

DOI: 10.11830/ISSN.1000-5013.201810019



采用滑模观测器的四旋翼无人机 执行器加性故障容错控制

郑佳静, 李平

(华侨大学 信息科学与工程学院, 福建 厦门 361021)

摘要: 为了获得四旋翼无人机更好的飞行性能,在考虑外界干扰的情况下,基于滑模观测器对四旋翼无人机的执行器故障问题进行容错控制设计.首先,针对受干扰和发生执行器故障的四旋翼无人机进行建模;然后,设计一种滑模观测器重构故障信息,并实时估计外界扰动;最后,基于观测所得信号,采用反步法设计内环姿态控制器和外环位置控制器,实现故障容错和干扰补偿,保证四旋翼无人机稳定跟踪既定轨迹.仿真结果验证了所提方案的有效性.

关键词: 四旋翼无人机;容错控制;加性故障;滑模观测器;反步法

中图分类号: V 249.122.3; TP 302.8 **文献标志码:** A **文章编号:** 1000-5013(2019)04-0437-07

Fault Tolerant Control of Actuator Additive Fault for Quadrotor Using Sliding Mode Observer

ZHENG Jiajing, LI Ping

(College of Information Science and Engineering, Huaqiao University, Xiamen 361021, China)

Abstract: In order to obtain better flight performance of quadrotor, considering the situation of external disturbance, fault tolerant control design was conducted based on sliding mode observer for the problem of quadrotor's actuator fault. First, the model of quadrotor with the effects of disturbances and faults was built. Then, a kind of sliding mode observer was designed to reconstruct the fault information and estimate the external disturbances in real time. Finally, based on the obtained observation signals, the backstepping algorithm was used to design attitude controllers for the inner loop and the position controller for the outer loop to realize fault tolerance and disturbance compensation, which ensured that the quadrotor can track the desired trajectory stably. Simulation results proved the effectiveness of the proposed scheme.

Keywords: quadrotor; fault tolerant control; additive fault; sliding mode observer; backstepping method

四旋翼无人机具有体积小、隐蔽性好、能够实现垂直起降等优点,在军事领域和民用领域有着广泛的应用^[1].由于其执行任务时所处环境多样,且需要实现不同姿态来满足各种任务需求,很容易发生故障,因此,越来越多学者对四旋翼无人机容错控制问题进行研究.当四旋翼无人机发生故障时,为实现容错控制,最首要的是获得故障信息.自适应方法^[2-3]能够实现故障重构,但一般故障都以常数形式加入系统中,不能解决函数形式的故障估计,具有局限性.时延控制技术(TDC)通过一步状态迭代逼近执行机

收稿日期: 2018-10-09

通信作者: 李平(1981-),女,副教授,博士,主要从事非线性系统与先进控制、容错控制系统的研究. E-mail: pingping_1213@126.com.

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(61603144);福建省高校产学研合作科技重大项目(2013H6016);福建省自然科学基金资助项目(2018J01095);华侨大学中青年教师科技创新资助计划项目(ZQN-PY509)

构的故障信息^[4],但与控制方法结合之后,系统响应时间较长.神经网络^[5-6]是一种万能函数逼近器,但应用在四旋翼无人机的 6 个自由度都需要在快速跟踪的情况下,其学习时间过长,瞬态性能不好.另外,由于上述容错控制研究存在一个共同特点,即没有考虑四旋翼无人机在实际飞行中受到的气流、噪声等环境因素的外界干扰,因此,根据李雅普诺夫稳定性定理设计一种滑模观测器^[7-10],不仅能对故障信息进行重构,还能实时估计干扰信号,具有鲁棒性.四旋翼无人机的控制设计方法包括滑模控制^[11-13]、模糊控制^[14-15]、PID 控制^[16]等.本文结合反步法^[17-18]设计容错控制器,对滑模观测器得到的故障信号进行容错,同时,补偿干扰信号,使四旋翼无人机实现稳定的位置和姿态跟踪.

1 执行器加性故障的四旋翼无人机模型

四旋翼无人机的物理结构,如图 1 所示.图 1 中:杆 1 与杆 2 垂直分布,且杆 1 末端的 2 个电机逆时针方向旋转,另一根杆上的 2 个电机顺时针旋转;2 个坐标系分别为机体坐标系 $O_b x_b y_b z_b$ 和惯性坐标系 $O_i x_i y_i z_i$.定义 4 个螺旋桨旋转的转速为 $\omega_i(i=1,2,3,4)$,且产生沿 z_b 轴正方向相应的升力 $F_i=b\omega_i^2(i=1,2,3,4)$, b 为升力系数.假设机头沿着 x_b 轴的正方向,当杆 1 上两电机转速不同、杆 2 的两电机转速相同时,机体便会绕 x_b 轴进行旋转产生横滚角 φ ;若杆 1 上两电机转速相同、杆 2 不同时,则绕 y_b 轴旋转产生俯仰角 θ ;当杆 1 与杆 2 的电机转速存在差值,则绕 z_b 轴沿转速较小那组电机的旋转方向转动,产生偏航角 ψ .可见,四旋翼无人机在空间运动时的状态由三维位置 $[x,y,z]^T$ 及姿态角 $[\varphi,\theta,\psi]^T$ 共同确定.

