

# 基于牛顿-欧拉法的四旋翼无人机飞行姿态自抗扰控制系统设计

胡少华

(西安航空职业技术学院 通用航空学院, 西安 710089)

**摘要:** 由于四旋翼无人机复杂的非线性、时变不确定性, 容易受到外界干扰, 导致飞行姿态控制出现偏差; 针对该问题, 设计了基于牛顿-欧拉法的四旋翼无人机飞行姿态自抗扰控制系统; 采用 Pixhawk 飞控板, 在系统硬件部分, 根据指令调整无人机的飞行姿态和电机转速; 采用 MPU6050 姿态传感器, 测量无人机俯仰角、滚转角和偏航角等姿态信息; 通过基于 GAD7689 的 A/D 采样电路, 将模拟信号的电压或电流值转换为数字信号, 并存储在内部寄存器中; 自抗扰控制器通过构造扩张状态观测器估计系统的总扰动, 并设计控制器来跟踪系统的参考轨迹; 在系统软件部分, 使用牛顿-欧拉法分析无人机飞行位移及转动过程, 结合自抗扰控制设计姿态控制方案, 利用跟踪微分器对期望轨迹预处理, 实现四旋翼无人机飞行姿态自抗扰控制; 实验结果表明, 该系统控制的无人机飞行姿态滚转角为  $0.7^\circ$ 、俯仰角为  $0.5^\circ$ 、偏航角为  $0.6^\circ$ , 无人机的飞行轨迹平滑, 与理想飞行轨迹一致, 能够达到理想控制效果。

**关键词:** 牛顿-欧拉法; 四旋翼无人机; 飞行姿态; 自抗扰控制

## Design of Active Disturbance Rejection Control System for Quadcopter UAV Flight Attitude Based on Newton-Euler Method

HU Shaohua

(General Aviation College, Xi'an Aeronautical Polytechnic Institute, Xi'an 710089, China)

**Abstract:** Quadcopter unmanned aerial vehicles (UAVs) have the characteristics of complex nonlinearity, time-varying uncertainty, and susceptible to external interference, resulting in deviation in flight attitude control. To address this issue, a quadcopter UAV flight attitude active disturbance rejection control system based on Newton-Euler method was designed. In the system hardware section, adopt the flight control board Pixhawk, adjust the drone's flight attitude and motor speed according to instructions, use the attitude sensor MPU6050 to measure attitude information such as pitch angle, roll angle, and yaw angle of the UAV, and apply an A/D sampling circuit based on the GAD7689 to convert the voltage or current values of the analog signal into digital signals and to be stored in internal registers. The active disturbance rejection controller estimates the total disturbance of the system by constructing an extended state observer, and designs the controller to track the reference trajectory of the system. In the system software section, Newton Euler method is used to analyze the flight displacement and rotation process of the drone, and an attitude control scheme is designed based on the active disturbance rejection control. The tracking differentiator is used to preprocess the expected trajectory, achieving active disturbance rejection control for the quadcopter UAV flight attitude. Experimental results show that the control accuracy of the drone flight attitude is a roll angle of  $0.7^\circ$ , a pitch angle of  $0.5^\circ$ , and a yaw angle of  $0.6^\circ$ . The drone has a smooth flight trajectory, which is consistent with ideal flight trajectory, achieving an ideal control effect.

**Keywords:** Newton-Euler method; quadcopter UAV; flight attitude; active disturbance rejection control

## 0 引言

四旋翼无人机作为一种具有高度灵活性和稳定性的

飞行器, 在许多领域如军事侦察、环境监测、灾害救援等都有着广泛的应用。然而, 四旋翼无人机的飞行姿态控制系统仍面临许多挑战, 如外部干扰、环境变化以及

收稿日期:2023-12-06; 修回日期:2024-01-26。

作者简介:胡少华(1989-),男,硕士,讲师。

引用格式:胡少华. 基于牛顿-欧拉法的四旋翼无人机飞行姿态自抗扰控制系统设计[J]. 计算机测量与控制, 2025, 33(3): 79-86.

无人机动态性能的变化等，这些问题都会对无人机的稳定性和性能产生影响。因此，设计一种能够有效地抵抗这些干扰，并且能够适应环境变化的飞行姿态控制系统是当前的重要研究方向。

在现有的研究中，许多学者提出了不同的方法来提高四旋翼无人机的飞行姿态控制性能。例如，文献 [1] 提出了自切换串级 PID 控制方法，在四旋翼无人机的飞行姿态控制中，PID 控制算法由比例 (P)、积分 (I) 和微分 (D) 3 个控制器组成，比例控制器根据误差信号进行调节，使用 PID 控制算法可以用于调节无人机的俯仰角、滚转角和偏航角。其中积分控制器用于消除系统的稳态误差，微分控制器则用于提高系统的动态性能，通过调节 PID 控制器的参数，可以实现对无人机飞行姿态的精确控制。该方法应对外部干扰和复杂环境变化时表现不佳，可能导致无人机性能下降；文献 [2] 提出了基于 RBF 神经网络的自抗扰控制方法，该方法通过构造扩张状态观测器来估计系统的总扰动，并设计控制器来跟踪系统的参考轨迹。RBF 神经网络是一种常用的神经网络，它具有良好的非线性逼近能力和较快的学习速度，能够适应快速变化的环境。在四旋翼无人机的飞行姿态控制中，RBF 神经网络可以用于估计无人机的动态模型和干扰信号，并通过自抗扰控制技术来优化控制信号。该方法虽然在处理复杂非线性系统方面具有一定的优势，但面对快速变化的环境和无人机动态性能的改变时，神经网络的适应性有待提高；文献 [3] 提出了基于强化迭代学习的控制方法，强化迭代学习通过将无人机与环境进行交互，并根据环境的反馈来更新无人机的控制策略。在每一步迭代中，无人机根据当前的控制策略进行动作，并获得环境的奖励或惩罚。通过

