

引用格式:杜永兴,孔震震,李宝山,等.油动四旋翼无人机的姿态控制研究[J].电光与控制,2019,26(7):89-95. DU Y X, KONG Z Z, LI B S, et al. On attitude control of oil-driven quad-rotor UAVs[J]. Electronics Optics & Control, 2019, 26(7):89-95.

油动四旋翼无人机的姿态控制研究

杜永兴, 孔震震, 李宝山, 秦岭
(内蒙古科技大学信息工程学院, 内蒙古 包头 014010)

摘要: 针对油动四旋翼欠驱动、时变环境误差大、高度非线性等问题,为得到更加精准的控制量,提出了基于自适应积分反步法与混合滤波算法相结合的控制算法,并将此算法应用到振动噪声大的油动四旋翼无人机的控制系统中。在相同的仿真条件下与积分反步法进行比较试验,结果表明,应用自适应积分反步法与混合滤波算法相结合的控制算法的无人机对较强的噪声干扰具有一定的鲁棒性,能使四旋翼稳定悬停,控制效果较为理想。

关键词: 姿态控制; 四旋翼无人机; 混合滤波; 自适应噪声; 李雅普诺夫稳定性理论

中图分类号: V279; TP273 文献标志码: A doi:10.3969/j.issn.1671-637X.2019.07.018

On Attitude Control of Oil-Driven Quad-Rotor UAVs

DU Yong-xing, KONG Zhen-zhen, LI Bao-shan, QIN Ling

(School of Information Engineering, Inner Mongolia University of Science and Technology, Baotou 014010, China)

Abstract: The oil-driven quad-rotor UAVs have the problems as under-actuation, large time-varying environmental error and high nonlinearity. To obtain a more precise control quantity, a control algorithm based on adaptive integral backstepping method and hybrid filtering algorithm is proposed, which is then used in the control system of an oil-driven quad-rotor UAV with high vibration noise. Comparison experiments are made under the same simulation conditions, and the result shows that: Compared with the integral backstepping method, the UAV using the control algorithm of adaptive integral backstepping method combined with the hybrid filtering algorithm is more robust to the strong noise interference, and the UAV can hover stably with fine control effect.

Key words: attitude control; quad-rotor UAV; hybrid filtering; adaptive noise; Lyapunov stability theory

0 引言

四旋翼无人机具有结构简单、控制灵活方便、可垂直起降、可空中悬停等特点,因其优越的低空飞行能力,不论是在军事领域还是在民用领域都得到了广泛的应用,关于四旋翼无人机的控制系统设计问题也成为一研究热点。相比于电动四旋翼无人机,油动四旋翼无人机因强大的续航能力和高载荷量,将会是今后无人机领域研究与应用的热点。目前,国内外的文献中,四旋翼无人机的控制方法主要为PID控制、模糊控制、自抗扰控制、滑模控制、反步法、LQR^[1]等。文献

[2]提出了一种基于反步控制算法的PD控制器跟踪四旋翼的期望轨迹,主要思想是将四旋翼的整个系统分成4个子系统来设计控制器,仿真结果验证了所提出的想法;文献[3]针对四旋翼飞行器的结构与机理特点设计了两种控制器,仿真对比结果表明,运用反步法的非线性控制器的性能优于PID控制器;文献[4]提出了带状态观测的自适应模糊反步控制方法,克服了四旋翼无人机的风扰和参数问题;文献[5]提出基于积分型反步法的控制系统,证明了使用该算法的控制器模型在控制精度、调节时间和抗干扰性上都要明显优于经典PID算法;文献[6]提出了一种积分反步法与滑模控制相结合的非线性控制方法,用来稳定四旋翼姿态并完成轨迹跟踪任务。油动四旋翼由于采用燃油发动机,噪声干扰较普通电动四旋翼大,通过文献[7]可知,电动发动机比油动发动机震动噪声大约低4~12 dB,油动四旋翼比电动四旋翼震动噪声干扰大,因此上述控制算法不能有效控制油动四旋翼稳定飞行,要对常规控制算法进行改进。

收稿日期:2018-07-25

修回日期:2018-09-05

基金项目:国家自然科学基金(61501266,61661044);内蒙古科技大学创新基金(2017YQL10);内蒙古科技计划项目(草原农牧作业油动多旋翼无人航空器的研发和应用)

作者简介:杜永兴(1980—),男,内蒙古包头人,博士,副教授,研究方向为先进控制理论与应用等。

本文设计了将自适应积分反步法与混合滤波算法相结合的控制算法。首先将四旋翼的姿态采样数据用混合滤波算法进行滤波,得到精准的采样值,进一步得到更好的控制量,同时对积分反步法进行改进,使控制器更好地适应周围环境,将改进算法应用到受外界环境干扰较大的油动无人机上,能够减少稳态误差,提高无人机自身的飞行抗干扰性,增强无人机的鲁棒性,以保障无人机的稳定状态。

1 四旋翼模型分析

四旋翼是一个六自由度和四输入的欠驱动的刚体,动力学模型为描述空间姿态和位置的一个数学方程组。要研究动力学模型,需要建立相应的机体坐标系和导航坐标系。四旋翼飞行器结构如图1所示,两对旋翼安装在垂直交叉的等长长臂的两端,即 $\{1,2,3,4\}$,机体坐标系(b 系)原点位于四旋翼质心处, y_b 轴沿机体横轴向左, x_b 轴沿机体纵轴指向前, z_b 轴垂直于 xyz 平面沿机体竖轴向上。导航坐标系选用原点与地球质心重合的地理坐标系(n 系)^[8-9]。

