

# 基于模型的四旋翼无人机半实物仿真平台研究

袁 源

(招商局重庆公路工程检测中心有限公司, 重庆 400067)

**摘要:** 为了降低在真实飞行器上测试新的控制策略时所存在的设备损坏风险, 对四旋翼无人机的控制器和半实物仿真实验平台进行了开发和介绍; 首先, 分析了四旋翼无人机基本结构和飞行原理, 并对其进行了动力学建模; 其次, 设计了对应的常规PID控制器和滑模控制器, 并进行了Matlab仿真对比和分析; 最后, 展示了采用先进的基于模型的设计方法和代码自动生成技术的半实物仿真实验平台, 并详细介绍了其硬件和软件的总体架构和不同模块的配置; 仿真结果表明所设计滑模控制器相比于PID控制器有更好的控制效果, 并给出了其在半实物仿真平台上用来研究四旋翼无人机姿态控制的可行性。

**关键词:** 四旋翼无人机; PID控制; 滑模控制; 半实物仿真平台; 基于模型设计; 代码自动生成

## Research on Semi-Physical Simulation Platform of QUAV with Model-Based Design

Yuan Yuan

(China merchants Chongqing Highway Engineering Testing Center Co., Ltd., Chongqing 400067, China)

**Abstract:** In order to reduce the risk of equipment damages when testing the new control strategies on the real aircraft, the controllers and the semi-physical simulation experiment platform of the quadrotor unmanned aerial vehicle (QUAV) are developed and introduced. Firstly, the basic structure and flight principle of the QUAV are analyzed, and the dynamic modeling is carried out. Secondly, the conventional PID controller and sliding mode controller are designed accordingly, and completed the corresponding Matlab simulation for comparison and analysis. Finally, the semi-physical simulation platform using advanced model-based design methods and code automation technologies is presented, and the overall architecture of hardware and software and the configuration of different modules are introduced in detail. The simulation results show that the designed sliding mode controller has better performance than the PID controller, and the feasibility of using the controllers to study the attitude control of the QUAV on the semi-physical simulation platform is also given.

**Keywords:** quadrotor UAV; PID control; sliding mode control; semi-physical simulation platform; model-based design; code generation

## 0 引言

无人机是指在不需要飞行员驾驶的情况下, 可通过内嵌程序自主飞行或无线远程遥控, 从而完成任务的空中机器人系统<sup>[1]</sup>。现有无人机按照机翼工作原理的不同可以分为固定翼和多旋翼无人机, 其中, 小型四旋翼无人机作为一种具有结构简单、灵活性高、垂直起降(VTOL)和悬停功能的飞行机器人, 也掀起了相关控制方法设计和仿真实验平台研发的热潮。目前, 四旋翼无人机在应用于军事方面有关侦察监视、靶向攻击、干扰压制等作战任务的同时, 越来越多地出现在通信中继、农药喷洒、抢险救灾、物资运输、电力巡检和航拍等民用商业领域<sup>[2-4]</sup>。

随着人们对无人机飞行功能多样化需求的增加, 其所要求的飞行控制系统复杂性和故障隐患也日益增加, 且考虑到四旋翼无人机欠驱动、多变量、强非线性和强耦合性等特

性, 在测试和验证相关控制方法的效果及可靠性时, 必须尽量保证整个研究过程的安全性、避免发生“坠机”和人员受伤等事故。相较于软件在环仿真, 硬件在环仿真的优势在于它不仅可以测试所设计控制算法的实物应用表现, 还能够节省大量训练经费、增加实验安全性和可靠性<sup>[5-7]</sup>。

因此, 为了降低在真实飞行器上测试新的控制策略时所存在的设备损坏风险, 同时帮助科研工作者更直观地认识四旋翼无人机的运动方式和控制规律, 以下对四旋翼无人机基本结构、飞行原理、动力学模型和控制器设计进行介绍, 并着重对所研究半实物仿真实验平台的设计方法和应用特点进行说明。

