

搭载光谱遥感载荷的多旋翼无人机控制系统设计与试验

裴信彪^{1,2}, 吴和龙^{1,2}, 马萍^{1,2}, 严永峰³, 郝鹏⁴, 白越^{1*}

(1. 中国科学院长春光学精密机械与物理研究所, 吉林 长春 130033;

2. 中国科学院大学, 北京 100049; 3. 吉林省农业科学院水稻研究所, 吉林 公主岭 136100;

4. 河北大学物理科学与技术学院 光信息技术创新中心, 河北 保定 071002)

摘要: 旋翼无人机作为低成本的新型遥感平台逐渐受到研究者与应用者的重视, 旋翼无人机搭载商用遥感, 具有地面分辨率高、响应迅速、使用维护方便等优点, 很好地弥补了传统遥感的缺陷, 在实际使用中抗干扰能力成为旋翼机遥感系统的重要性能指标。为了弥补常规多旋翼无人机航向控制力矩不足, 首先设计了六轴十二旋翼无人机结构并建立了其动力学模型, 然后针对农业遥感平台抗扰动能力的要求, 设计了专用的带有微分跟踪器、扩张状态观测器和非线性状态误差反馈控制律的自抗扰控制算法。其次通过仿真验证了控制器的稳定性与有效性, 通过实际风扰试验测试了该控制算法在 11.2 m/s 的短时风扰影响下仍保持良好的轨迹跟踪特性。最后在六轴十二旋翼无人机搭载自主研发的商品化微型高光谱仪 MNS2001 和两轴稳定云台, 在特定区域水稻上空定点进行光谱遥感测量, 在 300~900 nm 光谱范围内, 悬停区域上空多次测量的相对误差不超过 5%, 试验表明该旋翼机遥感平台具有良好的稳定性和可靠性, 可以进一步应用于农业遥感领域并辅助生产管理。

关键词: 十二旋翼无人机; 自抗扰控制算法; 光谱遥感; 稳定性

中图分类号: TP273; P237 **文献标志码:** A **DOI:** 10.3788/IRLA201948.0118003

Design and experiment of multi rotor UAV control system with spectral remote sensing load

Pei Xinbiao^{1,2}, Wu Helong^{1,2}, Ma Ping^{1,2}, Yan Yongfeng³, Hao Peng⁴, Bai Yue^{1*}

(1. Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Sciences, Changchun 130033, China;

2. University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China;

3. Institute of Rice, Jilin Academy of Agriculture, Gongzhuling 136100, China;

4. Photonics Information Innovation Center, College of Physics Science and Technology, Hebei University, Baoding 071002, China)

Abstract: As a new low-cost remote sensing platform, rotor UAV has been paid much attention by researchers and applications. Rotor UAV equipped with commercial remote sensing has many advantages, such as high ground resolution, quick response and easy maintenance, which make up for the shortcomings of traditional remote sensing, in practical use the anti-interference ability has become

收稿日期: 2018-08-08; 修订日期: 2018-09-09

基金项目: 国家自然科学基金(11372309, 61304017); 吉林省科技发展计划重点项目(0150204074GX); 省院合作科技专项资金项目(2017SYHZ0024)

作者简介: 裴信彪(1990-), 男, 博士生, 主要从事农业航空应用技术方面的研究。Email: 1181049978@qq.com

导师简介(通讯作者): 白越(1979-), 男, 研究员, 博士生导师, 主要从事无人机运动学、动力学、导航控制与农业航空遥感相关方面的研究。Email: baiy@ciomp.ac.cn

an important part of the remote sensing system of the rotor. In order to make up for the lack of conventional multi rotor torque heading control, firstly, six axis twelve -rotor UAV structure was designed and its dynamic model was established, then according to the anti disturbance capability of agricultural remote sensing platform requirements, the special algorithm of active disturbance rejection controller (ADRC) was designed with differential tracker, extended state observer and nonlinear state error feedback control law. Secondly, the stability and effectiveness of the controller was verified by simulation. The real wind disturbance test shows that the control algorithm maintains good trajectory tracking characteristics under the influence of instantaneous wind disturbance of 11.2 m/s. Finally, the UAV equipped with self -developed commercial high micro spectrometer MNS2001 and two axis stabilized in six axis twelve tilt rotor, fixed spectral remote sensing measurements in a particular area of rice over 300 -900 nm in the spectral range, spectral reflectance hovering over the region of multiple measurement relative error was less than 5%. The test results show that the rotor has a good platform for remote sensing stability and reliability can be further applied in the field of agricultural remote sensing and auxiliary production management.

Key words: twelve -rotor UAV; ADRC; spectral remote sensing; stability

0 引言

传统遥感技术多采用卫星和大型飞机作为平台, 可以进行大面积的信息采集并获取丰富的综合性数据, 能够完成对大范围目标物的识别、监测和分析^[1]。由于传统遥感技术具有实时、无损和覆盖范围广等显著优点, 已广泛应用于目标监测等领域^[2]。但基于卫星和大型飞机的传统遥感系统^[3]在小范围的数据采集和分析上存在着成本较高、分辨率不足、回归周期过长等问题^[4], 同时容易受到空间辐射和云层等因素的干扰^[5]。近些年来, 小型无人机作为低成本的新型遥感平台, 逐渐引起研究者和应用人员的关注^[6], 其具有近地分辨率高、响应迅速和使用维护方便等优点, 很好地弥补了传统遥感的缺陷, 在局部遥感和应急监测应用中取得了巨大成功^[7]。特别是多旋翼无人机, 由于其具有垂直起降和悬停能力、操作灵活、飞行稳定、使用和维护简便等优点, 国内外研究者纷纷尝试将旋翼无人机应用于农业、商业遥感领域^[8]。李冰^[9]等基于低空无人机遥感进行了冬小麦覆盖度变化监测, 李继宇^[10]等设计了四旋翼飞行器位置信息采集平台并进行了实验。随着无人机平台的广泛使用, 其稳定控制提出了更高要求^[11-13]。