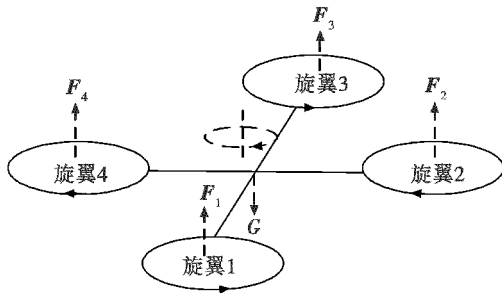


图1 四旋翼飞行器结构及受力图

Fig.1 The structure and force analysis of quadrotor aircraft

旋翼在旋转过程中与空气相互作用,产生沿转轴垂直向上的升力 F_i 和绕转轴与旋翼旋转方向相反的反转矩 M_i 。根据叶素理论推导^[10-11],可得

$$\begin{cases} F_i = C_T \rho A \Omega_i^2 R^2 = b \Omega_i^2 \\ M_i = C_Q \rho A \Omega_i^2 R^3 = d \Omega_i^2 \end{cases} \quad (1)$$

式中: $i=1,2,3,4$; C_T 为旋翼升力系数; C_Q 为旋翼反转矩系数; ρ 为空气密度; A 为旋翼圆盘面积, Ω_i 为旋翼旋转速度; R 为旋翼圆盘半径; b, d 为归一化系数。

设旋翼转轴到机体中心的距离用 l 表示,则可以得到旋翼产生的力或力矩为

$$\begin{cases} \mathbf{F} = \sum_{i=1}^4 \mathbf{F}_i = b(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \\ \tau_x = l(F_2 - F_4) = bl(\Omega_2^2 - \Omega_4^2) \\ \tau_y = l(F_1 - F_3) = bl(\Omega_1^2 - \Omega_3^2) \\ \tau_z = (-1)^i \sum_{i=1}^4 M_i = d(\Omega_2^2 - \Omega_1^2 - \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \end{cases} \quad (2)$$

式中: \mathbf{F} 为4个旋翼产生的合升力,产生垂直方向的加速度; τ_x 为绕机体 x 轴的横滚力矩,当 $F_2 \neq F_4$ 时,机体横滚,产生左右横向的加速度; τ_y 为绕机体 y 轴的俯仰力矩,当 $F_1 \neq F_3$ 时,机体俯仰,产生前后横向的加速度; τ_z 为绕机体 z 轴的偏航力矩,当4个旋翼的反转矩恰好抵消时,机体保持航向;当不能完全抵消时,则机体向左或向右转向。机体坐标系与导航坐标系转换关系见图2。

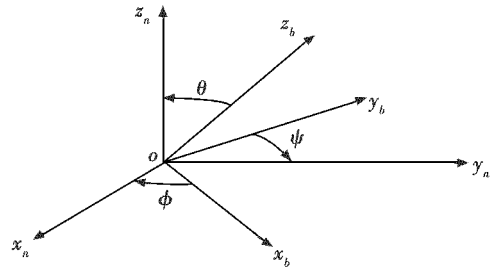


图2 坐标系转换

Fig.2 Coordinates transformation

为正确得到四旋翼动力学模型,做如下假设:1)四旋翼机架是呈刚性且对称的;2)旋翼也是刚体;3)发动机的推力与阻力正比于转子的转速的平方;4)忽略四旋翼的弹性变形和所受冲击等^[12-14]。

根据以上假设,对四旋翼进行分析,得到以下分析结果,即

$$\begin{pmatrix} F_x & F_y & F_z \end{pmatrix}^T = (\mathbf{F}_1 + \mathbf{F}_2 + \mathbf{F}_3 + \mathbf{F}_4) \cdot \begin{pmatrix} \cos \phi \cos \psi \sin \theta + \sin \phi \sin \psi \\ \cos \phi \sin \psi \sin \theta - \sin \phi \cos \psi \\ \cos \phi \cos \theta \end{pmatrix}. \quad (3)$$

由牛顿第二定律得四轴平动时的线加速度为

$$\begin{pmatrix} \ddot{x}_1 \\ \ddot{y}_1 \\ \ddot{z}_1 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} F_x/m \\ F_y/m \\ (F_z - mg)/m \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \sum_{i=1}^4 F_i (\sin \phi \sin \psi + \cos \phi \cos \psi \sin \theta)/m \\ \sum_{i=1}^4 F_i (-\sin \phi \cos \psi + \cos \phi \sin \psi \sin \theta)/m \\ \sum_{i=1}^4 F_i (\cos \phi \cos \theta)/m - g \end{pmatrix} \quad (4)$$

式中: x_1, y_1, z_1 为四旋翼在 n 坐标系各轴的偏移量; F_x, F_y, F_z 为四旋翼在 n 坐标系各轴的分力; m 为四旋翼的质量; g 为重力加速度; ϕ 为横滚角; θ 为俯仰角; ψ 为偏航角。

