候选角点进行筛选,仅保留局部响应最大的角点。对于保留角点,计算其二进制描述子^[16]。其中保留角点即为提取的方向旋转二进制特征点集,并且各点附带其描述子。

(2) 使用卢卡斯-卡纳德光流法在小型多旋翼无人机航空遥感平台机载作业自主导航中视觉传感器数据的连续帧中跟踪特征点:

$$g_{c,j}^{t+1} = \min_{X,Y \in \omega(X_c, Y_c)} [F_{t+1}(X + \Delta X, Y + \Delta Y) - F_t(X, Y)]^{1/2} \quad (8)$$

式中, $\omega(X_0, Y_0)$ 是指以方向旋转二进制特征点集中的特征点 $g_{c,j}^t$ 为中心的局部窗口; (X, Y) 是指该窗口内的像素; $(\Delta X, \Delta Y)$ 是指小型多旋翼无人机航空遥感平台机载作业自主导航中的视觉传感器数据中当前帧相对于上一帧的特征点位移; $F_{t+1}(X + \Delta X, Y + \Delta Y)$ 为当前帧的像素亮度值; $F_t(X, Y)$ 是指上一帧的像素亮度值; $g_{c,j}^{t+1}$ 为更新后的特征点位置^[17]。

(3) 对于匹配的特征点 $g_{c,j}^t$ 与 $g_{c,j}^{t+1}$, 利用已知的相机位姿,通过对极几何三角化恢复这些特征点在世界坐标系下的3D位置。

最后,在局部地图 N_t 中搜索与视觉特征点在世界坐标系下的3D位置对应的激光特征点,输出视觉特征点集 $\{\phi_{l,i}\}$ 与激光特征点集 $\{\phi_{c,j}\}$, 二者位置相互对应。

3) 激光-视觉-惯性紧耦合优化:

在紧耦合优化中,联合优化全部传感器数据,包括激光雷达、视觉传感器、MEMS 惯性测量单元数据,利用最小化残差平方和的方式求解小型多旋翼无人机航空遥感平台机载作业自主导航中的最优定位状态估计,通过多种传感器数据的应用解决单一传感器在特征缺失场景或动态环境下的失效问题,通过紧耦合架构消除传感器时间不同步误差,从而提高无人机定位精度。紧耦合优化的目标函数如下:

$$\xi_k = \arg \xi_{k \min} \left\{ \begin{array}{l} X'' \\ Y'' \\ Z'' \\ \theta_R \\ \theta_P \\ \theta_Y \end{array} \right\} = \arg \xi_{k \min} \left\{ \begin{array}{l} g_{c,j}^{t+1} \sum_{i=1}^{\tau_l} \omega(\|v_{L,i}\|^2) \cdot S_{k,i}^W + \\ \sum_{j=1}^{\tau_c} \omega(\|v_{c,j}\|^2) + \sum_{k=1}^{\tau_m} \omega(\|v_{i,k}\|^2) \end{array} \right\} \quad (9)$$

式中, ω 为胡伯鲁棒核函数,用于抑制异常值的影响; $v_{L,i}$ 为小型多旋翼无人机航空遥感平台机载作业自主导航中第 i 个激光雷达特征的残差; τ_l 为线特征残差; $v_{c,j}$ 是指第 j 个视觉特征的残差; τ_c 为圆特征残差; $v_{i,k}$ 是指第 k 个 MEMS 惯性测量单元预积分残差; τ_m 是指点特

征残差; $\xi_k = \begin{bmatrix} X' \\ Y' \\ Z' \\ \theta'_R \\ \theta'_P \\ \theta'_Y \end{bmatrix}$ 是指全局坐标系下小型多旋翼无人机

航空遥感平台机载作业时的待优化的状态变量向量,即初始估计,包括小型多旋翼无人机航空遥感平台机载作业中的三维空间坐标的初始估计 (X', Y', Z') 与滚转、俯仰、偏航姿态角的初始估计 $(\theta'_R, \theta'_P, \theta'_Y)$; ξ_k^* 是指全局坐标系下小型多旋翼无人机航空遥感平台机载作业时的紧耦合优化状态变量即定位结果,