不断迭代和学习，无人机的控制策略逐渐优化，以获得最大的累积奖励，该方法计算复杂度较高，可能限制了其在实时控制场景中的应用。

虽然上述文献为四旋翼无人机飞行姿态控制提供了不同的解决方案，但它们在应对外部干扰、复杂环境变化和计算效率等方面仍存在一定缺陷。因此，设计基于牛顿-欧拉法的四旋翼无人机飞行姿态自抗扰控制系统，以克服现有技术的不足。

### 1 四旋翼无人机飞行姿态自抗扰控制系统硬件结构设计

四旋翼无人机具有建模时变性、控制系统外围设备各自独立工作且互不干涉等特性，造成控制系统结构复杂性高、外部耦合程度低、协同工作耦合程度高。当外部干扰存在时，常规的 PID 控制器难以实现最佳控制<sup>[4]</sup>。由于对四旋翼无人机的建模不够准确，且其姿态建模具有强耦合和非线性等特点，因此对其进行自抗扰控制是可行的。在此基础上，利用对内外环境产生的全部干扰进行观察与评估，实现对整个干扰的在线补偿，以克服整个干扰的随机特性，提高其稳定性，增强抗干扰的性能。所设计的四旋翼无人机飞行姿态自抗扰控制系统硬件整体架构示意图如图 1 所示。

如图 1 所示，四旋翼无人机飞行姿态自抗扰控制系统的硬件结构主要由 Pixhawk 飞控板、姿态传感器、基于 GAD7689 的 A/D 采样电路组成。姿态传感器会持续监测无人机的姿态，将测量的数据发送给 Pixhawk 飞控板。同时，A/D 采样电路也会将采集的模拟信号转换为数字信号，也发送给飞控板。其中，采集的模拟信号主要是无人机的姿态信息，包括横滚角、俯仰角和航向

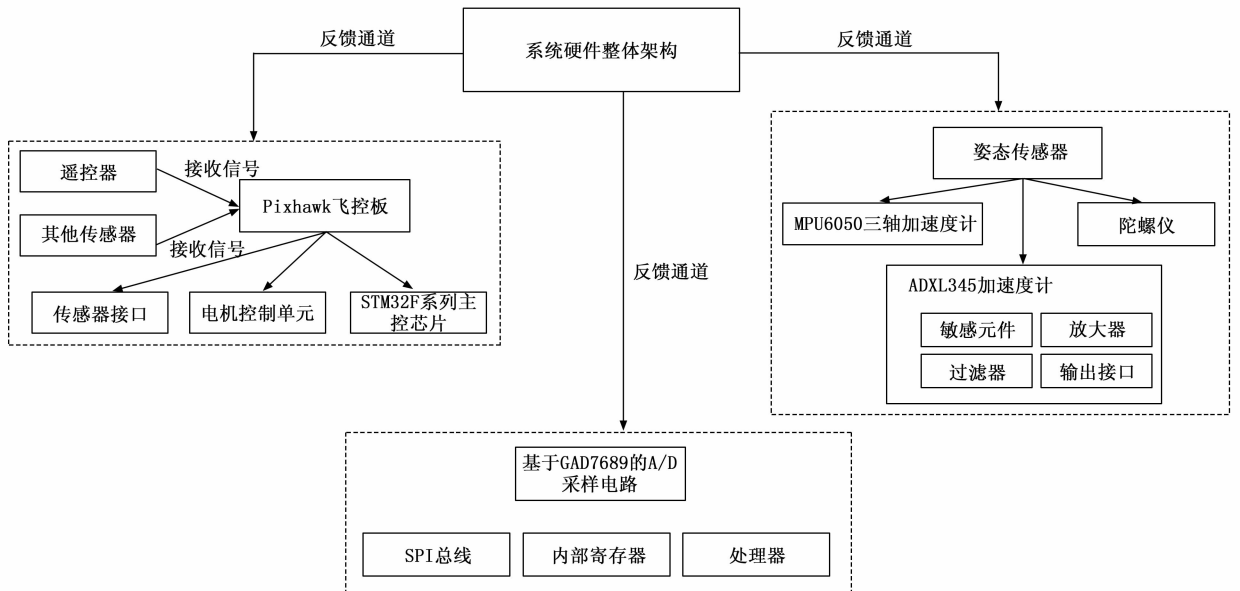


图 1 系统硬件整体架构

角。这些角度参数用于描述无人机在空中的姿态状态。具体传感器参数如表1所示。

表1 传感器参数设置表

传感器	传感器类型	测量范围	分辨率	精度
横滚角传感器	陀螺仪	-180°至+180°	0.01	±0.1
俯仰角传感器	陀螺仪	-90°至+90°	0.01	±0.1
航向角传感器	磁力计	0°至360°	0.1	±1

飞控板接收到这些数据后，结合指令，对无人机的电机进行实时控制，以调整无人机的姿态。根据接收到的数据和预设的控制逻辑，生成控制指令，发送给飞控板。飞控板根据这些指令调整无人机的电机转动，从而调整无人机的姿态。

