

基于极值搜索的输电通道无人机电机 自抗扰控制

李燕雷¹, 张晓阳¹, 李晓令², 刘伟³, 王刚³, 周高伟⁴

(1. 国家电网有限公司, 北京 100031; 2. 河北电力工程监理有限公司, 河北

石家庄 050021; 3. 国网河北省电力有限公司, 河北 石家庄 050000;

4. 北京洛斯达科技发展有限公司, 北京 100088)

摘要: 由于传统方法在利用无人机进行输电通道障碍物排查过程中, 存在控制稳定性差和抗干扰能力不强等问题, 提出一种基于极值搜索的输电通道无人机电机自抗扰控制技术。通过状态观测器观测无人机系统的状态变量, 获取无人机系统的运行情况。采用极值搜索实现对输电通道无人机电机的自抗扰控制, 通过四元数解算无人机姿态, 通过磁力计数据和加速度计数据做归一化处理获得高精度的姿态信息。在极值搜索寻优原理的基础上修改方向和步长的惯性项, 运用梯度下降法对惯性项进行修正, 避免搜索过程中可能出现的不收敛问题或收敛速度慢的问题, 从而实现输电通道搜索的无人机电机自抗扰控制。实验结果表明, 所提方法控制下的无人机稳定性高、抗干扰能力强、控制效率高, 有利于提高输电通道勘查的效率。

关键词: 极值搜索算法; 输电通道; 无人机电机; 状态观测器; 自抗扰控制

中图分类号: TP271 **文献标识码:** A **DOI:** 10.19457/j.1001-2095.dqed23291

Motor Active Disturbance Rejection Control of Transmission Channel UAV Based on Extremum Search

LI Yanlei¹, ZHANG Xiaoyang¹, LI Xiaoling², LIU Wei³, WANG Gang³, ZHOU Gaowei⁴

(1. State Grid Corporation of China, Beijing 100031, China; 2. Hebei Electric Power Engineering

Supervision Co., Ltd., Shijiazhuang 050021, Hebei, China; 3. State Grid Hebei Electric

Power Co., Ltd., Shijiazhuang 050000, Hebei, China; 4. Beijing Luosida

Technology Development Co., Ltd., Beijing 100088, China)

Abstract: Because traditional methods have problems such as poor control stability and low control efficiency in the process of using unmanned aerial vehicle (UAV) to check obstacles in transmission channels, a transmission channel unmanned aerial vehicle motor auto-disturbance rejection control technology based on extreme value search was proposed. The state variables of the unmanned aerial vehicle system was observed through the state observer, and the operation status of the unmanned aerial vehicle system were obtained. The auto disturbance rejection control of unmanned aerial vehicle motor in transmission channel was realized by searching for extremum. The attitude of unmanned aerial vehicle was solved by quaternion, and high-precision attitude information was obtained by normalizing magnetometer data and accelerometer data. On the basis of the principle of extremum search and optimization, the inertial terms of the direction and step length was modified, and the gradient descent method was used to modify the inertial terms to avoid possible non-convergence problems or slow convergence problems during the search process, thereby to realize the unmanned aerial vehicle motor auto disturbance rejection control of the transmission channel searching. The experimental results show that the unmanned aerial vehicle under the control of the proposed method has high stability, strong anti-interference ability and high control efficiency, which is beneficial to improve the efficiency of power transmission channel survey.

Key words: extreme value search algorithm; transmission channel; unmanned aerial vehicle (UAV) motor; state observer; active disturbance rejection control

基金项目: 国家电网公司科技项目(5202231402LB)

作者简介: 李燕雷(1977—), 男, 硕士, 高级工程师, Email: lylyf7788@163.com

无人机具有成本低廉、设计简单和体积小等优点,得到了相关研究机构的广泛关注^[1]。无人机通过电机为飞行提供动力,无人机的悬停和垂直起降由电机带动旋翼高速旋转得以实现。无人机的偏航、滚转和俯仰运动通过对电机的转速进行协调控制,使旋翼产生运动方向的力矩来实现飞行^[2]。无人机的飞行性能由姿态控制的速度和稳定性决定,虽然无人机的飞行器结构较为简单,但却难以控制,其姿态的控制难度较大^[3]。因此,在输电通道障碍物排查过程中所用无人机电机自抗扰控制进行研究具有重要意义。

