

# 基于反步滑模的四旋翼无人机飞行姿态自适应控制

韩洪豆<sup>1</sup>, 谢忠<sup>1</sup>, 徐志鹏<sup>1</sup>, 王一丁<sup>2</sup>

(1. 徐州新电高科电气有限公司, 江苏 徐州 221100;

2. 国网江苏省电力有限公司徐州供电分公司, 江苏 徐州 221100)

**摘要:** 四旋翼无人机应用频率不断增加, 应用场景愈加复杂, 对其飞行姿态控制性能提出了更高的要求; 现有方法对四旋翼无人机进行姿态控制后, 可能会导致无人机的飞行行为出现发散或振荡, 无法达到期望的位置与姿态, 因此基于反步滑模算法, 设计四旋翼无人机飞行姿态自适应控制方法; 根据四旋翼无人机结构, 构建四旋翼无人机动力学模型, 利用 MEMS 惯性传感器对四旋翼无人机当前位置与姿态进行测量, 结合卡尔曼滤波算法对飞行姿态角进行解耦计算, 依据四旋翼无人机飞行姿态控制需求, 联合反步滑模算法设计控制器, 以飞行姿态角——滚转角、俯仰角与偏航角解耦计算结果作为控制器的输入量, 控制器输出结果即为飞行姿态控制参量, 实现四旋翼无人机飞行姿态的有效控制; 实验数据证明: 应用文章提出方法对四旋翼无人机飞行姿态进行控制后, 控制结果与期望位置和期望姿态基本相同, 滚转角、俯仰角与偏航角最大偏差不超过  $4^\circ$ , 具有较高的控制精度。

**关键词:** 四旋翼无人机; 飞行姿态; 反步滑模算法; 姿态控制; 卡尔曼滤波

## Adaptive control of Flight Attitude for Quadcopter Drones Based on Backstepping Sliding Mode

HAN Hongdou<sup>1</sup>, XIE Zhong<sup>1</sup>, XU Zhipeng<sup>1</sup>, WANG Yiding<sup>2</sup>

(1. Xuzhou Xindian High-tech Electric Co., Ltd., Xuzhou 221100, China;

2. Xuzhou Power Supply Branch of State Grid Jiangsu Electric Power Co., Ltd., Xuzhou 221100, China)

**Abstract:** Quadcopter drones are widely used in complex scenarios, which puts forward higher requirements on their flight attitude control performance. Existing methods perhaps lead to the attitude control of quadcopter drones divergent or oscillatory and can not achieve the desired position and attitude. Therefore, based on the backstepping sliding mode algorithm, a self-adaptive control method for the flight attitude of quadcopter drones is designed. Based on the structure of a quadcopter drone, a quadcopter drone dynamic model is constructed. MEMS inertial sensors are used to measure the current position and attitude of the quadcopter drone, and the Kalman filtering algorithm is combined to decouple the flight attitude angle. According to the flight attitude control requirements of the quadcopter drone, the backstepping sliding mode algorithm is used to design a controller. The decoupling calculation results of the roll angle, pitch angle and yaw angle are used as inputs to the controller, and the output results of the controller are the flight attitude control parameters, achieving effective control of the flight attitude of quadcopter unmanned aerial vehicles. Experimental data show that after applying the proposed method to control the flight posture of quadcopter drones, the control results are basically the same as the expected position and posture, the maximum deviation between the roll angle, pitch angle, and yaw angle does not exceed  $4^\circ$ , with a high control accuracy.

**Keywords:** quadcopter drone; flight attitude; reverse sliding mode algorithm; attitude control; Kalman filtering

## 0 引言

近年来, 四旋翼无人机应用领域逐渐增多, 其应用优势也逐渐显现, 例如操作灵活、结构简单等, 但与此同时, 四旋翼无人机也面临着飞行姿态控制方面的挑战。由于无人机在飞行过程中受到多种干扰和影响, 如风力、重力等, 因此需要通过精确的控制方法来保证姿态的稳定性和可控性<sup>[1]</sup>。四旋翼无人机飞行姿态控制方法的研究是无人机技术领域中的重要一环, 对于提高无人机的稳定性和操控性能具有重要意义<sup>[2]</sup>。随着无人机技术的快速发展, 对飞行

姿态控制方法的要求也越来越高, 需要更为精确和高效的控制方法来提升无人机的飞行性能和安全性。

赵振华等人<sup>[3]</sup>针对受多源干扰影响的四旋翼无人机姿态系统, 基于复合连续快速非奇异终端滑模算法, 设计一种无人机姿态跟踪控制方法。建立了四旋翼无人机姿态回路的动力学模型, 引入虚拟控制量实现了姿态跟踪误差动态的三通道解耦, 设计高阶滑模观测器, 估计跟踪误差变化率和集总干扰, 在姿态指令变化率未知的情况下, 结合姿态跟踪误差变化率的估计信息, 构建了动态快速非奇异终端滑模面, 实现无人机姿态跟踪控制。但是高阶滑模观

收稿日期: 2024-04-22; 修回日期: 2024-06-13。

基金项目: 国网江苏省电力有限公司孵化项目(JF2020008)。

作者简介: 韩洪豆(1992-), 男, 硕士, 工程师。

引用格式: 韩洪豆, 谢忠, 徐志鹏, 等. 基于反步滑模的四旋翼无人机飞行姿态自适应控制[J]. 计算机测量与控制, 2024, 32(12): 117-123.