### 1.1 Pixhawk 飞控板

飞控板是四旋翼无人机的重要组成部分，它主要负责控制无人机的飞行姿态和电机转速。飞控板通过接收来自遥控器和其他传感器的信号，根据预设的算法和程序，计算出控制电机运转的指令，从而实现无人机的稳定飞行<sup>[5]</sup>。采用 Pixhawk 飞控板，它具有强大的处理能力和广泛的应用，能够实现复杂的飞行控制算法。

采用的 STM32F 系列主控芯片是飞控板核心部分，负责处理来自传感器的信号和执行控制算法。飞控板上设有传感器接口，用于连接姿态传感器、GPS 模块等传感器，这些传感器可以提供无人机姿态、位置等信息<sup>[6]</sup>。

电机控制单元负责调节4个电机的转速，从而实现无人机的飞行姿态控制。电机控制单元通常采用 PWM（脉冲宽度调制）方式来控制电机的运转。飞控板通过通讯模块接收来自遥控器和设备的信号，并将控制指令发送给电机控制单元。

飞控板的工作原理主要是通过主控芯片接收来自传感器的信号，根据预设的控制算法计算出控制电机运转的指令，并将指令发送给电机控制单元<sup>[7]</sup>。同时，飞控板还可以通过通讯模块接收来自遥控器的指令，并根据指令调整无人机的飞行姿态和电机转速。通过这些控制指令执行，飞控板可以实现对四旋翼无人机精确控制。

### 1.2 姿态传感器

姿态传感器是一种用于测量物体姿态的传感器，它可以测量无人机俯仰角、滚转角和偏航角等姿态信息。在四旋翼无人机中，姿态传感器通常采用 MPU6050 三轴加速度计和陀螺仪组合来实现对无人机姿态的测量。姿态传感器结构主要由以下部分组成：

使用 ADXL345 加速度计，用于测量重力加速度在3个方向上的分量，其是由敏感元件、放大器、过滤器、输出接口组成的，其中敏感元件用于感知加速度的变化，通常采用质量块和弹簧的组合<sup>[8]</sup>；放大器将敏

元件的输出信号进行放大，以便更好地进行处理；过滤器用于过滤噪音和干扰信号，提高测量精度；输出接口将处理后的信号输出到处理单元中进行进一步处理，从而获得无人机的姿态信息<sup>[9]</sup>。

使用 G700 陀螺仪，用于测量无人机绕3个轴的角度，其是由质量块、感应器、放大器组成的，其中高速旋转的质量块在无人机的飞行过程中，质量块可以感知无人机的角速度，并产生相应的旋转力矩；感应器用于感应质量块的旋转，并将其转化为电信号；放大器将感应器输出的电信号进行放大，方便信号处理<sup>[10]</sup>。

姿态传感器的工作原理主要是通过加速度计和陀螺仪分别测量重力加速度和角速度，并将这些测量数据传输到处理单元进行处理<sup>[11]</sup>。处理单元通过对这些数据进行滤波、积分等处理，计算出无人机的姿态信息，如俯仰角、滚转角和偏航角等，这些姿态信息被用于控制无人机的飞行姿态。

### 1.3 基于 GAD7689 的 A/D 采样电路

无人机的飞行控制系统要求执行各种复杂的控制任务，所以要求它拥有大量的、灵活的界面，它能够提供对浮点计算的支持，同时还能够进行可编程的控制，这样就可以很好地满足当前的系统设计的要求，而无需额外扩展很多的元件<sup>[12]</sup>。另外，对所测得的电压进行相应的电平变换以及对其进行简单的低通滤波，再通过 PWM 调制来实现对舵机的控制。

A/D 采样是用于空速计和高度计的数据获取，因为模拟量的获取对 A/D 芯片的取样准确度有很大的需求，因此使用一种外部 16 位取样精确的 A/D 变换器 GAD7689 来获取数据，并通过 SPI 总线进行 A/D 与处理器的通信<sup>[13]</sup>。

基于 GAD7689 的 A/D 采样电路如图2所示。

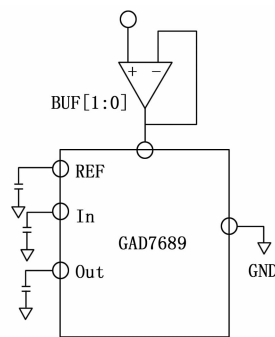


图2 基于 GAD7689 的 A/D 采样电路

利用 GAD7689 内部的高精度 ADC（模数转换器）将模拟信号转换为数字信号，提供高精度的模拟信号转换。在进行 A/D 采样时，首先将模拟信号输入到 GAD7689 的 ADC 输入端，然后通过内部电路进行转换。转换过程中，ADC 将模拟信号的电压或电流值转

换为数字信号,并存储在内部寄存器中,为后续的数据处理和分析提供了便利。

以上硬件结构中,飞控板是整个系统的核心,它通过 GPS 模块获得地理位置信息,通过姿态传感器获得姿态信息,通过电机反馈模块获得电机转速信息。这些信息被用于实现自抗扰控制算法,从而控制无人机的飞行姿态。遥控器可以发送指令来控制无人机的飞行姿态,而电机和电调则提供稳定的动力输出。整个系统能够有效地抵抗外部干扰和环境变化,实现稳定的飞行控制。