## 1 四旋翼无人机建模和控制器设计

### 1.1 基本结构和飞行原理

四旋翼无人机的结构一般有两种形式, 即“+”和

收稿日期: 2020-05-26; 修回日期: 2020-07-02。

基金项目: 重庆市社会事业与民生保障科技创新专项重点研发项目(cstc2017shms-zdyfX0007)。

作者简介: 袁源(1982-), 男, 重庆人, 硕士, 高级工程师, 主要从事测量与控制、智能交通、交通工程、图像识别等方向的研究。

引用格式: 袁源. 基于模型的四旋翼无人机半实物仿真平台研究[J]. 计算机测量与控制, 2021, 29(1): 174-178.

“x”型，如图 1 所示。与“+”样式相比，“x”样式飞行器的横向尺寸更小，可以通过更狭小的区域，但是其要求四个电机同时改变转速，且考虑“+”样式四旋翼无人机的建模分析和控制更为简单，所以选用“+”型的飞行器为例开展工作。

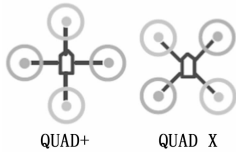


图 1 四旋翼无人机样式

四旋翼无人机的飞行原理是通过控制自身四个旋翼转速实现六个自由度上的运动，其基本运动模式可分为悬停、偏航、俯仰和滚转<sup>[8]</sup>。例如，如果给无人机四个旋翼顺时针编号 1、2、3 和 4，则在悬停状态下同一时刻同量增大 1 和 3 号螺旋桨转速值为  $\Delta$ ，并同量减少  $\Delta$  大小的 2 和 4 号螺旋桨转速，将使得无人机产生顺时针的偏航运动。

### 1.2 动力学建模

在考虑外部环境干扰的前提下，建立了一个较为完整的 QUAUV 模型，并为了简化讨论，以下假设通常可用于 QUAUV 的模型推导。

假设 1：重力加速度恒定，假设四旋翼为刚性，四个电机和螺旋桨对称安装；

假设 2：已知常量  $k_i$  ( $i = 1, \dots, 6$ ) 用来表示四旋翼无人机所受空气阻力作用；不定项  $d(\cdot)$  用来表示外部环境干扰的影响，这里认为它是未知常量，且满足  $|d(\cdot)| \leq d_m \leq \infty$ ；

假设 3： $[x_d, \dot{x}_d, \ddot{x}_d]$ ，即期望的位置和方向轨迹是有界的。

为了获得四旋翼无人机的数学模型，必须建立两个基本坐标系如图 2 所示，即地面坐标系和机体坐标系，分别描述无人机的平移运动  $(x, y, z)$  和转动运动（滚转角  $\varphi$ ，俯仰角  $\theta$ ，偏航角  $\psi$ ）。

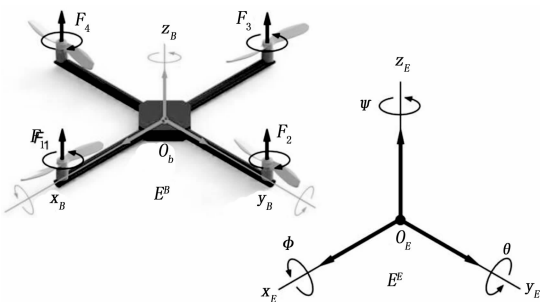


图 2 四旋翼无人机坐标

在平移运动中，对四旋翼无人机的受力分析，可知作用于飞行器的力主要有三个，包括重力  $\vec{F}_g = -mg[0 \ 0 \ 1]^T$ ，各个旋翼旋转所产生的升力  $\sum_{i=1}^4 F_i = \sum_{i=1}^4 b\omega_i^2$  以及运动所受到的阻力  $\vec{F}_f = -[k_1 \dot{x}_e \ k_2 \dot{y}_e \ k_3 \dot{z}_e]^T$ ；