根据刚体运动的牛顿-欧拉方程,得到绕机体坐标转动的角加速度方程为

$$\begin{pmatrix} \ddot{\theta} \\ \ddot{\phi} \\ \ddot{\psi} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} l(F_4 - F_2 K_1 \dot{\theta})/I_{xx} \\ l(F_3 - F_1 K_2 \dot{\phi})/I_{yy} \\ (F_1 - F_2 + F_3 - F_4 - K_3 \dot{\psi})/I_{zz} \end{pmatrix} \quad (5)$$

式中： $K_i(i=1,2,3)$ 为反扭力矩系数； I_{xx}, I_{yy}, I_{zz} 为转动惯量。

定义 $U_z, U_\phi, U_\theta, U_\psi$ 为四旋翼无人机的 4 个独立控制通道的控制输入量,则

$$\begin{pmatrix} U_z \\ U_\phi \\ U_\theta \\ U_\psi \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} F \\ \tau_x \\ \tau_y \\ \tau_z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} b(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \\ bl(\Omega_2^2 - \Omega_4^2) \\ bl(\Omega_1^2 - \Omega_3^2) \\ d(\Omega_2^2 - \Omega_1^2 - \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \end{pmatrix} \quad (6)$$

综上所述,四旋翼无人机动力学模型为

$$\begin{pmatrix} \ddot{\phi} \\ \ddot{\theta} \\ \ddot{\psi} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \dot{\theta}\dot{\psi}(I_{yy} - I_{zz})/I_{xx} + J\dot{\theta}\dot{\Omega}/I_{xx} + (F_2 - F_4)/I_{xx} \\ \dot{\phi}\dot{\psi}(I_{zz} - I_{xx})/I_{yy} + J\dot{\phi}\dot{\Omega}/I_{yy} + (F_1 - F_3)/I_{yy} \\ \dot{\theta}\dot{\phi}(I_{xx} - I_{yy})/I_{zz} + [(-1)^i \sum_{i=1}^4 M_i]/I_{zz} \end{pmatrix} \quad (7)$$

$$\begin{pmatrix} \ddot{x}_1 \\ \ddot{y}_1 \\ \ddot{z}_1 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \sum_{i=1}^4 F_i(\sin \phi \sin \psi + \cos \phi \cos \psi \sin \theta)/m \\ \sum_{i=1}^4 F_i(-\sin \phi \cos \psi + \cos \phi \sin \psi \sin \theta)/m \\ \sum_{i=1}^4 F_i(\cos \phi \cos \theta)/m - g \end{pmatrix} \quad (8)$$

2 四旋翼姿态控制算法

首先,将四旋翼的动力学模型转换成空间状态方程,即

$$\dot{X} = f(X, U) \quad (9)$$

式中： $U = (U_z \ U_\phi \ U_\theta \ U_\psi)^T$ 为控制输入； X 为状态向量,其表达式为

$$X = (\theta \ \dot{\theta} \ \phi \ \dot{\phi} \ \psi \ \dot{\psi} \ x_1 \ \dot{x}_1 \ y_1 \ \dot{y}_1 \ z_1 \ \dot{z}_1)^T \quad (10)$$

由此动力学模型为

$$\begin{pmatrix} \dot{X}_1 \\ \dot{X}_2 \\ \dot{X}_3 \\ \dot{X}_4 \\ \dot{X}_5 \\ \dot{X}_6 \\ \dot{X}_7 \\ \dot{X}_8 \\ \dot{X}_9 \\ \dot{X}_{10} \\ \dot{X}_{11} \\ \dot{X}_{12} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} X_2 \\ a_1 X_4 X_6 + a_2 \Omega_r X_4 + b_1 U_\phi \\ X_4 \\ a_3 X_2 X_6 + a_4 \Omega_r X_2 + b_2 U_\theta \\ X_6 \\ a_5 X_2 X_4 + b_3 U_\psi \\ X_8 \\ u_x U_z / m \\ X_{10} \\ u_y U_z / m \\ X_{12} \\ (g - (\cos X_3 \cos X_1) U_z / m) \end{pmatrix} \quad (11)$$

式中： $a_1 = (I_{zz} - I_{xx})/I_{yy}$, $a_2 = J_r/I_{yy}$, $a_3 = (I_{yy} - I_{zz})/I_{xx}$, $a_4 = J_r/I_{xx}$, $a_5 = (I_{xx} - I_{yy})/I_{zz}$; $b_1 = 1/I_{yy}$, $b_2 = 1/I_{xx}$, $b_3 = 1/I_{zz}$; $\Omega_r = \Omega_2 + \Omega_4 - \Omega_1 - \Omega_3$, Ω_r 表示四旋翼整体旋转速度之差。

四旋翼无人机的基本动作有升高与降落、横滚与俯仰、前后与侧向飞行、偏航以及悬停状态。其中,所有动作都是通过悬停来完成准备阶段,或者完成一个新的悬停状态,所以将悬停作为四旋翼无人机的最基本动作来研究。悬停的实现就是无人机全状态控制的实现,无人机全状态控制包括姿态和位置两个子系统的控制。通过分析,设计如图 3 所示的控制结构。

