

DOI:10.19651/j.cnki.emt.2107808

## 基于 ESO-LQG-PI 的无人直升机悬停姿态角控制研究\*

张庆新<sup>1</sup> 朱金旭<sup>2</sup> 郝晨乐<sup>2</sup>

(1. 沈阳航空航天大学 人工智能学院 沈阳 110136; 2. 沈阳航空航天大学 自动化学院 沈阳 110136)

**摘要:** 为了提高无人直升机姿态角的控制精度,增强抗干扰能力,本文根据 TREX 700L 无人直升机机型,提出了一种 ESO-LQG-PI 的控制方法。考虑到直升机系统的高度非线性,采用了小扰动增量线性化处理办法。利用扩张状态观测器(ESO)对系统扰动进行实时估计并补偿,通过增加比例积分(PD)控制器来减小输入信号造成的稳态误差,使用线性二次高斯(LQG)控制器找到最优的控制增益。实验表明,采用 LQG-PI 和 ESO 相结合的控制技术设计的无人直升机悬停姿态控制器提高了控制系统的控制精度,姿态角的误差范围在 $\pm 0.5^\circ$ ,能较好地实现直升机悬停控制,具有抗干扰能力。

**关键词:** LQG-PI 控制器;姿态角控制;直升机建模;扩张状态观测器

**中图分类号:** TP273 **文献标识码:** A **国家标准学科分类代码:** 510.8010

## Research on hover attitude angle control of unmanned helicopter based on ESO-LQG-PI

Zhang Qingxin<sup>1</sup> Zhu Jinxu<sup>2</sup> Hao Chenle<sup>2</sup>

(1. School of Artificial Intelligence, Shenyang Aerospace University, Shenyang 110136, China;

2. School of Automation, Shenyang Aerospace University, Shenyang 110136, China)

**Abstract:** In order to improve the control accuracy of attitude angles and enhance the anti-interference ability of unmanned helicopter, a novel ESO-LQG-PI control method for TREX 700L helicopter is proposed. By considering the high non-linearity of the helicopter system, a class of small disturbance incremental linearization processing approach is adopted. Meanwhile, an extended state observer (ESO) is used to estimate and compensate the system disturbance in real time. The proportional integral (PI) controller is added to reduce the steady-state error caused by input signals, then linear quadratic Gaussian (LQG) controller is presented to obtain the optimal control gain. Summing up the advantages of PI and LQG, this paper proposes an ESO-LQG-PI control method. The experimental results show that the hovering attitude controller of unmanned helicopter improves the control precision of the control system, the error range of attitude angle is  $\pm 0.5^\circ$ . It can realize the hovering control of the helicopter well, and has anti-interference ability.

**Keywords:** LQG-PI controller; attitude angle control; helicopter modeling; extended state observer(ESO)

## 0 引言

无人直升机操作灵活,机动性强,可以实现垂直起降、定点悬停等功能,常常被用于侦察拍照以及物资投递等。随着无人直升机的应用范围越来越广,对无人直升机的研究也越来越广泛<sup>[1-2]</sup>。

无人直升机是一种多输入多输出、非线性、强耦合的控制对象。不可忽视的是,准确的飞行动力学模型建立起来非常困难,理想的建模方法是由机理分析获得模型的结构,

然后通过系统辨识方法得到模型的参数<sup>[3]</sup>。目前,最常用的无人机飞行控制系统的控制方法是比例积分微分(proportion-integration-differentiation, PID)控制,被运用于控制的各个领域<sup>[4]</sup>,然而,对于一些非线性且耦合性强、时变不确定、系统状态方程难以获取的系统, PID 控制无法获得良好的响应特性,缺乏鲁棒性。随着现代控制理论的快速发展,无人直升机控制方法越来越多元化,取得的成果也较为丰富,如自适应控制<sup>[5]</sup>、 $H_\infty$  鲁棒控制<sup>[6]</sup>、滑模控制<sup>[7]</sup>等方法。同时也出现了神经网络<sup>[8]</sup>、模糊控制理论等