## 2 基于牛顿-欧拉法的自抗扰控制系统软件设计

四旋翼无人飞行姿态自抗扰控制系统通过协同变化各个旋翼的升力来完成其位姿控制,其速度(总距离)必须精确地同时调整,属于非稳态和欠驱动。由于旋翼只提供了上冲的力量,而不是向下的力量,因此,当无人机倾斜到某个程度时,一旦失去了平衡,就会失去平衡。由于外界条件的改变和空气流动的扰动,使得原本就具有欠驱动特性的非线性系统变得更为困难,因此需要使用牛顿-欧拉法对姿态进行自抗扰控制。

### 2.1 自抗扰控制器

自抗扰控制器是一种控制算法,其设计思想是基于状态误差反馈和动态补偿线性化,以抵消飞行动力学模型偏差和补偿扰动。自抗扰控制器通过构造扩张状态观测器来估计系统的总扰动,并设计控制器来跟踪系统的参考轨迹。在四旋翼无人机的飞行姿态控制中,自抗扰控制器结构,如图 3 所示。

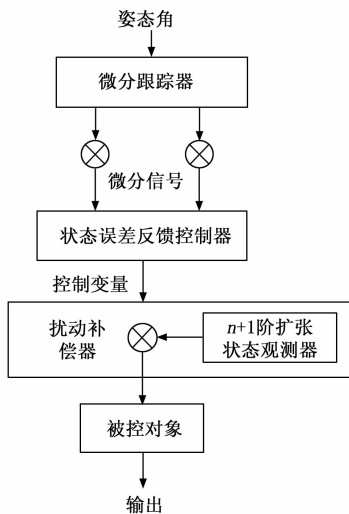


图 3 自抗扰控制器结构

扩张状态观测器用于估计无人机的姿态误差和外部干扰,通过实时监测无人机的实际姿态和期望姿态之间的误差,以及环境因素对无人机的影响,扩张状态观测器可以计算出姿态误差和外部扰动的总和<sup>[14]</sup>。

非线性跟踪微分器用于生成参考轨迹,根据扩张状态观测器估计的姿态误差和外部干扰,非线性跟踪微分器可以计算出一条最优参考轨迹。

控制器用于设计控制信号,使无人机的实际姿态跟踪参考轨迹。根据非线性跟踪微分器生成的参考轨迹,控制器可以计算出最优控制信号,并通过电机控制单元调节 4 个电机的转速,从而实现无人机的稳定飞行。

通过扩张状态观测器和非线性跟踪微分器的组合,具有较强的鲁棒性和适应性,有效抵抗了外部干扰和环境变化对无人机飞行姿态的影响,能够实现高精度的姿态控制,提高无人机的性能和稳定性。

### 2.2 基于牛顿-欧拉法的无人机飞行位移及转动过程分析

牛顿-欧拉法是一种用于分析刚体动力学的方法,可以用于研究无人机的飞行位移和转动过程的分析。使用牛顿-欧拉法分析无人机飞行位移及转动过程的意义主要在于分析无人机的动力学行为。通过这种方法,可以建立无人机的飞行动力学模型,该模型可以描述无人机的运动状态如何随其输入变化,对于后续的控制设计至关重要,因为控制器需要根据无人机的实际运动状态来调整其输入,以实现所需的运动轨迹和姿态。使用牛顿-欧拉法分析无人机飞行位移及转动过程,具体步骤如下。

步骤一:首先需要了解无人机的动力学特性。无人机在飞行过程中,其姿态和位置是不断变化的,这些变化受到多种因素的影响,如空气阻力、重力、电机扭矩等。牛顿-欧拉法是一种解决非线性系统动力学问题的经典方法。在该方法中,无人机的运动过程被构建为一个非线性方程组,该方程组描述了无人机在不同时间点的速度、位置和姿态等参数之间的关系。考虑空气阻力、重力、电机扭矩等因素对无人机运动的影响,通过适当的非线性方程组描述无人机飞行位移及转动过程<sup>[15-17]</sup>。

步骤二:四旋翼无人机飞行姿态的控制,实质上就是由四台螺旋马达的速度来完成。由此,可以从四旋翼无人飞行的速度出发,分析无人机飞行位移的变化。

步骤三:无人机飞行各电机转动所生成的推进器升力及反作用力矩,可被分别表达为:

$$F_z = \sum_{i=1}^4 \lambda v_i^2 \quad (1)$$

$$E = \sum_{i=1}^4 \kappa v_i^2 \quad (2)$$

式中, $i$ 表示无人机飞行器的轴,共 4 个; $\lambda$ 表示螺旋桨升力系数; $\kappa$ 表示反扭矩系数; $v$ 表示无人机飞行旋转的转速<sup>[18]</sup>。

步骤四:四旋翼无人机在飞行过程中,由 4 个推进器所引起的升力、扭矩相互影响,形成了一个较为复杂

的相互耦合过程，将这种交互耦合效应纳入分析，使得导出难度较大，当考虑到这一功能时，会极大地增大了控制系统的设计难度<sup>[19]</sup>。因此，在系统设计过程中，并没有考虑到推进器之间的耦合作用，而是假设在较小速度下，4个推进器所引起升力都是与竖直方向平行的（彼此之间并无耦合），那么在整个参考系中，结合牛顿第二定律，构建整个空间坐标系下的位移变化方程：

$$\mathbf{X} = \begin{bmatrix} x_{F_x} \\ x_{F_y} \\ x_{F_z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{F_x}{E \cdot m} \\ \frac{F_y}{E \cdot m} \\ \frac{(F_z - mg)}{E \cdot m} \end{bmatrix} \quad (3)$$