然而常用的多旋翼无人机因其较弱的偏航控制

力矩导致其稳定性和抗风扰能力较弱, 特别是针对北方大风地区应用时上述不足限制了其使用。文中首先设计了六轴十二旋翼无人机结构, 该无人机电机转轴所在平面与机体平面存在夹角, 使得升力在偏航方向分量增大, 显著增强偏航控制力矩, 弥补了常规多旋翼无人机采用旋翼反扭力矩来控制偏航导致控制力矩不足的本质缺陷。针对抗风扰能力的需求, 控制器采用带有扩张状态观测器、微分跟踪器和非线性状态误差反馈控制律的自抗扰控制算法。仿真显示该控制算法抗扰能力强, 轨迹跟踪效果良好。在瞬间风力 11.2 m/s 的外界风扰下进行测试, 旋翼无人机能够保证轨迹跟踪的稳定性。旋翼机搭载中国科学院长春光学精密机械与物理研究所自主研发的商品化微型高光谱仪遥感设备 MNS2001 和两轴自稳云台对水稻进行光谱遥感测量, 试验结果显示在 300~900 nm 光谱范围内, 五次测量的相对误差不超过 5%。试验表明该遥感平台具有良好的稳定性与可靠性, 可以应用于农业遥感领域并指导生产管理。

1 旋翼无人机结构与模型

1.1 六轴十二旋翼无人机结构

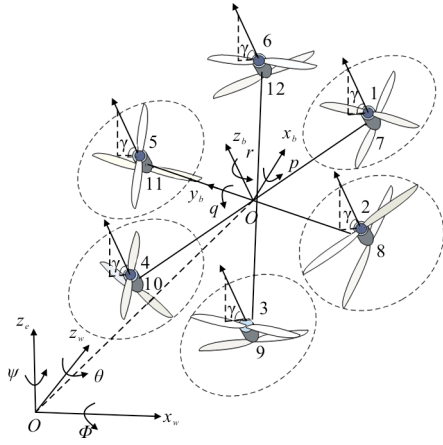
为了提高多旋翼无人机偏航方向的控制能力, 文中给出的六轴十二旋翼无人机采用升力在偏航方

向的分量代替传统的旋翼反扭力矩控制偏航通道。六轴十二旋翼无人机实物图和原理图分别如图 1(a)、(b)所示。



(a) 实物图

(a) Prototype diagram



(b) 原理图

(b) Schematic diagram

图 1 六轴十二旋翼无人机

Fig.1 Six-axis twelve-rotor UAV

如图 1(b)所示,其中旋翼 1、3、5、8、10、12 逆时针旋转,旋翼 2、4、6、7、9、11 顺时针旋转;各旋翼转轴与机体平面间成 $\zeta(0^\circ < \zeta < 30^\circ)$ 角,且相邻的两个旋翼转轴指向相反,六个机臂之间夹角为 60° 。

1.2 旋翼无人机模型分析

首先给出各旋翼坐标系到飞行器机体坐标系的转换矩阵:

$$D_1 = D_4 = \begin{bmatrix} \sqrt{3}/2 & \sin\zeta/2 & -\cos\zeta/2 \\ -1/2 & \sqrt{3}\sin\zeta/2 & -\sqrt{3}\cos\zeta/2 \\ 0 & \cos\zeta & \sin\zeta \end{bmatrix}$$

$$D_2 = D_5 = \begin{bmatrix} -\sqrt{3}/2 & \sin\zeta/2 & -\cos\zeta/2 \\ -1/2 & -\sqrt{3}\sin\zeta/2 & \sqrt{3}\cos\zeta/2 \\ 0 & \cos\zeta & \sin\zeta \end{bmatrix}$$

$$D_3 = D_6 = \begin{bmatrix} 0 & -\sin\zeta & \cos\zeta \\ 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\zeta & \sin\zeta \end{bmatrix} \quad (1)$$

式中: ζ 为旋翼转轴与机体平面夹角。

其次建立控制关系方程,六轴十二旋翼无人机受到多种力与力矩的作用,控制方程将研究其具体组成。

(1) 计算旋翼驱动单元提供的升力,根据旋翼的气动力学理论,无人机旋翼产生的升力与其转速的平方成正比,且比例系数取为升力系数 k :

$$P_i = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ k\Omega_i^2 \end{bmatrix}, \quad i=1,2,\dots,6 \quad (2)$$

利用公式 (1) 可以得到旋翼的总升力在机体坐标系下的投影:

$$P = \sum_{i=1}^6 D_i P_i = \begin{bmatrix} P_x \\ P_y \\ P_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{2}k\cos\zeta(-\Omega_1^2 - \Omega_2^2 + 2\Omega_3^2 - \Omega_4^2 - \Omega_5^2 + 2\Omega_6^2) \\ \frac{\sqrt{3}}{2}k\cos\zeta(-\Omega_1^2 + \Omega_2^2 - \Omega_4^2 + \Omega_5^2) \\ k\sin\zeta(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2 + \Omega_5^2 + \Omega_6^2) \end{bmatrix} \quad (3)$$

(2) 计算旋翼升力产生的力矩,每个旋翼轴的升力产生的力矩在各旋翼坐标系上的投影可表示为:

$$\bar{M}_i = \begin{bmatrix} 0 \\ (-1)^i l k \Omega_i^2 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (4)$$