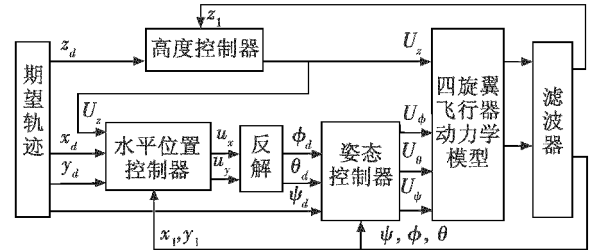


图 3 四旋翼无人机控制结构

Fig. 3 Control structure of quad-rotor UAV

四旋翼无人机的姿态和高度状态完全可控,水平位置的控制是依靠相应的姿态角,所以,对四旋翼的滤波器、姿态控制器、高度控制器、位置控制器分别来设计,接下来,所设计的基于自适应积分反步法和混合滤波算法相结合的控制方法就是基于此控制结构。

2.1 混合滤波算法

低通滤波器为

$$G(jw) = G_0/(1 + jw/w_c) \quad (12)$$

根据频域公式设计滤波器为

$$\begin{cases} X_k = \alpha y_j + (1 - \alpha) X_{k-1} \\ \alpha = t_s / (t_s + r_c) \\ r_c = 1 / (2\pi w_c) \end{cases} \quad (13)$$

其中： X_k 为本次滤波值； y_j 为本次采样值； w_c 为截止频率； r_c 为时间常数； t_s 为采样时间； α 为低通滤波器系数。

算术平均滤波就是连续采样 n 次并进行算术平均,其数学表达式是

$$\bar{y} = \frac{1}{n} \sum_{j=1}^n y_j \quad (14)$$

式中： \bar{y} 为 n 个采样值的算术平均值。

混合滤波算法的算式是

$$X_k = \alpha \frac{1}{n} \sum_{j=1}^n b_j y_j + (1 - \alpha) X_{k-1} \quad k, j > 0, k \leq 12, j \leq n \quad (15)$$

式中： b_j 为采样值的加权系数。

将低通滤波器与算术平均滤波相结合,使四旋翼

得到的采样值更准确,采样值输入到控制算法中,能够得到更精准的控制量,来控制无人机的姿态。

2.2 自适应积分反步控制法

2.2.1 姿态控制器

四旋翼无人机的姿态子系统如式(16)所示,即

$$\begin{cases} \dot{X}_1 = X_2 \\ \dot{X}_2 = a_1 X_4 X_6 + a_2 \Omega_r X_4 + b_1 U_\phi \\ \dot{X}_3 = X_4 \\ \dot{X}_4 = a_3 X_2 X_6 + a_4 \Omega_r X_2 + b_2 U_\theta \\ \dot{X}_5 = X_6 \\ \dot{X}_6 = a_5 X_2 X_4 + b_3 U_\psi \end{cases} \quad (16)$$

四旋翼飞行器的位置控制通过保持一定的姿态角实现,则设计的控制律使得飞行器的姿态跟踪期望的姿态角度。将姿态子系统看作3个二阶的子系统组成,每个二阶的子系统都是严格反馈形式。

引入跟踪误差 e_1 和其积分项 p_1 , 即

$$\begin{cases} e_1 = k_1 (X_{1d} - X_1) \\ p_1 = \int_0^t e_1(\tau) d\tau \end{cases} \quad (17)$$

式中: X_{1d} 是 X_1 的期望轨迹; k_1 为误差系数。

e_1 的导数为

$$\dot{e}_1 = \dot{X}_{1d} - \dot{X}_1 = e_2 - \beta_1 e_1 - c_1 p_1 \quad (18)$$

考虑关于两者的李雅普诺夫函数及其对时间的导数,即

$$V(p_1, e_1) = \frac{1}{2} e_1^2 + c_1 p_1^2 \quad c_1 > 0 \quad (19)$$

$$\dot{V}(p_1, e_1) = e_1 (c_1 p_1 + \dot{e}_1) = e_1 (c_1 p_1 + \dot{X}_{1d} - f_1) \quad (20)$$

设 f_1 为虚拟控制量,其表达式为

$$f_1 = c_1 p_1 + \dot{X}_{1d} + \beta_1 e_1 \quad (21)$$

式中: c_1 为积分项 p_1 的加权系数; β_1 为误差 e_1 的加权系数。

其次,引入跟踪误差 e_2 及其导数,即

$$e_2 = f_1 - \dot{X}_2 = c_1 p_1 + \dot{X}_{1d} + \beta_1 e_1 - \dot{X}_2 \quad (22)$$

$$\begin{aligned} \dot{e}_2 = c_1 e_1 + \ddot{X}_{1d} + \beta_1 (e_2 - \beta_1 e_1 - c_1 p_1) - \\ a_1 X_4 X_6 - a_2 \Omega_r X_4 - b_1 U_\phi \end{aligned} \quad (23)$$

再考虑跟踪误差 e_2 的李雅普诺夫函数及对时间的导数

$$V(p_1, e_1, e_2) = \frac{1}{2} e_1^2 + \frac{1}{2} e_2^2 + \frac{1}{2} c_1 p_1^2 \quad (24)$$

$$\begin{aligned} \dot{V}(p_1, e_1, e_2) = e_1 (c_1 p_1 + \dot{e}_1) + e_2 \dot{e}_2 = \\ -\beta_1 e_1^2 + e_2 (\dot{e}_2 + e_1) \end{aligned} \quad (25)$$