收稿日期:2021-09-07

\* 基金项目:国家自然科学基金(61811530036)、辽宁省教育厅重点攻关项目(JYT19002)资助

方法的无人直升机非线性控制的研究<sup>[9]</sup>。文献[3]使用线性二次调节控制器(linear quadratic regulator, LQR)对直升机内环姿态环路的横向通道和纵向通道进行了设计,通过仿真和试飞实验表明俯仰角和滚转角的自控跟踪角度控制误差较大,控制精度不够好;文献[4]采用粒子群算法设计了姿态和高度的改进模糊 PID 控制器,与模糊 PID 控制器相比,改进后的控制器具有更好的控制性能;文献[5]采用自适应神经网络 PID 的控制方法调整无人机控制增益,使跟踪误差最小化,控制器性能优于经典静态 PID;文献[6]根据小增益定理和  $H_\infty$  理论使用  $H_\infty$  鲁棒控制器分别对直升机的内环姿态控制器和外环位置控制器进行了设计,结果表明控制器有很好的鲁棒性。文献[7-8]分别采用滑膜控制和神经网络控制实现对直升机的姿态控制,但这两种算法计算起来相对比较复杂且实验平台不容易实现。

LQR 是一类最优反馈控制器,广泛应用于各种控制中,该方法依赖于系统状态和控制输入的空间系统模型。LQR 的设计过程包括选择权重矩阵  $Q$  和  $R$  以保证使代价函数最小。值得注意的是, LQR 是一个理想的控制器,因为它假定系统状态在任何时候都是可用的,并且测量过程是无噪声的<sup>[10]</sup>。然而,估计系统的所有状态是困难的,而且测量过程都不是无噪声的。为了解决这个问题,引入了线性二次高斯(linear quadratic Gaussian, LQG)控制技术,它是一种带有卡尔曼滤波估计器的 LQR 控制技术。已有工作表明,该方法具有一定的鲁棒性,能有效地解决开关器件的随机噪声问题。此外,扩张状态观测器(extended state observer, ESO)可以用来估计和补偿未知的系统扰动<sup>[11]</sup>。本文研究了基于 ESO-LQG-PI 方法的无人直升机悬停姿态角控制,以台湾 ALIGN 公司生产的单旋翼带尾桨的无人直升机(TREX 700L)为研究对象,在该实验平台上设计了基于 PIXHAWK 的飞行控制系统。

首先建立直升机动力学模型,得到线性化的状态空间方程,其次,建立了基于 PIXHAWK 飞行控制板的飞行控制系统,设计了基于 LQG-PI 的控制器。同时,利用扩展状态观测器对系统扰动进行估计。最后,在 TREX 700L 直升机上进行了飞行试验。结果表明,该方法具有良好的稳定性,能够准确跟踪期望的姿态角,进一步证实了该系统能够控制无人直升机的稳定悬停和飞行。

本文的主要贡献如下:

1)与现有文献[1-3]相比,本文设计了一种能够适应外部干扰的 TREX 700L 竞速直升机(PIXHAWK)的系统控制方法(ESO-LQG-PI)。

2)总结了 LQG 和 PI 控制方法,利用 ESO 估计系统扰动,提出了一种新的 ESO-LQG-PI 控制方法,该方法可以补偿初始状态,提高抗干扰能力,获得高精度的控制效果。

3)给出了一套适用于无人直升机的基于 ESO 的控制框架,结合无人直升机的悬停姿态角控制问题可以为未来

研究方向提供参考。

## 1 系统总体结构

飞行控制系统的核心是飞行控制模块,本文选择 PIXHAWK 飞控,其内置了许多传感器,这些传感器能够提供适用于系统识别的高质量数据。所研究无人直升机飞控系统总体结构如图 1 所示,该系统包括诸多部件如全球定位系统(global position system, GPS)、惯性测量装置(inertial measurement unit, IMU, 给出角速度  $p, q, r$  和加速度  $a_x, a_y, a_z$ )、磁罗盘、接收机、遥控器、飞控模块、执行模块、地面站等。

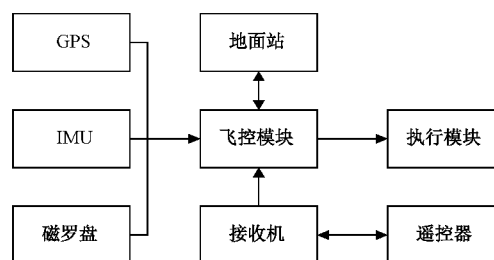


图 1 直升机飞控系统总体结构图

## 2 直升机动力学建模

直升机主要由主旋翼、尾旋翼、机身、水平和垂直安定面组成。一般来说,旋翼飞机的非线性动力学模型可以用 6 自由度运动方程来建立,特别是对于直升机,在 6 自由度运动方程中应考虑旋翼旋转产生的力和力矩<sup>[12]</sup>。