为提高无人机飞行过程中的抗干扰能力,学者对此展开了深入研究。文献[4]提出了一种抗风扰法的四旋翼无人机线性自抗扰控制(linear active disturbance rejection control, LADRC)方法,对无人机的姿态模型进行分析,根据分析结果建立模拟侧风模型,并设计了二阶LADRC闭环控制回路,在反馈控制律的基础上实现无人机电机的自抗扰控制。结果表明,该方法虽然可以在干扰条件下实现对无人机电机的控制,但是由于没有对姿态数据进行归一化处理,增加了控制所需时间,存在控制效率不高的问题。文献[5]提出了一种自适应滑模控制器以实现对无人机电机的自抗扰控制。该方法在内外环控制结构的基础上根据模型的外界干扰和模型不确定的情况设计无人机电机自抗扰控制器,在外环中实现无人机轨迹跟踪,获得期望的姿态角和升力,实现无人机电机的自抗干扰控制。结果表明,该方法控制效率高于一般方法,但是由于没有获取无人机在运动状态下的姿态信息,得到的控制结果稳定性不高。文献[6]提出了基于小波神经网络的无人机电机控制方法,采用梯度下降算法优化训练后的网络,分析电机的电压和转子角度之间的非线性关系,最后通过小波神经网络实现对无人机电机的控制。结果表明,该方法能够有效控制电机换相,但是存在控制结果稳定性不佳的问题。

为解决上述方法中存在的问题,本文提出一种基于极值搜索的输电通道无人机电机自抗扰控制方法。通过扩张状态观测器获取无人机系统的运行状态信息,对无人机姿态信息进行采集,采用极值搜索实现对输电通道无人机电机的自抗扰控制,通过四元数解算无人机姿态,并通过磁力计数据和加速度计数据获得高精度的姿态信息。在极值搜索寻优原理的基础上修改方

向和步长的惯性项,运用梯度下降法对惯性项进行修正,从而实现输电通道搜索的无人机电机自抗扰控制。

1 无人机姿态信息获取

1.1 无人机姿态控制难点分析

对无人机姿态进行控制时主要面临着以下几点问题:

1)无人机的偏航运动、滚转运动和俯仰运动存在耦合性。因此,在采用特定姿态对输电线路通道进行障碍物排查时,需要对飞行姿态产生的影响进行考虑,这种影响在无人机做机动性高的动作时较为明显,因此,设计控制器时需要重视。

2)电机转速与控制信号之间存在非线性关系,旋翼产生的拉力与电机转速之间也是非线性关系,这种关系会影响无人机的控制性能。

3)气动力矩和陀螺力矩会对无人机的正常飞行产生影响,气流等环境因素也会产生干扰,增加了系统的不确定性。

针对上述问题,需要设计并研究具有较强鲁棒性和抗干扰性的状态观测器,以获取可靠的无人机姿态信息。

1.2 扩张状态观测器设计

利用状态观测器可以获取无人机系统的运行情况,状态观测器可以根据被控对象的输入和输出确定无人机内部的状态信息。根据无人机姿态控制难度大的特点,进行扩张状态观测器设计。扩张状态观测器是自抗扰控制过程中最核心的内容,二阶不确定系统如下式所示:

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2 \\ \dot{x}_2 = f(x_1, x_2, t) + \omega(t) + bu \\ y = x_1 \end{cases} \quad (1)$$

式中: b, u 分别为被控对象的输入与输出; $f(x_1, x_2, t)$ 为不确定函数; $\omega(t)$ 为未知干扰。

对 $f(x_1, x_2, t)$ 和 $\omega(t)$ 这两个部分进行扩充,获得新变量 $x_3 = \omega(t) + f(x_1, x_2, t)$,令

$$\dot{x}_3 = (x_1, x_2, \omega(t), t)$$

经过扩张处理后获得新的控制系统:

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2 \\ \dot{x}_2 = x_3 + bu \\ \dot{x}_3 = (x_1, x_2, \omega(t), t) \\ y = x_1 \end{cases} \quad (2)$$

建立与上述系统对应的状态观测器,观测无人机系统的状态变量 x_1, x_2 以及无人机系统的两

个未知部分 $f(x_1, x_2, t), \omega(t)$ 。在扩张系统中观测变量 z_1, z_2, z_3 对应状态变量 x_1, x_2, x_3 的观测量,此时存在下式:

$$\begin{cases} \dot{z}_1 = z_2 - \beta_1 g_1(e) \\ \dot{z}_2 = z_3 - \beta_2 g_2(e) + bu \\ \dot{z}_3 = -\beta_3 g_3(e) \end{cases} \quad (3)$$