包括小型多旋翼无人机航空遥感平台机载作业中的三维空间坐标 (X', Y', Z') 与滚转、俯仰、偏航姿态角 $(\theta'_R, \theta'_P, \theta'_Y)$ 。

其中小型多旋翼无人机航空遥感平台机载作业自主导航中第 i 个激光雷达特征的残差 $v_{L,i}$ 是通过 $\{\phi_{i,j}\}$ 获得的, 如公式 (10) 所示:

$$v_{L,i} = \xi_k^* (G_i \phi_{i,j} + \zeta_i) m_i \quad (10)$$

式中, ζ_i 为当前激光帧的平移; m_i 为局部地图 N_i 中平面的法向量。第 j 个视觉特征的残差 $v_{C,j}$ 是通过 $\{\phi_{i,i}\}$ 获得的, 其计算公式如下:

$$v_{C,j} = \sigma'_{i,j} - \pi(G_i \phi_{i,i} + \zeta_i) v_{L,i} \quad (11)$$

式中, $\sigma'_{i,j}$ 是指第 j 个特征点在当前视觉传感器图像中的像素坐标观测值^[18]。

小型多旋翼无人机航空遥感平台机载作业自主导航中第 k 个 MEMS 惯性测量单元预积分残差 $v_{I,k}$ 是通过位移的相对运动增量 Δa_{ij} 、速度的相对运动增量 Δu_{ij} 、旋转的相对运动增量 Δb_{ij} 获得的, 其计算公式如下:

$$v_{I,k} = 2(\Delta a_{ij} \otimes \Delta u_{ij} \otimes \Delta b_{ij})^{-1} \quad (12)$$

当 RTK-GPS 信号有效时, 将 RTK-GPS 全局约束融入优化问题, 利用其在滑动窗口内修正累积误差, 以消除长期漂移, 进一步提高无人机定位精度。其中 RTK-GPS 残差的计算公式如下:

$$o_G = \xi_k - \rho_{\text{gps},k} \quad (13)$$

式中, $\rho_{\text{gps},k}$ 为 RTK-GPS 的小型多旋翼无人机定位测量值。将 RTK-GPS 全局约束融入优化问题后紧耦合优化的目标函数更新如下:

$$\xi_k^* \begin{bmatrix} X'' \\ Y'' \\ Z'' \\ \theta_R \\ \theta_P \\ \theta_Y \end{bmatrix} = \arg \xi_{k\min} \begin{bmatrix} X' \\ Y' \\ Z' \\ \theta'_R \\ \theta'_P \\ \theta'_Y \end{bmatrix} \left\{ \begin{aligned} & \sum_{i=1}^{\tau_i} \omega(\|v_{L,i}\|^2) + \sum_{j=1}^{\tau_j} \omega(\|v_{C,j}\|^2) + \\ & \sum_{k=1}^{\tau_k} \omega(\|v_{I,k}\|^2) + \omega(\|o_G\|^2) \end{aligned} \right\} \quad (14)$$

更新紧耦合优化的目标函数后, 初始化参数, 计算残差与雅可比矩阵并构建总矩阵和向量, 进而获得目标函数梯度与海森矩阵近似。利用列文伯格-马夸尔特算法求解线性方程组更新状态变量, 以目标函数值变化为依据调整阻尼因子, 检查收敛条件, 未收敛则继续迭代, 收敛则输出小型多旋翼无人机航空遥感平台机载作业时的最终定位结果 ξ_k^* :

$$\xi_k^* = \begin{bmatrix} X'' & \theta_R \\ Y'' & \theta_P \\ Z'' & \theta_Y \end{bmatrix} \quad (15)$$

就此实现小型多旋翼无人机航空遥感平台机载作业定位。

1.3 小型多旋翼无人机双闭环 PID 控制方法设计

由于无人机在作业过程中会受到光照、温度、风力以及磁场等众多外部因素的影响, 这些因素会导致单环比例积分微分 (PID, proportional-integral-derivative) 控制器输出数据出现错误, 进而使解算的姿态、位置、高度信息不准确。而双闭环 PID 控制方法的设计旨在克服这些外部干扰, 提高控制系统的可靠性和稳定性, 确保无人机在复杂环境下能够准确获取并维持所需的姿态、位置和高度信息。