根据牛顿第二定律，得到无人机在地面坐标系下刚体平动的动力学方程为：

$$(\vec{F}_E + \vec{F}_g + \vec{F}_f) = m \begin{bmatrix} \ddot{x}_e \\ \ddot{y}_e \\ \ddot{z}_e \end{bmatrix} \quad (1)$$

在旋转运动中，四旋翼无人机受到空气动力学效应（升力力矩  $\vec{M}_b$ ）和陀螺效应（陀螺回转矩  $\vec{M}_{gyro}$ ）的作用，使得飞行器绕机体中心做旋转运动。其中，升力力矩分量分别是滚转力矩、俯仰力矩和偏航力矩。

根据刚体的转动定律，得到无人机在机体坐标系下转动的动力学方程为：

$$I \dot{\vec{\omega}}_b + \vec{\omega}_b \times (I \vec{\omega}_b) = \vec{M}_b + \vec{M}_{gyro} \quad (2)$$

将旋翼升力和姿态角转矩定义为四个控制输入变量，如式 (3)：

$$\begin{cases} U_1 = \sum_{i=1}^4 F_i = b(\omega_1^2 + \omega_2^2 + \omega_3^2 + \omega_4^2) \\ U_2 = M_{\varphi} = lb(\omega_2^2 - \omega_1^2) \\ U_3 = M_{\theta} = lb(\omega_3^2 - \omega_4^2) \\ U_4 = M_{\psi} = d(\omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_4^2) \end{cases} \quad (3)$$

式中， $l$  为电机与无人机质心之间的距离， $b$  表示旋翼升力系数，为常值且大于 0， $d$  为旋翼阻力系数。

最后，将上述中间和状态变量分别代入到平移和转动的动力学方程中，整理即可得四旋翼无人机的数学模型如下：

$$\begin{cases} m \ddot{x} = U_1(\sin\theta\cos\varphi\cos\psi + \sin\varphi\sin\psi) - k_1 \dot{x} + \Delta_1 \\ m \ddot{y} = U_1(\sin\theta\cos\varphi\sin\psi - \sin\varphi\cos\psi) - k_2 \dot{y} + \Delta_2 \\ m \ddot{z} = U_1(\cos\theta\cos\varphi) - mg - k_3 \dot{z} + \Delta_3 \\ I_x \ddot{\varphi} = U_2 + (I_y - I_z)\dot{\theta}\dot{\psi} - k_4 \dot{\varphi} + \Delta_4 \\ I_y \ddot{\theta} = U_3 + (I_x - I_z)\dot{\varphi}\dot{\psi} - k_5 \dot{\theta} + \Delta_5 \\ I_z \ddot{\psi} = U_4 + (I_x - I_y)\dot{\varphi}\dot{\theta} - k_6 \dot{\psi} + \Delta_6 \end{cases} \quad (4)$$

式中，未考虑陀螺效应的微弱影响； $[x, y, z, \varphi, \theta, \psi]$  为六个自由度， $[I_x, I_y, I_z]$  是常值惯性矩阵， $k_i$  ( $i = 1 \sim 6$ ) 是对应于飞行过程中的运动阻力作用的已知常量， $\Delta_i$  ( $i = 1 \sim 6$ ) 是对应于有界的外部干扰项。

## 2 四旋翼无人机控制器设计与实验

### 2.1 控制器设计

在常规 PID 控制器设计中<sup>[9]</sup>，假定整个飞行过程中目标偏航角为  $5^\circ$ ，首先计算位置偏差信号  $[ex, ey, ez]^T$ ，经过 PID 算式得到  $xyz$  三个方向上控制力  $[U_x, U_y, U_z]^T$ ，并按照下述式 (5) 转换为控制升力  $U_1$ ；

$$U_1 = \sqrt{(U_x)^2 + (U_y)^2 + (U_z + mg)^2} \quad (5)$$

其次按照下述式 (6) 解算出目标滚转角  $\phi_d$  和俯仰角  $\theta_d$ ；

$$\begin{cases} \phi_d = ac \sin\left(\frac{1}{U_1}(U_x \sin\psi_d - U_y \cos\psi_d)\right) \\ \theta_d = ac \sin\left(\frac{1}{U_1 \cos\phi_d}(U_x \cos\psi_d + U_y \sin\psi_d)\right) \end{cases} \quad (6)$$