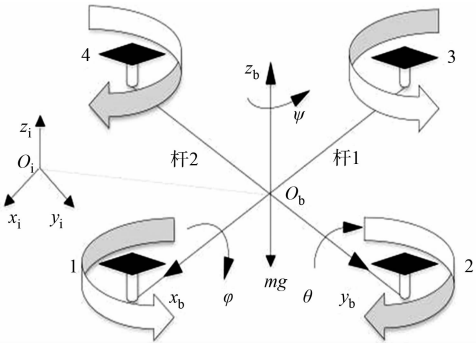


图 1 四旋翼无人机的物理结构
Fig.1 Physical structure of quadrotor

若四旋翼无人机长时间处于飞行状态,很可能发生故障.此时,空气阻力、噪声等外界干扰会加剧系统的不稳定,因此,不容忽略.为了研究四旋翼无人机在外界干扰下的容错控制问题,首先要建立起系统模型.根据牛顿第二定律及欧拉动力学方程^[19],将四旋翼无人机的故障模型改进为

$$\left. \begin{aligned} \ddot{x} &= u_{1,x} + f_{a,1} + \xi_1, \\ \ddot{y} &= u_{1,y} + f_{a,2} + \xi_2, \\ \ddot{z} &= u_{1,z} - g + f_{a,3} + \xi_3, \\ \ddot{\varphi} &= \frac{I_y - I_z}{I_x} \cdot \dot{\theta} \dot{\psi} + \frac{l}{I_x} u_2 + f_{a,4} + \xi_4, \\ \ddot{\theta} &= \frac{I_z - I_x}{I_y} \cdot \dot{\varphi} \dot{\psi} + \frac{l}{I_y} u_3 + f_{a,5} + \xi_5, \\ \ddot{\psi} &= \frac{I_x - I_y}{I_z} \cdot \dot{\varphi} \dot{\theta} + \frac{c}{I_z} u_4 + f_{a,6} + \xi_6. \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

式中: $u_{1,x}, u_{1,y}, u_{1,z}$ 为沿三轴的位置控制输入, $u_{1,x} = \frac{u_1}{m}(\cos \varphi \cdot \sin \theta \cdot \cos \psi + \sin \varphi \cdot \sin \psi)$, $u_{1,y} = \frac{u_1}{m}(\cos \varphi \cdot \sin \theta \cdot \sin \psi - \sin \varphi \cdot \cos \psi)$, $u_{1,z} = \frac{u_1}{m}(\cos \varphi \cdot \cos \theta)$,其中, $u_1 = F_1 + F_2 + F_3 + F_4$ 为位置 $[x,y,z]^T$ 的控制作用, m 为四旋翼无人机的质量, g 为重力加速度; I_x, I_y, I_z 为机体绕三轴的转动惯量; l 为螺旋桨与无人机中心的距离; c 为力矩力比例系数; u_2, u_3, u_4 分别为姿态 $[\ddot{\varphi}, \ddot{\theta}, \ddot{\psi}]^T$ 的控制作用.

考虑到四旋翼无人机在飞行过程中会发生故障,在四旋翼无人机的动态方程中,加入连续且有界的加性故障函数 $f_{a,i}(i=1,2,3,4,5,6)$.加性故障是容错控制领域中通用的一种描述故障的方法,是在正常系统动态上加上一个故障函数项,表示故障对系统的影响.另外,还考虑到在飞行过程中,系统受到外界干扰的影响,因此,在模型中分别加入干扰函数 $\xi_i(i=1,2,3,4,5,6)$.建立四旋翼无人机执行器故障模型后,即可进行容错控制设计.