式中， $F_x$ 、 $F_y$ 、 $F_z$ 分别表示四旋翼无人机飞行器在坐标系下沿 $x$ 、 $y$ 、 $z$ 方向的升力； $m$ 表示飞行器质量； $g$ 表示重力加速度<sup>[20]</sup>。

步骤五：根据欧拉方程，构建如下所示的四旋翼无人机飞行器转动变化的方程：

$$\mathbf{Q} = \begin{bmatrix} \frac{E_x}{\gamma} \\ \frac{E_y}{\gamma} \\ \frac{E_z}{\gamma} \end{bmatrix} \quad (4)$$

式中， $E_x$ 、 $E_y$ 、 $E_z$ 分别表示四旋翼无人机飞行器在坐标系下沿 $x$ 、 $y$ 、 $z$ 方向的转矩； $\gamma$ 表示转动惯量；通过牛顿-欧拉法构建的无人机飞行位移及转动变化方程可以用于预测无人机的运动状态，并用于控制的设计和优化，实现无人机的高精度轨迹跟踪和稳定控制。

通过牛顿-欧拉法得到的飞行动力学模型是自抗扰控制器设计的基础，这个模型描述了无人机的动力学行为，而自抗扰控制器需要根据这种行为来设计和调整其控制策略。同时，自抗扰控制器在运行过程中，也需要不断根据无人机的实际运动状态（即通过牛顿-欧拉法得到的模型预测的状态）来调整控制输入，以实现最优的控制效果。

### 2.3 基于飞行动力学模型的自抗扰控制方案设计

使用牛顿-欧拉法可以准确地分析无人机的飞行位移和转动过程，从而为无人机设计和控制提供重要的参考依据。在分析位移和转动过程的基础上，结合自抗扰控制设计姿态控制方案，利用跟踪微分器对期望轨迹预处理，可描述为：

$$L = fhan\left(\frac{a_{\theta}(a_{\theta} - \theta)\varphi}{q \cdot X \cdot Q \cdot \delta}\right) \quad (5)$$

式中， $a_{\theta}$ 表示 $a_{\theta}$ 的1阶微分信号； $a_{\theta}$ 表示滚转角 $\theta$ 的跟踪信号； $fhan$ 表示正切函数； $\varphi$ 表示速度因子； $\delta$ 表示滤波因子， $q$ 表示总扰动变量削减。自抗扰控制是一种

先进的控制方法，它的核心思想是通过反馈控制来克服系统中的扰动影响。在无人机飞行姿态控制中，扰动来风、重力、旋翼的扭矩等各种因素。通过使用自抗扰控制技术，设计一个控制器，该控制器能够实时估计并补偿这些扰动，从而提高无人机的姿态控制精度和稳定性。设计控制器时，必须对其求导，且易产生差分扩张现象。因此，提出了一种基于一阶低通滤波的动态曲面算法，该算法可以有效地解决系统中存在的差分膨胀问题。设置跟踪微分器能够根据需要承受系统过渡过程，在系统快速性和超调之间做平衡处理。

扩展状态观测器以系统的输入和输出变量作为观测器的输入，并使用了一个非线性合并的方法来观察各种扰动因子，该方法将一个新的状态量扩展到一个新的状态量，该量被看作是一个整体干扰，可表示为：

$$\varepsilon = Z(a) - Y(a) \quad (6)$$

式中， $Z(a)$ 表示观测的扩展后状态量； $Y(a)$ 表示实际状态量。不要求被控对象的数学模型，只从其输入和输出中估算出整个干扰并向控制器进行补偿，由此构建的扩展状态观测器数学表达式为：

$$Z(a+1) = Z(a) + T \cdot fal(\beta, \delta) \quad (7)$$

式中， $T$ 表示观测周期； $t$ 表示系统步长； $fal$ 表示非线性函数； $\beta$ 表示非线性区间长度调节参数。

根据上述构建的跟踪微分器和扩展状态观测器数学表达式，计算控制误差，通过非线性组合生成控制量：

$$u = fhan(\varepsilon, c, \zeta, \delta) \quad (8)$$

式中， $c$ 表示阻尼因子； $\zeta$ 表示控制量增益。通过步长被扩展状态观测器观测出的扩张状态变量，对总扰动变量削减，使其接近实际值，可表示为：

$$q = \varepsilon - \frac{u - Z(a)}{b} \quad (9)$$

式中， $b$ 表示步长因子。

通过公式(9)得到无人机飞行姿态控制误差反馈值，将该数值代入公式(5)中，优化跟踪微分器的期望轨迹，得出无人机飞行姿态自抗扰控制结果。

由于控制量是通过误差反馈得到的，所以非线性组合中非线性区间长度调节参数对控制器性能影响较大，因此利用牛顿-欧拉实现对参数实时调整。基于此，设计的自抗扰控制流程如下所示：

首先系统初始化，设定无人机的初始姿态、速度等参数，同时设定自抗扰控制器的参数，如扩张状态观测器的带宽、非线性跟踪微分器的参数等。

然后通过姿态传感器获取无人机的实际姿态，包括俯仰角、滚转角和偏航角等。

之后根据实际姿态信息，利用扩张状态观测器估计无人机的总扰动，包括外部干扰和内部不确定因素。同时，通过观测得到状态变量（如位置、速度等）的估计

值。该步骤中，扩张状态观测器的带宽需要根据实际情况进行适当调整，以保证对扰动的准确估计。

再根据扩张状态观测器估计的扰动和实际姿态信息，设计非线性跟踪微分器来生成最优参考轨迹。该步骤中，需要选择合适的非线性函数和参数，以保证参考轨迹的准确性和平滑性。

最后将控制信号发送给电机控制单元，同时将控制效果通过反馈回路返回至控制器进行修正，实现闭环控制。该步骤中，需要保证反馈信号的准确性和稳定性，以保证控制器的修正效果。当无人机达到预设的目标姿态或接收到停止信号时，控制流程结束。