式中: e 为无人机内部状态, $e = z_1 - y$; $g_i(e)$ 为非线性函数, $i=1,2,3$; β_i 为状态变量的误差。

设计观测器的主要目的是选择合适的误差增益参数 β_i 和建立非线性函数 $g_i(e)$,扩张状态观测器在实现以上两个目标的基础上才可以准确地对系统的扰动和状态进行估计^[7]。一般情况下,选择的非线性函数如下:

$$\begin{cases} g_i(e) = fal(e, \alpha_i, \delta) \\ fal(e, \alpha_i, \delta) = \begin{cases} |e|^{\alpha_i} & |e| > \delta \\ e\delta^{1-\alpha_i} & |e| \leq \delta \end{cases} \end{cases} \quad (4)$$

式中: α_i 为扰动系数; δ 为比例积分, $\delta > 0$ 。

通过观测量 z_3 对无人机系统的初始控制量进行补偿,获得新的控制量 $u = u_0 - z_3/b$,其中, u_0 为初始控制量。通过上述过程用串联积分型线性系统代替原非线性不确定系统:

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2 \\ \dot{x}_2 = x_3 + bu \\ y = x_1 \end{cases} \quad (5)$$

通过设计扩张状态观测器,获取无人机系统的运行状态信息。

1.3 姿态信息采集

以通过扩张状态观测器获取的无人机系统的运行状态信息为基础,对无人机姿态信息进行采集。采用极值搜索进行输电通道无人机电机自抗扰控制,通过四元数解算无人机姿态,通过磁力计数据和加速度计数据获得高精度的姿态。在算法运行过程中需要归一化处理磁力计数据、加速度计数据和四元数,具体步骤如下:

通过四元数对重力向量 $\hat{g}$ 进行估计:

$$\hat{g} = \begin{bmatrix} \hat{g}_x \\ \hat{g}_y \\ \hat{g}_z \end{bmatrix} = C_n^b \cdot g^n = \begin{bmatrix} 2q_1q_3 - 2q_0q_2 \\ 2q_2q_3 + 2q_0q_1 \\ q_0^2 - q_1^2 - q_2^2 + q_3^2 \end{bmatrix} \quad (6)$$

式中: C_n^b 为旋转矩阵; $\hat{g}_x, \hat{g}_y, \hat{g}_z$ 分别为无人机运行空间中不同坐标轴上的重力向量分量; g^n 为总重力荷载; n 为空间维度; q_0, q_1, q_2, q_3 为包含无人机姿态信息的四元数; q_0^2, q_1^2, q_2^2 和 q_3^2 分别为通过四元数估计得到的重力向量。

归一化加速度计数据获得:

$$\bar{g} = [g_x \quad g_y \quad g_z]^T$$

式中: $\bar{g}$ 为加速度归一化结果; g_x, g_y, g_z 为加速度序列; V 为迭代步数。

设 e_1 是陀螺仪当前更新姿态对应的累计误差,其计算公式如下:

$$e_1 = \bar{g} \cdot \hat{g} = \begin{bmatrix} g_y \hat{g}_z - g_z \hat{g}_y \\ g_z \hat{g}_x - g_x \hat{g}_z \\ g_x \hat{g}_y - g_y \hat{g}_x \end{bmatrix} \quad (7)$$

归一化处理磁力计数据得到:

$$\bar{m} = [m_x \quad m_y \quad m_z]^T$$

式中: $\bar{m}$ 为磁感应强度; m_x, m_y, m_z 分别为不同坐标轴上的磁感应强度。

对当前磁场强度 m^n 进行计算,对四元数进行更新,并对磁场强向量 $\hat{m}$ 进行估算:

$$\hat{m} = [\hat{m}_x \quad \hat{m}_y \quad \hat{m}_z]^T = C_n^h m^n \quad (8)$$

式中: $\hat{m}_x, \hat{m}_y, \hat{m}_z$ 分别为不同坐标轴上的磁场强向量分量。

通过下式计算陀螺仪在姿态更新过程中的累计误差 e_1 :

$$e_1 = \bar{m} \cdot \hat{m} = \begin{bmatrix} m_y \hat{m}_z - m_x \hat{m}_y \\ m_z \hat{m}_x - m_x \hat{m}_z \\ m_x \hat{m}_y - m_y \hat{m}_x \end{bmatrix} \quad (9)$$