测器的设计高度依赖于参数的选择,如果设定的参数不准确或存在误差,高阶滑模观测器可能无法正确地跟踪无人机的姿态,降低飞行姿态的控制效果。曾子元<sup>[4]</sup>提出了四旋翼无人机在非线性和欠驱动、不确定性、强耦合方面的特性,基于非线性动态逆方法,对无人机航迹与姿态进行精准地控制。通过扩张状态观测器,对干扰导致的参数摄动进行了有效地补偿,根据角速度回路控制律实现无人机航迹与姿态进行精准地控制。但是扩张状态观测器可能存在稳定性问题,如果无人机的动态特性和观测器的设计不匹配,那么可能会导致观测器的估计误差增大,姿态控制效果不能满足预期。陈宝等人<sup>[5]</sup>提出基于专家 PID 的控制方法,针对带臂四旋翼无人机的飞行姿态进行控制,基于拉格朗日方程构建无人机的系统模型,根据无人机运动行为构建动力学模型,设计专家 PID 控制器,根据不同的飞行姿态和任务需求,自适应地调整 PID 参数,从而实现四旋翼无人机飞行姿态的稳定控制。但是在使用专家 PID 控制器时,需要充分考虑其适用性和环境限制,专家 PID 控制器是需要基于无人机系统模型进行设计,需要在大量数据的验证下获得精确的无人机系统模型,较强的依赖性会导致模型出现误差时无法及时收敛,影响了飞行姿态的精准控制。刘子龙等人<sup>[6]</sup>基于反步积分-迭代学习算法,针对四旋翼无人机飞行姿态进行控制,利用扩张状态观测器实时追踪无人机飞行状态,通过双闭环控制系统补偿内部耦合,避免外部随机干扰,通过反步积分对无人机飞行轨迹进行跟踪,集合迭代学习算法实现无人机飞行姿态控制。但是由于反步积分-迭代学习算法涉及复杂的数学运算和迭代过程,需要高精度的计算资源,在学习速率、控制增益方面要求较高的精度,一旦存在误差可能会导致无人机飞行行为的发散或振荡,从而降低姿态控制的可靠性,难以满足对飞行性能和安全性要求。

反步法通过将复杂的非线性系统分解为多个简单的子系统,然后为每个子系统设计控制律,可以简化控制设计过程。而滑模控制则具有对系统参数摄动和外界干扰的不变性,使得系统能在滑动模式下稳定运行。反步滑模算法结合了反步法和滑模控制两种控制策略的优点,能够有效地跟踪预设的姿态角期望值,通过合理设计滑模面和控制律,可以实现对四旋翼无人机动态性能的优化,使其能够更快地响应指令并保持稳定飞行。并且对各种扰动和不确定性具有较高的鲁棒性,可以提供稳定、高效和实时的控制性能。因此,为了提高四旋翼无人机飞行姿态控制效果和有效性,针对四旋翼无人机反步滑模飞行姿态的自适应控制方法进行研究。

## 1 四旋翼无人机反步滑模飞行姿态自适应控制方法设计

### 1.1 四旋翼无人机动力学模型构建

#### 1.1.1 四旋翼无人机结构

四旋翼无人机优点显著,成本低、起降灵活、操作简便,且结构简洁。但这也对建模提出了更高要求,需精确

协调四旋翼转速,以确保稳定飞行。为了更好地设计飞行姿态控制方法,需要深入了解无人机机体结构。四旋翼无人机机体主要包括机架、飞控系统、GPS、无刷电机、电子调速器、桨叶和电源等部分如图 1 所示。

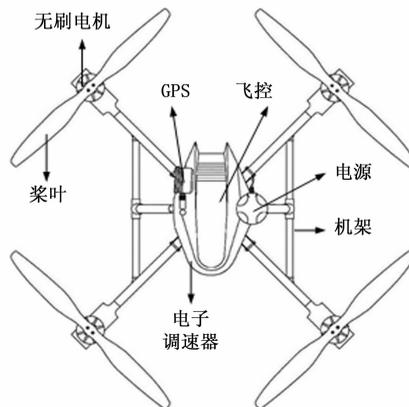


图 1 四旋翼无人机机体结构图

其中,机架作为飞行载体,负责承载无人机和所有设备的重量。飞控系统则是整个无人机的控制中枢,通过微处理器和各种高精度传感器来实现对无人机姿态和位置的精确控制。同时,飞行控制系统还外设了 MEMS 传感器,以提高其感知能力。动力系统为无人机提供飞行所需的动力,主要包括电机和桨叶,其中电动四旋翼主要通过电池供电。

#### 1.1.2 飞行模式

四旋翼无人机通过调整旋翼转速实现灵活飞行。根据其结构和原理,可分为“十”字和“X”字两种工作模式。基本的飞行方式包括悬停、升降、前后左右移动和偏航。

1) 悬停: 在无外界扰动时,四旋翼无人机通过平衡升力与重力实现稳定悬停,此时滚转力矩和横滚力矩均达到平衡。

2) 升降: 悬停时,若四电机功率同增,旋翼转速提升,拉力大于重力则上升;反之,功率同减则下降。

3) 前后飞行: 当需降低电机 1 与 3 的转速,提升电机 2 与 4 的转速,从而使无人机产生俯仰力矩,出现低头动作,水平向前拉力随之增加,促使无人机向前飞行<sup>[7]</sup>。反之则向后飞行,具体如图 2 所示。

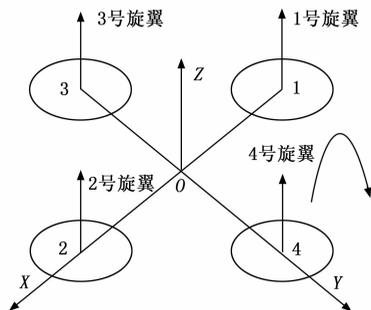


图 2 俯仰运动示意图

4) 左右飞行: 向右飞行需降低电机 1 与 4 的转速,提升电机 2 与 3 的转速,致使无人机产生滚转力矩,发生向右

滚转动作, 增加无人机向右拉力分量, 实现向右飞行目标<sup>[8]</sup>; 反之则向左飞行。

5) 偏航运动: 外界的阻力会对无人机产生反扭力矩, 导致无人机产生不受控制的旋转, 影响飞行姿态发生变化, 导致偏航运动。当电机 1 与 2 转速降低, 电机 3 与 4 转速增加时, 由于转速较大的反扭距相对于转速较小的反扭距更大, 无人机自身机体会出现反扭距差。由于旋翼转速差异导致的反扭距差, 会使无人机机体出现扭矩不平衡。1、2 号电机旋转方向与 3、4 号相反, 导致逆时针反扭距差大于顺时针, 从而驱动四旋翼无人机进行逆时针偏航飞行。