在整个流程中，自抗扰控制器需要根据无人机的实际情况进行适当调整，以保证对无人机飞行姿态的高精度控制。同时，也需要对无人机的飞行姿态进行实时监测和调整，以保证无人机的安全稳定飞行。

### 3 实验分析

#### 3.1 实验平台

为了验证基于牛顿-欧拉法的四旋翼无人机飞行姿态自抗扰控制系统在实验平台上实现的可行性，将设计的控制器转化为嵌入式编程语言，所搭建的实验平台如图 4 所示。

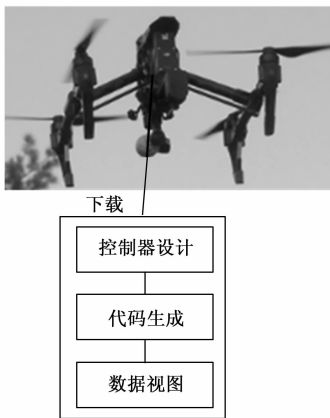


图 4 实验平台

在仿真实验中，控制器的输入端与无线远程控制器的纵倾信道相连，控制器的输出端与脉宽调制输出口相连。采用 Simulink 建模方法对其进行建模，并将其转换成可用于嵌入式系统的程序语言。因此，采用 Cygwin 编译器链将其嵌入到开放源码的飞控程序堆栈(PX4)中，并将其拷贝至 Pixhawk4 飞控平台上。该系统采用 USB 接口与计算机相连，通过 Simulink 提供的数据监测界面，实现了对无人机姿态信息显示，便于对无人机姿态进行分析和存储。

#### 3.2 实验环境设置

通过将瓶装矿泉水悬吊于四旋翼无人机旋翼臂端，进行外部扰动条件下的位姿追踪实验，选择一个合适的

实验场地，确保无人机在安全的条件下进行实验，可以选择一个宽敞、平坦且无障碍物的场地，方便无人机能够自由飞行，以检验所提控制器的抗扰能力。干扰测试实验环境设置，如图 5 所示。



图 5 干扰测试实验环境

图 5 显示了实验条件，考虑到瓶子在旋转翼的风速下会发生无规律的摆动，造成四旋翼的旋翼臂受到不同程度的载荷，从而将其视为外部的随机扰动，其附加的扰动更大、更不稳定。

#### 3.3 实验数据分析

系统姿态角控制曲线，如图 6 所示。

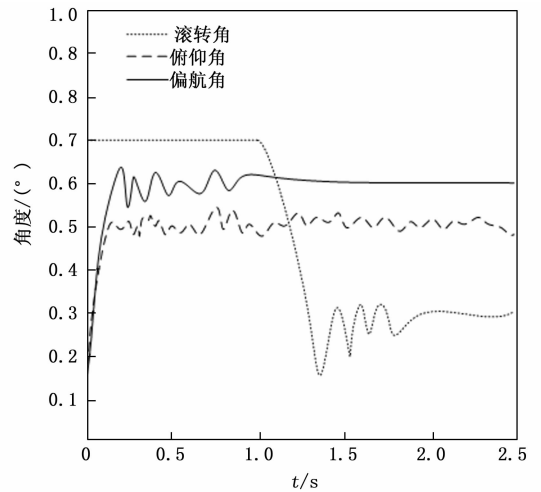


图 6 系统姿态角控制曲线

由图 6 可知，无人机飞行时的滚转角在时间为 0~1.0 s 内为 0.7° 保持不变，在 1.0~1.3 s 内滚转角由 0.7° 降为 0.15°，在 1.3~2.5 s 内滚转角由 0.15° 升为 0.33°。

无人机飞行时的俯仰角在时间为 0~0.2 s 内由 0 快速升为 0.5°，在时间 0.2~2.5 s 内俯仰角在 0.5° 上下波动。

无人机飞行时的偏航角在时间为 0~0.3 s 内由 0 快速升为 0.65°，在 0.3~1.0 s 内偏航角在 0.65° 上下波动，在 1.0~2.5 s 偏航角由 0.65° 降为 0.60°。

通过上述分析可知，受到干扰影响系统姿态角出现

了偏差，而理想情况下无人机飞行时的滚转角在时间为0~1.0s内为0.7°保持不变，在时间为1.0~2.5s内滚转角为0.3°保持不变；无人机飞行时的俯仰角在时间为0~0.2s内由0快速升为0.5°，在时间0.2~2.5s内俯仰角为0.5°保持不变；无人机飞行时的偏航角在时间为0~0.3s内由0快速升为0.65°，在0.3~2.5s偏航角为0.6°保持不变。