### 2.1 无人直升机刚体动力学方程

假设无人直升机满足以下条件:

- 1)无人直升机机体为质量分布均匀的刚体;
- 2)无人直升机机体纵向左右对称,以简化对角惯性矩阵的计算;
- 3)旋翼为刚体薄片,不考虑旋翼弹性形变;
- 4)悬停状态下旋翼转速恒定,没有抖动。

主旋翼、机身重力、机身空气动力特性以及尾旋翼一起所产生的合力和合力矩决定了直升机的运动。由于本文研究的对象是相对较小的无人直升机,所以当直升机处于悬停点附近时,平尾和垂尾的影响都可以忽略不计。

根据牛顿欧拉方程,无人直升机 6 自由度非线性动力学方程可表示为:

$$\begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{w} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} vr - wq - g \sin\theta + a_x \\ wp - ur + g \sin\phi \cos\theta + a_y \\ uq - vp + g \cos\phi \cos\theta + a_z \end{bmatrix} \quad (1)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{(I_{yy} - I_{zz})qr}{I_{xx}} + \frac{L}{I_{xx}} \\ \frac{(I_{zz} - I_{xx})pr}{I_{yy}} + \frac{M}{I_{yy}} \\ \frac{(I_{xx} - I_{yy})pq}{I_{zz}} + \frac{N}{I_{zz}} \end{bmatrix} \quad (2)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \sin\phi \tan\theta & \cos\phi \tan\theta \\ 0 & \cos\phi & -\sin\phi \\ 0 & \sin\phi/\cos\theta & \cos\phi/\cos\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (3)$$

式(1)和(2)为直升机力和力矩的平衡方程,式(3)为直升机旋转角速度与姿态角的关系方程。在机体坐标系上,  $u, v, w$  为直升机的线速度在 3 个轴上的分量,分别为纵轴线速度,横轴线速度和竖轴线速度。 $p, q, r$  为直升机的角速度在 3 个机体坐标轴上的分量,分别为滚转角速度,俯仰角速度和偏航角速度。 $a_x, a_y, a_z$  为直升机在 3 个轴上的加速度。 $\phi, \theta, \psi$  分别为直升机的滚转角、俯仰角和偏航角,其中  $\theta \neq \pm 90^\circ$ 。 $I_{xx}, I_{yy}, I_{zz}$  分别为直升机绕  $x, y, z$  轴的转动惯量,在这里假设直升机为规则的长方体,即机体是一个对称结构,所以其惯量积  $I_{xy}, I_{yz}, I_{zx}$  均为 0,  $L, M, N$  为无人直升机在机体坐标系下 3 个轴上的合外力矩矢量,  $L$  为滚转力矩,  $M$  为俯仰力矩,  $N$  为偏航力矩。

### 2.2 无人直升机的挥舞动力学模型

考虑到主旋翼的摆动特性,用一阶微分方程逼近主旋翼的横向和纵向摆动运动。小型无人直升机的挥舞角动力学模型表示为式(4)和(5)。

$$\dot{a} = -q - \frac{a}{t_f} + A_b b + A_{lon} u_{lon} + A_{lat} u_{lat} \quad (4)$$

$$\dot{b} = -p - \frac{b}{t_f} + B_a a + B_{lon} u_{lon} + B_{lat} u_{lat} \quad (5)$$

式(4)和(5)分别为纵向摆动角  $a$  和横向摆动角  $b$  的等式方程,式中  $t_f$  为主旋翼的时间常数。 $A_b$  和  $B_a$  分别表示主旋翼横向和纵向挥舞运动的交叉耦合项。 $A_{lat}$  和  $B_{lon}$  分别是纵向通道和横向通道之间的拍动导数。 $A_{lon}$  和  $B_{lat}$  分别表示纵向周期变距对纵向舵机控制输入的比值和横向周期变距对横向舵机控制输入的比值。 $u_{lon}$  和  $u_{lat}$  分别表示纵向周期变距和横向周期变距。