在双闭环 PID 控制器模块中, 设计一个双闭环 PID 控制器, 由 3 个子控制器组成, 分别利用 3 个子控制器实现小型多旋翼无人机航空遥感平台机载作业中姿态、位置以及高度的双闭环 PID 控制。双闭环 PID 控制器通过将两个 PID 控制器串联在一起共同工作, 能够克服单环 PID 控制器易受光照、温度、风力以及磁场等外部因素影响, 导致其输出数据有误, 解算的姿态、位置、高度信息不准确的问题, 实现更加可靠、稳定的控制效果。该双闭环 PID 控制器外环控制器的输入如下式:

$$\vartheta = \begin{bmatrix} (X'', Y'', Z'') \\ (\theta_R, \theta_P, \theta_Y) \\ \bar{\omega}_c = \bar{\omega}_h - \bar{\omega}_p \end{bmatrix} \quad (16)$$

式中, $\bar{\omega}_h$ 是指利用气压计计算的小型多旋翼无人机航空遥感平台机载作业高度; $\bar{\omega}_p$ 为期望的小型多旋翼无人机航空遥感平台机载作业高度; $\bar{\omega}_c$ 为高度双闭环 PID 控制器的输入, 也就是 $\bar{\omega}_h$ 与 $\bar{\omega}_p$ 之间的高度误差; $(\theta_R, \theta_P, \theta_Y)$ 为姿态双闭环 PID 控制器的输入; (X'', Y'', Z'') 为位置双闭环 PID 控制器的输入。外环 PID 控制器的设计如下:

$$\text{PID}_{\text{co}}(t)_n = K_P \vartheta_t + K_I \vartheta_t^2 + K_D \frac{\vartheta_t - \vartheta_{t-1}}{\mu} \quad (17)$$

$n = 1, 2, 3$

式中, ϑ_t 为 t 时刻的外环控制器输入; ϑ_{t-1} 为 $t-1$ 时刻的外环控制器输入; K_P 为外环 PID 控制器的比例系数; K_I 为外环 PID 控制器的积分系数; K_D 为外环 PID 控制器的微分系数; μ 为积分时间常数; n 为控制项目的个数。

完成外环 PID 控制器输出的计算后, 将其作为内环 PID 控制器的输入^[19], 对内环 PID 控制器输出进行计算:

$$\text{PID}_{\text{io}}(t)_n = K_P' \text{PID}_{\text{co}}(t)_n + K_I' [\text{PID}_{\text{co}}(t)_n]^2 + K_D' \frac{\text{PID}_{\text{co}}(t)_n - \text{PID}_{\text{co}}(t-1)_n}{\mu} \quad (18)$$

$n = 1, 2, 3$

式中, K_P' 为内环 PID 控制器的比例系数; K_I' 为内环 PID 控制器的积分系数; K_D' 为内环 PID 控制器的微分系数; $\text{PID}_{\text{co}}(t-1)_n$ 是指 $t-1$ 时刻的外环控制器输出。

$PID_{j0}(t)_n$ 为该双闭环 PID 控制器的最终输出。

在小型多旋翼无人机双闭环 PID 控制方法中,参数整定借助实验试凑法与临界比例度法结合的方式开展。

实验试凑法先依据经验初步设定比例系数 K_p 、积分系数 K_i 、微分系数 K_d 的值。引入积分作用,将 K_i 从较小值开始逐渐增大,消除系统的稳态误差,观察系统响应,直至达到满意效果。最后引入微分作用,适当调整 K_d ,抑制系统的超调与振荡,提升动态性能。临界比例度法则是根据临界比例度和临界周期来确定参数。通过实验获取临界比例度和临界周期后,依据相应经验公式,对于典型二阶系统,可计算出合适的 K_p 、 K_i 、 K_d 值,再代入系统进行调试优化,确保无人机在复杂环境下能稳定、准确地获取并维持所需姿态、位置和高度信息。