再将惯性传感器测得的真实姿态角速度  $[\omega_{xb}, \omega_{yb}, \omega_{zb}]^T$  换算出实际姿态角  $[\phi, \theta, \psi]^T$ , 计算姿态偏差信号  $[e_\phi, e_\theta, e_\psi]^T$ , 经过 PID 算式得到滚转力矩  $U_2$ 、俯仰力矩  $U_3$  和偏航力矩  $U_4$ ; 最终使得四旋翼无人机得到控制。

为了应对四旋翼无人机飞行运动时所考虑的有界的外部环境干扰的问题<sup>[10]</sup>, 所设计的滑模变结构控制器如下述式 (7) 所示:

$$\begin{cases} U_{1x} = -m[k_1 \dot{e}_x/m - \ddot{x}_d + c_1 \dot{e}_x + \eta \text{sgn}(s_1)] \\ U_{1y} = -m[k_2 \dot{e}_y/m - \ddot{y}_d + c_2 \dot{e}_y + \eta \text{sgn}(s_2)] \\ U_{1z} = -m[k_3 \dot{e}_z/m - \ddot{z}_d + c_3 \dot{e}_z + \eta \text{sgn}(s_3)] \\ U_2 = -I_x[k_4 \dot{e}_\phi/I_x - \ddot{\phi}_d + c_4 \dot{e}_\phi + \eta \text{sgn}(s_4)] \\ U_3 = -I_y[k_5 \dot{e}_\theta/I_y - \ddot{\theta}_d + c_5 \dot{e}_\theta + \eta \text{sgn}(s_5)] \\ U_4 = -I_z[k_6 \dot{e}_\psi/I_z - \ddot{\psi}_d + c_6 \dot{e}_\psi + \eta \text{sgn}(s_6)] \end{cases} \quad (7)$$

式中,  $c_i$  ( $i = 1, \dots, 6$ ) 和  $\eta$  为控制器设计参数; 中间变量  $s$  为各通道滑模面, 且形如  $s = \dot{e}_i + \beta e_i$  ( $\beta$  参数可调,  $i = x, y, z, \phi, \theta, \psi$ ), 可进一步通过选择李雅普诺夫函数来证明所设计控制器使得系统的渐进稳定性。

### 2.2 实验结果与分析

借助于 MATLAB 工具分别对所设计 PID 控制方法和自适应滑模控制器进行数值仿真, 进一步对比两种控制策略的效果。以下将首先进行实验的初始化设置, 给出实验中参数取值和无人机期望位置与姿态的设置; 其次, 分别对无人机位置 (以  $x$  轴线运动为例) 和姿态 (以偏航角  $\psi$  角运动为例) 在不同控制方法下的控制实验结果进行分析。

根据实际四旋翼无人机的物理参数量级, 分别选取合适的数值, 其中, 无人机质量  $m = 0.4 \text{ kg}$ , 电机与无人机质心之间的距离  $l = 0.25 \text{ m}$ , 旋翼转动惯性矩阵  $\mathbf{I} = \text{diag}(I_x, I_y, I_z) = \text{diag}(0.3, 0.3, 0.6) \text{ kg} \cdot \text{m}^2$ ,  $I_r = 0.1$ 。另外, 选择期望的无人机运动轨迹为  $[x_d, y_d, z_d] = [3 * \sin(t); 4 * \cos(t); 4]$ , 并取  $k_i = 0.1$ 、 $c_i = 0.5$  和  $\eta = 0.4$ , 设置期望偏航角  $\psi_d = 5^\circ$  和外部的干扰项  $\Delta i = 0.1 * \sin(t)$  ( $i = 1, \dots, 6$ )。