## 1.2 无人机动力学模型构建

四旋翼无人机飞行运动属于刚体运动, 根据牛顿定律, 任何刚体在空间中的运动都可以被简化为沿某一直线的移动和围绕其质心的旋转。这种运动形式由六个自由度组成, 分别是 3 个直线运动自由度和 3 个旋转运动自由度, 它们共同决定了刚体在任意时刻的位置和姿态<sup>[9]</sup>。设置四旋翼无人机 1 号电机和 2 号电机的旋转方向为逆时针方向, 3 号电机和 4 号电机的旋转方向为顺时针方向<sup>[10]</sup>。为了方便四旋翼无人机动力学模型的构建, 简化动力学模型, 可做出 3 点假设, 更易于动力分析和位姿控制。假设如下:

- 1) 假定四旋翼无人机具有均匀的质量分布, 并在整个飞行过程中保持其结构的刚性不变;
- 2) 假定无人机的重力作用点与其质量中心位于同一点;
- 3) 假设四旋翼无人机在飞行过程中不受地球自转或公转等现象的影响, 并且忽略地面效应对其运动产生的任何潜在干扰<sup>[11]</sup>。

根据上述内容, 确定四旋翼无人机动力学模型, 其表达式为:

$$\begin{cases} x = \frac{\alpha_1 * (\cos\varphi \sin\vartheta \cos\psi + \sin\varphi \sin\psi)}{M} \\ y = \frac{\alpha_1 * (\cos\varphi \sin\vartheta \sin\psi - \sin\varphi \cos\psi)}{M} \\ z = -G + \frac{\alpha_1 * \cos\varphi \sin\vartheta}{M} \\ \varphi = \frac{\partial\psi * (H_y - H_z)}{H_x} - \frac{\partial\psi * H_r}{H_x} + \frac{L * \alpha_2}{H_x} \\ \vartheta = \frac{\varphi\psi * (H_z - H_x)}{H_y} + \frac{\varphi * H_r}{H_y} + \frac{L * \alpha_3}{H_y} \\ \psi = \frac{\varphi\vartheta * (H_x - H_y)}{H_z} + \frac{\alpha_4}{H_z} \end{cases} \quad (1)$$

式中,  $x$ 、 $y$  与  $z$  为四旋翼无人机在导航坐标系中的位置分量;  $\alpha_1$ 、 $\alpha_2$ 、 $\alpha_3$  与  $\alpha_4$  为四旋翼无人机动力学模型参数。其中,  $\alpha_1 = b(v_1^2 + v_2^2 + v_3^2 + v_4^2)$ ,  $\alpha_2 = b(v_1^2 - v_2^2)$ ,  $\alpha_3 = b(v_2^2 - v_3^2)$ ,  $\alpha_4 = b(v_2^2 + v_4^2 - v_1^2 - v_3^2)$ 。  $b$  为机体坐标系与导航坐标系之间的转换系数,  $v_1$ 、 $v_2$ 、 $v_3$  与  $v_4$  分别为 1 号电机、2 号电机和 4 号电机的转速;  $\varphi$ 、 $\vartheta$  与  $\psi$  是四旋翼无人机的飞行姿态角, 分别为滚转角、俯仰角与偏航角;  $M$  为四旋翼无人机的质量;  $G$  为重力加速度;  $H_x$ 、 $H_y$  与  $H_z$  分别为  $x$  轴、 $y$  轴与  $z$  轴的惯性力矩;  $H_r$  为旋翼转动惯量;  $L$  为轴

距;  $v$  为电机在同步过程中的扰动。

## 1.3 MEMS 惯性传感器测量飞行姿态

由于四旋翼无人机的各个通道之间存在耦合性, 姿态控制需要得到较好结果后才能进行高度控制。因此, 在实际应用中, 往往将姿态控制作为内环, 位置控制作为外环。因此在构建无人机动力学模型后, 需要通过传感器对飞行姿态进行测量。随着 MEMS 技术的不断发展, 惯性传感器的体积越来越小, 相比于传统的姿态测量设备, 如陀螺仪和加速度计等, MEMS 惯性传感器不依赖于外部环境, 因此无人机在 GPS 信号弱或者无 GPS 信号的情况下, 仍然可以依靠惯性传感器进行姿态测量和控制, 保证了无人机的自主性和稳定性<sup>[12]</sup>。并且能够实时测量无人机的加速度和角速度, 具有更高的精度和更快的响应速度, 能够提供准确的姿态信息, 降低控制姿态的误差<sup>[13]</sup>。因此, 本文通过 MEMS 惯性传感器测量飞行姿态, 角速度的测量值的计算公式为:

$$\omega_m = (\hat{\omega}_m + B_g + N_g)t \quad (2)$$

式中,  $\omega_m$  为角速度的测量值,  $\hat{\omega}_m$  为角速度的真实值,  $B_g$  为陀螺仪测量漂移值,  $N_g$  为陀螺仪测量噪声,  $t$  为陀螺仪测量时间。

加速度的测量值表达式为:

$$a_m = \hat{a}_m - G + N_a \quad (3)$$

式中,  $a_m$  为加速度的测量值,  $\hat{a}_m$  为加速度的真实值,  $N_a$  为加速度计测量噪声。

则四旋翼无人机飞行姿态角——滚转角估计值  $\varphi$  与俯仰角估计值  $\vartheta$  为:

$$\begin{cases} \varphi = \arctan\left(\frac{a_{my}}{a_{mz}}\right) \\ \vartheta = \arctan\left(-\frac{a_{mx}}{\sqrt{(a_{my})^2 + (a_{mz})^2}}\right) \end{cases} \quad (4)$$