式中: l 为旋翼中心到机体中心距离。将公式(1)代入,可得作用于机体坐标系下的合力矩为:

$$\bar{M} = \sum_{i=1}^6 D_i \bar{M}_i = \begin{bmatrix} \frac{1}{2}kl\sin\zeta(-\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + 2\Omega_3^2 + \Omega_4^2 - \Omega_5^2 - 2\Omega_6^2) \\ -\frac{\sqrt{3}}{2}kl\sin\zeta(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 - \Omega_4^2 - \Omega_5^2) \\ -kl\cos\zeta(\Omega_1^2 - \Omega_2^2 + \Omega_3^2 - \Omega_4^2 + \Omega_5^2 - \Omega_6^2) \end{bmatrix} \quad (5)$$

(3) 计算空气阻力与阻力矩。飞行器相对于大气的线速度 V_k ,则可得到空气阻力 $F_A = -C_d V_k^2$,其中 C_d 受迎角 α 、侧滑角 β 等因素影响,则空气阻力在机体

坐标系下的投影为:

$$F_f = \begin{bmatrix} -C_d V_k^2 \cos\alpha \cos\beta \\ C_d V_k^2 \sin\beta \\ C_d V_k^2 \sin\alpha \cos\beta \end{bmatrix} \quad (6)$$

由于多旋翼机体基本都由碳纤维杆连接动力部

$$F = \begin{bmatrix} \frac{k_1}{2} \cos\zeta (\Omega_1^2 + \Omega_2^2 - 2\Omega_3^2 + \Omega_4^2 + \Omega_5^2 - 2\Omega_6^2) + C_d V^2 \cos\alpha \cos\beta + G \sin\theta \\ \frac{\sqrt{3}}{2} k_1 \cos\zeta (\Omega_1^2 - \Omega_2^2 + \Omega_4^2 - \Omega_5^2) + C_d V^2 \sin\alpha \cos\beta - G \cos\theta \sin\phi \\ k_1 \sin\zeta (\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2 + \Omega_5^2 + \Omega_6^2) + C_d V^2 \sin\beta - G \cos\theta \cos\phi \end{bmatrix} \quad (7)$$

式中: G 为重力; ϕ, θ 分别为飞行器姿态角 $[\phi, \theta, \psi]^T$ 中的滚转角、俯仰角。

2 旋翼无人机控制器设计

2.1 控制器总体设计

文中设计的基于自抗扰控制器(ADRC)与比例-积分-微分控制器(PID)相结合的控制系统,结构框图如图 2 所示。飞行器的控制器为双环嵌套结构,外环为位置环,内环为姿态环。

其中,位置控制器细分为平动(XY 轴)控制器和高度(Z 轴)控制器,位置控制器利用位置与速度信息计算位置控制量并转换为期望升力(高度)和期望角度(滚转角、俯仰角),姿态控制器根据位置控制器的输出计算力矩控制量,最后将控制量转换为电机转速。

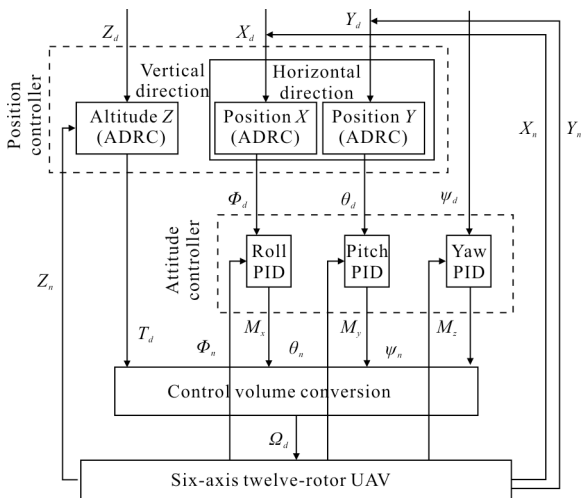


图 2 无人机控制系统结构图

Fig.2 System structure of UAV controller

分,而且多旋翼飞行速度较慢,假设空气阻力作用点与飞行器的中心重合,则可以认为空气阻力不产生阻力矩。

(4) 计算飞行器受到的合力,根据公式(3)中旋翼的总升力与公式(6)中的空气阻力,可以得到机体所受合力:

其中, X_d, Y_d, Z_d 为期望位置, X_n, Y_n, Z_n 为当前位置, ϕ_d, θ_d 为位置控制器输出的期望滚转角、俯仰角, T_d 为位置控制器输出的期望升力, M_x, M_y, M_z 为姿态控制器输出的期望角速度,期望偏航角 ψ_d 直接给定进入姿态控制器进行控制, Ω_d 为经控制量转换得到的电机转速。

2.2 位置控制器设计

位置控制器要求位置跟踪误差 $\leq \pm 3$ m, 基于 ADRC 方法进行位置控制器的设计, 控制器包括三部分: 跟踪微分器(TD)、扩张的状态观测器(ESO)以及非线性状态误差反馈控制算法(NLSEF)。XYZ 轴三个位置分别独立控制, 如图 3 所示。

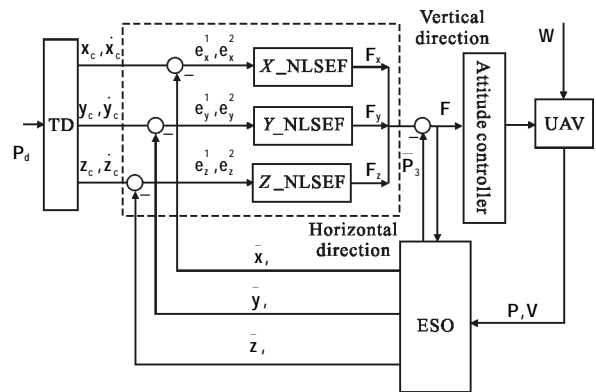


图 3 位置控制器结构

Fig.3 Structure of position controller

首先设计一个跟踪微分器单元, 为期望位置信号 P_d 安排预期的过渡过程, 以期解决超调与快速性矛盾的问题。经过 TD 处理后的 P_d 更加平滑, 控制器的鲁棒性更强。基于二阶最速开关系统的 TD 微分跟踪器如下:

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{P}}_c^1 = \mathbf{P}_c^2 \\ \dot{\mathbf{P}}_c^2 = -\mathbf{R} \cdot \text{sat} \left(\mathbf{P}_c^1 - \mathbf{P}_d(t) + \frac{\|\mathbf{P}_c^2\|^2}{2} \mathbf{R}^{-1}, \delta \right) \end{cases} \quad (8)$$

式中： $\mathbf{P}_c^1 = [x_c, y_c, z_c]^T$ 为期望位置 \mathbf{P}_d 的逼近； $\mathbf{P}_c^2 = [\dot{x}_c, \dot{y}_c, \dot{z}_c]^T$ 为期望位置微分量 $\dot{\mathbf{P}}_d$ 的逼近，其中 \mathbf{P}_d 即为期望速度。

\mathbf{R} 为期望位置微分量 $\dot{\mathbf{P}}_d$ 收敛的速率，线性饱和函数 $\text{sat}(\mathbf{A}, \delta)$ 如下式：

$$\text{sat}(\mathbf{A}, \delta) = \begin{cases} \text{sign}(\mathbf{A}), & |\mathbf{A}| > \delta \\ \frac{\mathbf{A}}{\delta}, & |\mathbf{A}| \leq \delta, \delta > 0 \end{cases} \quad (9)$$

其次设计扩张状态观测器，用以估计系统的状态和总扰动。其中总扰动包括系统模型不确定性(内扰)和系统外部扰动(外扰)。通过 ESO 估计系统总扰动量补偿至控制器，使得非线性系统转变为线性积分器串联型控制系统，ESO 表示如下：

$$\begin{cases} \dot{\varepsilon} = \bar{\mathbf{P}}_1 - \mathbf{P} \\ \dot{\varepsilon}_1 = \varepsilon_2 - \beta_1 \cdot \varepsilon \\ \dot{\varepsilon}_2 = \varepsilon_3 - \beta_2 \cdot \text{fal}(\varepsilon, \alpha_1, \delta) + \mathbf{R} \cdot \mathbf{a}_w + \mathbf{G} \\ \dot{\varepsilon}_3 = -\beta_3 \cdot \text{fal}(\varepsilon, \alpha_2, \delta) \end{cases} \quad (10)$$

式中： $\bar{\mathbf{P}}_1 = [\bar{x}, \bar{y}, \bar{z}]$ 表示对无人机位置的估计值； $\bar{\mathbf{P}}_2 = [\bar{v}_x, \bar{v}_y, \bar{v}_z]$ 表示对无人机速度的估计值； $\bar{\mathbf{P}}_3$ 表示系统模型不确定性与外界扰动组成的“总扰动”的估计值。 β_1, β_2 与 β_3 为正定的对角矩阵，元素为待整定参数， $\text{fal}(\cdot)$ 函数为：

$$\text{fal}(\varepsilon, \alpha_2, \delta) = \begin{cases} |\varepsilon|^\alpha \cdot \text{sign}(\varepsilon), & |\varepsilon| > \delta \\ \frac{\varepsilon}{1-\alpha}, & |\varepsilon| \leq \delta \end{cases} \quad (11)$$

且有 $0 < \alpha < 1$ 。

最后为每一个通道单独设计非线性状态反馈控制器，将 TD 产生的跟踪信号及微分信号，与 ESO 估计出的系统“总扰动” \mathbf{W} 的补偿量进行组合，作为输出的飞行器平动控制量，组合方式如下：

$$\begin{cases} F_x = k_x^1 \cdot \text{fal}(e_x^1, \alpha_1, \delta) + k_x^2 \cdot \text{fal}(e_x^2, \alpha_2, \delta) \\ F_y = k_y^1 \cdot \text{fal}(e_y^1, \alpha_1, \delta) + k_y^2 \cdot \text{fal}(e_y^2, \alpha_2, \delta) \\ F_z = k_z^1 \cdot \text{fal}(e_z^1, \alpha_1, \delta) + k_z^2 \cdot \text{fal}(e_z^2, \alpha_2, \delta) \end{cases} \quad (12)$$

式中： e_x^1, e_y^1, e_z^1 为三轴位置的跟踪误差； e_x^2, e_y^2, e_z^2 为三轴速度的跟踪误差； k_x^1, k_y^1, k_z^1 与 k_x^2, k_y^2, k_z^2 为位置和速度的相应控制系数。

通过位置控制器的设计，得到位置控制器输出 F_x, F_y, F_z ，该控制量进入姿态控制器前进行变量转换，转换如下：

$$\begin{cases} \phi_d = (F_x \cdot \cos \psi + F_y \cdot \sin \psi) / K_\phi \\ \theta_d = (-F_x \cdot \sin \psi + F_y \cdot \cos \psi) / K_\theta \\ T_d = F_z / K_T \end{cases} \quad (13)$$