令

$$-\beta_2 e_2 = e_1 + c_1 e_1 + \ddot{X}_{1d} + \beta_1 (e_2 - \beta_1 e_1 - c_1 p_1) - \\ a_1 X_4 X_6 - a_2 \Omega_r X_4 - b_1 U_\phi \quad (26)$$

使得 $\dot{V}(p_1, e_1, e_2) = -\beta_1 e_1^2 - \beta_2 e_2^2 < 0$ 负定,其中 β_1, β_2 均大于0。根据李雅普诺夫稳定性定理,设计的控制律可以保证 (e_1, e_2) 渐近趋于零,使得采样值渐近趋于期望值。

则可以设计俯仰通道控制律 U_ϕ 为

$$U_\phi = [e_1 + c_1 e_1 + \ddot{X}_{1d} + \beta_1 (e_2 - \beta_1 e_1 - c_1 p_1) - \\ a_1 X_4 X_6 - a_2 X_4 \Omega_r + \beta_2 e_2] / b_1 \quad (27)$$

横滚通道控制 U_θ 和偏航通道控制 U_ψ 的推导步骤同俯仰通道控制原理一致,并且各参数定义规则一致,故只给出结论

$$U_\theta = [e_3 + c_3 e_3 + \ddot{X}_{3d} + \beta_3 (e_4 - \beta_3 e_3 - c_3 p_3) - \\ a_3 X_2 X_6 - a_4 X_2 \Omega_r + \beta_4 e_4] / b_2 \quad (28)$$

$$U_\psi = [e_5 + c_5 e_5 + \ddot{X}_{5d} + \beta_5 (e_6 - \beta_5 e_5 - c_5 p_5) - \\ a_5 X_2 X_4 + \beta_6 e_6] / b_3 \quad (29)$$

2.2.2 高度控制器

针对高度子系统

$$\begin{cases} \dot{X}_{11} = X_{12} \\ \dot{X}_{12} = \frac{(\cos X_1 \cos X_3) U_z}{m - g} \end{cases} \quad (30)$$

同姿态控制器推导步骤一样,可得

$$\begin{cases} e_{11} = k_{11} (X_{11d} - X_{11}) \\ p_{11} = \int_0^t e_{11}(\tau) d\tau \end{cases} \quad (31)$$

$$V(p_{11}, e_{11}) = \frac{1}{2} e_{11}^2 + c_{11} p_{11}^2 \quad c_{11} > 0 \quad (32)$$

$$\dot{V}(p_{11}, e_{11}) = -\beta_{11} e_{11}^2 < 0 \quad \beta_{11} > 0 \quad (33)$$

$$e_{12} = c_{11} p_{11} + \dot{X}_{11d} + \beta_{11} e_{11} - \dot{X}_{11} \quad (34)$$

$$\dot{e}_{11} = \dot{X}_{11d} - \dot{X}_{11} = e_{12} - \beta_{11} e_{11} - c_{11} p_{11} \quad (35)$$

$$\begin{aligned} \dot{e}_{12} = [c_{11} e_{11} + \ddot{X}_{11d} + \beta_{11} (e_{12} - \beta_{11} e_{11} - c_{11} p_{11}) - \\ (\cos X_3 \cos X_1) U_z] / (m + g) \end{aligned} \quad (36)$$

考虑李雅普诺夫函数及对时间的导数

$$V(p_{11}, e_{11}, e_{12}) = \frac{1}{2} e_{11}^2 + \frac{1}{2} e_{12}^2 + \frac{1}{2} c_{11} p_{11}^2 \quad c_{11} > 0 \quad (37)$$

$$\begin{aligned} \dot{V}(p_{11}, e_{11}, e_{12}) = e_{11} (c_{11} p_{11} + \dot{e}_{11}) + e_{12} \dot{e}_{12} = \\ -\beta_{11} e_{11}^2 + e_{12} (\dot{e}_{12} + e_{11}) \end{aligned} \quad (38)$$

为使 $\dot{V}(p_{11}, e_{11}, e_{12}) = -\beta_{11} e_{11}^2 - \beta_{12} e_{12}^2 < 0$ 负定,令

$$-\beta_{12} e_{12} = [e_{11} + c_{11} e_{11} + \ddot{X}_{11d} + \beta_{11} (e_{12} - \beta_{11} e_{11} - \\ c_{11} p_{11}) - (\cos X_3 \cos X_1) U_z] / (m + g) \quad (39)$$

同理可得,该系统是稳定的。由式(39)可得

$$U_z = [m(e_{11} + c_{11}e_{11} + \ddot{X}_{11d} + \beta_{11}(e_{12} - \beta_{11}e_{11} - c_{11}p_{11}) + g + \beta_{12}e_{12}) / (\cos X_1 \cos X_3)] \quad (40)$$

2.2.3 水平位置控制器

水平位置控制器为 x 和 y 方向控制,与高度控制推导步骤原理一致,参数定义规则也一致,故只给出推导结论。

$$u_x = m[(1 + c_7 - \beta_7^2)e_7 + \ddot{X}_{7d} - \beta_7 c_7 p_7 + (\beta_7 + \beta_8)e_8] / U_z \quad (41)$$

$$u_y = m[(1 + c_9 - \beta_9^2)e_9 + \ddot{X}_{9d} - \beta_9 c_9 p_9 + (\beta_9 + \beta_{10})e_{10}] / U_z \quad (42)$$