1.4 导航避障全局路径设计

在小型多旋翼无人机航空遥感平台机载作业场景中,环境复杂多变,存在各种未知或动态的障碍物。单一路径规划算法难以同时满足全局路径规划的合理性和局部动态避障的实时性要求。为此,设计一种融合 A* 算法与动态窗口法的无人机避障路径规划算法,使无人机能够在复杂环境中规划出从起点到终点的合理路径,并实时避开动态出现的障碍物,确保安全、高效地完成作业任务。具体设计步骤如下:

1.4.1 全局路径规划

算法运行流程为通过视觉传感器获得小型多旋翼无人机航空遥感平台机载作业的已知环境地图,通过 A* 算法实施从起点到终点的全局路径规划,并提取路径中的关键转折点作为分段依据。设计启发式函数估计从当前节点到目标节点的距离,提供全局路径规划的方向指引,使算法的搜索过程能够朝着目标节点进行,避免算法进行盲目搜索:

$$g(f) = PID_{j0}(t)_n \sqrt{(\eta_{goal} - \eta_f)^2 + (\iota_{goal} - \iota_f)^2} \quad (19)$$

式中, $(\eta_{goal}, \iota_{goal})$ 为小型多旋翼无人机航空遥感平台机载作业的目标节点坐标; (η_f, ι_f) 为路径规划中的离散点即当前节点的坐标。

设计实际代价函数,记录由起点到当前节点的实际路径长度,该函数能够反映路径的真实成本:

$$h(f) = g(f) \sum_{i=0}^{v-1} D(f_i, f_{i+1}) \quad (20)$$

式中, v 是指从起点 f_0 到当前节点的路径所包含的中间节点数量; $D(f_i, f_{i+1})$ 为节点 f_i 到节点 f_{i+1} 的欧几里得距离。利用启发式函数与实际代价函数计算总代价函数,实现全局路径规划:

$$\kappa(f) = g(f) + h(f) \quad (21)$$

利用 $\kappa(f)$ 评估节点的“总潜在代价”,选择 $\kappa(f)$

最小的节点进行扩展,获得全局路径规划结果。以关键节点为分段点,于各分段内应用动态窗口法实施局部路径规划,最终实现动态避障路径规划。

1.4.2 关键节点标记

遍历规划的全局路径,当路径方向明显发生变化时,将该点标记为关键节点。

以当前所在关键节点段为初始范围,初始化动态窗口法的相关参数,包括加速度窗口与速度窗口,其中加速度窗口的初始化结果如下:

$$U_a = \{(\lambda, \mu) \mid \lambda - \lambda_{prev} \leq A_{max} \Delta o, \mu - \mu_{prev} \leq B_{max} \Delta o\} \quad (22)$$

式中, λ 为小型多旋翼无人机线速度; μ 为小型多旋翼无人机角速度; λ_{prev} 是指上一时刻的小型多旋翼无人机线速度; μ_{prev} 是指上一时刻的小型多旋翼无人机角速度; Δo 为时间步长; A_{max} 为小型多旋翼无人机的最大线加速度; B_{max} 为小型多旋翼无人机的最大角加速度。速度窗口的初始化结果如下:

$$U_s = \{(\lambda, \mu) \mid \lambda_{min} \leq \lambda \leq \lambda_{max}, \mu_{min} \leq \mu \leq \mu_{max}\} \quad (23)$$

式中, λ_{min} 为小型多旋翼无人机的最小线速度; λ_{max} 是指小型多旋翼无人机的最大线速度; μ_{min} 是指小型多旋翼无人机的最小角速度; μ_{max} 是指小型多旋翼无人机的最大角速度。

1.4.3 局部路径规划

通过下式获取动态窗口,确定在当前时刻小型多旋翼无人机能够采用的合理速度范围,为后续的轨迹生成提供基础:

$$U = U_a \cap U_s \quad (24)$$

通过确定局部目标点将全局路径信息引入到局部规划中,使小型多旋翼无人机的局部路径规划朝着全局路径的方向进行,避免局部规划与全局路径的偏离。确定局部目标点的具体方法如下:在当前关键节点段内,根据全局路径确定局部目标点^[20]。当剩余路径长度足够,取距离无人机当前位置 c_{local} 的点;若不足,则取该段终点。其中 c_{local} 是根据实际情况设定的阈值。