### 2.3 无人直升机模型线性化

因为小型无人直升机系统是非线性的,为了分析直升机的性能和运动规律,在研究无人直升机飞行控制时可以通过线性化处理<sup>[13]</sup>,将其运动分为基本运动和扰动运动,得到其线性模型进而采用线性控制方法来设计控制器。

由此建立了包含 11 个状态量和 4 个控制量的无人直升机飞行动力学非线性小扰动增量线性化状态方程:

$$\Delta \dot{x} = \mathbf{A} \Delta x + \mathbf{B} \Delta \delta + E \quad (6)$$

式中:

$$\Delta x = [\Delta u \ \Delta v \ \Delta w \ \Delta p \ \Delta q \ \Delta r \ \Delta \phi \ \Delta \theta \ \Delta \psi \ \Delta a_1 \ \Delta b_1]^T$$

$$\Delta \delta = [\Delta \delta_{col} \ \Delta \delta_{lat} \ \Delta \delta_{lon} \ \Delta \delta_{ped}]^T$$

$\mathbf{A}$  为系统状态矩阵,  $\mathbf{B}$  为控制矩阵,  $E$  为系统的不确定因素。式中的  $\Delta \delta_{col}, \Delta \delta_{lat}, \Delta \delta_{lon}$  和  $\Delta \delta_{ped}$  分别表示主旋翼总距、旋翼横向周期变距、纵向周期变距和尾桨总距在平衡点的增量。控制力与控制力矩主要由主旋翼、尾旋翼产生,

$\Delta \delta_{lat}$  和  $\Delta \delta_{lon}$  通过改变十字盘倾斜角来控制主旋翼挥舞运动,从而产生滚转、俯仰力矩;  $\Delta \delta_{ped}$  通过改变尾桨安装角来控制尾旋翼拉力,从而控制偏航力矩;  $\Delta \delta_{col}$  通过改变主桨安装角来控制主旋翼拉力。

将表 1 中 TREX 700L 直升机的主要参数及测量值和通过采集操控手实际操作直升机模型在悬停点附近的飞行数据,采用频域辨识的系统辨识技术方法,对无人直升机滚转、俯仰、偏航通道分别进行扫频操作,并提取姿态和位置等数据进行分析,对辨识得到的特性曲线进行拟合,得到无人直升机的比较接近于实际系统的模型参数。可控矩阵  $\mathbf{A}$  和  $\mathbf{B}$  分别给出如下。

表 1 TREX 700L 直升机主要参数

参数名称	参数大小
机身长/mm	1 350
机身高/mm	362
机身宽/mm	195
主旋翼长/mm	700
主旋翼直径/mm	1 582
尾旋翼直径/mm	281
全机重(不含电池)/g	3 310
重力加速度 $g/(m \cdot s^{-2})$	9.803 5
$I_{xx}/(kg \cdot m^2)$	0.18
$I_{yy}/(kg \cdot m^2)$	0.32
$I_{zz}/(kg \cdot m^2)$	0.24

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} -0.153 6 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -0.038 7 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -7.254 8 & 0 & 0 \\ 1.125 6 & -0.948 6 & 0 & -8.524 3 & 0 \\ -0.124 2 & 0.352 3 & 0 & 0 & 0.355 6 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0.252 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -1 & 0 \\ 0 & 0 & -1.397 5 & 0 & -0.811 4 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & -1.125 4 \\ 0 & 0 & -9.803 5 & 0 & -9.803 5 & 0 \\ 0 & 9.803 5 & 0 & 0 & 0 & 9.803 5 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 62.578 & 78.318 2 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & -1.264 8 & -23.109 5 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0.138 2 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0.138 2 \\ -0.811 4 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ -1.125 4 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{B} = \begin{bmatrix} 0 & -6.5415 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 8.3422 & 0 \\ -9.2143 & 0 & 0 & 8.2454 \\ 0 & 9.9132 & -6.4835 & 0 \\ 0 & -5.5421 & -9.5255 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 7.9858 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -6.3246 & 0 \\ 13.2432 & 0 & 0 & 0.9247 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

