



(12)发明专利申请

(10)申请公布号 CN 109343369 A

(43)申请公布日 2019.02.15

(21)申请号 201811374143.3

(22)申请日 2018.11.19

(71)申请人 南京邮电大学

地址 210003 江苏省南京市鼓楼区新模范
马路66号

(72)发明人 赵静 王弦 牛友臣

(74)专利代理机构 南京苏科专利代理有限责任
公司 32102

代理人 姚姣阳 杜春秋

(51)Int.Cl.

G05B 17/02(2006.01)

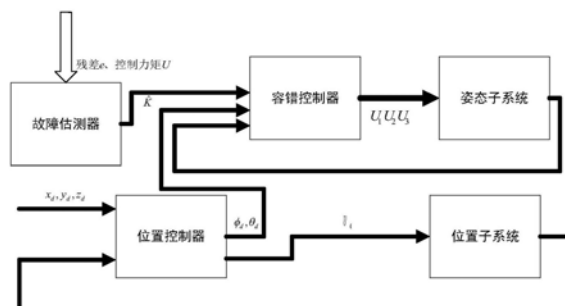
权利要求书5页 说明书15页 附图5页

(54)发明名称

一种基于非线性观测器的四旋翼容错控制器设计方法

(57)摘要

本发明提出了一种基于非线性观测器的四旋翼容错控制器设计方法,该方法建立起四旋翼无人机的动力学模型,将无人机系统分为姿态子系统和位置子系统;针对姿态子系统建立故障模型,再设计非线性故障观测器,对未知的执行器故障进行实时检测和在线估计,利用获得的故障估计信息设计基于快速非奇异终端滑模方法的容错控制器;针对位置子系统结合backstepping方法和滑模方法,通过设计中间虚拟量反解出位置子系统控制率以及期望姿态角。本发明可以使四旋翼无人机在执行器发生故障情况下仍然能跟踪期望位置和偏航角,保证俯仰角和滚转角的稳定。



1. 一种基于非线性观测器的四旋翼容错控制器设计方法,其特征在于,包括以下步骤:
S1、建立四旋翼无人机的动力学模型,该模型具体如下,

$$\begin{cases} \ddot{\phi} = a_1 \dot{\theta} \dot{\psi} - a_2 \dot{\phi} + U_1 + d_1 \\ \ddot{\theta} = a_3 \dot{\phi} \dot{\psi} - a_4 \dot{\theta} + U_2 + d_2 \\ \ddot{\psi} = a_5 \dot{\theta} \dot{\phi} - a_6 \dot{\psi} + U_3 + d_3 \\ \ddot{x} = (C_\phi S_\theta S_\psi + S_\phi S_\psi) U_4 - a_7 \dot{x} + d_4 \\ \ddot{y} = (C_\phi S_\theta S_\psi - S_\phi S_\psi) U_4 - a_8 \dot{y} + d_5 \\ \ddot{z} = C_\phi C_\theta U_4 - g - a_9 \dot{z} + d_6 \end{cases}$$

其中, a_i 为常数并且 $i=1,2,3,4,5,6,7,8,9$, ϕ 代表相对于地面坐标系的侧滚角, θ 代表相对于地面坐标系的俯仰角, ψ 代表相对于地面坐标系的偏航角, $\dot{\phi}$ 表示侧滚角 ϕ 的角速度, $\dot{\theta}$ 表示俯仰角 θ 的角速度, $\dot{\psi}$ 表示偏航角 ψ 的角速度, $\ddot{\phi}$ 表示侧滚角 ϕ 的角加速度, $\ddot{\theta}$ 表示俯仰角 θ 的角加速度, $\ddot{\psi}$ 表示偏航角 ψ 的角加速度; \dot{x} 表示无人机在 x 方向的速度, \dot{y} 表示无人机在 y 方向的速度, \dot{z} 表示无人机在 z 方向的速度, \ddot{x} 表示无人机在 x 方向的加速度, \ddot{y} 表示无人机在 y 方向的加速度, \ddot{z} 表示无人机在 z 方向的加速度; $S_{(*)}$ 表示 $\sin(*)$, $C_{(*)}$ 表示 $\cos(*)$, U_1 为侧滚角的控制输入, U_2 为俯仰角的控制输入, U_3 为偏航角的控制输入, U_4 为位置系统的控制输入, d_i 为外部扰动且 $i=1, \dots, 6$, g 为重力系数;

S2、采用内外环设计,建立姿态子系统在无故障情况下的简化模型,该模型具体如下:

$$\begin{cases} \dot{\chi}_1 = \chi_2 \\ \dot{\chi}_2 = f(\chi_2) + u_0 + d(t) \end{cases}$$

其中, $x_1 = (\phi \ \theta \ \psi)^T$, $\chi_2 = (\dot{\phi} \ \dot{\theta} \ \dot{\psi})^T$, $f(\chi_2) = \begin{bmatrix} a_1 \dot{\theta} \dot{\psi} - a_2 \dot{\phi} \\ a_3 \dot{\phi} \dot{\psi} - a_4 \dot{\theta} \\ a_5 \dot{\theta} \dot{\phi} - a_6 \dot{\psi} \end{bmatrix}$, u_0 为控制输入,且 $u_0 = \text{diag}$

$\{U_1, U_2, U_3\}$, $d(t)$ 为外部扰动,且 $d(t) = [d_1(t), d_2(t), d_3(t)]^T$, t 代表时间, T 代表转置符号;

S3、建立姿态子系统的故障模型,该模型具体如下:

$$\begin{cases} \dot{\chi}_1 = \chi_2 \\ \dot{\chi}_2 = f(\chi_2) + (I + K)u_0 + d(t) \end{cases}$$

其中, $I + K = \text{diag}\{1+k_1, 1+k_2, 1+k_3\}$, k_i 为故障系数, $i=1,2,3$, 且满足 $|k_i| < 1$, 1_i 为某正常数;

S4、在考虑故障发生的情况下,建立故障观测器,根据故障观测器所产生的残差信号,对故障的真实值进行实时在线估计,具体估计公式如下:

$$\begin{cases} \dot{\hat{\chi}}_1 = \hat{\chi}_2 + \eta \text{sgn}(e_1) \\ \dot{\hat{\chi}}_2 = f(\hat{\chi}_2) + (I + \hat{K})u_0 + \hat{D} \text{sgn}(e_2) + L e_2 \end{cases}$$

其中, $\hat{\chi}_1$ 为姿态角的估计值, $\hat{\chi}_1 = (\hat{\phi} \ \hat{\theta} \ \hat{\psi})^T$, $\hat{\chi}_2$ 为姿态角速率的估计值, $\hat{\chi}_2 = (\dot{\hat{\phi}} \ \dot{\hat{\theta}} \ \dot{\hat{\psi}})^T$; e_1, e_2 均为估计误差, 且 $e_1 = \chi_1 - \hat{\chi}_1$, $e_2 = \chi_2 - \hat{\chi}_2$; \hat{K} 为故障系数估计矩阵, sgn 为符号函数, L 为观测器增益矩阵, 且 $L = \text{diag}\{l_1 \ l_2 \ l_3\}$, I 为3阶单位矩阵, η 为待设计参数, D 为某未知常数, 并用 \hat{D} 表示其估计值;

S5、根据步骤S4所获得的实时故障估计信息, 设计姿态子系统基于快速非奇异终端滑模方法的容错控制器;

S6、设计位置子系统基于滑模backstepping方法的控制器。

2. 根据权利要求1所述一种基于非线性观测器的四旋翼容错控制器设计方法, 其特征在于, 在步骤S1中, a_i 的具体表达式为:

$$a_1 = \frac{I_x - I_y}{I_z}, \quad a_2 = \frac{d_\phi}{I_x}, \quad a_3 = \frac{I_z - I_x}{I_y}, \quad a_4 = \frac{d_\theta}{I_y}, \quad a_5 = \frac{I_x - I_y}{I_z}, \quad a_6 = \frac{d_\psi}{I_z}, \quad a_7 = \frac{d_x}{m}, \quad a_8 = \frac{d_y}{m}, \quad a_9 = \frac{d_z}{m},$$

其中, m 为无人机的质量, I_x 为x轴的转动惯量, I_y 为y轴的转动惯量, I_z 为z轴的转动惯量, l 为电机到机体重心的距离, κ 为拉力系数, $d_x, d_y, d_z, d_\phi, d_\theta, d_\psi$ 均为阻力系数;

U_1, U_2, U_3, U_4 满足以下条件:

$$U_1 = l\kappa(\Omega_4^2 - \Omega_2^2) / I_x$$

$$U_2 = l\kappa(\Omega_3^2 - \Omega_1^2) / I_y$$

$$U_3 = l\kappa(\Omega_2^2 + \Omega_4^2 - \Omega_1^2 - \Omega_3^2) / I_z$$

$$U_4 = l\kappa(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2) / m,$$

Ω_i 为电机的转速且 $i=1, 2, 3, 4$;

d_i 满足 $|d_i| \leq M$, M 为已知扰动上界, 且 $M > 0$ 。

3. 根据权利要求2所述一种基于非线性观测器的四旋翼容错控制器设计方法, 其特征在于, 在步骤S4中, 为了处理观测器中的非线性项以及扰动项, 假设 $\|f(\chi_2) - f(\hat{\chi}_2) + d(t)\| \leq D$,

$$\text{其中, } f(\hat{\chi}_2) = \begin{bmatrix} a_1 \dot{\hat{\theta}} \dot{\hat{\psi}} - a_2 \dot{\hat{\phi}} \\ a_3 \dot{\hat{\phi}} \dot{\hat{\psi}} - a_4 \dot{\hat{\theta}} \\ a_5 \dot{\hat{\theta}} \dot{\hat{\phi}} - a_6 \dot{\hat{\psi}} \end{bmatrix};$$

另, 分别设计参数 D 的自适应律 $\dot{\hat{D}}$ 和故障估计自适应律 $\dot{\hat{K}}$ 为:

$$\dot{\hat{D}} = \lambda_2 \|e_2\|$$

$$\dot{\hat{K}} = \lambda_1 u_0 e_2^T$$

其中 λ_1 和 λ_2 均为待设计参数。

4. 根据权利要求3所述一种基于非线性观测器的四旋翼容错控制器设计方法, 其特征在于, 在步骤S5中, 设计容错控制器的具体方法如下:

S501、根据下式设计快速非奇异终端滑模面 S_1, S_2, S_3 ,

$$s_1 = \dot{\varepsilon}_1 + c_1 |\varepsilon_1|^{a_1} \operatorname{sgn}(\varepsilon_1) + c_2 |\dot{\varepsilon}_1|^{a_2} \operatorname{sgn}(\dot{\varepsilon}_1)$$

$$s_2 = \dot{\varepsilon}_2 + c_3 |\varepsilon_2|^{a_1} \operatorname{sgn}(\varepsilon_2) + c_4 |\dot{\varepsilon}_2|^{a_2} \operatorname{sgn}(\dot{\varepsilon}_2)$$

$$s_3 = \dot{\varepsilon}_3 + c_5 |\varepsilon_3|^{a_1} \operatorname{sgn}(\varepsilon_3) + c_6 |\dot{\varepsilon}_3|^{a_2} \operatorname{sgn}(\dot{\varepsilon}_3)$$

其中, $\varepsilon_1, \varepsilon_2, \varepsilon_3$ 均为实际姿态角与期望姿态角之间的跟踪误差, 且 $\varepsilon_1 = \phi - \phi_d, \varepsilon_2 = \theta - \theta_d, \varepsilon_3 = \psi - \psi_d$, ϕ, θ, ψ 均表示实际姿态角, ϕ_d, θ_d, ψ_d 均表示期望姿态角, $\dot{\varepsilon}_1, \dot{\varepsilon}_2, \dot{\varepsilon}_3$ 分别为三个跟踪误差的导数, c_i, a_1, a_2 均为滑模参数, 满足 $c_i > 0, 1 < a_2 < 2, a_2 < a_1$;

S502、根据下式设计趋近律 \dot{s}_i ,

$$\dot{s}_i = -ms_i - n |s_i|^\gamma \operatorname{sgn}(s_i)$$

其中, s_i 为滑模面, m, n, γ 均为滑模参数, 且满足 $m, n > 0, 0 < \gamma < 1$;