计算局部目标点相对于小型多旋翼无人机当前位置的方向角:

$$L_{local} = U \arctan 2(Y_{s_{local}} - Y_0, X_{s_{local}} - X_0) \quad (25)$$

式中, $X_{s_{local}}$ 和 $Y_{s_{local}}$ 为局部目标点坐标; X_0 和 Y_0 为小型多旋翼无人机位置控制输出的横纵坐标。

对于动态窗口 U 中的每一个 (λ, μ) ,根据小型多旋翼无人机的运动学模型生成全部可能的局部规划轨迹,并计算每条轨迹的评价指标:

$$\rho_p = v_1 \cdot c_{obs} + v_2 \cdot c_{goal} + v_3 \cdot b_{align} + v_4 \cdot z_w \quad (26)$$

式中, v_1 、 v_2 、 v_3 、 v_4 是指权重系数,用于调整各项指标的重要性; z_w 是指规划的局部轨迹的平均速度; b_{align}

是指规划的局部轨迹终点航向角与局部目标点方向的夹角； c_{goal} 是指规划的局部轨迹终点到局部目标点的距离； c_{obs} 是指规划的局部轨迹上小型多旋翼无人机与最近障碍物的最小距离。

其中 b_{align} 是根据 L_{local} 获得的：

$$b_{align} = \vartheta_\rho | L_{end} - L_{local} | \quad (27)$$

式中， L_{end} 是指规划的局部轨迹终点的航向角。

选择评价函数 ϑ_ρ 最高的局部规划轨迹，执行该轨迹，并更新无人机轨迹状态。

1.4.4 判断与切换

判断小型多旋翼无人机是否到达当前关键节点段的终点，如果到达，则切换至下一个关键节点段，并重新初始化局部路径规划参数。判断小型多旋翼无人机是否到达全局路径的终点，如果到达，则结束算法。

全局路径规划里，启发式函数估计当前节点到目标节点距离，为搜索指引方向，避免盲目操作；实际代价函数记录起点到当前节点路径长度，反映真实成本，二者通过总代价函数结合，算法依“总潜在代价”选最小节点扩展以获全局路径。关键节点段终点判断上，设定剩余路径长度阈值为全局路径总长度的 20%，大于等于则为足够，反之不足。局部目标点选取，剩余足够时取距当前位置为无人机最大移动距离 1.5 倍的点，不足则取段终点。相关参数中，加速度窗口的最大线、角加速度根据无人机性能分别设为 2 m/s^2 和 1 rad/s^2 ，速度窗口的最小、最大线速度和角速度也依性能合理设定。

2 系统测试

2.1 实验过程

对于设计的小型多旋翼无人机航空遥感平台机载作业自主定位控制系统，对其自主定位控制表现进行测试。在测试中，将机载作业控制模块集成至实验小型多旋翼无人机上。其中，实验小型多旋翼无人机为一个四旋翼无人机。

集成系统硬件后，利用实验四旋翼无人机搭载多光谱传感器实施遥感植被监测作业。在作业中以 MEMS 惯性测量单元、RTK-GPS、激光雷达、视觉传感器以及气压计采集数据为实验数据集。

基于实验数据集中的 MEMS 惯性测量单元、RTK-GPS、激光雷达、视觉传感器数据，利用设计的“激光—视觉—惯性”紧耦合定位算法实施实验四旋翼无人机在遥感植被监测作业中的自主定位。其中实验参数设置情况如下： Δt 为 2 s； g 为 9.80665 m/s^2 ； z_{edge} 为 0.6； z_{plane} 为 0.2；激光雷达点云半径：0.5 m。