### 3 姿态控制器设计

#### 3.1 LQG-PI 控制率设计

线性二次高斯(LQG)控制利用系统的全状态,通过应用高斯估计器从有限的测量集中获得,在这种情况下,通过卡尔曼滤波器获得全状态。它是最优控制的一种形式,其目标是找到一组控制矩阵,使性能函数最小化,从而使系统的状态达到所需的值。作为 LQG 跟踪控制器的一个核心部分<sup>[14]</sup>,LQR 控制器可以消除目标信号跟踪稳态静差,加快信号跟踪速度,与传统 LQR 控制器相比,本文所设计控制器增加了比例及积分(proportional integral,PI)两个环节,在实现飞行器稳定控制的同时,能够提高跟踪精度及响应速度。LQG 利用 LQR 中计算的增益,但增加了扩展卡尔曼滤波器以减少系统的外部干扰,扩展卡尔曼滤波可以对直升机上的传感器测量值进行过滤,消除稳态跟踪误差,提高了所设计控制器的性能。

给定一个线性可控可观系统:

$$\dot{x} = \mathbf{A}x + \mathbf{B}u \quad (7)$$

式中: $\mathbf{A}$  为系统矩阵, $\mathbf{B}$  为控制矩阵。 $x$  表示状态变量, $u$  表示输入。状态反馈律  $u = -\mathbf{K}x$  的存在使二次代价函数式(8)最小化。

$$J(u) = \frac{1}{2} \int_0^{\infty} (x^T \mathbf{Q}x + u^T \mathbf{R}u) dt \quad (8)$$

求 Riccati 方程  $\mathbf{A}^T \mathbf{S} + \mathbf{S}\mathbf{A} - \mathbf{S}\mathbf{B}\mathbf{R}^{-1}\mathbf{B}^T \mathbf{S} + \mathbf{Q} = 0$  的半正解  $\mathbf{S}$ 。反馈增益矩阵  $\mathbf{K}$  计算如式(9)所示。

$$\mathbf{K} = \mathbf{R}^{-1}\mathbf{B}^T \mathbf{S} \quad (9)$$

$\mathbf{Q}$  和  $\mathbf{R}$  是加权矩阵。 $\mathbf{Q}$  是正半定矩阵,其对角元表示不同状态变量的权值。 $\mathbf{R}$  为正定矩阵,其对角元表示不同控制变量的权重。该控制器的设计目标是求最小二次指标下的增益矩阵  $\mathbf{K}$ 。为了减少由输入信号引起的稳态误差,有必要通过增加积分器来增加控制器的类型。该问题采用 PI 控制器求解,其中 LQG 算法求解比例增益和积分增益最优。本文所使用的权矩阵选为

$$\mathbf{Q} = \text{diag}[1 \ 1 \ 1 \ 1 \ 1]$$

$$\mathbf{R} = \text{diag}[1 \ 10 \ 100]$$

矩阵  $\mathbf{A}$  和  $\mathbf{B}$  截取直升机全阶矩阵的姿态角矩阵,其中

$\mathbf{A}$  矩阵为  $5 \times 5$  阶, $\mathbf{B}$  矩阵为  $5 \times 3$  阶。矩阵  $\mathbf{A}$  和  $\mathbf{B}$  如下所示。

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} 0 & -9.8035 & 0 & -9.8035 & 0 \\ 9.8035 & 0 & 0 & 0 & 9.8035 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 62.578 & 78.3128 \\ 0 & 0 & 0 & -1.2648 & -23.1095 \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{B} = \begin{bmatrix} 0 & -6.5415 & 0 \\ 0 & 0 & 8.3422 \\ -9.2143 & 0 & 0 \\ 0 & 9.9132 & -6.4835 \\ 0 & -5.5421 & -9.5255 \end{bmatrix}$$

然后,利用 MATLAB,得到 LQG 控制器的参数。调用指令给出如式(10)所示。

$$\mathbf{K} = \text{lqr}(\mathbf{A}, \mathbf{B}, \mathbf{Q}, \mathbf{R}) \quad (10)$$

求得 LQG 控制器增益矩阵  $\mathbf{K}$  ( $3 \times 5$  阶)为

$$\mathbf{K} = \begin{bmatrix} -0.3684 & 0.0717 & 0 & 12.3093 & 11.1016 \\ -0.4128 & -0.1245 & 0 & -4.7145 & -4.6105 \\ 0 & 0 & 0.1 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