通过下式计算两次误差之间的比例积分 δ ,并将其作为修正值对角速率进行修正^[8-9]:

$$\delta = J_p(e_1 + e_2) + J_1 \int (e_1 + e_2) \quad (10)$$

式中: e_2 为累积总偏差; J_p 为陀螺仪横侧转动惯量; J_1 为陀螺仪纵侧转动惯量。

通过下式对陀螺仪的角速率进行修正:

$$\omega = \begin{bmatrix} \bar{\omega}_x \\ \bar{\omega}_y \\ \bar{\omega}_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \omega_x + \delta_x \\ \omega_y + \delta_y \\ \omega_z + \delta_z \end{bmatrix} \quad (11)$$

式中: ω 为陀螺仪的角速率; $\bar{\omega}_x, \bar{\omega}_y, \bar{\omega}_z$ 为陀螺仪的绝对角速度在不同坐标轴上的分量; ω_x, ω_y 和 ω_z 为陀螺仪的漂移角速度在不同坐标轴上的分量; δ_x, δ_y 和 δ_z 为不同坐标轴的陀螺仪角速率修正系数。

基于极值搜索的输电通道无人机电机自抗扰控制方法通过一阶龙格-库塔法对四元数进行更新:

$$q_k = q_{k-1} + dq_k \times V \quad (12)$$

式中: q_k 为四元数更新后得到的结果; q_{k-1} 为四元数向量; d 为线性区间长度; k 为四元数的行列式。

根据更新后的四元数通过下式计算无人机的姿态角:

$$\begin{cases} \phi = \arctan \frac{2(q_2 q_3 + q_0 q_1)}{q_0^2 - q_1^2 - q_2^2 + q_3^2} \\ \theta = \arcsin [2(q_0 q_2 - q_1 q_3)] \\ \psi = \arctan \frac{2(q_1 q_2 + q_0 q_3)}{q_0^2 + q_1^2 - q_2^2 - q_3^2} \end{cases} \quad (13)$$

式中: ϕ 为横滚角; θ 为俯仰角; ψ 为偏航角。
通过上述运算过程,获取了无人机的姿态信息。

2 输电通道无人机电机自抗扰控制

以获取的无人机姿态信息为基础,采用极值搜索实现对输电通道无人机电机的自抗扰控制。在极值搜索寻优原理的基础上修改方向和步长的惯性项,以此来避免搜索过程中算法可能出现的不收敛或收敛速度慢的问题,并将其应用在输电通道无人机电机自抗扰控制关键参数的设置过程中,获得需要控制的自抗扰控制参数,实现输电通道无人机电机自抗扰控制。图1为输电通道无人机电机自抗扰控制结构框图。

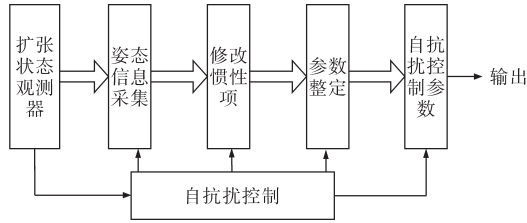


图1 输电通道无人机电机自抗扰控制结构框图

Fig.1 Block diagram of active disturbance rejection control structure of UAV motor for transmission channel

跟踪-微分器的二阶离散形式可通过下式进行描述:

$$\begin{cases} v_1(t+h) = v_1(t) + hv_2(t) \\ v_2(t+h) = v_2(t) + h \cdot [v_1(t) - v_0(t), \\ v_2(t), r, h_0] \end{cases} \quad (14)$$

式中: $v_0(t)$ 为期望信号; $v_1(t), v_2(t)$ 分别为 $v_0(t)$ 的近似跟踪信号和广义微分信号; h 为误差抑制程度参数; h_0 为滤波因子; r 为快慢跟踪因子。

扩张观测器的主要目的是对内部状态和扰动进行观测和估计^[10-11],三阶扩张观测器的表达式如下:

$$\begin{cases} e(t) = z_1(t) - y(t) \\ z_1(t+h) = z_1(t) + h[z_2(t) - \beta_{01}e(t)] \\ z_2(t+h) = z_2(t) + h\{z_3(t) - \beta_{02}[e(t), 0.5, \delta] + bu(t)\} \\ z_3(t+h) = z_3(t) - h\beta_{03}[e(t), 0.25, \delta] \end{cases} \quad (15)$$