对于无人机沿  $x$  轴方向线运动来说, 期望飞行轨迹为  $x_d = x_0 * \sin(t) = 3 * \sin(t)$ , 选取外部扰动幅值为 0.1 的情况下分别采用 PID 控制和滑模控制方法进行实验。定义控制误差为  $\epsilon$ , 此时根据  $x$  轴对应仿真结果 (如图 3 所示) 进一步计算得到控制精度  $\gamma = (|\epsilon|_{\max}/x_0) * 100\%$ 。

可以从图 3 误差对比中看出所设计 SMC 算法的控制误差 ( $|\epsilon_{\text{SMC}}|_{\max} = 0.18$ ) 小于 PID 的 ( $|\epsilon_{\text{PID}}|_{\max} = 0.32$ ), 且可分别计算得到对应控制精度  $\gamma_{\text{SMC}} = 6\%$ 、 $\gamma_{\text{PID}} = 10.7\%$ 。

对于无人机在  $\psi$  角的旋转运动来说, 期望偏航角为常值 5 度, 同一次仿真实验中, 观察得到实际 PID 和 SMC 控制效果如图 4 所示。

同样地, 可以从上图误差对比中, 在无人机姿态控制方面, SMC 的控制效果也是优于 PID 的, 即该实验 SMC 可表现出更快的响应和更小的控制误差。

### 3 四旋翼无人机半实物仿真实验平台

本文研究中的半实物仿真平台 (Semi-Physical Plat-

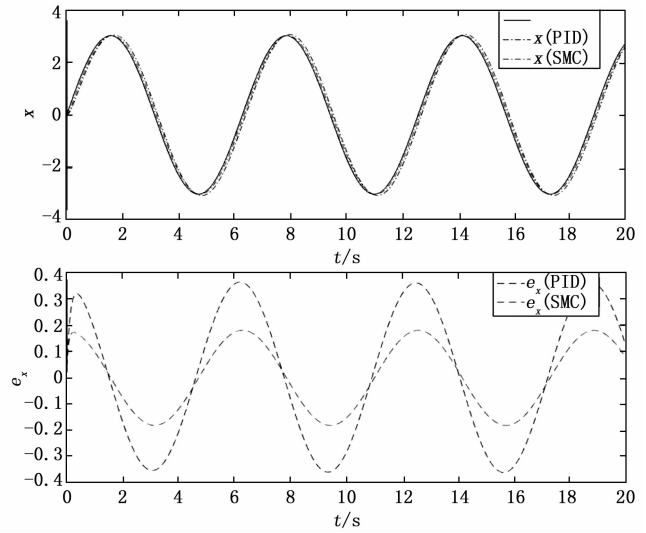


图 3 X 轴位置跟踪和对比

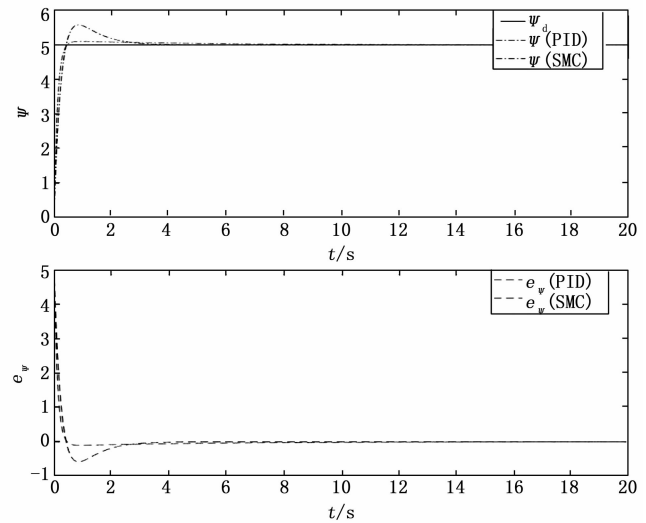


图 4 偏航角姿态跟踪对比

form), 集教学与科研目的于一体, 其利用先进的基于模型的设计 (MBD, Model Base Design) 方法和代码自动生成等技术, 并具备模型编译、下载、数据监视记录和处理等功能。