S503、结合步骤S1中所设计的滑模面、步骤S2中所设计的趋近律以及姿态系统得模型, 根据下式设计姿态子系统的控制输入 U_1, U_2, U_3 :

$$U_1 = \frac{1}{(1 + \hat{k}_1)} ((-ms_1 - n |s_1|^\gamma \operatorname{sgn}(s_1) - \dot{\varepsilon}_1 - c_1 a_1 |\varepsilon_1|^{a_1-1} \dot{\varepsilon}_1) \frac{1}{c_2 a_2} |\dot{\varepsilon}_1|^{1-a_2} - a_1 \dot{\theta} \dot{\psi} + a_2 \dot{\phi} + \ddot{\phi}_d - M \operatorname{sgn}(s_1))$$

$$U_2 = \frac{1}{(1 + \hat{k}_2)} ((-ms_2 - n |s_2|^\gamma \operatorname{sgn}(s_2) - \dot{\varepsilon}_2 - c_3 a_1 |\varepsilon_2|^{a_1-1} \dot{\varepsilon}_2) \frac{1}{c_4 a_2} |\dot{\varepsilon}_2|^{1-a_2} - a_3 \dot{\phi} \dot{\psi} + a_4 \dot{\theta} + \ddot{\theta}_d - M \operatorname{sgn}(s_2))$$

$$U_3 = \frac{1}{(1 + \hat{k}_3)} ((-ms_3 - n |s_3|^\gamma \operatorname{sgn}(s_3) - \dot{\varepsilon}_3 - c_5 a_1 |\varepsilon_3|^{a_1-1} \dot{\varepsilon}_3) \frac{1}{c_6 a_2} |\dot{\varepsilon}_3|^{1-a_2} - a_5 \dot{\theta} \dot{\phi} + a_6 \dot{\psi} + \ddot{\psi}_d - M \operatorname{sgn}(s_3))$$

其中, M 为扰动上界, $|d_i| \leq M, i = 1, 2, 3, \ddot{\phi}_d, \ddot{\theta}_d, \ddot{\psi}_d$ 分别表示期望偏航角角加速度、期望滚转角角加速度和期望俯仰角角加速度。

5. 根据权利要求4所述一种基于非线性观测器的四旋翼容错控制器设计方法, 其特征在于, 在步骤S6中, 在设计控制器前, 首先需要定义位置跟踪误差为 $z_1 = x - x_d, z_2 = y - y_d, z_3 = z - z_d$, 其中, x, y, z 分别表示实际位置, x_d, y_d, z_d 分别表示期望位置;

跟踪误差的导数为 $\dot{z}_1 = \dot{x} - \dot{x}_d, \dot{z}_2 = \dot{y} - \dot{y}_d, \dot{z}_3 = \dot{z} - \dot{z}_d$, 其中, $\dot{x}, \dot{y}, \dot{z}$ 分别表示机体沿 x, y, z 三个方向的线速度, $\dot{x}_d, \dot{y}_d, \dot{z}_d$ 分别表示机体沿 x, y, z 三个方向线速度的期望值;

设计的位置 x, y, z 三个控制器具有相同的步骤和形式。

6. 根据权利要求5所述一种基于非线性观测器的四旋翼容错控制器设计方法, 其特征在于, 位置 x 通道控制器设计控制器的方法如下:

S601、选取第一个Lyapunov函数,

$$V_4 = \frac{1}{2} z_1^2$$

定义中间虚拟变量 $v_1 = \dot{x} - \dot{x}_d + \mu_1 z_1$, μ_1 为正常数; 定义滑膜函数 $s_4 = l_1 z_1 + v_1$, l_1 为正常

数;定义虚拟控制量 $v_2 = (C_\phi S_\theta S_\psi + S_\phi S_\psi) U_4$;选取第二个Lyapunov函数,

$$V_5 = V_4 + \frac{1}{2} s_4^2;$$

S602、结合步骤S601选取的Lyapunov函数,设计虚拟控制量 v_2 ,

$$v_2 = -\ell_1(v_1 - \mu_1 z_1) + a_7 \dot{x} + \ddot{x}_d - \mu_1 \dot{z}_1 \\ - M \operatorname{sgn}(s_4) - h_1 s_4$$

其中, \ddot{x}_d 为x方向的线加速度期望值, h_1 为待设计参数;

同理,定义 $v_3 = \dot{y} - \dot{y}_d + \mu_2 z_2$, $v_4 = (C_\phi S_\theta S_\psi - S_\phi S_\psi) U_4$, $v_5 = \dot{z} - \dot{z}_d + \mu_3 z_3$, $v_6 = C_\phi C_\theta U_4$, μ_2, μ_3 均为正常数;然后设计虚拟控制量 v_4, v_6 ,

$$v_4 = -\ell_2(v_3 - \mu_2 z_2) + a_8 \dot{y} + \ddot{y}_d - \mu_2 \dot{z}_2 \\ - M \operatorname{sgn}(s_5) - h_2 s_5$$

$$v_6 = -\ell_3(v_5 - \mu_3 z_3) + g + a_9 \dot{z} + \ddot{z}_d \\ - \mu_3 \dot{z}_3 - M \operatorname{sgn}(s_6) - h_3 s_6$$

其中, ℓ_2, ℓ_3 均为正常数, \ddot{y}_d, \ddot{z}_d 分别为y、z方向的线加速度期望值, h_2, h_3 均为待设计参数;

S603、给定偏航角的期望信号 ψ_d ,通过步骤S4所设计的姿态控制器,有 $\psi \rightarrow \psi_d$,因而利用虚拟控制量可以获得,

$$\begin{cases} \phi_d = \arctan \left(\frac{C_{\psi_d} (v_2 + v_4) - v_4 (C_{\psi_d} + S_{\psi_d})}{C_{\psi_d} ((v_2 + v_4) + (C_{\psi_d} + S_{\psi_d})^2 v_6)^{1/2}} \right) \\ \theta_d = \arctan \left(\frac{v_2 + v_4}{v_6 (C_{\psi_d} + S_{\psi_d})} \right) \\ U_1 = \frac{C_{\psi_d}}{C_{\psi_d} + S_{\psi_d}} \left((v_2 + v_4)^2 + (C_{\psi_d} + S_{\psi_d})^2 v_6^2 \right. \\ \left. + (C_{\psi_d} (v_2 + v_4) - (C_{\psi_d} + S_{\psi_d}) v_4)^2 \right) \end{cases}$$

其中, ϕ_d 和 θ_d 作为期望信号用于姿态角控制器的设计, U_1 为位置子系统控制输入, ψ_d 取 $\psi_d \in (-\frac{1}{2}\pi, \frac{1}{2}\pi)$ 。

7.根据权利要求6所述一种基于非线性观测器的四旋翼容错控制器设计方法,其特征在于,还包括步骤S7、对姿态子系统非线性故障观测器的稳定性进行验证,验证方法如下:

S701、建立估计误差系统,

$$\begin{cases} \dot{e}_1 = e_2 - \eta \operatorname{sgn}(e_1) \\ \dot{e}_2 = f(\chi_2) - f(\hat{\chi}_2) + \tilde{K} u_0 + d(t) - \hat{D} \operatorname{sgn}(e_2) - L e_2 \end{cases}$$

其中, $\hat{\chi}_1$ 为姿态角的估计值, $\hat{\chi}_2$ 为姿态角速率的估计值,且

$\hat{\chi}_1 = (\hat{\phi} \ \hat{\theta} \ \hat{\psi})^T$, $\hat{\chi}_2 = (\dot{\hat{\phi}} \ \dot{\hat{\theta}} \ \dot{\hat{\psi}})^T$; e_1, e_2 均为估计误差,且 $e_1 = \chi_1 - \hat{\chi}_1$, $e_2 = \chi_2 - \hat{\chi}_2$; \dot{e}_1, \dot{e}_2 均为估

计误差,且 $\dot{e}_1 = \dot{\chi}_1 - \dot{\hat{\chi}}_1$, $\dot{e}_2 = \dot{\chi}_2 - \dot{\hat{\chi}}_2$; \tilde{K} 为故障系数估计误差, $\tilde{K} = K - \hat{K}$, sgn 为符号函数, η 为待设计参数, $L = \text{diag}\{l_1 \ l_2 \ l_3\}$, L 为观测器增益矩阵;

S702、定义第一个Lyapunov函数,

$$V_1 = \frac{1}{2} e_1^T e_1 + \frac{1}{2\sigma} \tilde{\rho}^2$$

其中, σ 为正常数, 然后步骤S701的估计误差系统对 V_1 进行求导得到,

$$\begin{aligned} \dot{V}_1 &= e_1^T \dot{e}_1 - \frac{1}{\sigma} \tilde{\rho} \dot{\tilde{\rho}} \\ &= e_1^T (e_2 - \eta \text{sgn}(e_1)) - \frac{1}{\sigma} \tilde{\rho} \dot{\tilde{\rho}} \end{aligned}$$

假设 e_2 有界, 且满足 $\|e_2\| \leq \rho$, ρ 为未知正常数, $\hat{\rho}$ 为 ρ 的估计值则定义 ρ 的估计误差为 $\tilde{\rho} = \rho - \hat{\rho}$, 设计自适应律 $\dot{\hat{\rho}} = \sigma \|e_1\|$, σ 是正常数, 取 $\eta = \hat{\rho} + \delta$, δ 为正常数, 进一步可得:

$$\begin{aligned} \dot{V}_1 &\leq (\rho - \eta) \|e_1\| - \tilde{\rho} \|e_1\| \\ &= (\hat{\rho} - \eta) \|e_1\| \\ &\leq -\delta \|e_1\| \\ &\leq 0 \end{aligned}$$

因为 $\dot{V}_1 \leq 0$, 那么当 $t \rightarrow \infty$ 时, $e_1(t)$ 最终将趋于0, 显然 $\hat{\rho}$ 有界; 然而若 $e_1 \neq 0$, 当 $t \rightarrow \infty$ 时, 根据自适应律 $\dot{\hat{\rho}} = \sigma \|e_1\|$, $\hat{\rho}$ 将会不断增加, 这与 $\hat{\rho}$ 有界相悖, 故而在有限时间内, $e_1 \rightarrow 0$, $\hat{\chi}_1 \rightarrow \chi_1$;

S703、定义第二个Lyapunov函数,

$$V_2 = \frac{1}{2} e_2^T e_2 + \frac{1}{2\lambda_1} \text{tr}(\tilde{K}^2) + \frac{1}{2\lambda_2} \tilde{D}^2$$

其中, λ_1, λ_2 均为正常数, tr 表示矩阵的迹, \tilde{D} 表示非线性项和扰动项之和的估计误差, 然后根据步骤S701的估计误差系统, 对 V_2 进行求导,

$$\begin{aligned} \dot{V}_2 &= e_2^T \dot{e}_2 - \frac{1}{\lambda_1} \text{tr}(\tilde{K} \dot{\tilde{K}}) - \frac{1}{\lambda_2} \tilde{D} \dot{\tilde{D}} = e_2^T (f(\chi_2) - f(\hat{\chi}_2) + d(t) + \tilde{K} u_0 \\ &\quad - \hat{D} \text{sgn}(e_2) - L e_2) - \frac{1}{\lambda_2} \tilde{D} (\lambda_2 \|e_2\|) - \frac{1}{\lambda_1} \text{tr}(\tilde{K} \dot{\tilde{K}}) \\ &= e_2^T (f(\chi_2) - f(\hat{\chi}_2) + d(t) + \tilde{K} u_0 - \hat{D} \text{sgn}(e_2) - L e_2) - \tilde{D} \|e_2\| - \frac{1}{\lambda_1} \text{tr}(\tilde{K} \dot{\tilde{K}}) \\ &\leq e_2^T \tilde{K} u_0 - \text{tr}(\tilde{K} \dot{\tilde{K}}) - \lambda_{\min}(L) \|e_2\| \\ &= -\lambda_{\min}(L) \|e_2\| \end{aligned}$$

其中, λ_{\min} 表示矩阵 L 最小的特征值, 又因为 L 为对角矩阵, 其对角元素均为正常数, 故 $\dot{V}_2 \leq 0$ 。

一种基于非线性观测器的四旋翼容错控制器设计方法

技术领域

[0001] 本发明涉及一种基于非线性观测器的四旋翼容错控制器设计方法,具体的说是一种四旋翼无人机的非线性故障观测器和滑模容错控制器的设计方法,属于飞行器自动控制技术领域。

背景技术

[0002] 与传统飞机相比,四旋翼飞行器具有灵活,操作简便,成本低,垂直起降等优点。目前,它在新兴领域具有独特的优势和应用前景,如航空物流,生态环境监测,电力检测,封闭空间监测、测绘等。然而,四旋翼飞行器技术仍面临以下两个严峻挑战。一方面,由于外部干扰对飞行控制系统的稳定性有很大影响,它无法自行处理未知情况。在飞行过程中,不仅容易受到各种物理因素的影响,例如气动力、重力、陀螺效应和转子惯性力矩等,而且也很容易受到外部环境的干扰,如气流、风力等。因此,在设计控制器时必须考虑外部干扰对飞行控制系统稳定性的影响。另一方面,作为一个典型的欠驱动系统,四旋翼无人机的位置和姿态是耦合的,这会导致模型的多变量,强耦合,非线性,且易受外部干扰。此外,执行器的高速旋转增加了飞行期间的故障概率。例如,电机插头卡住故障,转子叶片表面损坏,遥控信号丢失等,以上所有情况都可能导致其与输电线路和塔架发生碰撞,这往往会导致严重的飞行事故。因此,开发一种容错控制器具有迫切的现实意义,该控制器不仅需要具备精确控制飞机的能力,而且需要具有很强的抗干扰性和环境适应性,从而保证系统稳定可靠。