式中: $y(t)$ 为误差允许值; $e(t)$ 为跟踪信号与被控

对象输出之间存在的误差; $z_1(t)$ 为对输入信号的跟踪; $z_2(t)$ 为对变化率的跟踪; $z_3(t)$ 为对被控对象的跟踪; $\beta_{01}, \beta_{02}, \beta_{03}$ 均为观测跟踪因子。

则二阶非线性误差反馈的离散形式如下:

$$\begin{cases} e_1 = v_1 - z_1 \\ e_2 = v_2 - z_2 \\ u_0 = \beta_1 fal(e_1, \alpha_1, \delta) + \beta_2 fal(e_2, \alpha_2, \delta) \\ u = u_0 - \frac{z_3}{b} \end{cases} \quad (16)$$

式中: α_1, α_2 为非线性参数; u, u_0 为控制增益; $fal(\cdot)$ 为非线性函数; v_1, v_2 为误差补偿。

在 n 维空间中通过下式进行初始化处理:

$$x_{ij}(0) = rand_{ij}(S, D)(x_{ij}^U - x_{ij}^L) \quad (17)$$

式中: $rand_{ij}(S, D)$ 为第 j 个搜索者对应的初始搜索位置; (S, D) 为搜索位置坐标; x_{ij}^U 为第 j 个搜索者搜索范围的上界; x_{ij}^L 为第 j 个搜索者搜索范围的下界。

令 D 的值为5,确定待辨识参数 $\beta_1, \beta_2, \beta_{01}, \beta_{02}, \beta_{03}$,构建搜索矩阵:

$$P(S, D) = \begin{bmatrix} \beta_{01}^1 & \beta_{02}^1 & \beta_{03}^1 & \beta_1^1 & \beta_2^1 \\ \beta_{01}^2 & \beta_{02}^2 & \beta_{03}^2 & \beta_1^2 & \beta_2^2 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ \beta_{01}^s & \beta_{02}^s & \beta_{03}^s & \beta_1^s & \beta_2^s \end{bmatrix} \quad (18)$$

式中: s 为矩阵中的非零元素。

分别将误差绝对值的时间积分性能和超调量作为最小目标函数和最优指标的一项^[12-14],惩罚功能如下:

$$J = \int_0^\infty [w_1 |e(t)| + w_2 u^2(t) + w_3 |e(t)|] dt \quad e(t) < 0 \quad (19)$$

式中: w_1, w_2, w_3 均为惯性权值; $u^2(t)$ 为控制器输出; $e(t)$ 为系统误差。

通过不确定行为的模糊逼近能力建立搜索步长与目标函数值之间存在的关系:

$$\begin{cases} \alpha_{ij} = \delta_{ij} \sqrt{-\ln(u_{ij})} \\ \delta_{ij} = w |x_{\min} - x_{\max}| \\ u_{ij} = rand(u_i, 1) \\ u_i = u_{\max} - \frac{s - I_i}{s - I} (u_{\max} - u_{\min}) \end{cases} \quad (20)$$

式中: α_{ij} 为搜索步长; δ_{ij} 为高斯隶属函数中存在的参数; $x_{\min}, x_{\max}$ 分别为最小函数和最大函数数值在同一种群中的位置; u_{ij} 为目标函数值 i 在 j 维搜索空间中对应的隶属度; u_i 为目标函数均值; I_i 为光滑函数; I 为非光滑函数; $u_{\max}, u_{\min}$ 分别为可变速长的最大值与最小值。

在极值搜索过程中通过梯度下降法对惯性项进行修正^[15-17]:

$$\begin{cases} w(t) = \mu + \sigma N \\ \mu = \mu_{\min} + (\mu_{\max} - \mu_{\min})rand(0,1) \end{cases} \quad (21)$$

式中: $\mu_{\min}$, $\mu_{\max}$ 分别为随机权重平均值的最小值和最大值; σ 为随机权重平均值对应的方差; N 为惯性项数量; $rand(0,1)$ 为随机函数。

综合考虑预动行为、利他行为和利己行为对预动方向 $d_{i,pro}$ 、利他方向 $d_{i,alt}$ 、利己方向 $d_{i,ego}$ 进行更新,实现数学建模:

$$\begin{cases} d_{ij}(t) = \text{sign}(wd_{ij,alt} + wd_{i,ego} + wd_{i,pro}) \\ w = \frac{V_{\max} - v}{V_{\max}} \end{cases} \quad (22)$$