式中： ϕ_d, θ_d 分别为期望滚转角、滚转角； T_d 为期望升力； ψ 为当前偏航角； K_ϕ, K_θ, K_T 分别为位置控制量转换系数。

2.3 姿态控制器

姿态控制器要求姿态跟踪误差 $\pm 2^\circ$ ，采用改进的 PID 控制方法，设计中引入比例 S 曲线(P-S)处理方法，控制器如图 4 所示。

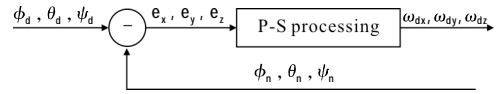


图 4 姿态外环控制器结构

Fig.4 Structure of attitude outer loop controller

其中， e_x, e_y, e_z 为角度跟踪误差， $\omega_{dx}, \omega_{dy}, \omega_{dz}$ 为姿态外环输出的期望角速度。P-S 处理方法以滚转方向角度误差 e_x 为例介绍如下。

首先引入区间范围 D 如下：

$$D = \frac{\theta_{\max}}{2k_p} \quad (14)$$

式中： θ_{\max} 为预设的最大允许倾角； k_p 为比例参数。则期望角速度 ω_{dx} 计算如下：

$$\omega_{dx} = \begin{cases} -\sqrt{2 \cdot \theta_{\max} \cdot (-e_x - D)} & e_x < -D \\ e_x \cdot k_p & -D < e_x < D \\ \sqrt{2 \cdot \theta_{\max} \cdot (e_x - D)} & e_x > D \end{cases} \quad (15)$$

通过 P-S 方法可以有效限定输出幅值。

姿态内环控制器如图 5 所示。

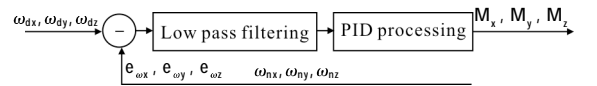


图 5 姿态内环控制器结构图

Fig.5 Structure of attitude inner loop controller

其中, $e_{\omega x}, e_{\omega y}, e_{\omega z}$ 为角速度误差, M_x, M_y, M_z 为姿态控制量。PID 处理中受无人机执行机构参数限制, 积分环节给出约束条件为 $\pm 15^\circ$ 。积分饱和情况下停止积分, 对输入量进行限幅处理, 使控制器输出在实现系统要求的同时满足其受到的约束。

通过位置控制器 ADRC 的设计, 克服系统模型不确定性带来的内扰, 同时补偿强风干扰下的外部扰动。通过姿态控制器 P-S 的设计抑制强风扰时期望姿态角的突变, 达到平滑控制器输出量的效果。

3 无人机控制器仿真与试验

3.1 控制器仿真试验

仿真分析中使用原型机真实值作为仿真参数, 如表 1 所示。

表1 十二旋翼无人机参数

Tab.1 Twelve-rotor UAV parameters

Parameter	Value
Mass/kg	4.45
Wheelbase/m	0.91
X moment of inertia/Nms ⁻²	2.6×10 ⁻²
Y moment of inertia/Nms ⁻²	2.6×10 ⁻²
Z moment of inertia/Nms ⁻²	5.1×10 ⁻²
Rotor lift coefficient/Ns ²	6.2×10 ⁻²
Rotor drag coefficient/Ns ²	1.3×10 ⁻²

同时给出整定后位置控制器仿真参数, 如表 2 所示。

表 2 位置控制器仿真参数

Tab.2 Position controller simulation parameters

Parameter	Value
TD δ, R	0.02, 1.5
ESO $\alpha_1, \alpha_2, \delta$	0.35, 0.25, 0.02
$\beta_1, \beta_2, \beta_3$	2 100, 420, 2 300
NLSEF $\alpha_1, \alpha_2, \delta$	0.6, 1.2, 0.02
k_x^1, k_y^1, k_z^1	65, 65, 120
k_x^2, k_y^2, k_z^2	2, 32, 90

同时给出整定后的姿态控制器仿真参数, 如表 3

所示。

表 3 姿态控制器仿真参数

Tab.3 Attitude controller simulation parameters

Parameter	Value	
Angle	k_p	0.45
	θ_{max}	45/57.3
Angular velocity	K_p	0.04
	K_i	0.15
	K_d	0.01

飞行器从初始状态 $P_0=[0, 0, 0]^T$ 及 $\eta_0=[0, 0, 0]^T$ 出发, 跟踪一个空间矩形轨迹, 其中空间矩形飞行轨迹的四个顶点坐标为 $[0, 0, 3], [4, 0, 3], [4, 3, 3], [0, 3, 3]$ 。

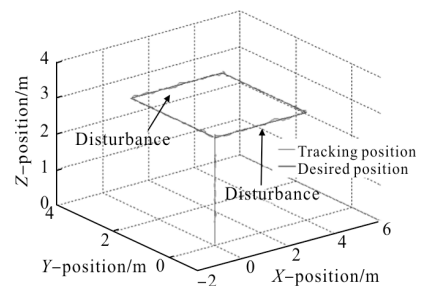
轨迹跟踪式如下:

$$\begin{cases} x_d = \frac{4(t-5)}{5} fsg(t, 5, 10) + 4fsg(t, 10, 15) + \\ \quad \frac{4(20-t)}{5} fsg(t, 15, 20) \\ y_d = \frac{3(t-10)}{5} fsg(t, 10, 15) + 3fsg(t, 15, 20) + \\ \quad \frac{3(25-t)}{5} fsg(t, 20, 25) \\ z_d = \frac{3t}{5} fsg(t, 0, 5) + 3fsg(t, 5, 30) \end{cases}$$

其中, 函数 $fsg(\cdot)$ 可表示为:

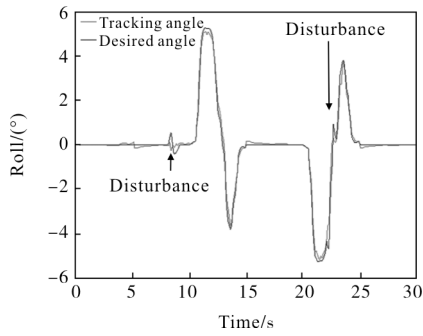
$$fsg(x, a, b) = \frac{\text{sign}(x-a) + \text{sign}(b-x)}{2}$$

当 $t=8-9s$ 时, 在位置 X 通道引入 $0.2\sin(t-8)$ 的外部扰动信号; 当 $t=22-23s$ 时, 在位置 Y 通道引入 $0.4\sin(t-22)$ 的扰动信号, 通过 MATLAB 仿真计算, 给出轨迹跟踪效果、姿态跟踪效果如图 6 所示。

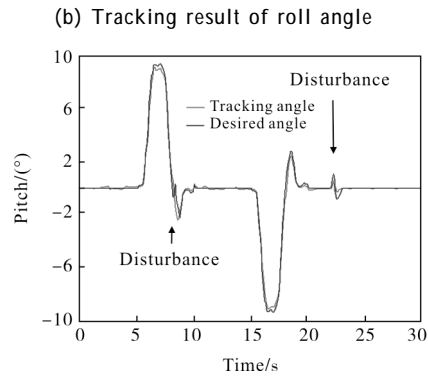


(a) 轨迹跟踪结果

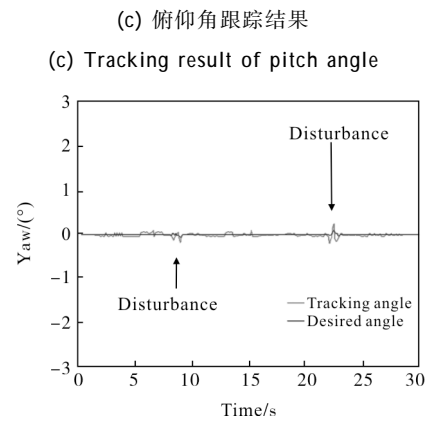
(a) Tracking result of trajectory



(b) 滚转角跟踪结果

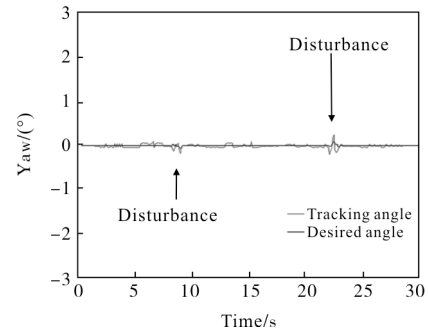


(b) Tracking result of roll angle



(c) 俯仰角跟踪结果

(c) Tracking result of pitch angle



(d) 偏航角跟踪结果

(d) Tracking result of yaw angle

图6 自抗扰(ADRC)控制下的轨迹跟踪结果

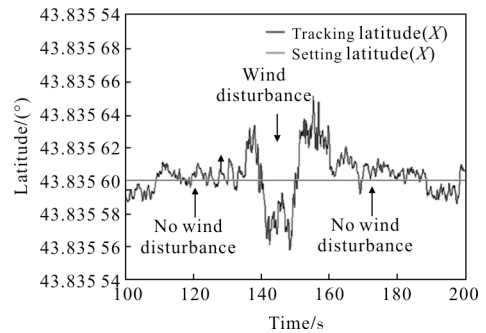
Fig.6 Results of trajectory tracking by ADRC

通过仿真计算看到,位置控制器 ADRC 能够有效克服外部扰动的影响。 $t=8-9s$ 在位置 X 通道引入外部扰动信号时,三轴位置与姿态跟踪均出现偏差,输入的位置扰动幅值为 0.2 m ,但跟踪的位置峰值偏差小于 0.1 m 。 $t=22-23s$ 在位置 Y 通道引入外部扰动信号时,三轴位置与姿态跟踪均出现偏差,输入的位置扰动幅值为 0.4 m ,但跟踪的位置峰值偏差小于 0.2 m ,控制器具有抗干扰能力,鲁棒性较强。在位置环引入扰动时位置环输出量的变化直接影响了姿态

环的输入,使得姿态环的输出发生变化,通过仿真结果能够看到姿态环输出受扰动影响,但是扰动的影响有限,姿态能够迅速准确地跟踪期望值。

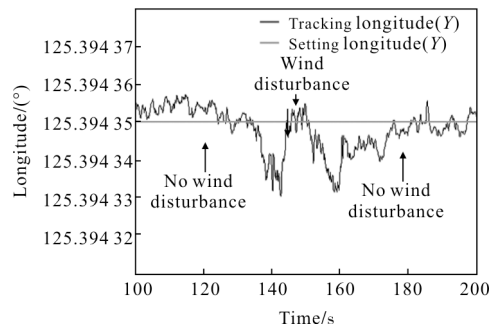
3.2 实际飞行及抗风试验

为了验证文中控制方法应用于六轴十二旋翼无人机在实际工作时的抗扰动性能,选择六级风扰天气时进行无人机自主轨迹跟踪飞行测试,试验时由风速计(美国 Omega)测得的瞬间最大环境风力为 11.2 m/s ,试验结果如图7所示。



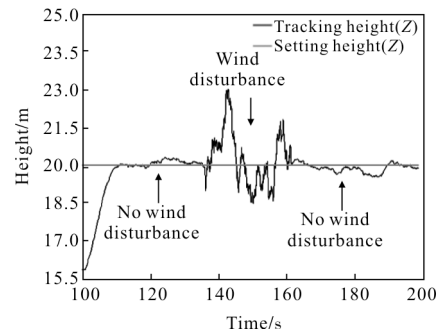
(a) 纬度跟踪

(a) Tracking latitude



(b) 经度跟踪

(b) Tracking longitude



(c) 高度跟踪

(c) Tracking height

图7 六轴十二旋翼无人机在六级风下的轨迹跟踪飞行试验

Fig.7 Trajectory tracking flight test of six-axis twelve-rotor UAV in six-stage wind