[0003] 据了解,现有技术中四旋翼无人机容错控制系统的设计非常困难,因为其模型具有如上所述的多变量、非线性、强耦合等特性。国际上相关研究侧重于姿态控制器的设计和验证,研究结果表明非线性控制设计可以取得良好的控制效果。故障诊断与容错控制技术研究在航天器姿态控制系统中取得了丰硕的成果,但就目前热门的研究成果来说,仍存在以下两方面的问题:

[0004] 一方面,在故障诊断研究方面,由于基于观测器的故障诊断技术可以充分利用被控系统解析模型和系统内部信息,可以实时有效地对系统进行故障诊断、隔离,因此是一个重要的研究方向。但是该技术在四旋翼无人机上的实现相对较少。

[0005] 另一方面,在容错控制方面,主要研究成果集中于基于状态观测器的状态反馈容错控制,但由于状态估计与故障估计之间存在耦合关系,在设计容错控制器时难以对状态反馈矩阵进行设计,增加了容错控制器设计的难度。

发明内容

[0006] 本发明所要解决的技术问题是为了解决现有技术的不足,针对四旋翼无人机姿态控制系统发生执行器故障的情况,提供了一种能够对未知故障进行在线实时检测与精确估计,并使系统具有自主消除故障影响的能力,达到期望姿态、位置控制目标的四旋翼无人机故障诊断与容错控制技术。

[0007] 为了解决上述问题,本发明的技术方案如下:

[0008] 一种基于非线性观测器的四旋翼容错控制器设计方法,包括以下步骤:

[0009] S1、建立四旋翼无人机的动力学模型,将无人机系统分为姿态子系统和位置子系统,该动力学模型具体如下,

$$[0010] \begin{cases} \ddot{\phi} = a_1 \dot{\theta} \dot{\psi} - a_2 \dot{\phi} + U_1 + d_1 \\ \ddot{\theta} = a_3 \dot{\phi} \dot{\psi} - a_4 \dot{\theta} + U_2 + d_2 \\ \ddot{\psi} = a_5 \dot{\theta} \dot{\phi} - a_6 \dot{\psi} + U_3 + d_3 \\ \ddot{x} = (C_\phi S_\theta S_\psi + S_\phi S_\psi) U_4 - a_7 \dot{x} + d_4 \\ \ddot{y} = (C_\phi S_\theta S_\psi - S_\phi S_\psi) U_4 - a_8 \dot{y} + d_5 \\ \ddot{z} = C_\phi C_\theta U_4 - g - a_9 \dot{z} + d_6 \end{cases}$$

[0011] 其中, a_i 为常数并且 $i=1,2,3,4,5,6,7,8,9$, ϕ 代表相对于地面坐标系的侧滚角, θ 代表相对于地面坐标系的俯仰角, ψ 代表相对于地面坐标系的偏航角, $\dot{\phi}$ 表示侧滚角 ϕ 的角速度, $\dot{\theta}$ 表示俯仰角 θ 的角速度, $\dot{\psi}$ 表示偏航角 ψ 的角速度, $\ddot{\phi}$ 表示侧滚角 ϕ 的角加速度, $\ddot{\theta}$ 表示俯仰角 θ 的角加速度, $\ddot{\psi}$ 表示偏航角 ψ 的角加速度; \dot{x} 表示无人机在x方向的速度, \dot{y} 表示无人机在y方向的速度, \dot{z} 表示无人机在z方向的速度, \ddot{x} 表示无人机在x方向的加速度, \ddot{y} 表示无人机在y方向的加速度, \ddot{z} 表示无人机在z方向的加速度; $S_{(*)}$ 表示 $\sin(*)$, $C_{(*)}$ 表示 $\cos(*)$, U_1 为侧滚角的控制输入, U_2 为俯仰角的控制输入, U_3 为偏航角的控制输入, U_4 为位置系统的控制输入, d_i 为外部扰动且 $i=1,\dots,6$, g 为重力系数;

[0012] S2、针对姿态子系统,采用内外环设计,建立姿态子系统在无故障情况下的简化模型,该模型具体如下:

$$[0013] \begin{cases} \dot{\chi}_1 = \chi_2 \\ \dot{\chi}_2 = f(\chi_2) + u_0 + d(t) \end{cases}$$

$$[0014] \text{其中, } x_1 = (\phi \ \theta \ \psi)^T, \quad f(\chi_2) = \begin{bmatrix} a_1 \dot{\theta} \dot{\psi} - a_2 \dot{\phi} \\ a_3 \dot{\phi} \dot{\psi} - a_4 \dot{\theta} \\ a_5 \dot{\theta} \dot{\phi} - a_6 \dot{\psi} \end{bmatrix}, \quad u_0 \text{ 为控制输入, 且 } u_0 =$$

$$\chi_2 = (\dot{\phi} \ \dot{\theta} \ \dot{\psi})^T,$$

$\text{diag}\{U_1, U_2, U_3\}$, $d(t)$ 为外部扰动, 且 $d(t) = [d_1(t), d_2(t), d_3(t)]^T$, t 代表时间, T 代表转置符号;

[0015] S3、建立姿态子系统的故障模型,该模型具体如下:

$$[0016] \begin{cases} \dot{\chi}_1 = \chi_2 \\ \dot{\chi}_2 = f(\chi_2) + u_f + d(t) \end{cases}$$

[0017] 进一步写成,

$$[0018] \begin{cases} \dot{\chi}_1 = \chi_2 \\ \dot{\chi}_2 = f(\chi_2) + (I+K)u_0 + d(t) \end{cases}$$

[0019] 其中, u_f 表示故障情况下的控制输入, $u_f = (I+K)u_0$,定义 $I+K = \text{diag}\{1+k_1, 1+k_2, 1+$

k_3 为故障向量,在实际情况和工程背景下,故障一般都是有界的,本发明考虑故障为常值故障, k_i 为故障系数, $i=1,2,3$,且满足 $|k_i| < 1_i$, 1_i 为某正常数;

[0020] 该故障建模方法具体描述如下:

[0021] 当 $k_i=0$, $u_{fi}=u_{0i}$,表示系统无故障情况;

[0022] 当 $k_i>0$, $u_{fi}=u_{0i}+k_i u_{0i} \triangleq u_{0i}+\Delta u_i$,表示系统发生乘性故障;

[0023] 当 $-1 < k_i < 0$, $u_{fi}=(1+k_i)u_{0i}$,表示系统发生加性故障;

[0024] 其中, u_{0i} and u_{fi} 分别为 u_0 和 u_f 的第 i 个分量, $i=1,2,3$;

[0025] S4、在考虑故障发生的情况下,建立非线性故障观测器,然后对未知的执行器故障进行实时检测和在线估计,即根据故障观测器所产生的残差信号,对故障的真实值进行实时在线估计,具体估计公式如下:

$$[0026] \quad \begin{cases} \dot{\hat{\chi}}_1 = \hat{\chi}_2 + \eta \operatorname{sgn}(e_1) \\ \dot{\hat{\chi}}_2 = f(\hat{\chi}_2) + (I + \hat{K})u_0 + \hat{D} \operatorname{sgn}(e_2) + Le_2 \end{cases}$$

[0027] 其中, $\hat{\chi}_1$:为姿态角的估计值, $\hat{\chi}_1 = (\hat{\phi} \ \hat{\theta} \ \hat{\psi})^T$ $\hat{\chi}_2$ 为姿态角速率的估计值, $\hat{\chi}_2 = (\hat{\dot{\phi}} \ \hat{\dot{\theta}} \ \hat{\dot{\psi}})^T$; e_1, e_2 均为估计误差,且 $e_1 = \chi_1 - \hat{\chi}_1$, $e_2 = \chi_2 - \hat{\chi}_2$; \hat{K} 为故障系数估计值, sgn 为符号函数, L 为观测器增益矩阵,且 $L = \operatorname{diag}\{l_1 \ l_2 \ l_3\}$,且 l_i 为某正常数满足 $l_i > 0$ ($i=1,2,3$), I 为3阶单位矩阵, η 为待设计参数, D 为某未知常数,并用 \hat{D} 表示其估计值;

[0028] S5、根据步骤S4所获得的实时故障估计信息,设计姿态子系统基于快速非奇异终端滑模方法的容错控制器;

[0029] S6、针对位置子系统,结合backstepping方法和滑模方法,设计位置子系统基于滑模backstepping方法的控制器,并通过设计中间虚拟量反解出位置子系统控制率以及期望姿态角。

[0030] 本发明建立了四旋翼无人机的非线性动力学模型,故障建模时考虑了加性和乘性两种形式的故障,采用非线性故障观测器,同时控制器设计结合了终端滑模、backstepping等方法。

[0031] 作为本发明的进一步技术方案,在步骤S1中, a_i 的具体表达式为:

$$a_1 = \frac{I_x - I_y}{I_z}, \quad a_2 = \frac{d_\phi}{I_x}, \quad a_3 = \frac{I_z - I_x}{I_y}, \quad a_4 = \frac{d_\theta}{I_y}, \quad a_5 = \frac{I_x - I_y}{I_z}, \quad a_6 = \frac{d_\psi}{I_z}, \quad a_7 = \frac{d_x}{m}, \quad a_8 = \frac{d_y}{m}, \quad a_9 = \frac{d_z}{m},$$

[0032] 其中, m 为无人机的质量, I_x 为x轴的转动惯量, I_y 为y轴的转动惯量, I_z 为z轴的转动惯量, l 为电机到机体重心的距离, κ 为拉力系数, g 为重力系数, $d_x, d_y, d_z, d_\phi, d_\theta, d_\psi$ 均为阻力系数;

[0033] U_1, U_2, U_3, U_4 满足以下条件:

$$[0034] \quad U_1 = 1\kappa (\Omega_4^2 - \Omega_2^2) / I_x$$

$$[0035] \quad U_2 = 1\kappa (\Omega_3^2 - \Omega_1^2) / I_y$$

$$[0036] \quad U_3 = 1\kappa (\Omega_2^2 + \Omega_4^2 - \Omega_1^2 - \Omega_3^2) / I_z$$

$$[0037] \quad U_4 = 1\kappa (\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2) / m,$$

$$[0038] \quad \Omega_i \text{为电机的转速且 } i=1,2,3,4;$$

[0039] d_i 满足 $|d_i| \leq M$, M 为已知扰动上界,且 $M > 0$ 。

[0040] 在步骤 S4 中,为了处理观测器中的非线性项以及扰动项,假设 $\|f(\chi_2) - f(\hat{\chi}_2) + d(t)\| \leq D$, D 为某未知常数并用 \hat{D} 表示其估计值。 η 为待设计参数。

$$[0041] \quad \text{其中, } f(\hat{\chi}_2) = \begin{bmatrix} a_1 \dot{\theta} \dot{\psi} - a_2 \dot{\phi} \\ a_3 \dot{\phi} \dot{\psi} - a_4 \dot{\theta} \\ a_5 \dot{\theta} \dot{\phi} - a_6 \dot{\psi} \end{bmatrix};$$

[0042] 另,分别设计参数 D 的自适应律 $\dot{\hat{D}}$ 和故障估计自适应律 $\dot{\hat{K}}$ 为:

$$[0043] \quad \dot{\hat{D}} = \lambda_2 \|e_2\|$$

$$[0044] \quad \dot{\hat{K}} = \lambda_1 u_0 e_2^T$$

[0045] 其中 λ_1 和 λ_2 均为待设计参数。

[0046] 在步骤 S5 中,设计容错控制器的具体方法如下:

[0047] S501、根据下式设计快速非奇异终端滑模面 s_1, s_2, s_3 ,

$$[0048] \quad s_1 = \dot{\varepsilon}_1 + c_1 |\varepsilon_1|^{a_1} \operatorname{sgn}(\varepsilon_1) + c_2 |\dot{\varepsilon}_1|^{a_2} \operatorname{sgn}(\dot{\varepsilon}_1)$$

$$[0049] \quad s_2 = \dot{\varepsilon}_2 + c_3 |\varepsilon_2|^{a_1} \operatorname{sgn}(\varepsilon_2) + c_4 |\dot{\varepsilon}_2|^{a_2} \operatorname{sgn}(\dot{\varepsilon}_2)$$

$$[0050] \quad s_3 = \dot{\varepsilon}_3 + c_5 |\varepsilon_3|^{a_1} \operatorname{sgn}(\varepsilon_3) + c_6 |\dot{\varepsilon}_3|^{a_2} \operatorname{sgn}(\dot{\varepsilon}_3)$$