式中: v 为当前迭代步数; $V_{\max}$ 为最大迭代步数。

通过搜索步长和搜索方向确定新个体的位置,如下式:

$$x_{ij}(v+1) = x_{ij}(v) + \Delta x_{ij}(v+1) \quad (23)$$

通过上述改进后的极值搜索算法获得输电通道无人机电机自抗扰控制所需的最优控制参数,实现输电通道无人机电机自抗扰的控制。

3 实验分析

为了验证基于极值搜索的输电通道障碍物排查用无人机电机自抗扰控制方法的整体有效性,对其进行实验测试,本次测试所用的软件为 Arduino。分别采用基于极值搜索的输电通道无人机电机自抗扰控制的本文方法、文献[4]中基于风扰下四旋翼无人机 LADRC 控制方法和文献[5]中基于自适应滑模控制器的无人机电机自抗扰控制方法进行测试,对比不同方法实现控制后无人机的横滚角、俯仰角、偏航角的稳定曲线。

实验以型号为 MD4-1000 的长航时四旋翼无人机为实验对象,图2为无人机示意图,长航时四旋翼无人机参数为:升速率 7.5 m/s,最大速度 15 m/s,任务载荷 800~2 000 g,机身自重 2 650 g。



图2 长航时四旋翼无人机

Fig.2 Long-endurance four-rotor UAV

根据上述参数,对不同方法的控制性能进行对比,图3为不同方法对无人机横滚角、俯仰角、偏航角控制稳定性的对比结果。

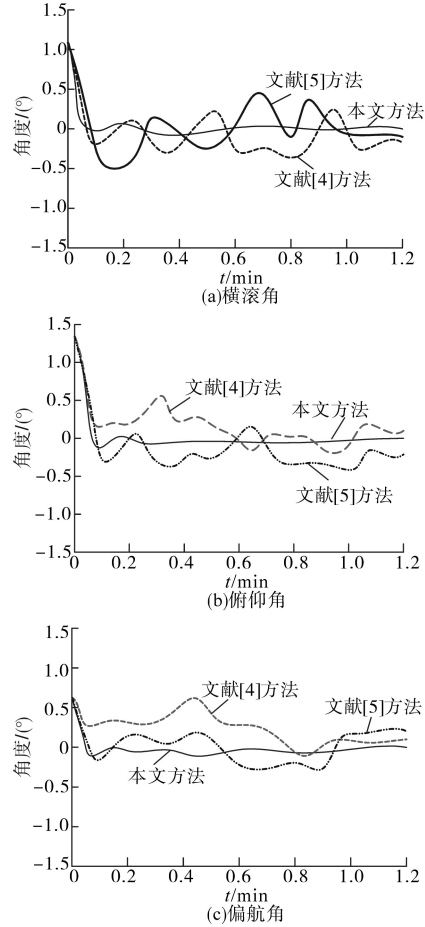


图3 控制稳定性对比

Fig.3 Comparison of control stability

分析图3可知,在姿态控制稳定测试的过程中,本文方法在横滚角、俯仰角、偏航角对无人机的控制稳定性均高于文献[4]方法和文献[5]方法。这是由于本文方法通过状态观测器可以根据被控对象的输入和输出确定无人机内部的状态信息,根据获取的状态信息实现无人机电机的自抗扰控制,从而提高了无人机控制的稳定性。

以控制时间为实验指标,分别采用本文方法、文献[4]方法和文献[5]方法对无人机电机进行自抗扰控制测试,对比不同方法所用的控制时间,测试结果如图4所示。

根据图4中的数据可知,本文方法控制输电通道无人机电机所用的时间在多次迭代中远远低于文献[4]和文献[5]控制无人机电机所用的时间,本文方法的控制时间始终低于 1 min,最短时间仅需要 0.4 min,最长时间也仅需要 0.6 min,而传统方法的控制时间最大值达到了 1.9 min。这