分析试验数据能够看到,无风扰情况下,XY(经纬度)方向的轨迹跟踪误差在 ± 0.8 m 以内,Z(高度)方向的轨迹跟踪误差在 ± 0.5 m 以内。有风扰情况下,XY 方向跟踪误差在 ± 2 m 以内,Z(方向的跟踪误差在 ± 2 m 以内。飞行试验表明六轴十二旋翼无人机在六级风扰影响下能够保持良好的轨迹跟踪精度。

3.3 搭载光谱仪的系统试验

试验使用的光谱仪为中国科学院长春光学精密机械与物理研究所自主研发的商品化微型高光谱仪 MNS2001, 参数如表 4 所示, 微型高光谱仪 MNS2001 实物图如图 8 所示。

表 4 光谱仪参数

Tab.4 Parameters of the spectrometer

Parameter	Value
Range	300 - 900 nm
Resolution	1.4 nm (FWHM)
Wavelength repeatability	± 0.3 nm
Stray light	<0.5% @600 nm
Integration time	2 ms - 1 min
SNR	300:1
Volume	70 mm×67 mm×40 mm
Mass	275 g



图 8 微型高光谱仪 MNS2001

Fig.8 Micro high spectrometer MNS2001

为了验证文中设计的无人机遥感系统的稳定性,对水稻进行了田间试验,试验地点位于吉林省公主岭市水稻研究所试验田 ($124^{\circ}44'E, 43^{\circ}28'N$), 时间为 2017 年 7 月 3 日,水稻处于拔节期。试验前,考虑到积分时间对光谱稳定性对比有一定的影响,调节高光谱仪的积分时间为 10 ms, 试验时将遥感系统飞至测试区上空 10 m 并保持悬停, 光谱仪视场

通过两轴云台保持垂直向下。为验证遥感系统的稳定性,直接测量值为波长-相对光强,而下一步水稻叶面的反射光谱分析人员需要用白板作为基底获得反射谱,因此每次采集目标光谱前后均进行白板校正测量,消除随时间变化太阳光的波动影响。遥感系统试验时在相同测试区域重复测量五次,以验证文中设计的遥感平台的有效性 & 稳定性。试验测量时天气晴朗无云,测量时间为上午 10:30~11:30。六轴十二旋翼无人机搭载遥感设备工作场景如图 9 所示。



(a) 地面

(a) On the ground



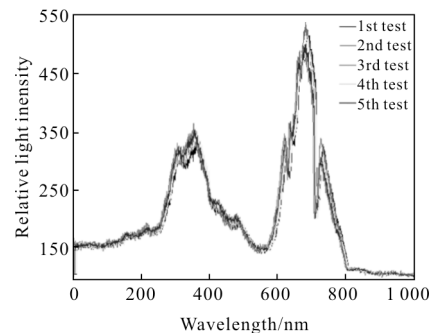
(b) 空中测试

(b) Flying test

图 9 旋翼无人机遥感系统

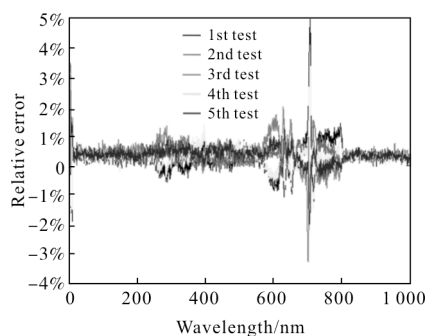
Fig.9 Remote sensing system of UAV

测试结果如图 10 所示,图 10(a)为文中设计的遥感系统五次测量水稻叶片的相对光强信息,图 10(b)为五次测量的相对误差。



(a) 五次测量值

(a) Measured value of 5 times



(b) 五次测量相对误差

(b) Relative error value of 5 times

图 10 遥感系统测试结果

Fig.10 Experiment results of the remote sensing system

由图 10(a)可以看出,测试结果在 565 nm(红波段)相对光强较小,在 680 nm(绿波段)相对光强最大。无人机搭载遥感设备五次同位置采集所得的相对光强基本接近,验证了该无人机遥感系统的稳定性。

由图 10(b)可以看出,五次重复测量试验的相对光强相对误差小于 5%,无人机遥感平台具有良好的跟踪特性。遥感系统使用的商品化微型高光谱仪 MNS2001 同位置多次测试的精度优于 0.5%,遥感系统五次测量的最大相对误差约为 5%,超过高光谱仪本身的误差,分析原因主要有以下几个方面:试验设计的五次测量针对同一片区域,无人机控制器的当前位置受 GPS 定位精度的限制,每次的测量时会产生偏差;五次测量时光照会有一定变化,导致每次测量结果有偏差;风扰情况下搭载光谱仪的两轴云台自稳会产生延迟,每次测量时光谱仪指向有偏差。但是小于 5%的相对误差,充分验证了该无人机遥感系统使用时具有良好的跟踪特性和实际使用价值。

4 结论

(1) 文中的六轴十二旋翼无人机遥感平台,从结构入手给出了模型的运动学方程并建立了完整的控制关系方程,针对遥感平台抗风性能的要求设计了专用的 ADRC 控制器,通过仿真验证了该控制器的抗干扰能力,通过实际风扰测试验证了外界六级风扰影响下仍旧保持良好的轨迹跟踪特性,满足农业遥感任务对飞行平台抗风扰能力的要求。