[0051] 其中, $\varepsilon_1, \varepsilon_2, \varepsilon_3$ 均为实际姿态角与期望姿态角之间的跟踪误差,且 $\varepsilon_1 = \phi - \phi_d, \varepsilon_2 = \theta - \theta_d, \varepsilon_3 = \psi - \psi_d$, ϕ, θ, ψ 均表示实际姿态角, ϕ_d, θ_d, ψ_d 均表示期望姿态角, $\dot{\varepsilon}_1, \dot{\varepsilon}_2, \dot{\varepsilon}_3$ 分别为三个跟踪误差的导数, $c_i (i=1, 2, 3, \dots, 6)$ 和 a_1, a_2 均为滑模参数,满足 $c_i > 0, 1 < a_2 < 2, a_2 < a_1$;

[0052] S502、根据下式设计趋近律 \dot{s}_i ,

$$[0053] \quad \dot{s}_i = -ms_i - n |s_i|^\gamma \operatorname{sgn}(s_i)$$

[0054] 其中, $s_i (i=1, 2, 3)$ 为滑模面, m, n, γ 为滑模参数,且满足 $m, n > 0, 0 < \gamma < 1$;

[0055] S503、结合步骤 S1 中所设计的滑模面、步骤 S2 中所设计的趋近律以及姿态系统得模型,根据下式设计姿态子系统的控制输入 U_1, U_2, U_3 :

$$[0056] \quad U_1 = \frac{1}{(1+\hat{k}_1)} ((-ms_1 - n |s_1|^\gamma \operatorname{sgn}(s_1) - \dot{\varepsilon}_1 - c_1 a_1 |\varepsilon_1|^{a_1-1} \dot{\varepsilon}_1) \frac{1}{c_2 a_2} |\dot{\varepsilon}_1|^{1-a_2} - a_1 \dot{\theta} \dot{\psi} + a_2 \dot{\phi} + \ddot{\phi}_d - M \operatorname{sgn}(s_1))$$

$$[0057] \quad U_2 = \frac{1}{(1+\hat{k}_2)} ((-ms_2 - n |s_2|^\gamma \operatorname{sgn}(s_2) - \dot{\varepsilon}_2 - c_3 a_1 |\varepsilon_2|^{a_1-1} \dot{\varepsilon}_2) \frac{1}{c_4 a_2} |\dot{\varepsilon}_2|^{1-a_2} - a_3 \dot{\phi} \dot{\psi} + a_4 \dot{\theta} + \ddot{\theta}_d - M \operatorname{sgn}(s_2))$$

$$[0058] \quad U_3 = \frac{1}{(1+\hat{k}_3)} ((-ms_3 - n |s_3|^\gamma \operatorname{sgn}(s_3) - \dot{\varepsilon}_3 - c_5 a_1 |\varepsilon_3|^{a_1-1} \dot{\varepsilon}_3) \frac{1}{c_6 a_2} |\dot{\varepsilon}_3|^{1-a_2} - a_5 \dot{\theta} \dot{\phi} + a_6 \dot{\psi} + \ddot{\psi}_d - M \operatorname{sgn}(s_3))$$

[0059] 其中, M 为扰动上界, $|d_i| \leq M, i=1,2,3$, $\ddot{\phi}_d$ 、 $\ddot{\theta}_d$ 、 $\ddot{\psi}_d$ 分别表示期望偏航角角加速度、期望滚转角角加速度和期望俯仰角角加速度。

[0060] 在步骤S6中,在设计控制器前,首先需要定义位置跟踪误差为 $z_1 = x - x_d, z_2 = y - y_d, z_3 = z - z_d$,其中, x, y, z 分别表示实际位置, x_d, y_d, z_d 分别表示期望位置;

[0061] 跟踪误差的导数为 $\dot{z}_1 = \dot{x} - \dot{x}_d, \dot{z}_2 = \dot{y} - \dot{y}_d, \dot{z}_3 = \dot{z} - \dot{z}_d$,其中, $\dot{x}, \dot{y}, \dot{z}$ 分别表示机体沿 x, y, z 三个方向的线速度, $\dot{x}_d, \dot{y}_d, \dot{z}_d$ 分别表示机体沿 x, y, z 三个方向线速度的期望值;

[0062] 设计的位置 x, y, z 三个控制器具有相同的步骤和形式。

[0063] 进一步的,位置 x 通道控制器设计控制器的方法如下:

[0064] S601、选取第一个Lyapunov函数,

$$[0065] \quad V_4 = \frac{1}{2} z_1^2$$

[0066] 定义中间虚拟变量 $v_1 = \dot{x} - \dot{x}_d + \mu_1 z_1$, μ_1 为正常数;定义滑膜函数 $s_4 = \ell_1 z_1 + v_1$, ℓ_1 为正常数;定义虚拟控制量 $v_2 = (C_\phi S_\theta S_\psi + S_\phi S_\psi) U_4$, 选取第二个Lyapunov函数,

$$[0067] \quad V_5 = V_4 + \frac{1}{2} s_4^2;$$

[0068] S602、结合步骤S601选取的Lyapunov函数,设计虚拟控制量 v_2 ,

$$[0069] \quad v_2 = -\ell_1(v_1 - \mu_1 z_1) + a_7 \dot{x} + \ddot{x}_d - \mu_1 \dot{z}_1 \\ - M \operatorname{sgn}(s_4) - h_1 s_4$$

[0070] 其中, \ddot{x}_d 为 x 方向的线加速度期望值, h_1 为待设计参数;

[0071] 同理,定义 $v_3 = \dot{y} - \dot{y}_d + \mu_2 z_2, v_4 = (C_\phi S_\theta S_\psi - S_\phi S_\psi) U_4, v_5 = \dot{z} - \dot{z}_d + \mu_3 z_3, v_6 = C_\phi C_\theta U_4$, μ_2, μ_3 均为正常数;然后设计虚拟控制量 v_4, v_6 ,

$$[0072] \quad v_4 = -\ell_2(v_3 - \mu_2 z_2) + a_8 \dot{y} + \ddot{y}_d - \mu_2 \dot{z}_2 \\ - M \operatorname{sgn}(s_5) - h_2 s_5$$

$$[0073] \quad v_6 = -\ell_3(v_5 - \mu_3 z_3) + g + a_9 \dot{z} + \ddot{z}_d \\ - \mu_3 \dot{z}_3 - M \operatorname{sgn}(s_6) - h_3 s_6$$

[0074] 其中, ℓ_2, ℓ_3 均为正常数, \ddot{y}_d, \ddot{z}_d 分别为 y, z 方向的线加速度期望值, h_2, h_3 均为待设计参数;

[0075] S603、给定偏航角的期望信号 ψ_d ,通过步骤S4所设计的姿态控制器,有 $\psi \rightarrow \psi_d$,因而利用虚拟控制量可以获得,

$$[0076] \quad \begin{cases} \phi_d = \arctan \left(\frac{C_{\psi_d} (v_2 + v_4) - v_4 (C_{\psi_d} + S_{\psi_d})}{C_{\psi_d} ((v_2 + v_4) + (C_{\psi_d} + S_{\psi_d})^2 v_6)^{1/2}} \right) \\ \theta_d = \arctan \left(\frac{v_2 + v_4}{v_6 (C_{\psi_d} + S_{\psi_d})} \right) \\ U_1 = \frac{C_{\psi_d}}{C_{\psi_d} + S_{\psi_d}} \left(\frac{(v_2 + v_4)^2 + (C_{\psi_d} + S_{\psi_d})^2 v_6^2}{+(C_{\psi_d} (v_2 + v_4) - (C_{\psi_d} + S_{\psi_d}) v_4)^2} \right) \end{cases}$$

[0077] 其中, ϕ_d 和 θ_d 作为期望信号用于姿态角控制器的设计, U_1 为位置子系统控制输入, 考虑实际无人机飞行情况, ψ_d 取 $\psi_d \in (-\frac{1}{2}\pi, \frac{1}{2}\pi)$, C_{ψ_d} 中的C表示cos、 S_{ψ_d} 中的S表示sin。

[0078] 本发明的方法还包括步骤S7、采用Lyapunov稳定性理论对姿态子系统非线性故障观测器的稳定性进行验证, 验证方法如下:

[0079] S701、建立估计误差系统,

$$[0080] \quad \begin{cases} \dot{e}_1 = e_2 - \eta \operatorname{sgn}(e_1) \\ \dot{e}_2 = f(\chi_2) - f(\hat{\chi}_2) + \tilde{K}u_0 + d(t) - \hat{D} \operatorname{sgn}(e_2) - Le_2 \end{cases}$$

[0081] 其中, $\hat{\chi}_1$ 为姿态角的估计值, $\hat{\chi}_2$ 为姿态角速率的估计值, 且 $\hat{\chi}_1 = (\hat{\phi} \ \hat{\theta} \ \hat{\psi})^T$, $\hat{\chi}_2 = (\dot{\hat{\phi}} \ \dot{\hat{\theta}} \ \dot{\hat{\psi}})^T$; e_1 、 e_2 均为估计误差, 且 $e_1 = \chi_1 - \hat{\chi}_1$, $e_2 = \chi_2 - \hat{\chi}_2$; \dot{e}_1 、 \dot{e}_2 均为估计误差, 且 $\dot{e}_1 = \dot{\chi}_1 - \dot{\hat{\chi}}_1$, $\dot{e}_2 = \dot{\chi}_2 - \dot{\hat{\chi}}_2$; \tilde{K} 为故障系数估计误差, $\tilde{K} = K - \hat{K}$, sgn 为符号函数, η 为待设计参数, $L = \operatorname{diag}\{l_1 \ l_2 \ l_3\}$, L 为观测器增益矩阵, 且满足 $l_i > 0$ ($i = 1, 2, 3$);

[0082] S702、定义第一个Lyapunov函数,

$$[0083] \quad V_1 = \frac{1}{2} e_1^T e_1 + \frac{1}{2\sigma} \tilde{\rho}^2$$

[0084] 其中, V_1 是指设计的Lyapunov函数, σ 为正常数, 然后步骤S701 的估计误差系统对 V_1 进行求导得到,

$$[0085] \quad \begin{aligned} \dot{V}_1 &= e_1^T \dot{e}_1 - \frac{1}{\sigma} \tilde{\rho} \dot{\tilde{\rho}} \\ &= e_1^T (e_2 - \eta \operatorname{sgn}(e_1)) - \frac{1}{\sigma} \tilde{\rho} \dot{\tilde{\rho}} \end{aligned}$$

[0086] 假设 e_2 有界, 且满足 $\|e_2\| \leq \rho$, ρ 为未知正常数, $\hat{\rho}$ 为 ρ 的估计值则定义 ρ 的估计误差为 $\tilde{\rho} = \rho - \hat{\rho}$, 设计自适应律 $\dot{\hat{\rho}} = \sigma \|e_1\|$, σ 是正常数, 进一步可得:

$$[0087] \quad \begin{aligned} \dot{V}_1 &\leq (\rho - \eta) \|e_1\| - \tilde{\rho} \|e_1\| \\ &= (\hat{\rho} - \eta) \|e_1\| \\ &\leq -\delta \|e_1\| \\ &\leq 0 \end{aligned}$$

[0088] 因为 $\dot{V}_1 \leq 0$, 那么当 $t \rightarrow \infty$ 时, $e_1(t)$ 最终将趋于0, 显然 $\hat{\rho}$ 有界; 然而若 $e_1 \neq 0$, 当 $t \rightarrow$

∞ 时,根据自适应律 $\dot{\hat{\rho}} = \sigma \|e_1\|$, $\hat{\rho}$ 将会不断增加,这与 $\hat{\rho}$ 有界相悖,故而在有限时间内, $e_1 \rightarrow 0$, $\hat{\chi}_1 \rightarrow \chi_1$;

[0089] S703、定义第二个Lyapunov函数,

$$[0090] \quad V_2 = \frac{1}{2}e_2^T e_2 + \frac{1}{2\lambda_1} \text{tr}(\tilde{K}^2) + \frac{1}{2\lambda_2} \tilde{D}^2$$

[0091] 其中, V_2 是指设计的Lyapunov函数, λ_1 、 λ_2 均为正常数, tr 表示矩阵的迹, \tilde{D} 表示非线性项和扰动项之和的估计误差, $\tilde{D} = D - \hat{D}$,然后根据步骤S701的估计误差系统,对 V_2 进行求导,

$$\begin{aligned}
 \dot{V}_2 &= e_2^T \dot{e}_2 - \frac{1}{\lambda_1} \text{tr}(\tilde{K}\dot{\tilde{K}}) - \frac{1}{\lambda_2} \tilde{D}\dot{\tilde{D}} = e_2^T (f(\chi_2) - f(\hat{\chi}_2) + d(t) + \tilde{K}u_0 \\
 &\quad - \hat{D} \text{sgn}(e_2) - Le_2) - \frac{1}{\lambda_2} \tilde{D}(\lambda_2 \|e_2\|) - \frac{1}{\lambda_1} \text{tr}(\tilde{K}\dot{\tilde{K}}) \\
 [0092] \quad &= e_2^T (f(\chi_2) - f(\hat{\chi}_2) + d(t) + \tilde{K}u_0 - \hat{D} \text{sgn}(e_2) - Le_2) - \tilde{D} \|e_2\| - \frac{1}{\lambda_1} \text{tr}(\tilde{K}\dot{\tilde{K}}) \\
 &\leq e_2^T \tilde{K}u_0 - \text{tr}(\tilde{K}\dot{\tilde{K}}) - \lambda_{\min}(L) \|e_2\| \\
 &= -\lambda_{\min}(L) \|e_2\|
 \end{aligned}$$