是由于本文方法在算法运行过程中对扩展状态传感器获取的数据进行了归一化处理,可在较短的时间内获取无人机的姿态信息,缩短了控制时间,进而提高了控制效率。

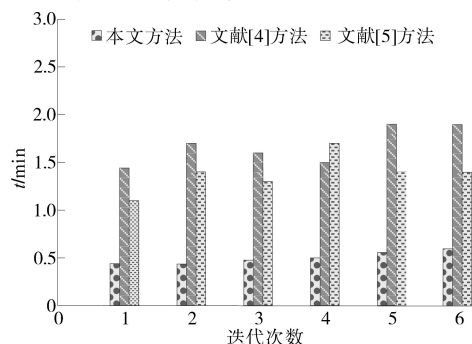


图4 控制时间测试结果

Fig.4 Control time test results

为了进一步验证本文方法的有效性,以抗干扰性为实验指标,对比不同方法的控制效果,结果如图5所示。

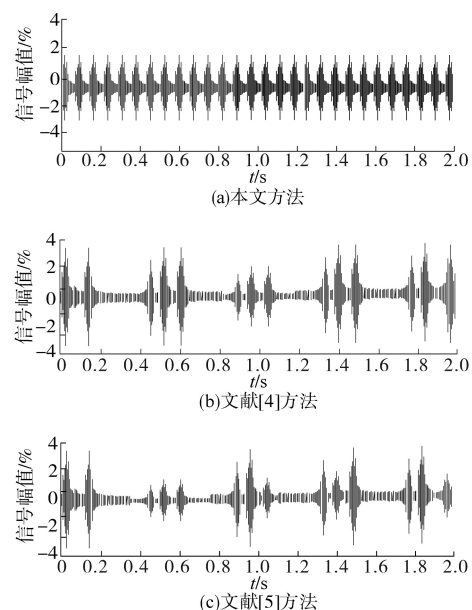


图5 抗干扰测试结果

Fig.5 Anti-jamming test results

分析图5可知,本文方法下无人机电机运行时的信号波形图呈现出规律性的变化特点,信号较为稳定,表明本文方法的抗干扰效果较好。而对比之下,文献[4]和文献[5]方法的信号波形图没有呈现出一定的变化规律,并且信号波动较大。由此可知,本文方法可以有效抑制多种因素的干扰,具有更强的抗干扰效果。

4 结论

无人机飞行控制技术和机载设备在近年来得到了飞速的发展,被广泛地应用在民用领域和

军事领域中,无人机在飞行过程中易受到外界的干扰,在上述背景下研究输电通道障碍物排查用无人机电机自抗扰控制方法具有重要意义。目前,无人机电机自抗扰方法存在控制稳定性差和控制效率不高等问题,为此本文提出基于极值搜索的输电通道无人机电机自抗扰控制方法,该方法可在较短的时间内有效地实现自抗扰控制,并且控制的稳定性高,抗干扰能力强,解决了目前方法中存在的问题,为无人机技术的发展奠定了基础。

参考文献

- [1] 施建. 基于自抗扰解耦模型的四旋翼姿态控制器设计[J]. 计算机测量与控制, 2020, 28(12): 90-94.
Shi Jian. Four-rotor attitude controller design based on auto-disturbance rejection decoupling model[J]. Computer Measurement & Control, 2020, 28(12): 90-94.
- [2] 袁文俊, 郑武略, 贺敏恒, 等. 基于多旋翼无人机GPS坐标计算的树障面积快速测定法[J]. 计算技术与自动化, 2019, 38(4): 42-46.
Yuan Wenjun, Zheng Wulie, He Minheng, et al. Rapid measurement of tree barrier area based on GPS coordinates calculation of multi-rotor UAV[J]. Computing Technology and Automation, 2019, 38(4): 42-46.
- [3] 裴信彪, 吴和龙, 马萍, 等. 搭载光谱遥感载荷的多旋翼无人机控制系统设计与试验[J]. 红外与激光工程, 2019, 48(1): 207-216.
Pei Xinbiao, Wu Helong, Ma Ping, et al. Design and experiment of multi rotor UAV control system with spectral remote sensing load[J]. Infrared and Laser Engineering, 2019, 48(1): 207-216.
- [4] 齐浩然, 齐晓慧. 风扰下的四旋翼无人机LADRC控制律设计[J]. 飞行力学, 2018, 36(2): 21-25.
Qi Haoran, Qi Xiaohui. Research on quadrotor UAV based on linear active disturbance rejection control technique under wind-disturbance[J]. Flight Mechanics, 2018, 36(2): 21-25.
- [5] 安帅, 袁锁中, 李华东. 变负载四旋翼无人机的轨迹跟踪控制器设计[J]. 电光与控制, 2018, 25(3): 59-63, 86.
An Shuai, Yuan Suozhong, Li Huadong. Design of trajectory tracking controller for a quad-rotor UAV with varied payload [J]. Electronics Optics & Control, 2018, 25(3): 59-63, 86.
- [6] 张子雄, 张艺, 杨风, 等. 小波神经网络在无人机电机控制的应用[J]. 微特电机, 2019, 47(9): 64-68.
Zhang Zixiong, Zhang Yi, Yang Feng, et al. Application of wavelet neural network for UAV motor control[J]. Small & Special Electrical Machines, 2019, 47(9): 64-68.
- [7] 张勇, 陈增强, 张兴会, 等. 基于自抗扰的四旋翼无人机动态面姿态控制[J]. 吉林大学学报(工学版), 2019, 49(2): 562-569.
Zhang Yong, Chen Zengqiang, Zhang Xinghui, et al. Dynamic