式中,  $a_{mx}$ 、 $a_{my}$  与  $a_{mz}$  分别为加速度  $a_m$  在  $x$  轴、 $y$  轴与  $z$  轴上的分量。

磁力计测量原理模型表达式为:

$$\delta_m = \hat{\delta}_m + N_\delta \quad (5)$$

式中,  $\delta_m$  为磁场强度的测量值,  $\hat{\delta}_m$  为磁场强度的真实值,  $N_\delta$  为磁力计测量噪声。

则四旋翼无人机飞行姿态角——偏航角估计值  $\psi$  为:

$$\psi = \arctan\left(\frac{\delta_{my} \cos\vartheta - \delta_{mz} \sin\vartheta}{\delta_{mx} \cos\vartheta + \delta_{my} \sin\vartheta + \delta_{mz} \cos\vartheta \sin\vartheta}\right) \quad (6)$$

式中,  $\delta_{mx}$ 、 $\delta_{my}$  与  $\delta_{mz}$  分别为磁场强度  $\delta_m$  在  $x$  轴、 $y$  轴与  $z$  轴上的分量。

## 1.4 基于卡尔曼滤波的飞行姿态角解耦计算

获取四旋翼无人机的飞行姿态角——滚转角、俯仰角与偏航角的估计值后, 为了实现精确的飞行控制, 可将期望飞行姿态解耦为各个轴的目标姿态。但是由于单个惯性传感器测量数据中可能存在包含噪声、漂移等信息, 导致飞行姿态角的各个估计值存在一定的误差, 降低飞行姿态控制的准确度<sup>[14]</sup>。卡尔曼滤波算法通过融合多个传感器的数据, 可以减小单一传感器误差对姿态测量的影响, 有效地权衡不同传感器之间的测量数据, 在动态环境中, 具有

更好的跟随性，通过优化状态估计和协方差估计来调整控制增益，从而提高姿态测量的准确性。因此，本文通过应用卡尔曼滤波算法，对飞行姿态角信息进行更准确的解耦计算<sup>[15]</sup>。基于卡尔曼滤波算法的飞行姿态解耦计算程序如图 3 所示。

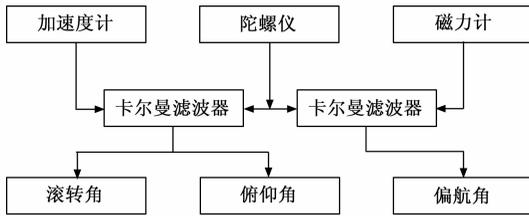


图 3 四旋翼无人机飞行姿态解耦计算程序示意图

如图 3 所示，加速度计和陀螺仪用于滚转角和俯仰角的解耦计算，陀螺仪和磁力计用于俯仰角和偏航角的解耦计算<sup>[16]</sup>。由于研究篇幅限制，以滚转角为例，对飞行姿态解耦计算过程进行说明。

滚转角状态方程表达式为：

$$\begin{cases} \bar{\omega}_t = \bar{\omega}_{t-1} + (\omega_w^{-1} - B_{t-1}) \times T + \tau_w \\ B_t = B_{t-1} \end{cases} \quad (7)$$

式中， $\varphi_{t-1}$  与  $\varphi_t$  分别为时刻  $t-1$ 、时刻  $t$  的滚转角， $B_{t-1}$  与  $B_t$  分别为时刻  $t-1$ 、时刻  $t$  对应的漂移误差， $T$  为采样时间； $\omega_w^{-1}$  为时刻  $t-1$  的陀螺仪测量值， $\tau_w$  为陀螺仪测量噪声。

设置状态变量为  $\chi_t = [\varphi_t \ B_t]^T$ ，则式 (7) 可以改写为：

$$\begin{cases} \chi_t = \begin{bmatrix} 1 & -T \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \chi_{t-1} + \begin{bmatrix} T \\ 0 \end{bmatrix} \omega_w^{-1} + \tau_{t-1} \\ \zeta_{t-1} = [1 \ 0] \chi_{t-1} + J(1 - \chi_t) \end{cases} \quad (8)$$

式中， $\tau_{t-1}$  为过程噪声，由  $\tau_{t-1} = [\tau_w \ 0]^T$  计算而得； $\zeta_{t-1}$  为观测值； $\zeta_{t-1}$  为观测噪声； $J$  为状态估计值。

采用卡尔曼滤波算法对状态变量  $\chi_t = [\varphi_t \ B_t]^T$  进行更新与校正，获得最终的滚转角解耦计算结果，表达式为：

$$\hat{\chi}_t = [\hat{\varphi}_t \ \hat{B}_t]^T = \chi_t + \beta(\zeta_{t-1} - \gamma\chi_{t-1}) \times Q \quad (9)$$

式中， $\hat{\chi}_t = [\hat{\varphi}_t \ \hat{B}_t]^T$  为状态变量解耦计算结果。其中， $\hat{\varphi}_t$  为滚转角解耦计算结果； $\beta$  为卡尔曼滤波算法状态变量更新系数，取值范围为  $[0, 1]$ ； $\gamma$  为卡尔曼滤波算法状态变量校正系数，取值范围为  $[0, +\infty)$ ； $Q$  表示协方差。

将俯仰角和偏航角估计值，替换滚转角输入公式 (7) ~ (9)，按照上述过程同理解耦计算可获得俯仰角和偏航角，将四旋翼无人机飞行姿态角——滚转角、俯仰角与偏航角解耦计算结果记为  $\hat{\varphi}_t, \hat{\vartheta}_t$  与  $\hat{\psi}_t$ ，为后续无人机飞行姿态的控制提供精准的数据支撑。