[0093] 其中, λ_{\min} 表示矩阵L最小的特征值,又因为L为对角矩阵,其对角元素均为正常数,故 $\dot{V}_2 \leq 0$ 。本发明采用以上技术方案与现有技术相比,具有以下技术效果:

[0094] (1) 本发明考虑了加性和乘性故障,并与当前单故障模型相比,故障以统一的形式表示,本发明充分考虑了外部扰动的干扰,对于提高四旋翼无人机控制系统对故障的容忍能力更具有实际意义;

[0095] (2) 本发明设计了自适应非线性观测器,用于处理故障和干扰,能够精确估出故障值;

[0096] (3) 本发明设计了姿态子系统的容错控制器,利用故障观测器在线估计故障值,并且结合非奇异快速终端滑模面的设计,可以克服现有终端滑模控制的奇异性和不连续性;

[0097] (4) 本发明结合了backstepping方法和滑模方法设计了位置子系统的控制器,通过设计虚拟中间控制量反解出控制率,有效的通过一个控制输入完成对三个状态量的控制;

[0098] (5) 本发明设计的方法具有较强的鲁棒性,可以准确实时的对执行器故障进行估计,并使四旋翼无人机在发生传感器故障时快速准确地跟踪上控制目标,更具有实际意义。

[0099] 总之,本发明可以使四旋翼无人机在执行器发生故障的情况下仍然能够跟踪期望位置和偏航角,并保证俯仰角和滚转角的稳定。此外,在设计的过程中考虑了外部扰动对系统造成的影响,并且通过仿真实验证明了所设计容错控制器的有效性。

附图说明

[0100] 图1为本发明的容错控制流程图。

[0101] 图2为本发明中无故障情况下位置x跟踪曲线图。

- [0102] 图3为本发明中无故障情况下位置y跟踪曲线图。
 [0103] 图4为本发明中无故障情况下位置z跟踪曲线图。
 [0104] 图5为本发明中无故障情况下无人机跟踪轨迹图。
 [0105] 图6为本发明中当执行器发生10%效率损失时,故障系数的估计值示意图。
 [0106] 图7为本发明中当执行器发生30%效率损失时,故障系数的估计值示意图。
 [0107] 图8为本发明中当执行器发生50%效率损失时,故障系数的估计值示意图。
 [0108] 图9为本发明中当执行器发生70%效率损失时,故障系数的估计值示意图。
 [0109] 图10为本发明中当执行器发生10%效率损失时,偏航角的跟踪曲线图。
 [0110] 图11为本发明中当执行器发生30%效率损失时,偏航角的跟踪曲线图。
 [0111] 图12为本发明中当执行器发生50%效率损失时,偏航角的跟踪曲线图。
 [0112] 图13为本发明中当执行器发生70%效率损失时,偏航角的跟踪曲线图。

具体实施方式

[0113] 下面结合附图对本发明的技术方案做进一步的详细说明:为了本领域普通技术人员可以更好地了解本发明的实施,本发明还提供了利用Matlab2018a软件进行容错控制的仿真验证结果。

[0114] 如图1所示,当四旋翼无人机执行器发生故障时,通过建立非线性故障观测器,对故障进行实时检测与估计,进一步利用故障估计信息设计姿态子系统容错控制器,使得系统在姿态容错控制器和位置控制器的控制下,仍能对目标指令进行跟踪。本实施例为一种基于非线性观测器的四旋翼容错控制器设计方法,包括以下步骤:

[0115] S1、建立四旋翼无人机的动力学模型,将无人机系统分为姿态子系统和位置子系统,该动力学模型具体如下,

$$[0116] \begin{cases} \ddot{\phi} = a_1 \dot{\theta} \dot{\psi} - a_2 \dot{\phi} + U_1 + d_1 \\ \ddot{\theta} = a_3 \dot{\phi} \dot{\psi} - a_4 \dot{\theta} + U_2 + d_2 \\ \ddot{\psi} = a_5 \dot{\theta} \dot{\phi} - a_6 \dot{\psi} + U_3 + d_3 \\ \ddot{x} = (C_\phi S_\theta S_\psi + S_\phi S_\psi) U_4 - a_7 \dot{x} + d_4 \\ \ddot{y} = (C_\phi S_\theta S_\psi - S_\phi S_\psi) U_4 - a_8 \dot{y} + d_5 \\ \ddot{z} = C_\phi C_\theta U_4 - g - a_9 \dot{z} + d_6 \end{cases}$$

[0117] 其中,m为无人机的质量, I_x 为x轴的转动惯量, I_y 为y轴的转动惯量, I_z 为z轴的转动惯量,l为电机到机体重心的距离,k为拉力系数,g为重力系数, d_x 、 d_y 、 d_z 、 d_ϕ 、 d_θ 、 d_ψ 均为阻力系数, Ω_i 为四个电机的转速且*i*=1,2,3,4。式中 a_i 为常数并且 *i*=1,2,3,4,5,6,7,8,9,具体表达式为:

$$a_1 = \frac{I_x - I_y}{I_z}, \quad a_2 = \frac{d_\phi}{I_x}, \quad a_3 = \frac{I_z - I_x}{I_y}, \quad a_4 = \frac{d_\theta}{I_y}, \quad a_5 = \frac{I_x - I_y}{I_z}, \quad a_6 = \frac{d_\psi}{I_z},$$

$$a_7 = \frac{d_x}{m}, \quad a_8 = \frac{d_y}{m}, \quad a_9 = \frac{d_z}{m}。$$

ϕ 代表相对于地面坐标系的侧滚角, θ 代表相对于地面坐标系的俯仰角, ψ 代表相对于地面坐标系的偏航角, $\dot{\phi}$ 表示侧滚角 ϕ 的角速度, $\dot{\theta}$ 表示俯仰角 θ

的角速度, $\dot{\psi}$ 表示偏航角 ψ 的角速度, $\ddot{\phi}$ 表示侧滚角 ϕ 的角加速度, $\ddot{\theta}$ 表示俯仰角 θ 的角加速度, $\ddot{\psi}$ 表示偏航角 ψ 的角加速度; \dot{x} 表示无人机在 x 方向的速度, \dot{y} 表示无人机在 y 方向的速度, \dot{z} 表示无人机在 z 方向的速度, \ddot{x} 表示无人机在 x 方向的加速度, \ddot{y} 表示无人机在 y 方向的加速度, \ddot{z} 表示无人机在 z 方向的加速度; $S_{(*)}$ 表示 $\sin(*)$, $C_{(*)}$ 表示 $\cos(*)$, U_1 为侧滚角的控制输入, U_2 为俯仰角的控制输入, U_3 为偏航角的控制输入, U_4 为位置系统的控制输入, U_1 、 U_2 、 U_3 、 U_4 满足以下条件:

$$[0118] \quad U_1 = I\kappa (\Omega_4^2 - \Omega_2^2) / I_x$$

$$[0119] \quad U_2 = I\kappa (\Omega_3^2 - \Omega_1^2) / I_y$$

$$[0120] \quad U_3 = I\kappa (\Omega_2^2 + \Omega_4^2 - \Omega_1^2 - \Omega_3^2) / I_z$$

$$[0121] \quad U_4 = I\kappa (\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2) / m$$

[0122] d_i 为外部扰动且 $i=1, \dots, 6$, 并满足 $|d_i| \leq M$, M 为已知扰动上界, 且 $M > 0$ 。

[0123] S2、针对姿态子系统, 采用内外环设计, 建立姿态子系统在无故障情况下的简化模型, 该模型具体如下:

$$[0124] \quad \begin{cases} \dot{\chi}_1 = \chi_2 \\ \dot{\chi}_2 = f(\chi_2) + u_0 + d(t) \end{cases}$$

$$[0125] \quad \text{其中, } x_1 = (\phi \ \theta \ \psi)^T, \quad \chi_2 = (\dot{\phi} \ \dot{\theta} \ \dot{\psi})^T, \quad f(\chi_2) = \begin{bmatrix} a_1 \dot{\theta} \dot{\psi} - a_2 \dot{\phi} \\ a_3 \dot{\phi} \dot{\psi} - a_4 \dot{\theta} \\ a_5 \dot{\theta} \dot{\phi} - a_6 \dot{\psi} \end{bmatrix}, \quad u_0 \text{ 为控制输入, 且 } u_0 =$$

$\text{diag}\{U_1, U_2, U_3\}$, $d(t)$ 为外部扰动, 且 $d(t) = [d_1(t), d_2(t), d_3(t)]^T$, t 代表时间, T 代表转置符号。

[0126] S3、建立姿态子系统的故障模型, 该模型具体如下:

$$[0127] \quad \begin{cases} \dot{\chi}_1 = \chi_2 \\ \dot{\chi}_2 = f(\chi_2) + u_f + d(t) \end{cases}$$

[0128] 进一步写成,

$$[0129] \quad \begin{cases} \dot{\chi}_1 = \chi_2 \\ \dot{\chi}_2 = f(\chi_2) + (I+K)u_0 + d(t) \end{cases}$$

[0130] 其中, u_f 表示故障情况下的控制输入, $u_f = (I+K)u_0$, 定义 $I+K = \text{diag}\{1+k_1, 1+k_2, 1+k_3\}$ 为故障向量, 在实际情况和工程背景下, 故障一般都是有界的, 本发明考虑故障为常值故障, k_i 为故障系数, $i=1, 2, 3$, 且满足 $|k_i| < 1$, 1_i 为某正常数;

[0131] 该故障建模方法具体描述如下:

[0132] 当 $k_i = 0$, $u_f = u_0$, 表示系统无故障情况;

[0133] 当 $k_i > 0$, $u_{fi} = u_{0i} + k_i u_{0i} \triangleq u_{0i} + \Delta u_i$, 表示系统发生乘性故障;

[0134] 当 $-1 < k_i < 0$, $u_{fi} = (1+k_i)u_{0i}$, 表示系统发生加性故障;

[0135] 其中, u_{0i} and u_{fi} 分别为 u_0 和 u_f 的第 i 个分量, $i=1, 2, 3$ 。

[0136] S4、在考虑故障发生的情况下,建立非线性故障观测器,然后对未知的执行器故障进行实时检测和在线估计,即根据故障观测器所产生的残差信号,对故障的真实值进行实时在线估计,具体估计公式如下:

$$[0137] \quad \begin{cases} \dot{\hat{\chi}}_1 = \hat{\chi}_2 + \eta \operatorname{sgn}(e_1) \\ \dot{\hat{\chi}}_2 = f(\hat{\chi}_2) + (I + \hat{K})u_0 + \hat{D} \operatorname{sgn}(e_2) + Le_2 \end{cases}$$

[0138] 其中, $\hat{\chi}_1$ 为姿态角的估计值, $\hat{\chi}_1 = (\hat{\phi} \ \hat{\theta} \ \hat{\psi})^T$, $\hat{\chi}_2$ 为姿态角速率的估计值, $\hat{\chi}_2 = (\hat{\dot{\phi}} \ \hat{\dot{\theta}} \ \hat{\dot{\psi}})^T$; e_1 、 e_2 均为估计误差,且 $e_1 = \chi_1 - \hat{\chi}_1$, $e_2 = \chi_2 - \hat{\chi}_2$; \hat{K} 为故障系数估计值, sgn 为符号函数, L 为观测器增益矩阵,且 $L = \operatorname{diag}\{l_1 \ l_2 \ l_3\}$, 且 l_i 为某正常数满足 $l_i > 0$ ($i=1,2,3$), I 为 3 阶单位矩阵, η 为待设计参数, D 为某未知常数,并用 \hat{D} 表示其估计值。为了处理观测器中的非线性项以及扰动项,假设 $\|f(\chi_2) - f(\hat{\chi}_2) + d(t)\| \leq D$, D 为某未知常数并用 \hat{D} 表示其估计值。 η 为待设计参数。

$$[0139] \quad \text{其中, } f(\hat{\chi}_2) = \begin{bmatrix} a_1 \hat{\theta} \hat{\psi} - a_2 \hat{\phi} \\ a_3 \hat{\phi} \hat{\psi} - a_4 \hat{\theta} \\ a_5 \hat{\theta} \hat{\phi} - a_6 \hat{\psi} \end{bmatrix};$$