#### 3.1 硬件部分

硬件平台主要由控制主机、四旋翼无人机和实验台架三部分构成, 其中, 四旋翼无人机通过万向节的方式连接固定在实验台架上, 而控制主机与无人机则通过无线网络的方式实现交互通信, 其硬件总体架构如图 5 所示。

1) 控制主机: 属于控制系统的上位机, 在仿真实验中将一台笔记本配置为可搭载 Matlab/Simulink 仿真软件、C 编译器 (Visual Studio) 和 ARM 编译器 (Code Sourcery ARM Compiler) 等工具的方式实现, 可独立进行针对特定模型的控制算法的设计和仿真, 同时也支持模型算法的编译、C 代码自动生成和下载验证, 并可通过获取和处理四旋翼无人机回传的数据解算出其姿态轨迹信息, 从而直观地

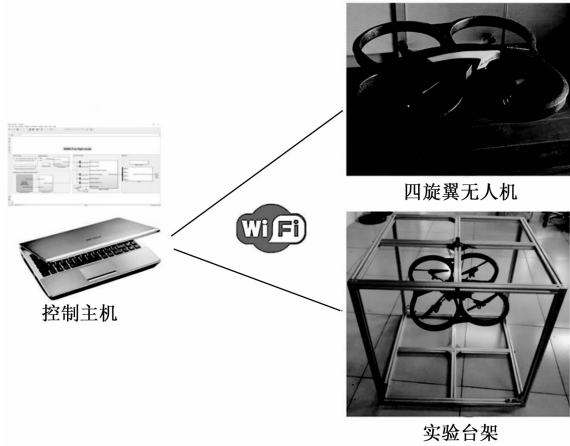


图 5 系统硬件总体架构图

检验模型控制算法的效果。

2) 四旋翼无人机：属于控制系统的下位机，采用一台由 Parrot 公司生产的 AR Drone 2.0 实验飞行器，由机架、动力系统和控制系统组成。其中，机架包括机臂、机身、脚架、保护罩和其他支撑部件等；动力系统主要包括电源模块（电池和电源模块电路）、电机电调和螺旋桨等；控制系统包括控制主板、导航传感器板（IMU）和摄像头等。作为实物仿真实验的控制对象，该无人机可依靠自身数据采集单元提供较为精确的状态反馈信息。

3) 实验台架：属于控制系统的实验载体，采用固定尺寸的金属框架搭建起一个约 1 m<sup>3</sup> 的实验空间，在实物仿真实验中将四旋翼无人机悬挂于实验台架上，这样既保证了实验的安全性，也不会影响对实验飞行器的观测。

实验平台的相关硬件配置清单如表 1 所示。

表 1 系统硬件规格表

产品名称	产品型号	技术规格	功能描述
控制主机	笔记本或具有无线网络适配器的台式电脑	①无线 WIFI 模块 ②MATLAB 2016B ③C 编译器和 Code ④Sourcery ARM 编译器 ⑤无人机实验软件包	模型控制算法设计、编译和下载
四旋翼无人机	AR Drone 2.0	①速度：5 m/s, 18 km/h ②重量：400 g ③尺寸：51.5 cm × 51.5 cm ④电池：1 000 mAh 锂电池，充电时间 1.5 小时，飞行时间 12 分钟 ⑤内置计算机系统：1 GHz ARM 处理器，128 MB DDR 内存，128 MB flash, Wifi 接口和 Linux OS ⑥超声波高度计：发射频率 40 KHz, 范围 6 m ⑦前置摄像头：90°广角斜对角镜头摄像机，1 280 × 720 像素； ⑧立式摄像机：64°斜对角镜头摄像机，320 × 240 像素	实物仿真实验的控制对象
实验台架	UAV-TestBench	①尺寸(cm)：80×80×100(长×宽×高) ②无人机姿态运动范围：偏航 360°、俯仰和滚转均为±30° ③供电：0~30 V, 0~10 A	搭建实验环境