#### 3.2 ESO-LQG-PI 控制器设计

为了实时估计内部不确定性和外部扰动,采用了扩展状态观测器。在悬停状态下,直升机的线速度和角速度可以认为是 0,在直升机动力学模型中截取直升机姿态的状态方程,选取状态变量  $x_1 = \phi, x_2 = \theta, x_3 = \psi, x_4 = a_1, x_5 = b_1, x_6 = e$ ,由式(7)可得悬停飞行模式下直升机的线性模型如式(11)所示。

$$\begin{aligned} \dot{x}_p &= \mathbf{A}_p x_p + \mathbf{B}_p u_p + \mathbf{D}e \\ y_p &= \mathbf{C}_p x_p + \mathbf{F}f \end{aligned} \quad (11)$$

式中: $x_p = [\phi \ \theta \ \psi \ a_1 \ b_1 \ e]^T$  为包括了扰动的扩张状态。

$$\begin{aligned} x_p &= [\phi \ \theta \ \psi \ a_1 \ b_1 \ e]^T, \mathbf{u}_p = [\delta_{lat} \ \delta_{lon} \ \delta_{ped}]^T \\ y_p &= [\phi \ \theta \ \psi]^T, \mathbf{C}_p = [1 \ 1 \ 1 \ 0 \ 0 \ 0] \\ \mathbf{D} &= [0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 1], \mathbf{F} = [1 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0] \end{aligned}$$

其中, $e$  为过程噪声, $f$  为观测噪声, $\mathbf{D}$  为风扰矩阵。对应的连续线性扩张状态观测器如式(12)所示。

$$\begin{aligned} \dot{\hat{x}}_p &= \mathbf{A}_p \hat{x}_p + \mathbf{B}_p u_p + \mathbf{L}(y - y_p) \\ \hat{y}_p &= \mathbf{C}_p \hat{x}_p \end{aligned} \quad (12)$$

式中: $\hat{x}_p$  为  $x_p$  的估计值, $\hat{y}_p$  为  $y_p$  的估计值。观测器的误差反馈增益矩阵  $\mathbf{L}$  为:

$$\mathbf{L} = [l_1 \ l_2 \ l_3 \ l_4 \ l_5 \ l_6]^T$$

扩展卡尔曼滤波器可以对传感器的测量值进行滤波,消除稳态跟踪误差,提高所设计的控制器的性能。卡尔曼滤波器由一系列的时间和测量更新组成。该方法可以提供估计的状态值来控制跟踪姿态角参考命令<sup>[15-16]</sup>。卡尔曼滤波包含了一系列获得估计增益的技术,在一定程度上是最优的。式(12)可写成:

$$\begin{aligned} \dot{\bar{x}}_p &= (A_p - LC_p)\bar{x}_p + B_p u_p \\ \bar{y}_p &= C_p \bar{x}_p \end{aligned} \quad (13)$$

无人直升机存在外部干扰和参数不确定性,为了获得高性能的姿态控制、增强系统的鲁棒性,所提出的姿态控制方案如图 2 所示。通过设计 ESO 来实现对状态和扰动准确和快速的估计。在环境变化大、易受外部干扰的情况下,可以实时估计扰动,还可以估计系统状态。该控制结构不仅能获得高性能的姿态控制,还能增强系统的鲁棒性。