[0140] 另,分别设计参数 D 的自适应律 $\dot{\hat{D}}$ 和故障估计自适应律 $\dot{\hat{K}}$ 为:

$$[0141] \quad \dot{\hat{D}} = \lambda_2 \|e_2\|$$

$$[0142] \quad \dot{\hat{K}} = \lambda_1 u_0 e_2^T$$

[0143] 其中 λ_1 和 λ_2 均为待设计参数。

[0144] S5、根据步骤 S4 所获得的实时故障估计信息,设计姿态子系统基于快速非奇异终端滑模方法的容错控制器。

[0145] 设计容错控制器的具体方法如下:

[0146] S501、根据下式设计快速非奇异终端滑模面 s_1, s_2, s_3 ,

$$[0147] \quad s_1 = \dot{\varepsilon}_1 + c_1 |\varepsilon_1|^{\alpha_1} \operatorname{sgn}(\varepsilon_1) + c_2 |\dot{\varepsilon}_1|^{\alpha_2} \operatorname{sgn}(\dot{\varepsilon}_1)$$

$$[0148] \quad s_2 = \dot{\varepsilon}_2 + c_3 |\varepsilon_2|^{\alpha_1} \operatorname{sgn}(\varepsilon_2) + c_4 |\dot{\varepsilon}_2|^{\alpha_2} \operatorname{sgn}(\dot{\varepsilon}_2)$$

$$[0149] \quad s_3 = \dot{\varepsilon}_3 + c_5 |\varepsilon_3|^{\alpha_1} \operatorname{sgn}(\varepsilon_3) + c_6 |\dot{\varepsilon}_3|^{\alpha_2} \operatorname{sgn}(\dot{\varepsilon}_3)$$

[0150] 其中, $\varepsilon_1, \varepsilon_2, \varepsilon_3$ 均为实际姿态角与期望姿态角之间的跟踪误差,且 $\varepsilon_1 = \phi - \phi_d, \varepsilon_2 = \theta - \theta_d, \varepsilon_3 = \psi - \psi_d$, ϕ, θ, ψ 均表示实际姿态角, ϕ_d, θ_d, ψ_d 均表示期望姿态角, $\dot{\varepsilon}_1, \dot{\varepsilon}_2, \dot{\varepsilon}_3$ 分别为三个跟踪误差的导数, c_i ($i=1,2,3, \dots, 6$) 和 a_1, a_2 为均滑模参数,满足 $c_i > 0, 1 < \alpha_2 < 2, \alpha_2 < \alpha_1$;

[0151] S502、根据下式设计趋近律 \dot{s}_i ,

$$[0152] \quad \dot{s}_i = -m s_i - n |s_i|^\gamma \operatorname{sgn}(s_i)$$

[0153] 其中, s_i ($i=1,2,3$) 为滑模面, m, n, γ 均为滑模参数,且满足 $m, n > 0, 0 < \gamma < 1$;

[0154] S503、结合步骤S1中所设计的滑模面、步骤S2中所设计的趋近律以及姿态系统得模型,根据下式设计姿态子系统的控制输入 U_1, U_2, U_3 :

$$[0155] \quad U_1 = \frac{1}{(1+\hat{k}_1)} ((-ms_1 - n |s_1|^\gamma \operatorname{sgn}(s_1) - \dot{\varepsilon}_1 - c_1 a_1 |\varepsilon_1|^{a_1-1} \dot{\varepsilon}_1) \frac{1}{c_2 a_2} |\dot{\varepsilon}_1|^{1-a_2} - a_1 \dot{\theta} \dot{\psi} + a_2 \dot{\phi} + \ddot{\phi}_d - M \operatorname{sgn}(s_1))$$

$$[0156] \quad U_2 = \frac{1}{(1+\hat{k}_2)} ((-ms_2 - n |s_2|^\gamma \operatorname{sgn}(s_2) - \dot{\varepsilon}_2 - c_3 a_1 |\varepsilon_2|^{a_1-1} \dot{\varepsilon}_2) \frac{1}{c_4 a_2} |\dot{\varepsilon}_2|^{1-a_2} - a_3 \dot{\phi} \dot{\psi} + a_4 \dot{\theta} + \ddot{\theta}_d - M \operatorname{sgn}(s_2))$$

$$[0157] \quad U_3 = \frac{1}{(1+\hat{k}_3)} ((-ms_3 - n |s_3|^\gamma \operatorname{sgn}(s_3) - \dot{\varepsilon}_3 - c_5 a_1 |\varepsilon_3|^{a_1-1} \dot{\varepsilon}_3) \frac{1}{c_6 a_2} |\dot{\varepsilon}_3|^{1-a_2} - a_5 \dot{\theta} \dot{\phi} + a_6 \dot{\psi} + \ddot{\psi}_d - M \operatorname{sgn}(s_3))$$

[0158] 其中, M 为扰动上界, $|d_i| \leq M, i=1, 2, 3$, $\ddot{\phi}_d$ 、 $\ddot{\theta}_d$ 、 $\ddot{\psi}_d$ 分别表示期望偏航角角加速度、期望滚转角角加速度和期望俯仰角角加速度。

[0159] 为证明该容错控制器的稳定性,以滚转角为例,定义Lyapunov函数:

$$[0160] \quad V_3 = \frac{1}{2} s_1^2$$

[0161] 对 V_3 求导,并将控制率 U_1 带入:

$$[0162] \quad \begin{aligned} \dot{V}_3 &= s_1 (\dot{\varepsilon}_1 + c_1 a_1 |\varepsilon_1|^{a_1-1} \dot{\varepsilon}_1 + c_2 a_2 |\dot{\varepsilon}_1|^{a_2-1} (a_1 \dot{\theta} \dot{\psi} - a_2 \dot{\phi} + (1+k_1)U_1 + d_1 - \ddot{\phi}_d)) \\ &= s_1 (\dot{\varepsilon}_1 + c_1 a_1 |\varepsilon_1|^{a_1-1} \dot{\varepsilon}_1 + c_2 a_2 |\dot{\varepsilon}_1|^{a_2-1} (a_1 \dot{\theta} \dot{\psi} - a_2 \dot{\phi} + (-ms_1 - n |s_1|^\gamma \operatorname{sgn}(s_1) - \dot{\varepsilon}_1 \\ &\quad - c_1 a_1 |\varepsilon_1|^{a_1-1} \dot{\varepsilon}_1) \frac{1}{c_2 a_2} |\dot{\varepsilon}_1|^{1-a_2} - a_1 \dot{\theta} \dot{\psi} + a_2 \dot{\phi} + \ddot{\phi}_d - M \operatorname{sgn}(s_1) + d_1 - \ddot{\phi}_d)) \\ &= s_1 c_2 a_2 |\dot{\varepsilon}_1|^{a_2-1} (-M \operatorname{sgn}(s_1) + d_1) + s_1 (-ms_1 - n |s_1|^\gamma \operatorname{sgn}(s_1)) \\ &= -c_2 a_2 |\dot{\varepsilon}_1|^{a_2-1} (M |s_1| - d_1 s_1) - (ms_1^2 + n |s_1|^{\gamma+1}) \end{aligned}$$

[0163] 因为 k_2, a_2, m, n 均大于零,故有 $\dot{V}_3 \leq 0$ 。

[0164] 同理可证俯仰角和偏航角控制器稳定。

[0165] S6、针对位置子系统,结合backstepping方法和滑模方法,设计位置子系统基于滑模backstepping方法的控制器,并通过设计中间虚拟量反解出位置子系统控制率以及期望姿态角。

[0166] 在设计控制器前,首先需要定义位置跟踪误差为 $z_1 = x - x_d, z_2 = y - y_d, z_3 = z - z_d$,其中, x, y, z 分别表示实际位置, x_d, y_d, z_d 分别表示期望位置;跟踪误差的导数为 $\dot{z}_1 = \dot{x} - \dot{x}_d, \dot{z}_2 = \dot{y} - \dot{y}_d, \dot{z}_3 = \dot{z} - \dot{z}_d$,其中, $\dot{x}, \dot{y}, \dot{z}$ 分别表示机体沿 x, y, z 三个方向的线速度, $\dot{x}_d, \dot{y}_d, \dot{z}_d$ 分别表示机体沿 x, y, z 三个方向线速度的期望值;设计的位置 x, y, z 三个控制器具有相同的步骤和形式。以位置 x 通道控制器设计为例,位置 x 通道控制器设计控制器的方法如下:

[0167] S601、选取第一个Lyapunov函数,

$$[0168] \quad V_4 = \frac{1}{2} z_1^2$$

[0169] 定义中间虚拟变量 $v_1 = \dot{x} - \dot{x}_d + \mu_1 z_1$, μ_1 为正常数; 定义滑膜函数 $s_4 = \ell_1 z_1 + v_1$, ℓ_1 为正常数; 定义虚拟控制量 $v_2 = (C_\phi S_0 S_\psi + S_\phi S_\psi) U_4$; 选取第二个Lyapunov函数,

$$[0170] \quad V_5 = V_4 + \frac{1}{2} s_4^2;$$

[0171] S602、结合步骤S601选取的Lyapunov函数, 设计虚拟控制量 v_2 ,

$$[0172] \quad v_2 = -\ell_1(v_1 - \mu_1 z_1) + a_7 \dot{x} + \ddot{x}_d - \mu_1 \dot{z}_1 - M \operatorname{sgn}(s_4) - h_1 s_4$$

[0173] 其中, \ddot{x}_d 为 x 方向的线加速度期望值, h_1 为待设计参数;

[0174] 对 V_5 求导, 并结合虚拟控制量 v_2 以及位置子系统的动力学方程:

$$[0175] \quad \begin{aligned} \dot{V}_5 &= z_1 v_1 - \mu_1 z_1^2 + s_4 (-M \operatorname{sgn}(s_4) - h_1 s_4 + d_4) \\ &\leq z_1 v_1 - \mu_1 z_1^2 - h_1 s_4^2 \\ &\leq -Z^T Q Z \end{aligned}$$

$$[0176] \quad \text{其中} \quad Q = \begin{bmatrix} \mu_1 + h_1 \ell_1^2 & h_1 \ell_1 - \frac{1}{2} \\ h_1 \ell_1 - \frac{1}{2} & h_1 \end{bmatrix} \text{通过选取参数} \mu_1, \ell_1, h_1, \text{使得} Q \text{为正定矩}$$

$$Z = [z_1 \ z_2],$$

阵, 从而确保 $\dot{V}_5 \leq 0$ 。则该控制器稳定。

[0177] 同理, 定义 $v_3 = \dot{y} - \dot{y}_d + \mu_2 z_2$, $v_4 = (C_\phi S_0 S_\psi - S_\phi S_\psi) U_4$, $v_5 = \dot{z} - \dot{z}_d + \mu_3 z_3$, $v_6 = C_\phi C_0 U_4$, μ_2, μ_3 均为正常数; 然后设计虚拟控制量 v_4, v_6 ,

$$[0178] \quad v_4 = -\ell_2(v_3 - \mu_2 z_2) + a_8 \dot{y} + \ddot{y}_d - \mu_2 \dot{z}_2 - M \operatorname{sgn}(s_5) - h_2 s_5$$

$$[0179] \quad v_6 = -\ell_3(v_5 - \mu_3 z_3) + g + a_9 \dot{z} + \ddot{z}_d - \mu_3 \dot{z}_3 - M \operatorname{sgn}(s_6) - h_3 s_6$$

[0180] 其中, ℓ_2, ℓ_3 均为正常数, \ddot{y}_d, \ddot{z}_d 分别为 y, z 方向的线加速度期望值, h_2, h_3 均为待设计参数;

[0181] S603、给定偏航角的期望信号 ψ_d , 通过步骤S4所设计的姿态控制器, 有 $\psi \rightarrow \psi_d$, 因而利用虚拟控制量可以获得,

$$[0182] \quad \begin{cases} \phi_d = \arctan \left(\frac{C_{\psi_d} (v_2 + v_4) - v_4 (C_{\psi_d} + S_{\psi_d})}{C_{\psi_d} ((v_2 + v_4) + (C_{\psi_d} + S_{\psi_d})^2 v_6)^{1/2}} \right) \\ \theta_d = \arctan \left(\frac{v_2 + v_4}{v_6 (C_{\psi_d} + S_{\psi_d})} \right) \\ U_1 = \frac{C_{\psi_d}}{C_{\psi_d} + S_{\psi_d}} \left(\frac{(v_2 + v_4)^2 + (C_{\psi_d} + S_{\psi_d})^2 v_6^2}{+(C_{\psi_d} (v_2 + v_4) - (C_{\psi_d} + S_{\psi_d}) v_4)^2} \right) \end{cases}$$