(2) 文中设计的六轴十二旋翼无人机遥感平台在光谱测量时具有良好的稳定性与可靠性,多次重复测量光谱的相对误差不超过 5%,该遥感平台具有广阔的市场前景,可以应用于农业遥感领域并指导生产。

参考文献:

- [1] Liu Lianwei, Yang Miaomiao, Zou Qianjin, et al. UAV infrared radiation modeling and image simulation [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2017, 46 (6): 0628002. (in Chinese)
刘连伟, 杨淼淼, 邹前进, 等. 无人机红外辐射建模与图像仿真[J]. *红外与激光工程*, 2017, 46(6): 0628002.
- [2] Liu Jun, Wang He, Wang Qiuling, et al. Application of UAV remote sensing technology in open-pit slope mapping [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2016, 45 (S1): S114001. (in Chinese)
刘军, 王鹤, 王秋玲, 等. 无人机遥感技术在露天矿边坡测绘中的应用 [J]. *红外与激光工程*, 2016, 45 (S1): S114001.
- [3] Ge Mingfeng, Qi Hongxing, Wang Yikun, et al. Hyperspectral imaging remote sensing technology based on light weight unmanned helicopter platform [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2015, 44 (11): 3402-3407. (in Chinese)
葛明锋, 亓洪兴, 王义坤, 等. 基于轻小型无人直升机平台的高光谱遥感成像系统 [J]. *红外与激光工程*, 2015, 44 (11): 3402-3407.
- [4] Wu Yinhua, Hu Bingliang, Gao Xiaohui, et al. Adaptive hyperspectral image classification using region-growing techniques[J]. *Optics and Precision Engineering*, 2018, 26(2): 426-434. (in Chinese)
吴银花, 胡炳樑, 高晓惠, 等. 利用区域增长技术的自适应高光谱图像分类[J]. *光学精密工程*, 2018, 26(2): 426-434.
- [5] Hou Banghuan, Yao Minli, Jia Weimin, et al. Spatial-spectral discriminant analysis for hyperspectral image classification [J]. *Optics and Precision Engineering*, 2018, 26(2): 450-460. (in Chinese)
侯榜煊, 姚敏立, 贾维敏, 等. 面向高光谱图像分类的空谱判别分析[J]. *光学精密工程*, 2018, 26(2): 450-460.
- [6] Qi Bingjie, Liu Jinguo, Zhang Boyan, et al. Research on matching performance of SIFT and SURF algorithms for high resolution remote sensing image [J]. *Chinese*

- Optics, 2017, 10(3): 331-339. (in Chinese)
- 齐冰洁, 刘金国, 张博研, 等. 高分辨率遥感图像 SIFT 和 SURF 算法匹配性能研究 [J]. 中国光学, 2017, 10(3): 331-339.
- [7] Gong Dun. Review on mapping space remote sensor optical system[J]. Chinese Optics, 2015, 8(5): 714-724. (in Chinese)
- 巩盾. 空间遥感测绘光学系统研究综述 [J]. 中国光学, 2015, 8(5): 714-724.
- [8] Huang Qing, Tang Huajun, Zhou Qingbo, et al. Remote-sensing based monitoring of planting structure and growth condition of major crops in Northeast China [J]. Transactions of the Chinese Society of Agricultural Engineering (Transactions of the CSAE), 2010, 26(9): 218-223. (in Chinese)
- 黄青, 唐华俊, 周清波, 等. 东北地区主要作物种植结构遥感提取及长势监测[J]. 农业工程学报, 2010, 26(9): 218-223.
- [9] Li Bing, Liu Rongyuan, Liu Suhong et al. Monitoring vegetation coverage variation of winter wheat by low-altitude UAV remote sensing system [J]. Transactions of the Chinese Society of Agricultural Engineering (Transactions of the CSAE), 2012, 28 (13): 160 - 165. (in Chinese)
- 李冰, 刘榕源, 刘素红, 等. 基于低空无人机遥感的冬小麦覆盖度变化监测[J]. 农业工程学报, 2012, 28(13): 160-165.
- [10] Li Jiyu, Zhang Tiemin, Peng Xiaodong, et al. Collection platform of field location information based on four-rotor aircraft [J]. Transactions of the Chinese Society for Agricultural Machinery, 2013, 44(5): 202-206. (in Chinese)
- 李继宇, 张铁民, 彭孝东, 等. 四旋翼飞行器农田位置信息采集平台设计与实验 [J]. 农业机械学报, 2013, 44(5): 202-206.
- [11] Dou Jingxin, Kong Xiangxi, Wen Bangchun, et al. Attitude fuzzy active disturbance rejection controller design of quadrotor UAV and its stability analysis [J]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2015, 23(6): 824-830. (in Chinese)
- 窦景欣, 孔祥希, 闻邦椿, 等. 四旋翼无人机模糊自抗扰姿态控制及稳定性分析 [J]. 中国惯性技术学报, 2015, 23(6): 824-830.
- [12] Lou Jingmei, Zhang Ke. Study on decoupling control of UAV lateral based on auto-disturbance-rejection control theory [J]. Computer Measurement & Control, 2014, 22(4): 1152-1154. (in Chinese)
- 楼静梅, 张科. 基于自抗扰理论的无人机横侧向解耦控制研究[J]. 计算机测量与控制, 2014, 22(4): 1152-1154.
- [13] Zhang Daifeng, Luo Biao, Mei Liang. Design of quadrotor controller based on PD-ADRC [J]. Measurement & Control Technology, 2015, 34(12): 62-65. (in Chinese)
- 张岱峰, 罗彪, 梅亮. 基于 PD-ADRC 的四旋翼控制器设计[J]. 测控技术, 2015, 34(12): 62-65.