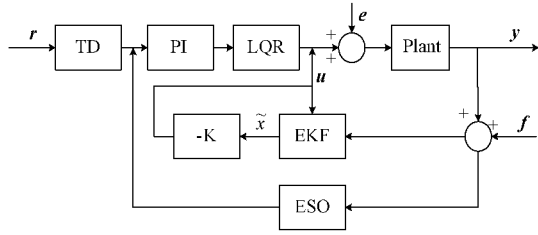


图 2 ESO-LQG-PI 控制器控制结构

### 4 实验和结果分析

依据本文所设计的 ESO-LQG-PI 控制器,PI 控制的控制参数选取  $k_p=7, k_i=0.1$ 。为验证 TREX 700L 直升机实际飞行过程中姿态控制的稳定性,获得高质量的数据,在环境风较小的时间段进行了飞行试验,空气温度为  $25\text{ }^\circ\text{C}$ ,风力为 2 级的南风。通过飞手控制遥控器将直升机手动起飞飞向空中,切换遥控器自主控制使直升机进入自控模式,直升机不受遥控器控制下表现出的状态就是本次设计的控制效果。当直升机悬停时,由记录设备、传感器和滤波器动态特性以及大气扰动引起的测量响应失真都会降低真实飞行动态特性的精度和准确度。从图中可以看出,滚转、俯仰、偏航通道的实际值能够实时的跟踪给定值的变化,但期望角在直升机悬停状态下都不是  $0^\circ$ ,通过图 3 可以看出期望滚转角大约在  $2.3^\circ$  左右,通过图 4 可以看出期望俯仰角大约在  $-2^\circ$  左右,通过图 5 可以看出期望偏航角大约在  $0.8^\circ$  左右。图 6、7、8 分别为 3 个姿态角通道在悬停阶段的控制误差,由图可知 3 个通道的姿态角的跟踪控制精度均可达到  $\pm 0.5^\circ$ ,与文献[3]和文献[16]中的 PID、LQR、ESO-LQR 控制方法相比较,本文设计的控制器的控制效果大幅度提升了控制精度,增强了抗干扰能力,各控制器的姿态角控制精度对比如表 2 所示。