### 1.5 反步滑模自适应控制

在无人机应用中，建模误差、外部扰动和非线性参数的不确定性常导致控制误差。为解决这些问题，采用反步控制法从系统输出反推，将系统分解为若干子系统，并应用 Lyapunov 定律设计中间控制量<sup>[17]</sup>。然而，反步设计也面临“计算膨胀”的挑战，增加了算法的复杂性和设计难度。

滑模控制通过设计切换面和控制律，使四旋翼无人机状态点趋近并沿切换面滑动至原点，实现稳定飞行。这种变结构控制方法，具有对系统参数变化和外部干扰不敏感的鲁棒性，能够有效地处理不确定性和干扰，提高飞行姿态的稳定性和精度。然而，当控制量的切换幅度增大时，无人机飞行抖动现象就会变得越发明显，这可能会导致无人机飞行姿态控制出现偏差。

因此，将反步设计方法与滑模控制方法相结合<sup>[18]</sup>，设计基于反步滑模算法的控制器。将反步滑模自适应控制方法利用滑模控制的思想，通过设计适当的滑模面和滑模控制律，使得无人机系统的状态能够在有限时间内到达滑模面，并在滑模面上滑动，通过调整无人机的控制输入，使得无人机的实际位置和姿态逐渐接近于期望的位置和姿态，最终实现期望的位置和姿态。因此，依据四旋翼无人机飞行姿态控制需求，联合反步滑模算法设计控制器，以上节飞行姿态角——滚转角、俯仰角与偏航角解耦计算结果  $\hat{\varphi}_t, \hat{\vartheta}_t$  与  $\hat{\psi}_t$  作为控制器的输入量，控制器输出结果即为四旋翼无人机飞行姿态控制参量，按照控制参量进行操作即可实现四旋翼无人机飞行姿态的有效控制，为四旋翼无人机的稳定飞行提供有效的保障。基于反步滑模算法的控制器结构如图 4 所示。

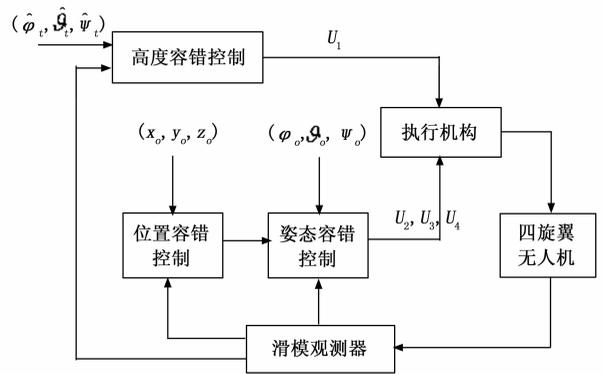


图 4 控制器结构示意图

如图 4 所示， $(x_o, y_o, z_o)$  表示四旋翼无人机期望位置信息， $(\varphi_o, \vartheta_o, \psi_o)$  表示四旋翼无人机期望飞行姿态信息， $U_1$  表示高度通道控制参量， $U_2, U_3, U_4$  表示普通通道控制参量。滑模观测器是控制器结构中的保障设备，其承担着控制效果检验任务。若是四旋翼无人机飞行姿态控制效果不合格，则继续运行控制步骤与操作；若是四旋翼无人机飞行姿态控制效果合格，则结束控制步骤与操作。

自适应滑模控制旨在引导系统状态从任意初始点快速到达预设的滑模面，并维持在该面上滑动直至系统稳定至平衡点。为评估系统稳定性，定义一个特定的 Lyapunov 函数：

$$Lyapunov = \frac{1}{2} \eta_0^2 \quad (10)$$

式中， $\eta_0$  表示滑模面。

联合 Lyapunov 函数可知四旋翼无人机飞行姿态控制并不是一步到位的，而是渐近稳定的。通过控制器与反步滑模算法的应用，获得飞行姿态控制参量  $U = \{U_1, U_2, U_3,$

$U_4$  的表达式为:

$$U = \begin{cases} U_1 = \frac{1}{c_1} \times \left( \frac{\hat{x}_t - x_o}{\Delta x} + \frac{\hat{y}_t - y_o}{\Delta y} + \frac{\hat{z}_t - z_o}{\Delta z} \right) \\ U_2 = \frac{1}{c_2} \times \left( \frac{\hat{\varphi}_t - \varphi_o}{\Phi(\kappa)} \right) \\ U_3 = \frac{1}{c_3} \times \left( \frac{\hat{\vartheta}_t - \vartheta_o}{\Phi(\mu)} \right) \\ U_4 = \frac{1}{c_4} \times \left( \frac{\hat{\psi}_t - \psi_o}{\Phi(\Omega)} \right) \end{cases} \quad (11)$$

式中,  $c = \{c_1, c_2, c_3, c_4\}$  表示 Lyapunov 函数规定的飞行姿态控制参量计算辅助系数, 取值范围为  $0 \sim 1$ ;  $\hat{x}_t$ 、 $\hat{y}_t$  与  $\hat{z}_t$  表示的是当前四旋翼无人机飞行的位置分量;  $\Delta x$ 、 $\Delta y$  与  $\Delta z$  表示的是无人机飞行位置控制标准因子;  $\Phi(\kappa)$ 、 $\Phi(\mu)$  与  $\Phi(\Omega)$  表示的是四旋翼无人机飞行姿态——滚转角、俯仰角与偏航角的控制标准因子。

构建自适应滑模控制器时, 其核心控制策略为:

$$\sigma = \hat{\chi}_t \times O_0 \left( \frac{U(x_o, y_o, z_o)(\varphi_o, \vartheta_o, \psi_o)}{c} + O_1 \right) \quad (12)$$