基于此，无人机的飞行轨迹如图7所示。

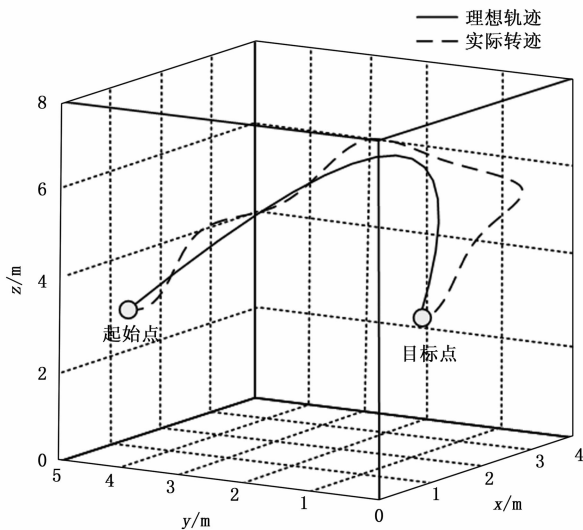


图7 无人机的飞行轨迹

由图7可知，理想轨迹平滑，整条飞行线路无明显波动；实际轨迹不平滑，整条飞行线路偏航明显。

### 3.4 实验结果与分析

使用文献[1]提出的自切换串级PID控制方法、文献[2]提出的基于RBF神经网络的自抗扰控制方法、文献[3]提出的基于强化迭代学习的控制方法以及所研究的基于牛顿-欧拉法的自抗扰控制系统，对比分析姿态角控制结果，如图8所示。

由图8(a)可知，使用这4种方法在时间为0~1.0s内，滚转角为0.7°保持不变，与理想情况一致，而在1.0~2.5s内，使用自切换串级PID控制方法滚

转角由0.7°降为0.3°，随着时间增加，滚转角变化幅度较大，其变化范围为[0.27°-0.38°]；使用基于RBF神经网络的自抗扰控制方法滚转角由0.7°降为0.14°，随着时间增加，滚转角变化幅度较大，其变化范围为[0.14°-0.32°]；使用基于强化迭代学习的控制方法滚转角变化幅度较小，虽然逐渐趋于平缓最终滚转角为0.3°，但变化过程与理想情况不符；使用基于牛顿-欧拉法的自抗扰控制系统在时间为1.0~2.5s内滚转角为0.3°保持不变，与理想情况一致。

由图8(b)可知，使用这4种方法在时间为0~0.2s内，俯仰角为0.5°保持不变，与理想情况一致，而在0.2~2.5s内，使用自切换串级PID控制方法没有改变实际俯仰角变化趋势，其变化范围为[0.48°-0.56°]，与理想情况不符；使用基于RBF神经网络的自抗扰控制方法，俯仰角变化范围为[0.48°-0.53°]，与理想情况不符；使用基于强化迭代学习的控制方法，俯仰角变化范围为[0.46°-0.5°]，曲线走向为逐渐向下，与理想情况不符；使用基于牛顿-欧拉法的自抗扰控制系统，俯仰角为0.5°保持不变，与理想情况一致。

由图8(c)可知，使用这4种方法在时间为0~0.3s内，偏航角由0快速升为0.65°，与理想情况一致，而在0.3~2.5s内，使用自切换串级PID控制方法没有改变实际偏航角变化趋势，其变化范围为[0.57°-0.64°]，与理想情况不符；使用基于RBF神经网络的自抗扰控制方法，偏航角变化范围为[0.56°-0.62°]，与理想情况不符；使用基于强化迭代学习的控制方法，偏航角变化范围为[0.58°-0.6°]，与理想情况不符；使用基于牛顿-欧拉法的自抗扰控制系统，偏航角为0.6°保持不变，与理想情况一致。