[0183] 其中, ϕ_d 和 θ_d 作为期望信号用于姿态角控制器的设计, U_1 为位置子系统控制输入, 考虑实际无人机飞行情况, ψ_d 取 $\psi_d \in (-\frac{1}{2}\pi, \frac{1}{2}\pi)$, C_{ψ_d} 中的C表示cos、 S_{ψ_d} 中的S表示sin。

[0184] S7、采用Lyapunov稳定性理论对姿态子系统非线性故障观测器的稳定性进行验证, 验证方法如下:

[0185] S701、建立估计误差系统,

$$[0186] \quad \begin{cases} \dot{e}_1 = e_2 - \eta \operatorname{sgn}(e_1) \\ \dot{e}_2 = f(\chi_2) - f(\hat{\chi}_2) + \tilde{K}u_0 + d(t) - \hat{D} \operatorname{sgn}(e_2) - Le_2 \end{cases}$$

[0187] 其中, $\hat{\chi}_1$ 为姿态角的估计值, $\hat{\chi}_2$ 为姿态角速率的估计值, 且 $\hat{\chi}_1 = (\hat{\phi} \ \hat{\theta} \ \hat{\psi})^T$, $\hat{\chi}_2 = (\dot{\hat{\phi}} \ \dot{\hat{\theta}} \ \dot{\hat{\psi}})^T$; e_1 、 e_2 均为估计误差, 且 $e_1 = \chi_1 - \hat{\chi}_1$, $e_2 = \chi_2 - \hat{\chi}_2$; \dot{e}_1 , \dot{e}_2 均为估计误差, 且 $\dot{e}_1 = \dot{\chi}_1 - \dot{\hat{\chi}}_1$, $\dot{e}_2 = \dot{\chi}_2 - \dot{\hat{\chi}}_2$; \tilde{K} 为故障系数估计误差, $\tilde{K} = K - \hat{K}$, sgn 为符号函数, η 为待设计参数, $L = \operatorname{diag}\{l_1 \ l_2 \ l_3\}$, L 为观测器增益矩阵, 且满足 $l_i > 0$ ($i = 1, 2, 3$);

[0188] S702、定义第一个Lyapunov函数,

$$[0189] \quad V_1 = \frac{1}{2} e_1^T e_1 + \frac{1}{2\sigma} \tilde{\rho}^2$$

[0190] 其中, V_1 是指设计的Lyapunov函数, σ 为正常数, 然后步骤S701 的估计误差系统对 V_1 进行求导得到,

$$[0191] \quad \begin{aligned} \dot{V}_1 &= e_1^T \dot{e}_1 - \frac{1}{\sigma} \tilde{\rho} \dot{\tilde{\rho}} \\ &= e_1^T (e_2 - \eta \operatorname{sgn}(e_1)) - \frac{1}{\sigma} \tilde{\rho} \dot{\tilde{\rho}} \end{aligned}$$

[0192] 假设 e_2 有界, 且满足 $\|e_2\| \leq \rho$, ρ 为未知正常数, $\hat{\rho}$ 为 ρ 的估计值则定义 ρ 的估计误差为 $\tilde{\rho} = \rho - \hat{\rho}$, 设计自适应律 $\dot{\hat{\rho}} = \sigma \|e_1\|$, σ 是正常数, 取 $\eta = \hat{\rho} + \delta$, δ 为正常数, 进一步可得:

$$[0193] \quad \begin{aligned} \dot{V}_1 &\leq (\rho - \eta) \|e_1\| - \tilde{\rho} \|e_1\| \\ &= (\hat{\rho} - \eta) \|e_1\| \\ &\leq -\delta \|e_1\| \\ &\leq 0 \end{aligned}$$

[0194] 因为 $\dot{V}_1 \leq 0$, 那么当 $t \rightarrow \infty$ 时, $e_1(t)$ 最终将趋于0, 显然 $\hat{\rho}$ 有界; 然而若 $e_1 \neq 0$, 当 $t \rightarrow$

∞ 时,根据自适应律 $\dot{\hat{\rho}} = \sigma \|e_1\|$, $\hat{\rho}$ 将会不断增加,这与 $\hat{\rho}$ 有界相悖,故而在有限时间内, $e_1 \rightarrow 0$, $\hat{\chi}_1 \rightarrow \chi_1$;

[0195] S703、定义第二个Lyapunov函数,

$$[0196] \quad V_2 = \frac{1}{2} e_2^T e_2 + \frac{1}{2\lambda_1} \text{tr}(\tilde{K}^2) + \frac{1}{2\lambda_2} \tilde{D}^2$$

[0197] 其中, V_2 是指设计的Lyapunov函数, λ_1 、 λ_2 均为正常数, tr 表示矩阵的迹, $\tilde{D} = D - \hat{D}$ 表示非线性项和扰动项之和的估计误差,然后根据步骤S701的估计误差系统,对 V_2 进行求导,

$$\begin{aligned}
 \dot{V}_2 &= e_2^T \dot{e}_2 - \frac{1}{\lambda_1} \text{tr}(\tilde{K} \dot{\tilde{K}}) - \frac{1}{\lambda_2} \tilde{D} \dot{\tilde{D}} = e_2^T (f(\chi_2) - f(\hat{\chi}_2) + d(t) + \tilde{K} u_0 \\
 &\quad - \hat{D} \text{sgn}(e_2) - L e_2) - \frac{1}{\lambda_2} \tilde{D} (\lambda_2 \|e_2\|) - \frac{1}{\lambda_1} \text{tr}(\tilde{K} \dot{\tilde{K}}) \\
 [0198] \quad &= e_2^T (f(\chi_2) - f(\hat{\chi}_2) + d(t) + \tilde{K} u_0 - \hat{D} \text{sgn}(e_2) - L e_2) - \tilde{D} \|e_2\| - \frac{1}{\lambda_1} \text{tr}(\tilde{K} \dot{\tilde{K}}) \\
 &\leq e_2^T \tilde{K} u_0 - \text{tr}(\tilde{K} \dot{\tilde{K}}) - \lambda_{\min}(L) \|e_2\| \\
 &= -\lambda_{\min}(L) \|e_2\|
 \end{aligned}$$

[0199] 其中, λ_{\min} 表示矩阵L最小的特征值,又因为L为对角矩阵,其对角元素均为正常数,故 $\dot{V}_2 \leq 0$ 。

[0200] 本实施例利用Matlab2018a软件,对所发明的容错控制方法进行了仿真验证:

[0201] 四旋翼无人机控制系统参数选取:

[0202] $m=2\text{kg}$, $l=0.2\text{m}$, $\kappa=1.15 \times 10^{-7} \text{N} \cdot \text{s}^2 \cdot \text{rad}^{-2}$, $I_y=I_x=1.25 \text{N} \cdot \text{s}^2 \cdot \text{rad}^{-1}$, $I_z=2.5 \text{N} \cdot \text{s}^2 \cdot \text{rad}^{-1}$,

[0203] $d_x=d_y=d_z=0.01 \text{N} \cdot \text{s} \cdot \text{rad}^{-1}$, $d_\psi=d_\phi=d_\theta=0.012$;

[0204] 观测器参数选取:

[0205] $l_1=15$, $l_2=5$, $l_3=5$, $\sigma=1$, $\delta=1$, $\lambda_1=2$, $\lambda_2=2$;

[0206] 控制器参数选取:

[0207] $c_1=c_3=c_5=1$, $c_2=c_4=c_5=2$, $a_1=3$, $a_2=1.5$, $\gamma=0.6$, $m=30$, $n=30$, $\mu_1=\mu_2=\mu_3=10$, $l_1=l_2=l_3=10$;

[0208] 期望信号:

[0209] $x_d=\cos(t)$, $y_d=\sin(t)$, $z_d=0.5t$, $\psi_d=\sin(0.5t)$,外部干扰取 $d_i=2\sin(t)$, ($i=1, \dots, 6$)。

[0210] 结果说明:

[0211] 如图2-5所示,当无故障发生时,无人机在本实施例所设计位置控制器的控制下,能快速跟踪期望轨迹。

[0212] 如图6-9所示,当发生执行器故障时,故障估计值能在4s内收敛至故障真实值,且能估计不同程度的故障(10%-70%效率损失)。

[0213] 如图10-13所示,当效率损失比较小的情况下(10%,30%),无人机在本实施例所

设计的姿态容错控制器的控制下,仍能保持良好的跟踪性能。当效率损失比较大的情况下(50%,70%),跟踪性能稍差但仍在可接受范围内。

[0214] 以上所述,仅为本发明中的具体实施方式,但本发明的保护范围并不局限于此,任何熟悉该技术的人在本发明所揭露的技术范围内,可理解想到的变换或替换,都应涵盖在本发明的包含范围之内,因此,本发明的保护范围应该以权利要求书的保护范围为准。