式中,  $O_0$  为控制输入;  $O_1$  为滑膜控制器的输出结果。

假设  $Z$  表示滑膜控制器的切换面,  $V$  表示滑膜控制器切换面的变化率, 则滑膜控制器的等效控制律为:

$$Z\sigma + V\sigma = 0 \quad (13)$$

以公式 (13) 为约束, 根据无人机实时飞行姿态的变动, 实施自适应的调节与控制策略, 修正基准函数用  $\zeta$  表示, 误差阈值用  $\bar{\omega}$  表示, 得到控制的滑膜控制器输出为:

$$\lambda_{O_1} = \sigma[R(\zeta) - \bar{\omega}] \quad (14)$$

依据公式 (14) 输出的滑膜控制器结果, 使无人机达到期望位置与期望姿态, 实现四旋翼无人机飞行姿态的精准控制。

## 2 实验与结果分析

选取基于复合连续快速非奇异终端滑模控制方法 (对比方法 1)、基于扩张状态观测器的控制方法 (对比方法 2) 和基于反步积分-迭代学习算法的控制方法 (对比方法 3) 作为对比方法, 与本文提出的四旋翼无人机反步滑模飞行姿态的自适应控制方法共同进行对比实验, 以此来验证设计方法的飞行姿态控制效果。

### 2.1 实验平台搭建

在考虑了实际飞行实验的风险性、可行性以及预算限制后, 设计了四旋翼无人机飞行实验平台, 该平台以 Pixhawk 4 自驾仪作为核心控制器, 地面控制部分则主要由遥控器和 QGroundControl 地面控制站组成。为满足四旋翼无人机的飞行实验需求, 规划了包含控制系统、动力系统和地面站系统的整体架构, 并据此初步确定了所需的实验器件。

在四旋翼无人机的飞行实验中, 器件选择的多样性为设计师提供了多种解决方案。然而, 不合适的组合可能导致意外的发生。例如, 旋翼尺寸与电机功率的不匹配, 可能会使电机性能无法充分发挥, 或出现运行异常。另外, 旋翼尺寸和机架型号的不匹配也可能在高速旋转时损坏自驾仪、接收机和 GPS 等传感器模块。为了避免上述问题,

需要遵循一定的匹配准则。此外, 不能单纯追求飞行时间而选择过大容量的电池, 因为这会增加整体的重量。如果电机功率较小, 可能无法负载这样的重量, 导致起飞困难。因此, 在选择实验器件时, 必须综合考虑各种因素, 以确保四旋翼无人机的正常飞行。搭建四旋翼无人机飞行姿态控制实验平台, 具体如图 5 所示。



图 5 四旋翼无人机飞行姿态控制实验平台示意图

### 2.2 四旋翼无人机配置

在综合考虑了四旋翼无人机配件的价格、重量、实用性以及飞行性能后, 完成了对飞行实验器件的筛选工作, 具体如表 1 所示。

表 1 四旋翼无人机关键器件筛选结果表

器件类别	器件型号	主要性能参数
自驾仪	Pixhawk 4	处理器: STM32F765
电机	X2212	KV980
电调	20 A	—
桨叶	9 450 自锁桨	直径: 9.4 inch
GPS 模块	NEO-M8N	灵敏度: 167 dBm
电源模块	PM07	—
数传模块	V5 数传	915 MHz
接收机模块	R9DS	—
四轴机架	F450	轴距: 450 mm
电池	—	3s-11.1V-35c-5200 mAh

依据北航开发的“飞行评测”网站 (<https://flyeval.com/>) 对所筛选的器件进行飞行性能估算, 估算结果显示表 1 所示器件均满足此研究的实验要求, 为实验的顺利进行提供了保障。除此之外, 地面控制系统也是实验平台搭建的关键部分之一, 其主要器件为计算机、地面站软件、遥控器、接收机模块与数传模块, 由于研究篇幅的限制, 不对地面控制系统关键器件的参数进行过多的赘述与展示。

将飞控与电脑通过 USB-TYPE C 线连接, 随后打开 Mission Planner 软件, 进行固件校准, 以此来确保实验的顺利进行, 并降低实验的风险。固件校准页面展示如图 6 所示。

### 2.3 四旋翼无人机飞行位置控制结果分析

通过实验获得四旋翼无人机飞行位置控制结果如表 2 所示。

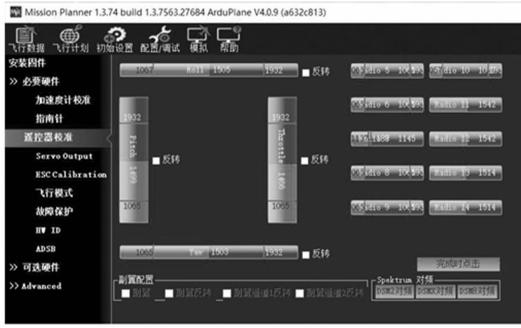


图 6 无人机固件校准

表 2 四旋翼无人机飞行位置控制结果示意表

组别	无人机飞行位置坐标(x,y,z)				
	期望位置	提出方法	对比方法 1	对比方法 2	对比方法 3
1	13,25,39	13,25,39	13,10,39	10,25,39	13,25,36
2	10,5,26	10,5,26	23,5,26	10,5,20	10,11,26
3	15,23,30	15,23,31	10,23,30	15,15,30	15,23,30
4	30,12,11	30,12,11	30,12,10	30,12,11	42,12,11
5	5,12,35	5,12,35	5,9,35	5,10,35	12,12,35
6	30,25,18	30,25,19	30,25,18	30,25,18	15,25,18
7	24,20,16	24,20,16	24,15,16	16,20,16	24,20,16
8	9,11,22	9,10,22	9,21,22	7,10,22	9,21,22
9	20,31,26	20,31,26	20,30,26	20,31,31	17,31,26
10	19,14,17	19,14,17	19,10,17	10,14,17	19,14,9

如表 2 所示，提出方法应用后获得的四旋翼无人机飞行位置控制结果与期望位置基本相同，在第 3、6、8 组中出现较小偏差，位置坐标偏差值仅为 1；而对比方法 1、对比方法 2 与对比方法 3 应用后获得的四旋翼无人机飞行位置控制结果与期望位置存在着较大的偏差，表明提出方法四旋翼无人机飞行位置控制性能更强。