通过反解模块就可以求出俯仰角和横滚角值

$$\begin{cases} \theta_d = \arcsin \frac{u_x - \sin \phi_d \sin \psi}{\cos \phi_d \cos \psi} \\ \phi_d = \arcsin (u_x \sin \psi - u_y \cos \psi) \end{cases} \quad (43)$$

3 计算机仿真实验

本文实验仿真平台为 Matlab,以油动四旋翼无人机为原型在 Matlab Simulink 中搭建系统,不仅考虑四旋翼动力学模型,还包含了旋翼的模型、传感器的测量噪声、时间延时与滞后、振动噪声等因素的影响,四旋翼无人机相关物理参数见表1。在仿真中,俯仰角与横滚角的初始值设置为 0.2 rad,其角速度初始值为 0.2 rad/s,其他状态量初始值为 0;期望飞行高度为 5 m,期望姿态角及角速度为 0。仿真参数见表2。

表1 四旋翼无人机物理参数

Table 1 Physical parameters of quad-rotor UAV

符号	数值	物理意义
m/kg	20	无人机质量
l/m	0.6	机臂长度
$I_{xx}/(\text{kg} \cdot \text{m}^2)$	0.006228	x 方向的转动惯量
$I_{yy}/(\text{kg} \cdot \text{m}^2)$	0.006228	y 方向的转动惯量
$I_{zz}/(\text{kg} \cdot \text{m}^2)$	0.01121	z 方向的转动惯量
$J_r/(\text{kg} \cdot \text{m}^2)$	0.000061	转动惯量
$g/(\text{m} \cdot \text{s}^{-2})$	9.806	重力加速度
h/s	0.01	采样时间
b	0.0000313	阻力系数
d	0.00000075	升力系数

表2 仿真参数

Table 2 The simulation parameters

符号	数值	符号	数值
$c_i (i=1,3,5,7,9,11)$	3	β_5	2
$\beta_i (i=1,3,7,9,11)$	5	β_6	1
$\beta_i (i=2,4,8,10,12)$	8		