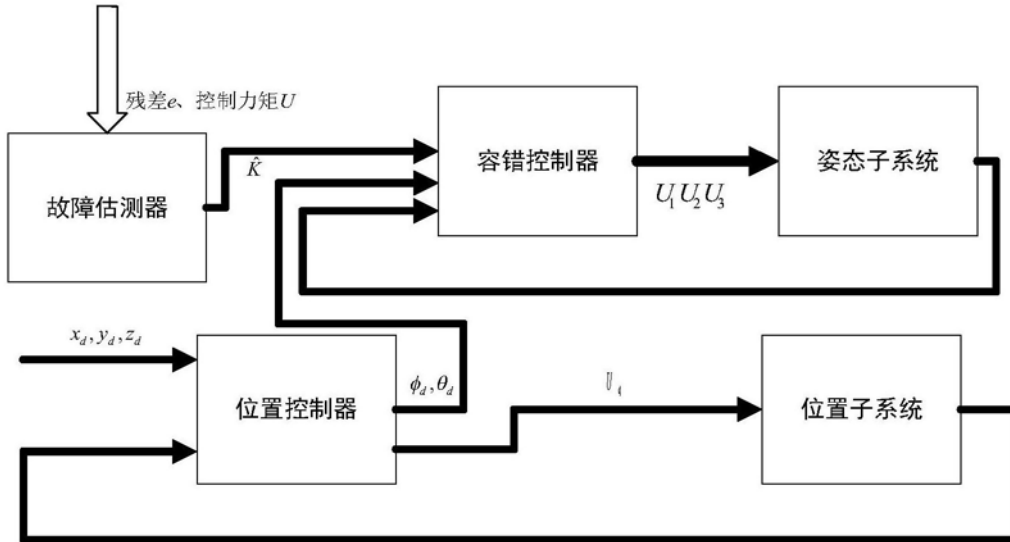


图1

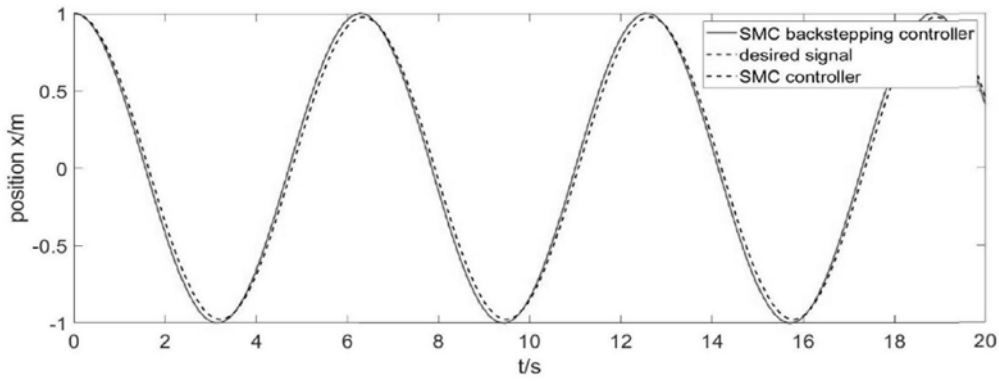


图2

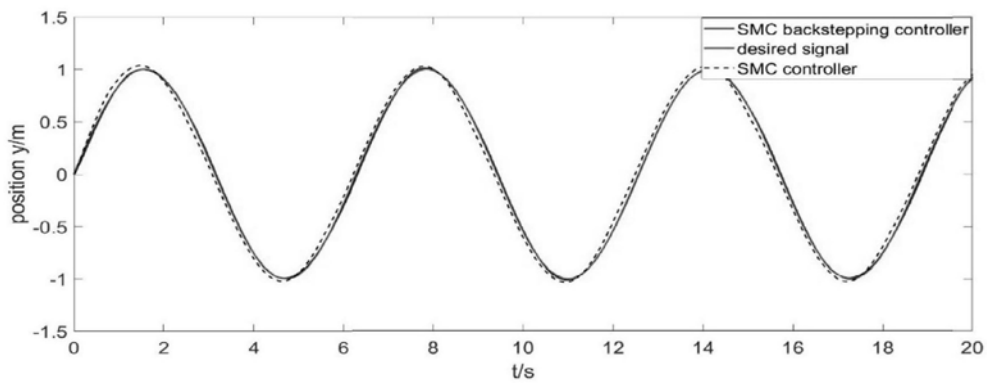


图3

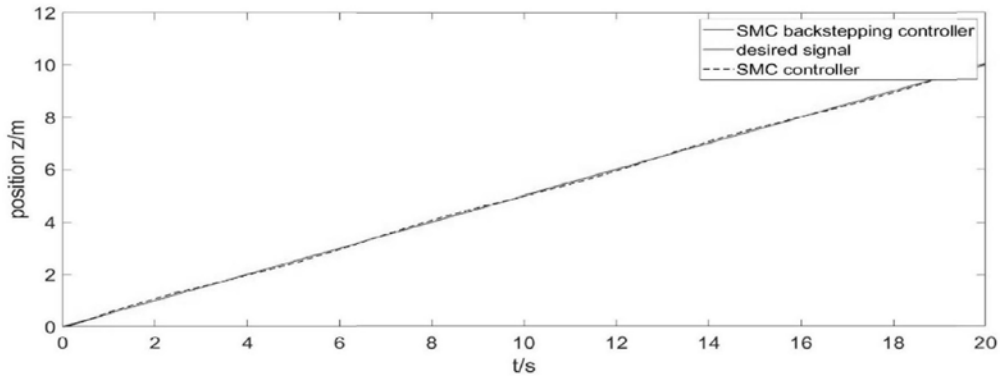


图4

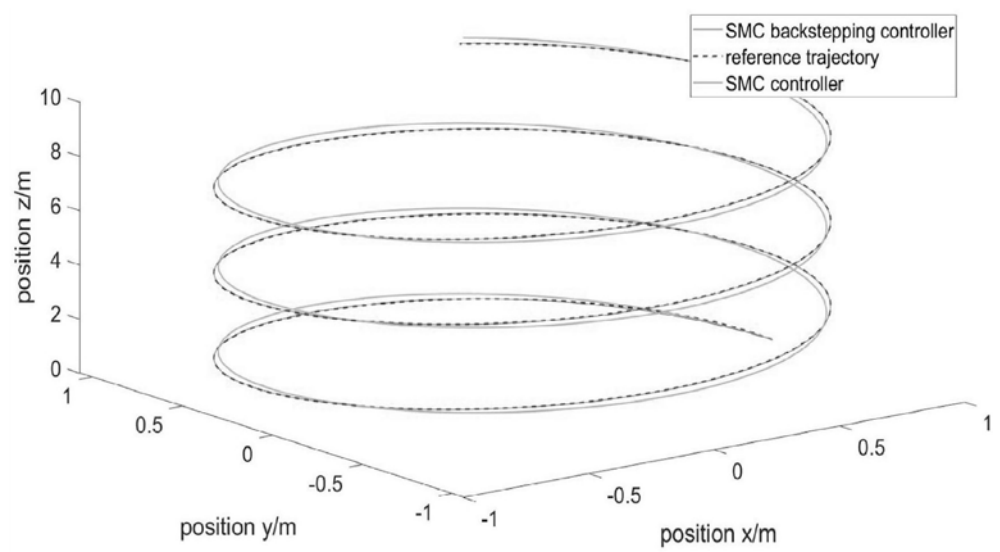


图5

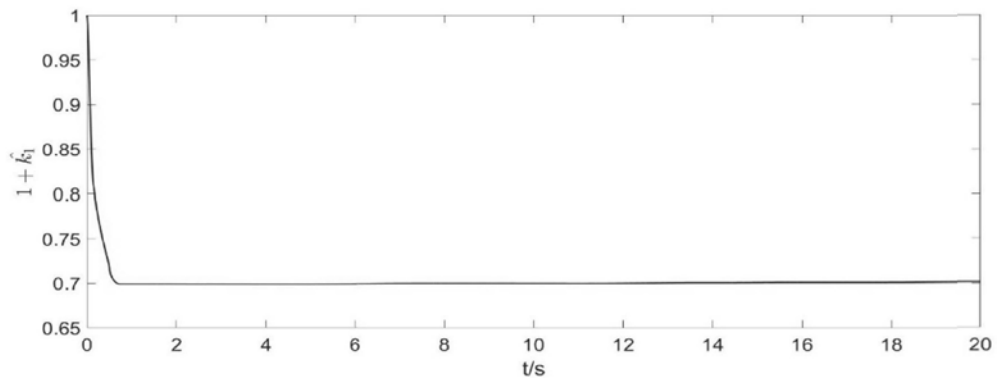


图6

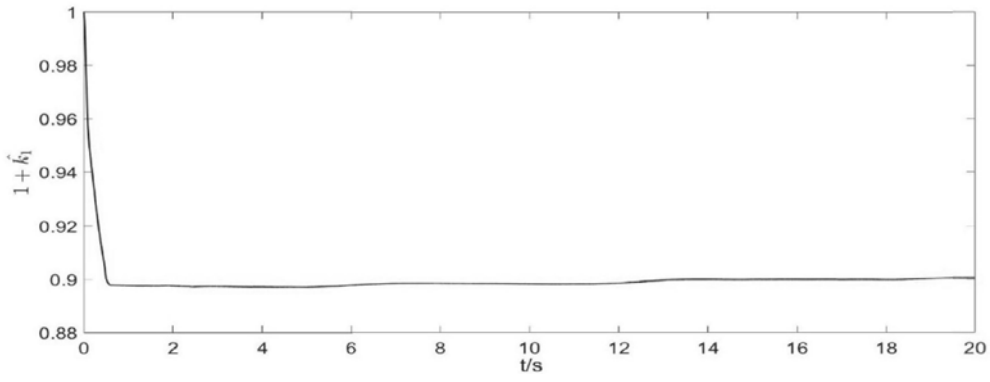


图7

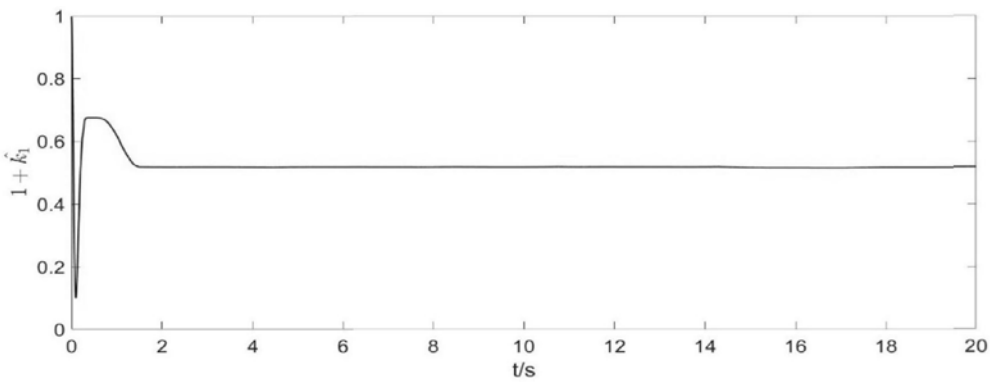


图8

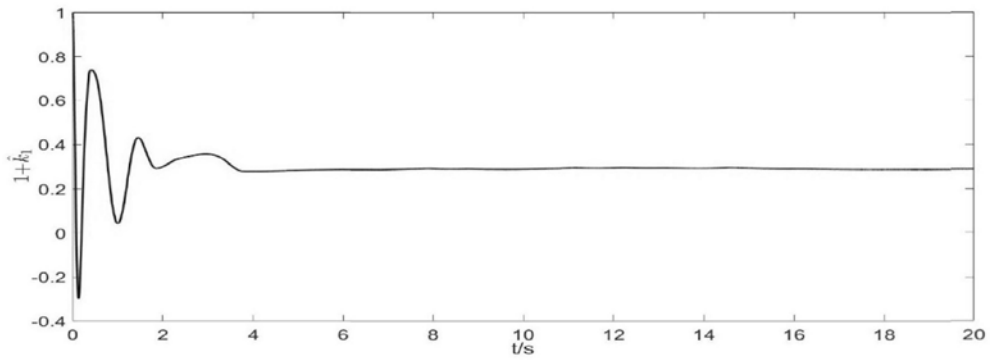


图9

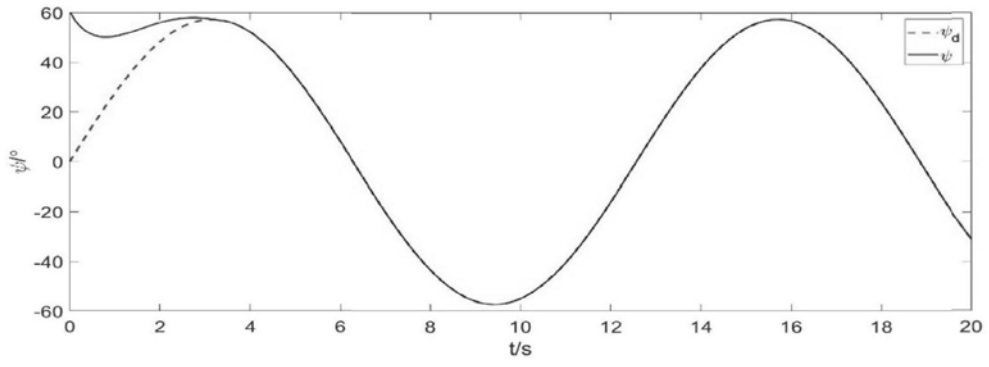


图10

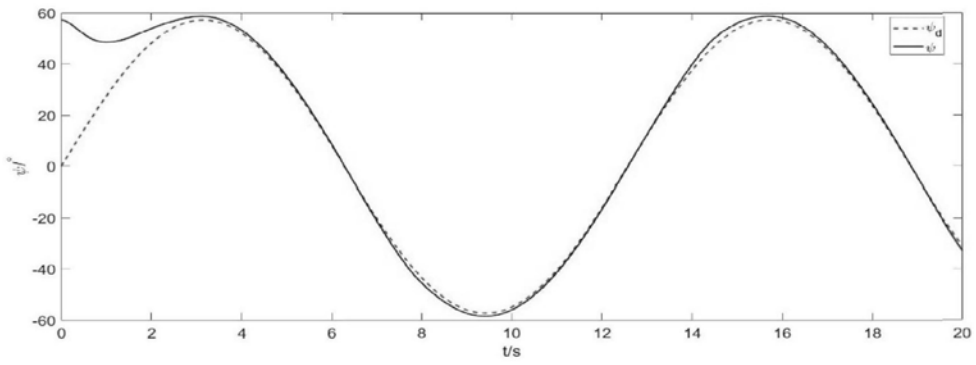


图11

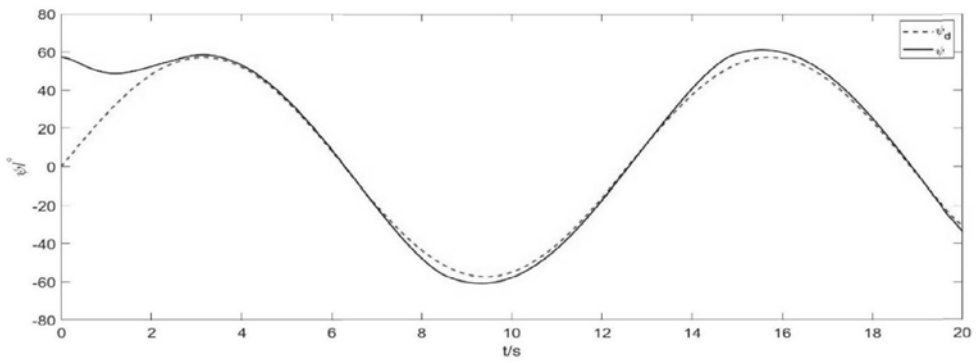


图12

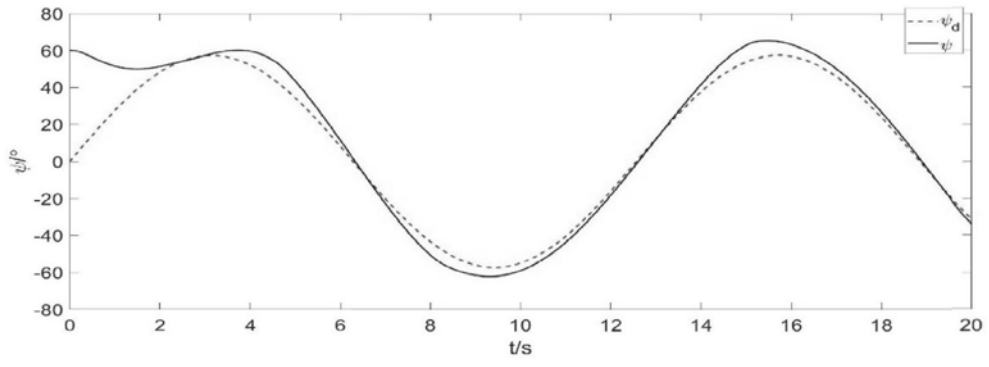


图13