基于此，使用这4种方法规划的无人机飞行轨迹如图9所示。

由图9可知，对比其他3种方法，使用基于牛顿-欧拉法的自抗扰控制系统，控制轨迹平滑，整条飞行线路无明显波动，具有精准自抗扰控制效果。

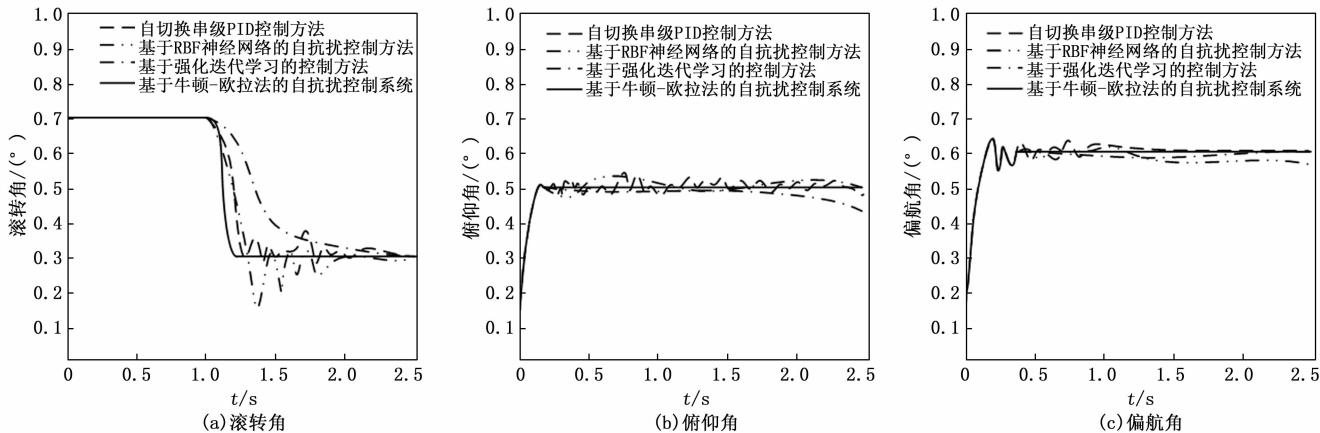


图8 不同方法姿态角控制结果对比分析

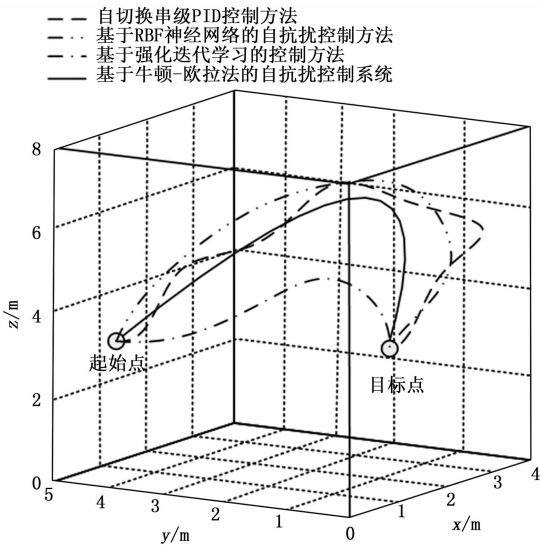


图 9 不同方法的无人机飞行轨迹控制结果

通过上述分析结果可得出实验结论：使用自切换串级 PID 控制方法、基于 RBF 神经网络的自抗扰控制方法、基于强化迭代的控制方法无法精准控制滚转角、俯仰角、偏航角，使得无人机飞行轨迹与实际不一致，出现偏差。而使用所设计系统能够精准控制滚转角、俯仰角、偏航角，无人机飞行轨迹控制结果与实际一致，能够达到有效自抗扰控制的目的。

#### 4 结束语

由于外部干扰、内部不确定性和模型不准确等因素的影响，导致四旋翼无人机的飞行姿态出现偏差。为此，本文研究基于牛顿-欧拉法的四旋翼无人机飞行姿态自抗扰控制系统。所设计系统通过牛顿-欧拉法分析无人机的飞行位移和转动过程，利用扩张状态观测器和非线性跟踪微分器估计外部干扰和内部不确定性，实时调整控制参数，适应无人机的时变特性和外部干扰的不确定性。实验结果表明，基于牛顿-欧拉法的四旋翼无人机飞行姿态自抗扰控制系统对无人机飞行过程中滚转角、俯仰角、偏航角的控制精度均较好，控制系统应用下的无人机飞行轨迹平滑，整条飞行线路无明显波动，具有精准控制效果。所设计系统能够有效地解决传统方法在处理四旋翼无人机飞行姿态控制问题时所面临的挑战，提高控制精度和稳定性，为无人机的实际应用提供了新的解决方案。

#### 参考文献：

- [1] 丁 娃, 吴功平, 何文山, 等. 四旋翼飞行器姿态角的自切换串级 PID 控制方法 [J]. 机械设计与制造, 2022 (6): 208-213.
- [2] 杨立本, 汤裕民, 李泰国, 等. 基于 RBF 神经网络滑模自抗扰的四旋翼飞行器控制 [J]. 云南大学学报 (自然科学版), 2022, 44 (5): 931-939.
- [3] 刘旭光, 杜昌平, 郑 耀. 基于强化迭代的四旋翼无人机轨迹控制 [J]. 计算机应用, 2022, 42 (12): 3950-3956.
- [4] 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.
- [5] 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.
- [6] 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.
- [7] 丁电宽, 赵晨浩, 贾天光. 基于 STM32 的四旋翼无人机控制系统设计 [J]. 现代电子技术, 2021, 44 (19): 113-118.
- [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] 修 杨, 邓宏彬, 危怡然, 等. 基于参数估计的四旋翼无人机自适应鲁棒路径跟随控制器 [J]. 兵工学报, 2022, 43 (8): 1926-1938.
- [10] 吴跃文, 郑柏超, 李 惠. 四旋翼无人机的滑模自抗扰姿态控制器设计 [J]. 电光与控制, 2022, 29 (1): 93-98.
- [11] 石 嘉, 裴忠才, 唐志勇, 等. 改进型自抗扰四旋翼无人机控制系统设计与实现 [J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47 (9): 1823-1831.
- [12] 陈万考, 郭玉英. 基于极值搜索的四旋翼无人机自抗扰控制 [J]. 飞行力学, 2021, 39 (1): 54-59.
- [13] 刘高旗. 输入受限下的四旋翼飞行器姿态参数化控制 [J]. 电光与控制, 2023, 30 (1): 63-68.
- [14] 马亚杰, 王 娟, 姜 斌, 等. 一种无人机-无人车编队系统容错控制方法 [J]. 航空学报, 2023, 44 (8): 182-195.
- [15] 杨小强, 郭玉英. 基于 BPNN 参数整定的四旋翼吊挂自抗扰飞行控制 [J]. 飞行力学, 2023, 41 (3): 47-53.
- [16] 黄 正, 魏 琼, 张金姣. 三旋翼飞行器建模及自抗扰控制 [J]. 电光与控制, 2021, 28 (6): 20-24.
- [17] 李鸿一, 王 琰, 姚得银, 等. 基于事件触发机制的多四旋翼无人机鲁棒自适应滑模姿态控制 [J]. 中国科学: 信息科学, 2023, 53 (1): 66-80.
- [18] 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.
- [19] 龚格格, 李壮举. 融合 U-model 的四旋翼无人机自抗扰控制研究 [J]. 小型微型计算机系统, 2023, 44 (10): 2174-2180.
- [20] 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.