本文根据设计的四旋翼虚拟系统分别验证不同的控制方法,在 Matlab 环境下进行四旋翼无人机的控制仿真,仿真条件一致,同时将仿真系统中的噪声功率加大

到油动四旋翼的振动噪声功率值,观察仿真结果。

3.1 积分反步控制法仿真

将设计的四旋翼仿真系统的控制算法设计为积分反步法,图4为积分反步法姿态仿真图,图5为积分反步法姿态角误差仿真图。

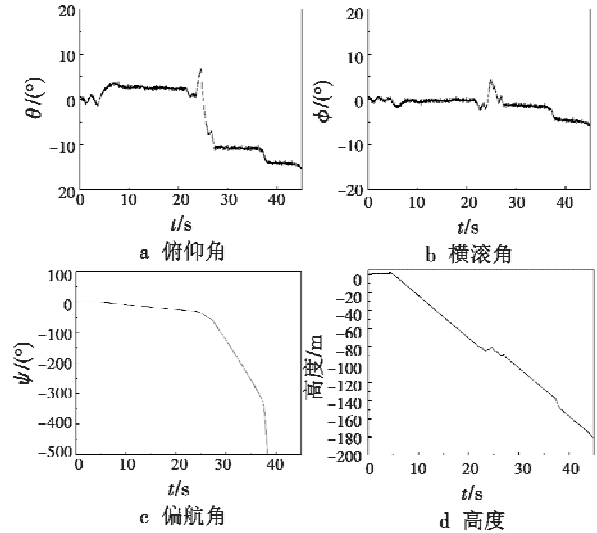


图4 积分反步法姿态仿真图

Fig. 4 Attitude simulation of integral backstepping

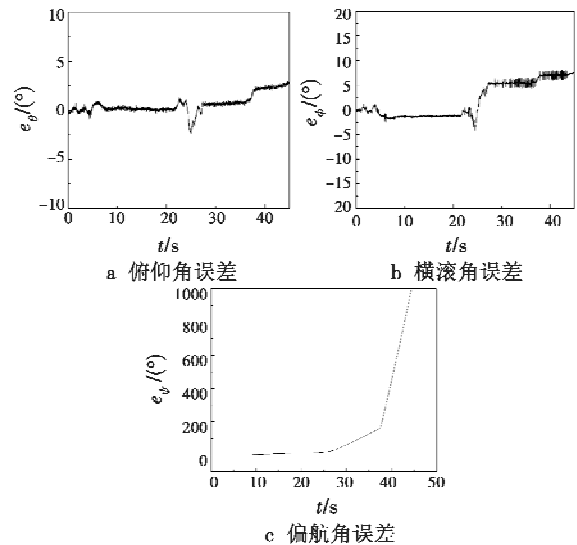


图5 积分反步法姿态角误差仿真图

Fig. 5 Attitude angle error simulation of integral backstepping

3.2 改进控制算法仿真

通过改进算法,将改进后的算法应用到四旋翼仿真系统中。图6为本文算法姿态仿真图,图7为本文算法姿态角误差仿真图,图8为本文算法位移仿真图。

对比改进算法与积分反步法的仿真结果,从图4、图5可以看出,在设计的仿真条件下,当仿真系统噪声加大到油动四旋翼噪声功率的情况下,应用积分反步

法的油动四旋翼的姿态角和高度轨迹一直处于偏差状态,直至四旋翼处于崩溃状态。由图4可以看出,四旋翼一直处于无规则漂移状态,俯仰角和横滚角数值大幅度波动,偏航角度一直处于加速状态,说明四旋翼已经失衡,同时,四旋翼的高度由于仿真环境的设计没有坠机停机设置,四旋翼高度在0 m坠机后不会停止运动,会一直往下降。从图5可以看出,因受到持续振动噪声干扰,姿态角与期望姿态角有绝对误差,但是应用积分反步法控制的四旋翼姿态角的绝对误差值无法稳定,并会逐渐加大,最终导致油动四旋翼失控。

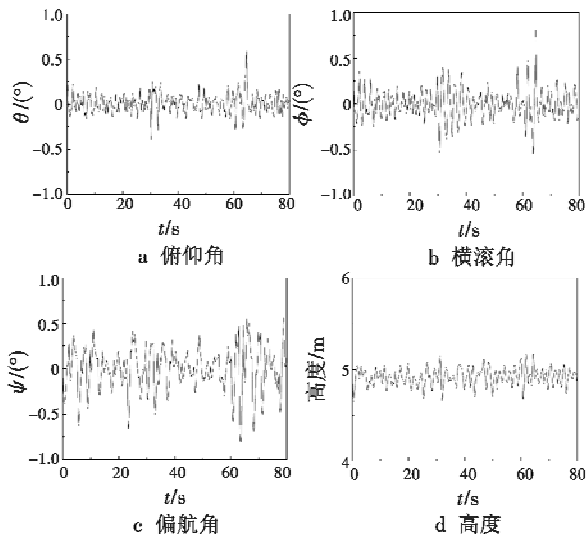


图6 本文算法姿态仿真图

Fig. 6 Attitude simulation of our algorithm

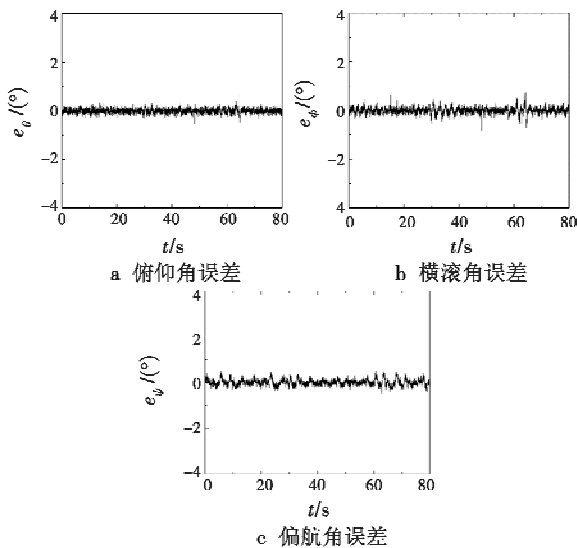


图7 本文算法姿态角误差仿真图

Fig. 7 Attitude angle error simulation of our algorithm

从图6、图7可知,在与积分反步法相同仿真条件下,应用本文算法的油动四旋翼的姿态和高度轨迹在误差允许范围内与期望轨迹基本一致,由图6可以看

出,油动四旋翼的俯仰角、横滚角和偏航角范围在可误差范围内是渐近趋向于0°,高度范围趋近于5 m,与期望轨迹基本一致;从图7可以看出,因受到持续振动噪声干扰,姿态角与期望姿态角有一定的绝对误差,与积分反步法相比,应用本文改进算法的控制方法使姿态角的绝对误差值趋于0°,可以基本保持稳定,使四旋翼能够稳定悬停;从图8可以看出,在俯仰横滚有初始角度和角速度下,无人机在x和y方向发生位移,无人机能够平稳地向左和向前运动。

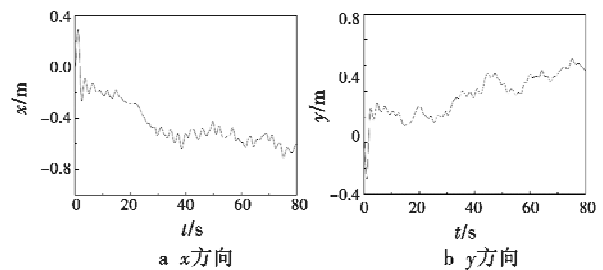


图8 本文算法位移仿真图

Fig. 8 Displacement simulation diagram

of our algorithm

当初始条件俯仰角与横滚角的初始值设置为0.2 rad,其角速度初始值为0.2 rad/s,其他状态量初始值为0;期望飞行高度为5 m,期望x方向位移速度为1 m/s,期望y方向位移速度为1 m/s,本文算法仿真结果如图9、图10所示。