### 3.2 软件部分

软件平台是实物仿真实验中控制系统的核心，就无人机控制对象来说，整个系统的应用层用户输入与界面显示模块设计、上层控制算法设计、中间层传感器数据采集与姿态估算程序设计和底层驱动代码编写都依赖于软件平台所提供的环境。本实验平台基于 Windows 操作系统，实验工程环境的搭建借助于 Matlab 2016B、C 编译器（Visual Studio）、ARM 编译器（Code Sourcery ARM Compiler）和四旋翼无人机实验开发包等工具软件。该实验工程开发包的主界面如图 6 所示，已经提供了实物仿真实验的基本配置，仅需要关注对于无人机模型控制算法的设计，从而可有效加快科研进度。



图 6 半实物仿真平台主界面

在控制算法的设计过程中，首先需要利用实验工程开发包中提供的模版库来搭建对应于四旋翼无人机控制系统的各个功能模块，如用户输入单元、控制算法单元、电机驱动单元、姿态估算单元和图形显示单元等。其次，采用先进的基于模型的设计方法（MBD, Model Base Design）来完成对本文控制算法的代码编写，并且针对所考虑的不同

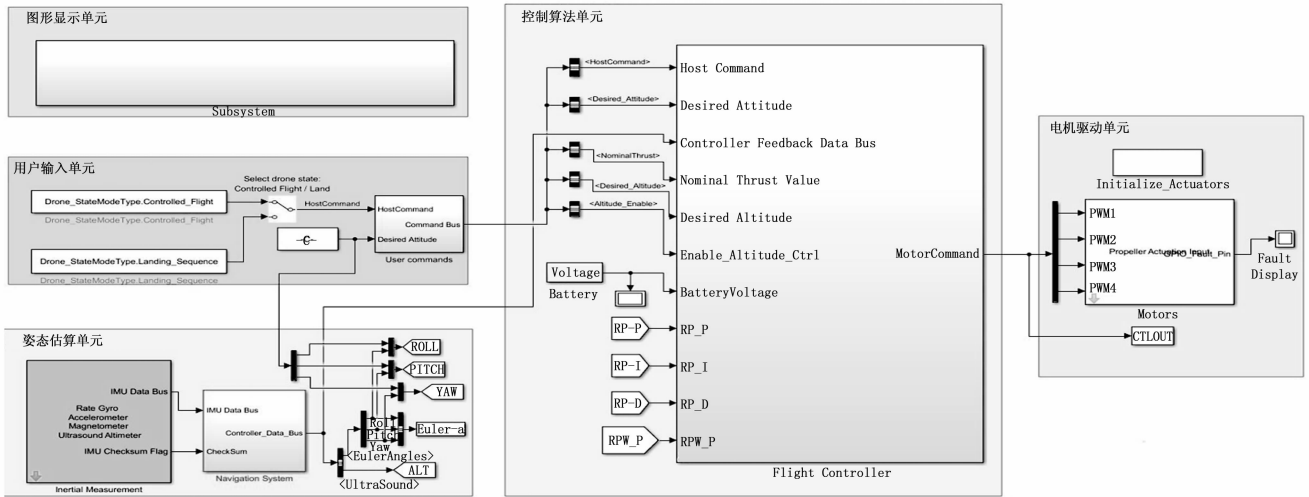


图 7 系统软件总体架构图

无人机模型对算法进行修改，继而进行对照实验。由于这一部分工作是在 Simulink 平台上进行，所以，最后还需要依靠实验工程开发包的代码自动技术得到能够下载运行在实际无人机上的 C 语言程序。其软件总体架构如图 7 所示。