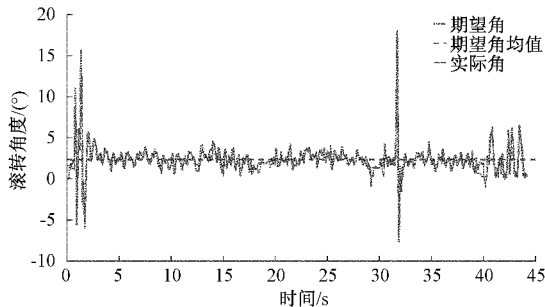


图 3 期望滚转角和真实滚转角

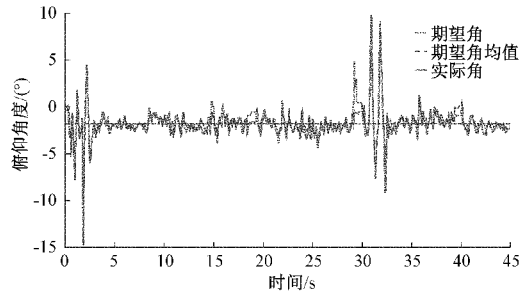


图 4 期望俯仰角和真实俯仰角

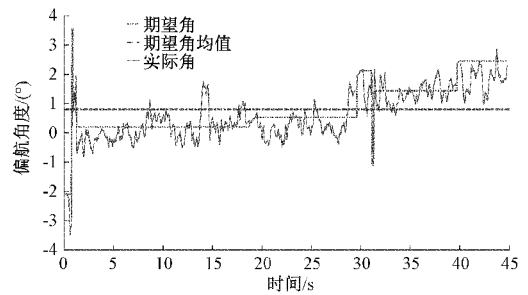


图 5 期望偏航角和真实偏航角

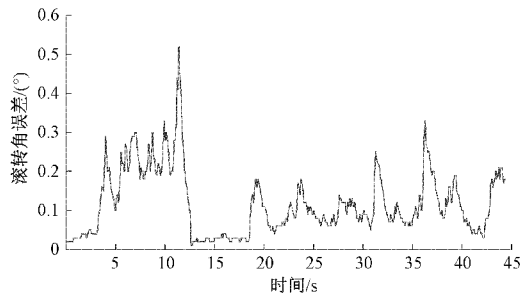


图 6 滚转角误差

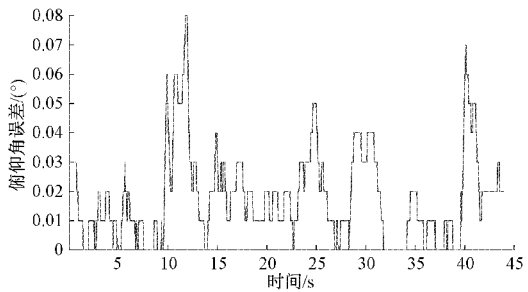


图 7 俯仰角误差

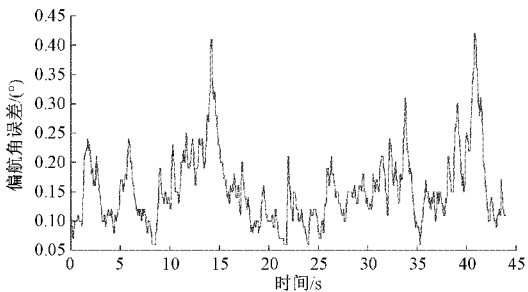


图 8 偏航角误差

表 2 控制器姿态角控制精度对比

控制方法	PID	LQR	ESO-PID	ESO-LQG-PI
控制精度/(°)	±3	±3	±2	±0.5

## 5 结 论

本文通过小扰动原理建立了所研究无人直升机的增量线性化模型,对无人直升机的悬停姿态角通道设计了新型 ESO-LQG-PI 控制器,具有良好的鲁棒性,能够保证无人直升机实现高精度的悬停姿态控制,控制效果良好。最后通过实验验证了该方法的有效性,结果表明,该控制器具有较强的适用性,对今后直升机飞行控制系统的研究具有重要的参考价值。

本文后续的研究方向是分析造成飞控系统建模不准确的因素,研究更多适合飞控系统的控制算法以设计出控制精度更高、响应速度更快的控制器。

## 参考文献

- [1] VARGHESE A T, MIJA S J. Sliding mode control based design for a 6-DOF miniature helicopter in hovering flight mode[J]. 2019 IEEE 5th International Conference on Mechatronics System and Robots (ICMSR), Singapore, 2019: 59-63, DOI: 10.1109/ICMSR.2019.8835471.
- [2] 王恰恰,赵志良. 二自由度无人直升机的非线性自抗扰姿态控制[J]. 自动化学报,2021,47(8):1951-1962.
- [3] 邓高渊,裴海龙. 基于 LQR 的无人直升机姿态控制器设计[J]. 计算机测量与控制,2015,23(1):106-109.
- [4] 宋一可. 基于改进模糊 PID 的无人直升机姿态与高度控制方法研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2020.
- [5] 范怡敏,罗云飞,魏春英. 基于自适应神经网络的无人直升机 PID 控制器研究[J]. 电子测量技术,2021,44(9):163-167.
- [6] 何伟,陈燕云,杨杰,等. 基于  $H_\infty$  回路成形的高速直升机控制器[J]. 兵工自动化,2020,39(9):74-79.
- [7] 刘炜. 基于自适应末端滑膜控制的无人机抖振抑制方法[J]. 国外电子测量技术,2019,38(2):19-24.
- [8] 鲜斌,郑国周,刘世博. 基于神经网络前馈的无人直升机非线性鲁棒控制设计[J]. 传感器与微系统,2018,37(4):104-107.
- [9] 周彬. 小型无人直升机非线性建模与控制方法研究[D]. 长沙:国防科技大学,2019.
- [10] 陈朝升. 一类非线性直升机模型控制器设计及仿真研究[D]. 南昌:南昌航空大学,2014.
- [11] 石波,李待兴,郭伟,等. 基于 LQG/LTR 方法的小型堆功率控制器设计[J]. 动力工程报,2021,41(2):167-172.
- [12] 牟涛. Pixhawk 飞控技术在植保无人机上的应用与实践[D]. 西安:西京学院,2017.
- [13] 陈文辉. 小型无人直升机建模与鲁棒飞行控制[D]. 南京:南京航空航天大学,2019.
- [14] 马瑞,吴洪涛,丁力. 基于人工蜂群算法的无人直升机 LQG/LTR 控制律优化设计[J]. 控制与决策,2016,31(12):2248-2254.
- [15] 侯捷,陈谋,刘楠. 基于径向基函数神经网络与扩张状态观测器的无人直升机控制[J]. 控制理论与应用,2021,38(9):1361-1371.
- [16] 范大东,雷旭升. 基于 ESO 的无人直升机高精度姿态控制[J]. 机器人,2020,42(4):406-415,426.

## 作者简介

张庆新,工学博士,教授,主要研究方向为智能控制算法,故障预测与测试技术,电机设计及其控制系统,运动控制及能量转换技术。

朱金旭,工学硕士研究生,主要研究方向为控制理论与控制工程,无人机飞行控制系统。

E-mail:3293843985@qq.com

郝晨乐,工学硕士研究生,主要研究方向为控制工程,无人机飞行控制系统。