- surface attitude control of quad-rotor UAV based on ADRC[J]. Journal of Jilin University (Engineering and Technology Edition), 2019, 49(2): 562-569.
- [8] 王春阳,姜明瑞,史红伟. 四旋翼无人机轨迹跟踪控制系统设计[J]. 电光与控制, 2019, 26(3): 103-107.
Wang Chunyang, Jiang Mingrui, Shi Hongwei. Design of trajectory tracking control system for quad-rotor UAV[J]. Electronics Optics & Control, 2019, 26(3): 103-107.
- [9] 万慧,齐晓慧,朱子薇,等. 基于LADRC的四旋翼姿态解耦控制方法[J]. 火力与指挥控制, 2018, 43(4): 48-51.
Wan Hui, Qi Xiaohui, Zhu Ziwei, et al. Attitude decoupling control for quadrotor aircraft based on linear active disturbance rejection control technique[J]. Fire Control & Command Control, 2018, 43(4): 48-51.
- [10] 贺虎成,孙磊,张玉峰,等. 基于矢量控制的异步电机自抗扰控制[J]. 电机与控制学报, 2019, 23(4): 124-129.
He Hucheng, Sun Lei, Zhang Yufeng, et al. Asynchronous motor active disturbance rejection control based on vector control [J]. Electric Machines and Control, 2019, 23(4): 124-129.
- [11] 张小明,于纪言,王坤坤. 自抗扰PID四旋翼飞行器控制方法研究[J]. 电子技术应用, 2019, 45(3): 84-87.
Zhang Xiaoming, Yu Jiyan, Wang Kunkun. Research on control method of active disturbance quadrotor aircraft[J]. Application of Electronic Technique, 2019, 45(3): 84-87.
- [12] 陈志刚,阮晓钢,李元. 立方体机器人自抗扰平衡控制方法[J]. 控制与决策, 2019, 34(6): 1203-1210.
Chen Zhigang, Ruan Xiaogang, Li Yuan. Dynamic modeling of a cubical robot balancing on its corner[J]. Control and Decision, 2019, 34(6): 1203-1210.
- [13] 曾箫箫. 改进布谷鸟搜索算法的无人机三维航路规划[J]. 计算技术与自动化, 2020, 39(4): 96-99.
Zeng Xiaoxiao. Three dimensional path planning for unmanned aerial vehicles using improved cuckoo search algorithm[J]. Computing Technology and Automation, 2020, 39(4): 96-99.
- [14] 韦亚利,王飞,许新鹏. PWPf的直接力脉冲自抗扰姿态控制方法[J]. 现代防御技术, 2018, 46(4): 40-44.
Wei Yali, Wang Fei, Xu Xinpeng. ADRC controller based on PWPf for impulse lateral thrust[J]. Modern Defense Technology, 2018, 46(4): 40-44.
- [15] 于之靖,郭威. 基于6E70变频器的飞机襟翼驱动器测试系统[J]. 电气传动, 2013, 43(7): 58-62.
Yu Zhijing, Guo Wei. Testing system for airplane flap actuator based on 6SE70 VFD[J]. Electric Drive, 2013, 43(7): 58-62.
- [16] 史艳霞,乔佳,薛珑. 基于自抗扰控制耦合四旋翼姿态稳定性研究[J]. 控制工程, 2019, 26(11): 2099-2103.
Shi Yanxia, Qiao Jia, Xue Long. The stability of coupled four rotor unmanned aerial vehicle based on ADRC controller[J]. Control Engineering, 2019, 26(11): 2099-2103.
- [17] 熊树,夏新祥,张赫. 基于双极性功率变换器的开关磁阻电机DITC控制[J]. 电气传动, 2020, 50(7): 19-24.
Xiong Shu, Xia Xinxiang, Zhang He. DITC control of switched reluctance motor based on bipolar converters[J]. Electric Drive, 2020, 50(7): 19-24.

收稿日期:2021-03-31

修改稿日期:2021-05-12