定位模块输出的实验四旋翼无人机执行遥感植被监测作业时的定位结果如表 2 所示。

表 2 定位模块输出的定位结果

时间 点 /s	X 轴 /m	Y 轴 /m	Z 轴 /m	滚转角 /(°)	俯仰角 /(°)	偏航角 /(°)
0	0.00	0.00	50.12	-0.03	0.05	0.1
2	10.01	0.08	49.98	-0.05	0.10	0.2
4	20.03	0.15	50.05	-0.02	0.08	0.3
6	30.07	0.22	49.93	0.01	0.12	0.5
8	40.12	0.30	50.02	-0.04	0.07	0.6
10	50.18	0.38	49.97	-0.06	0.15	0.8
12	50.25	20.05	50.08	0.10	-0.05	90.2
14	50.20	30.03	49.95	0.05	0.02	90.5

在表 2 的遥感植被监测作业定位结果下，利用设计的双闭环 PID 控制器的 3 个子控制器实现实验四旋翼无人机执行遥感植被监测作业中姿态、位置以及高度的双闭环 PID 控制。所需输入数据为气压计采集数据以及表 1 的定位结果。

利用融合 A* 算法与动态窗口法的无人机避障路径规划算法实现实验四旋翼无人机在遥感植被监测作业中的避障路径规划。其中实验参数设置情况如表 3 所示。

表 3 实验参数设置情况

项目	数值	项目	数值
角度变化阈值	30°	B_{max}	$4/\pi \text{ rad/s}^2$
λ_{min}	0 m/s	c_{local}	5 m
λ_{max}	5 m/s	关键节点段切换距离阈值	0.5 m
μ_{min}	$-2/\pi \text{ rad/s}$	离阈值	0.5 m
μ_{max}	$2/\pi \text{ rad/s}$	v_1	0.5
A_{max}	2 m/s^2	v_2	0.3
u_3	0.15	u_4	0.05

在表 3 参数设置下实现实验四旋翼无人机的避障路径规划。

对于设计系统表现，分别测试其复杂环境适应性、自主定位精度及多传感器协同控制效率，具体测试指标为动态环境干扰抑制指数 (DESI, dynamic environment suppression index)、自主定位效果、增益比 (TCR, task-cognition synergy ratio)。其中 DESI 是指无人机在动态环境包括电磁干扰、强风等情况中维持稳定作业的能力，利用实时监测环境干扰强度与系统响应延迟的动态耦合关系计算得出。计算公式为：

$$DESI = \bar{\omega}_1 \cdot f(I) + \bar{\omega}_2 \cdot T_d \quad (28)$$

其中： $\bar{\omega}_1$ 、 $\bar{\omega}_2$ 为权重系数； $f(I)$ 和 T_d 分别为关于环境干扰强度和系统响应延迟的函数。

TCR 是指多传感器协同控制对任务执行效率的提升程度，利用比较协同模式与单传感器模式的任务完成时间与能耗差异获得。计算公式如下：

$$b_{align} = \frac{(T_s - T_y)\alpha + (E_s - E_y)\beta}{T_s\alpha + E_s\beta} \quad (29)$$

其中: T_s 、 T_y 分别为任务开始时间和任务完成时间; E_s 、 E_y 分别为初始能耗和最终能耗; α 、 β 分别为时间和能耗的权重系数。

在测试中, 将基于深度相机的无人机全自主避障系统 (文献 [2] 方法) 与基于机器视觉的无人机自动巡检定位控制技术作为对比测试方法 (文献 [3] 方法)。

2.2 实验结果

设计系统与两种对比方法的 DESI 测试结果如图 3 所示。

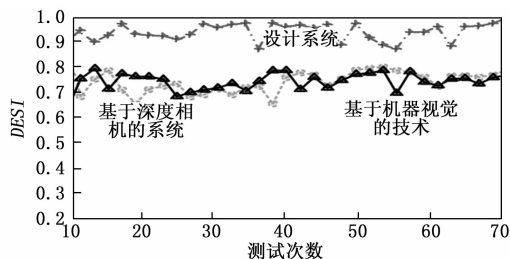


图 3 DESI 对比

设计系统的 DESI 整体高于 0.84, 在 3 种方法中最高, 说明设计系统对动态环境的干扰抑制能力最强, 能在极端条件下保持高稳定性。这是由于设计系统融合了 MEMS 惯性测量单元、RTK-GPS、激光雷达、视觉传感器以及气压计等多种传感器的数据。不同传感器具有不同的特性和优势。通过融合这些量测数据, 系统能够综合利用各传感器的优点, 弥补单一传感器的不足。在动态环境中, 当某个传感器受到干扰或出现失效情况时, 其他传感器仍能提供可靠的数据, 从而保证系统整体的稳定性和可靠性, 增强了系统对动态环境干扰的抑制能力。