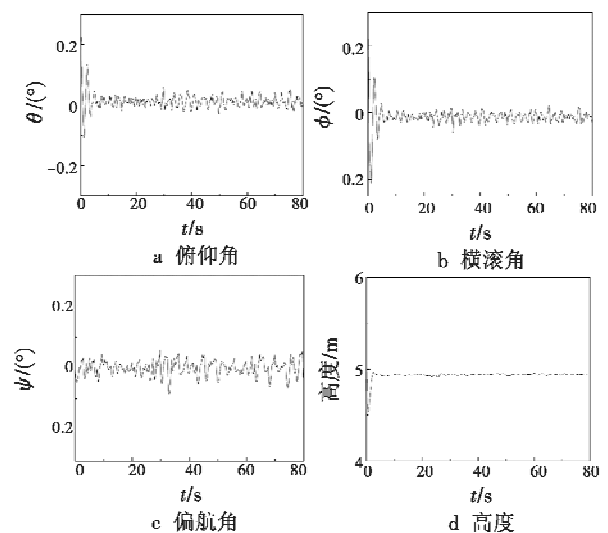


图9 新参数下本文算法姿态仿真图

Fig. 9 Attitude simulation diagram of our algorithm

with new parameters

从图9和图10可以看出,在与积分反步法相同仿真条件下,应用本文算法的油动四旋翼姿态和高度轨迹在误差允许范围内与期望轨迹基本一致,同时,无人机在给出初始速度的条件下能够稳定飞行,x方向和y

方向的位移线性变化。

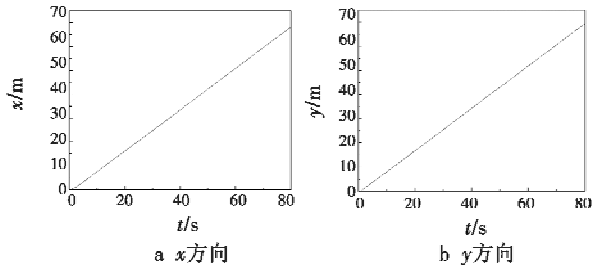


图10 新参数下本文算法位移仿真图

Fig. 10 Displacement simulation diagram of our algorithm with new parameters

4 结束语

本文针对油动四旋翼无人机飞行系统中,机体的振动会对四旋翼的姿态数据产生有害的噪声,将影响无人机姿态的稳定,对此,将自适应积分反步法与混合滤波算法相结合,对油动四旋翼进行稳定控制。将基于自适应积分反步法与混合滤波算法相结合的控制算法应用到振动噪声大的油动四旋翼无人机控制系统中,在有效的稳态误差范围内能够使油动四旋翼稳定悬停。通过与积分反步法进行比较实验,充分验证该系统收敛性好且能使四旋翼稳定,控制效果较为理想。

参考文献

[1] ALOTHMAN Y, JASIM W, GU D B. Quad-rotor lifting-transporting cable-suspended payloads control [C]//International Conference on Automation and Computing, IEEE, 2015:1-6.

[2] AJMERA J, SANKARANARAYANAN V. Trajectory tracking control of a quadrotor [C]//International Conference on Control Communication and Computing, India, IEEE, 2015:48-53.

[3] 米培良. 四旋翼飞行器控制与实现 [D]. 大连:大连理工大学, 2015.

[4] YACEF F, BOUHALI O, HAMERLAIN M, et al. Observer-

based adaptive fuzzy backstepping tracking control of quadrotor unmanned aerial vehicle powered by li-ion battery [J]. Journal of Intelligent & Robotic Systems, 2016, 84 (1):179-197.

- [5] 程素平,刘祚时,胡智元. Integral Backstepping 法在四旋翼飞行器抗干扰研究中的应用 [J]. 电光与控制, 2018, 25(10):89-93.
- [6] JIA Z, YU J, MEI Y, et al. Integral backstepping sliding mode control for quadrotor helicopter under external uncertain disturbances [J]. Aerospace Science & Technology, 2017, 20 (10):1079-1096.
- [7] 秦勤,肖伟民,蒋从双,等. 电动汽车和燃油汽车的噪声特性对比 [J]. 噪声与振动控制, 2014, 34(2):63-65.
- [8] SLAWINSKI E, SANTIAGO D, MUT V, et al. Control for delayed bilateral teleoperation of a quadrotor [J]. ISA Transactions, 2017:415-425.
- [9] 梁雪慧,党媛媛,赵嘉祺. 四旋翼飞行器模型参考自适应容错控制 [J]. 电光与控制, 2018, 25(7):88-91.
- [10] LU H, LIU C, COOMBES M, et al. Online optimisation-based backstepping control design with application to quadrotor [J]. IET Control Theory and Applications, 2016, 10(14):1601-1611.
- [11] 王竹晴,刘宁,邵星灵,等. 基于鲁棒积分的四旋翼飞行器姿态控制 [J]. 电光与控制, 2019, 26(1):92-96, 113.
- [12] DINH T X, AHN K K. Adaptive tracking control of a quadrotor unmanned vehicle [J]. International Journal of Precision Engineering & Manufacturing, 2017, 18(2):163-173.
- [13] CHOI Y C, AHN H S. Nonlinear control of quadrotor for point tracking: actual implementation and experimental tests [J]. IEEE/ASME Transactions on Mechatronics, 2015, 20(3):1179-1192.
- [14] RAFFO G V, ORTEGA M G, RUBIO F R. Robust nonlinear control for path tracking of a quad-rotor helicopter [J]. Asian Journal of Control, 2015, 17(1):142-156.