1) 用户输入单元：属于无人机控制系统的操作窗口，可设置实验飞行器处于不同的模式，这里仅考虑室内架架实验模式，同时用于给定期望姿态角（如滚转角或俯仰角，即控制目标）。

2) 控制算法单元：属于无人机控制系统的核心模块，也是软件设计部分的重难点，这部分工作基于论文理论部分针对特定无人机模型所推导得到的控制算法而进行的，对应完成在 Simulink 上的功能实现，并利用内嵌的代码自动生成工具得到 C 语言程序，从而下载运行到实验无人机。

3) 电机驱动单元：属于无人机控制系统的结果转换部分，输入是 PWM 值，即旋翼电机转子全速的百分比，0% 是无速度，100% 是全速。该模块对控制算法得到的 4 个 PWM 值转换成 40 位的数字，然后输出反馈给电机控制器。

4) 姿态估算单元：属于无人机控制系统的传感器数据获取和处理模块，通过控制主机和四旋翼无人机之间的无线网络传输，对三轴加速度计和三轴陀螺仪的测量信息进行处理，从而估算出无人机姿态角。同时，该模块也会将姿态角输入到控制算法单元，形成反馈闭环。

5) 图形显示单元：属于无人机控制系统的观测窗口，该模块对用户输入单元和姿态估算单元的角度信息进行记录，并绘制姿态变化轨迹和角度偏差曲线。

#### 4 结束语

本文基于四旋翼无人机的基本结构、飞行原理、动力学建模和常规 PID 控制器和滑模控制器设计的工作，详细地介绍了所开发半实物仿真实验平台的硬件和软件的总体架构和不同模块的配置。其中，相较于常规的 PID 控制策略，本文所设计的滑模控制器可使四旋翼无人机在外界环境干扰的情况下仍具有良好的轨迹跟踪性能。另外，本文

半实物仿真平台以降低实验设备的损坏风险为出发点，集教学与科研目的于一体，其采用先进的基于模型的设计 (MBD, model base design) 方法和代码自动生成等技术，同时可减轻科研负担、加快相关控制策略的开发效率。

#### 参考文献：

- [1] 张友民, 余翔, 屈耀红, 等. 无人机自主控制关键技术新进展 [J]. 科技导报, 2017, 35 (7): 39-48.
- [2] 宁鑫. 四旋翼无人机控制方法研究 [D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2017.
- [3] 刘豫, 刘佳鑫, 贾云飞, 等. 基于电力巡检的四旋翼无人机控制系统研究 [J]. 测试技术学报, 2019, 33 (4): 313-317.
- [4] Krajnc T, Vonasek V, Fiser D, et al. AR-Drone as a Platform for Robotic Research and Education [A]. Proceedings of the Research and Education in Robotics, EUROBOT 2011 [C]. 2011, 172-186.
- [5] 葛畅, 何振鹏, 年哲, 等. 四旋翼无人机姿态测试平台设计及运动控制研究 [J]. 机械设计, 2019, 36 (S1): 136-140.
- [6] 云超, 李小民, 郑宗贵. 基于 Matlab/Simulink 的硬件在回路无人机仿真系统设计 [J]. 计算机测量与控制, 2012, 20 (12): 3306-3308.
- [7] 罗喜霜, 宋亮, 雷玮, 等. 基于模型的预警无人机飞控系统开发与验证 [J]. 计算机测量与控制, 2017, 25 (12): 283-287.
- [8] 杨则允, 李猛, 孙钦鹏. 四旋翼无人机控制系统仿真设计 [J]. 计算机测量与控制, 2019, 27 (4): 68-71.
- [9] Najm, Aws Abdulsalam, Ibraheem, Ibraheem Kasim. Nonlinear PID controller design for a 6-DOF UAV quadrotor system [J]. Engineering Science and Technology, 2019, 22 (4): 1087-1097.
- [10] Nguyen N P, Hong S K. Fault-tolerant Control of Quadcopter UAVs Using Robust Adaptive Sliding Mode Approach [J]. Energies, 2018, 12 (1): 95-110.