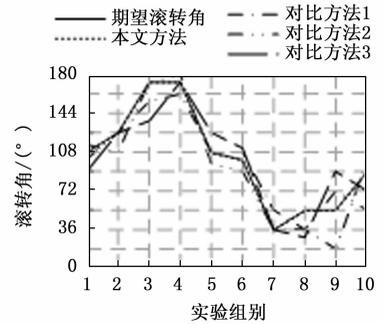
### 2.4 四旋翼无人机飞行姿态控制结果分析

通过实验获得四旋翼无人机飞行姿态控制结果如图 7 所示。

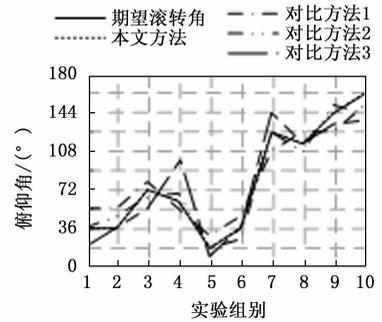
如图 7 所示，对比方法 1、对比方法 2 与对比方法 3 应用后获得的四旋翼无人机飞行姿态（滚转角、俯仰角与偏航角）控制结果与期望姿态（滚转角、俯仰角与偏航角）存在着少量的偏差，对比方法 1 在滚转角中偏差最大，为 36°；对比方法 2 在偏航角中偏差最大，为 54°；对比方法 3 在俯仰角中偏差最大，为 36°。而应用提出方法获得的四旋翼无人机飞行姿态（滚转角、俯仰角与偏航角）控制结果与期望姿态（滚转角、俯仰角与偏航角）基本保持一致，最大偏差不超过 4°。表明提出方法四旋翼无人机飞行姿态控制的准确性更高，控制结果可达到预期效果，控制性能更强。

### 3 结束语

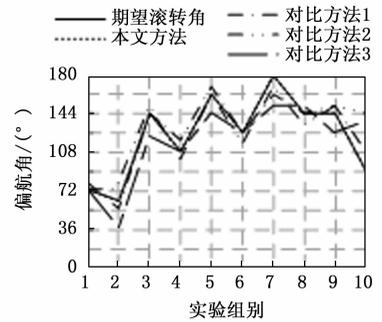
四旋翼无人机飞行姿态控制是确保其稳定飞行的关键。在飞行过程中，无人机需要应对各种外部干扰和内部变化。为了在复杂环境中保持平衡并避免危险情况，如翻滚、倾斜等，无人机需要通过精确的姿态控制来应对这些干扰和



(a) 滚转角控制结果



(b) 俯仰角控制结果



(c) 偏航角控制结果

图 7 四旋翼无人机飞行姿态控制结果示意图

变化。然而，现有的无人机飞行姿态控制方法在整体应用性能上仍然存在一定的局限性可能会导致无人机的飞行行为出现发散或振荡，无法达到期望的位置与姿态。因此本文针对四旋翼无人机反步滑模飞行姿态的自适应控制方法进行研究。构建四旋翼无人机动力学模型，利用 MEMS 惯性传感器测量飞行位置与位姿，通过卡尔曼滤波算法对飞行姿态角进行解耦计算，联合反步滑模算法设计控制器，控制飞行姿态角——滚转角、俯仰角与偏航角，实现四旋翼无人机飞行姿态的有效控制。实验数据显示：提出方法应用后有效提高了四旋翼无人机飞行位置与姿态的控制精度，为四旋翼无人机稳定飞行提供有效的方法支撑。

#### 参考文献：

[1] 刘 勇, 杨 浩, 盘宏斌, 等. 基于改进线性自抗扰的四旋翼无人机姿态控制 [J]. 电光与控制, 2023, 30 (7): 8-14.  
 [2] 邵士凯, 王 姝, 赵渊洁. 四旋翼无人机固定时间姿态输出反馈控制 [J]. 科学技术与工程, 2022, 22 (4): 1502-1509.  
 [3] 赵振华, 李 婷, 姜 斌, 等. 四旋翼无人机姿态系统复合连续快速非奇异终端滑模控制 [J]. 控制理论与应用, 2023, 40

(3): 459-467.

[4] 曾子元, 李云桓. 基于扩张状态观测器的四旋翼无人机飞行控制系统研究 [J]. 微特电机, 2022, 50 (1): 41-44.

[5] 陈宝, 周祖鹏, 卫欢, 等. 基于专家 PID 的带臂四旋翼无人机控制方法 [J]. 计算机应用, 2022, 42 (8): 2637-2642.

[6] 刘子龙, 窦鹏程. 四旋翼无人机的位置和姿态控制算法研究 [J]. 小型微型计算机系统, 2022, 43 (4): 754-758.

[7] 范云生, 陈欣宇, 赵永生, 等. 基于扩张状态观测器的四旋翼吊挂飞行系统非线性控制 [J]. 自动化学报, 2021, 49 (8): 1758-1770.

[8] 陈超, 段纳, 徐止政. 具有输入死区与扰动的四旋翼无人机自抗扰控制 [J]. 信息与控制, 2023, 52 (3): 326-333.

[9] 高强, 刘新鹏, 刘春平, 等. 四旋翼无人机串级自抗扰姿态控制及轨迹跟踪 [J]. 电光与控制, 2023, 30 (3): 90-95.

[10] 齐国元, 李阔, 王琨. 基于补偿函数观测器的四旋翼无人机姿态受限控制 [J]. 吉林大学学报 (工学版), 2023, 53 (3): 853-862.