设计系统与两种对比方法的自主定位效果测试结果如图 4 和表 4 所示。

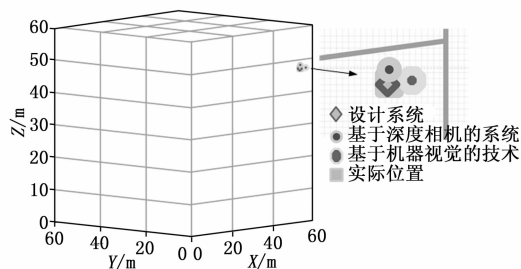


图 4 三维坐标自主定位效果对比

表 4 姿态角定位结果对比

姿态角	滚转角/(°)	俯仰角/(°)	偏航角/(°)
实际	-0.06	0.15	0.8
设计系统	-0.05	0.15	0.82
基于深度相机的系统	-0.06	0.14	0.85
基于机器视觉的技术	-0.56	0.65	1.3

根据图 4 的三维坐标自主定位效果对比结果与表 4

的姿态角定位结果对比结果, 设计系统的定位结果与实验四旋翼无人机实际位置姿态最接近, 说明设计系统的自主定位精度更高。这是由于设计系统通过多种传感器数据的应用解决单一传感器在特征缺失场景或动态环境下的失效问题, 通过紧耦合架构消除传感器时间不同步误差, 从而提高无人机定位精度。并利用 RTK-GPS 全局约束在滑动窗口内修正累积误差, 以消除长期漂移, 从而进一步提高无人机定位精度。

设计系统与两种对比方法的 TCR 测试结果如图 5 所示。

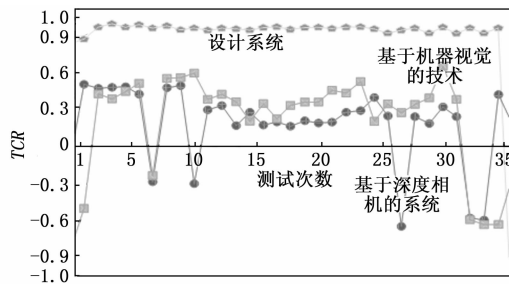


图 5 TCR 对比

设计系统的 TCR 整体高于 0.8, 在 3 种方法中最高, 说明设计系统的多传感器协同控制能够显著优化任务效率, 能耗与时间均低于对比方法。因为设计系统采用了双闭环 PID 控制方法和融合 A 算法与动态窗口口的无人机避障路径规划算法。双闭环 PID 控制方法能够更精确地控制无人机的姿态、位置和高度, 减少不必要的能量消耗和调整时间。融合 A 算法与动态窗口口的路径规划算法能够结合全局路径规划和局部动态避障的优势, 规划出更优的路径, 避免了无人机在飞行过程中的绕路和徘徊, 减少了飞行距离和时间, 同时也降低了能耗。

3 结束语

设计系统通过多种传感器数据的融合应用、紧耦合架构、RTK-GPS 全局约束等克服了传统无人机定位与控制方法存在的复杂环境适应性差、自主定位精度低及多传感器协同控制效率不足等问题, 实现了高 DESI、高自主定位精度以及高 TCR, 能够推动无人机在救援、测绘、物流等领域的规模化应用与技术升级。

参考文献:

[1] 李 岩, 韩 哲, 张慕远. 电力巡检中多无人机并行式路径控制系统 [J]. 电子设计工程, 2025, 33 (3): 78-82.

[2] 叶 霞, 谢尚俊, 崔浩浩, 等. 基于深度相机的无人机全自主避障系统 [J]. 电视技术, 2023, 47 (5): 58-63.

[3] 金 涛, 黄俊波, 蔡澍雨, 等. 基于机器视觉的无人机自动巡检定位控制技术 [J]. 电子设计工程, 2023, 31