[11] 李鸿一, 王琰, 姚得银, 等. 基于事件触发机制的多旋翼无人机鲁棒自适应滑模姿态控制 [J]. 中国科学: 信息科

(上接第 116 页)

## 5 结束语

5G 网络中的通信链路更加密集, 在高容量高负载的情况下, 极易引起链路负载失衡, 造成网络节点的数据拥塞, 严重影响 5G 用户的网络体验。为满足 5G 通信网络用户需求, 在云边协同技术的支持下, 设计并开发了 5G 通信链路均衡负载控制系统, 从实验结果中可以看出, 优化设计系统具有良好的控制功能和效果。然而在此次实验中, 只对 5G 通信网络中的部分链路的均衡负载控制功能进行测试, 因此无法验证优化设计系统是否能够同时控制 5G 通信网络中的所有链路, 针对这一问题还需要在今后的研究工作中进一步补充。

## 参考文献:

[1] 崔子熙, 胡宇翔, 兰巨龙, 等. 基于流分类的数据中心网络负载均衡机制 [J]. 电子学报, 2021, 49 (3): 559-565.

[2] 向征. 基于改进拉格朗日松弛算法的电力通信网络负载均衡优化策略研究 [J]. 电测与仪表, 2023, 60 (4): 85-91.

[3] 陈铸, 严朝阳, 吴广富, 等. 软件定义无线网络的负载均衡算法 [J]. 重庆邮电大学学报 (自然科学版), 2021, 33 (1): 28-33.

[4] 刘晓凤, 王灵娇, 郭华. 基于博弈论的 SDN 多控制器负载均衡机制研究 [J]. 云南大学学报 (自然科学版), 2021, 43 (2): 263-269.

[5] 齐放, 张成, 柯旺松, 等. 基于风险均衡度的电力 5G 通信链路自动选择方法研究 [J]. 电子技术应用, 2023, 49 (4): 1-6.

[6] 陈亮, 崔洁, 殷博, 等. 无线传感网络多节点通信链路质量检测算法 [J]. 科学技术与工程, 2021, 21 (29): 12649-12654.

[7] 向征. 基于改进拉格朗日松弛算法的电力通信网络负载均衡优化策略研究 [J]. 电测与仪表, 2023, 60 (4): 85-91.

学, 2023, 53 (1): 66-80.

[12] 冯江, 张慧, 张喜海, 等. 基于反步滑模算法的植保无人机姿态控制研究 [J]. 东北农业大学学报, 2022, 53 (1): 55-65.

[13] 时维国, 宁宁, 宋存利. 基于反步滑模的机器人编队控制算法 [J]. 中国惯性技术学报, 2023, 31 (3): 282-291.

[14] 韩思凡, 秦超, 徐安鹏, 等. 光电跟踪转台反步滑模控制策略研究 [J]. 电光与控制, 2023, 30 (7): 95-99.

[15] 程启明, 张昕, 赖宇生, 等. 电网不平衡工况下三电平直接矩阵变换器反步滑模控制策略 [J]. 电力系统保护与控制, 2023, 51 (8): 73-85.

[16] 何毅杰, 艾剑良. 四旋翼无人机的参数辨识方法 [J]. 复旦学报: 自然科学版, 2021, 60 (4): 420-426.

[17] 鲜斌, 耿向威. 基于深度学习的四旋翼无人机地面效应补偿降落控制方法 [J]. 控制与决策, 2021, 36 (11): 2637-2646.

[18] 罗世彬, 吴瑕, 魏才盛. 可重复使用飞行器的保性能姿态跟踪控制方法 [J]. 航空学报, 2021, 42 (11): 415-426.

[8] 刘文亚, 王翔, 赵尚弘, 等. 基于解码转发中继的三跳 RF/FSO/RF 航空通信链路性能分析 [J]. 激光与光电子学进展, 2021, 58 (3): 154-161.

[9] 刘明宇, 李晓丽, 王千千. 微电网最小化通信链路优化算法 [J]. 东华大学学报 (自然科学版), 2022, 48 (5): 77-83.

[10] 徐浩桐, 黄山, 孙国璋, 等. 面向云环境的 Flink 负载均衡策略 [J]. 计算机工程与科学, 2022, 44 (5): 779-787.

[11] 田彬, 姚柯, 王孜健, 等. 基于模型预测控制的 CACC 系统通信延时补偿方法 [J]. 交通运输工程学报, 2022, 22 (4): 361-381.

[12] 刘晓红, 王咏梅, 王天放. 基于包应用标准的紫外极光成像仪通信控制系统的设计与实现 [J]. 空间科学学报, 2022, 42 (6): 1204-1209.

[13] 包海东, 冀保峰, 董春红, 等. 基于物理层安全的负载均衡中继选择算法 [J]. 河南科技大学学报 (自然科学版), 2022, 43 (5): 42-49.

[14] 谭畅, 谭歆, 胡磊, 等. 云中心基于 Nginx 的动态权重负载均衡算法 [J]. 重庆邮电大学学报 (自然科学版), 2021, 33 (6): 991-998.

[15] 吴海超, 王新民. 物联网低时延云雾混合网络负载均衡策略 [J]. 计算机工程与设计, 2021, 42 (12): 3323-3332.

[16] 李华东, 张学亮, 王晓磊, 等. Kubernetes 集群中多节点合作博弈负载均衡策略 [J]. 西安电子科技大学学报, 2021, 48 (6): 16-22.

[17] 左攀, 束永安. DCN 中基于前馈神经网络的动态多路径负载均衡方法 [J]. 计算机工程, 2021, 47 (9): 113-119.

[18] 黄鑫权, 刘爱军, 梁小虎, 等. 空中传感器网络中负载均衡的地理路由协议 [J]. 计算机科学, 2022, 49 (2): 342-352.

[19] 陈静, 李志淮, 高冬雪, 等. 利用状态归约的分片负载均衡方法 [J]. 计算机科学, 2022, 49 (11): 302-308.

[20] 陈淑平, 周慧霖, 何王全, 等. 用于超大 Infiniband 网络的负载均衡多播路由 [J]. 计算机工程与应用, 2022, 58 (5): 138-147.