2 内外环结构下的容错控制设计

2.1 内外环控制结构

采用内外环控制结构进行容错控制设计,如图 2 所示.在存在外界干扰的情况下,四旋翼无人机的位置故障对象和姿态故障对象相应的数学模型参见式(1).滑模观测器通过输入的位置信号 $\mathbf{X}_1 = [x, \dot{x}; y, \dot{y}; z, \dot{z}]^T$,姿态信号 $\mathbf{X}_2 = [\varphi, \dot{\varphi}; \theta, \dot{\theta}; \psi, \dot{\psi}]^T$ 及系统受到的扰动信号 $\mathbf{K}_1 = [\xi_1, \xi_2, \xi_3]^T, \mathbf{K}_2 = [\xi_4, \xi_5, \xi_6]^T$,可重构系统状态 $\hat{\mathbf{X}}_1 = [\hat{x}, \dot{\hat{x}}; \hat{y}, \dot{\hat{y}}; \hat{z}, \dot{\hat{z}}]^T, \hat{\mathbf{X}}_2 = [\hat{\varphi}, \dot{\hat{\varphi}}; \hat{\theta}, \dot{\hat{\theta}}; \hat{\psi}, \dot{\hat{\psi}}]^T$,加性故障 $\hat{\mathbf{F}}_{a,1} = [\hat{f}_{a,1}, \hat{f}_{a,2}, \hat{f}_{a,3}]^T, \hat{\mathbf{F}}_{a,2} = [\hat{f}_{a,4}, \hat{f}_{a,5}, \hat{f}_{a,6}]^T$ 和外界干扰 $\hat{\mathbf{K}}_1 = [\hat{\xi}_1, \hat{\xi}_2, \hat{\xi}_3]^T, \hat{\mathbf{K}}_2 = [\hat{\xi}_4, \hat{\xi}_5, \hat{\xi}_6]^T$.然后,通过观测器所得信息,采用反步法分别设计 3 个位置控制输入 $u_{1,x}, u_{1,y}, u_{1,z}$,以及 3 个姿态容错控制器 u_2, u_3, u_4 ,进一步可由 $u_{1,z}$ 推导出位置容错控制器(欠驱动控制律) u_1 ,相较于间接驱动结构^[20],其表达式简洁,在实际控制中更易实现.而内环期望的俯仰角 θ_d 和横滚角 φ_d 由位置控制输入推导得到.最后,由位置容错控制器和姿态容错控制器补偿系统受到的故障和干扰影响,四旋翼无人机就能对位置期望轨迹 x_d, y_d, z_d 及姿态期望轨迹 $\varphi_d, \theta_d, \psi_d$ 进行稳定跟踪.

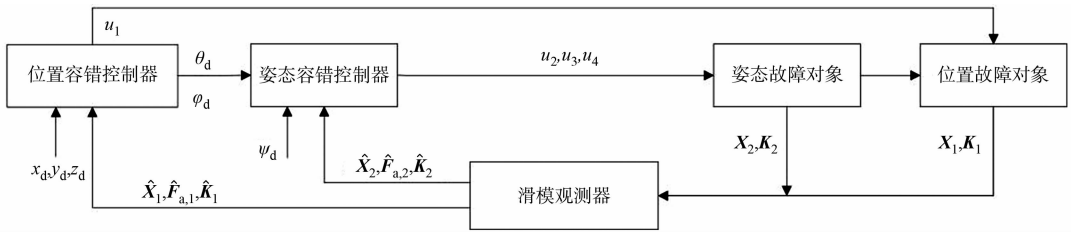


图 2 内外环结构

Fig. 2 Inner and outer loop structures

2.2 滑模观测器的设计

式(1)中,分别由 6 个微分方程表示的位置及姿态故障对象都可写成二阶通用形式,即

$$\left. \begin{aligned} \dot{x}_1 &= x_2, \\ \dot{x}_2 &= f(x) + g(x)u + f_a + \xi. \end{aligned} \right\} \quad (2)$$

式(2)中: $[x_1, x_2]^T$ 为系统的状态向量; $f(x)$ 和 $g(x)$ 均为连续可导函数; f_a 表示一个有界的故障; ξ 为一正常数,表示外界干扰,且满足 $|\dot{\xi}| \leq \rho_3$, ρ_3 表示外界干扰变化量的上界.

滑模观测器可以设计为

$$\left. \begin{aligned} \dot{\hat{x}}_1 &= \hat{x}_2 + v_1, \\ \dot{\hat{x}}_2 &= f(x) + g(x)u + \hat{\xi} + v_2, \\ \dot{\hat{\xi}} &= v_3. \end{aligned} \right\} \quad (3)$$

$$v_1 = \eta_1 \text{sign}(e_1), \quad v_2 = \eta_2 \text{sign}(v_1), \quad v_3 = \eta_3 \text{sign}(e_3). \quad (4)$$

式(3),(4)中: v_1, v_2, v_3 均为待设计项; η_1, η_2, η_3 为待设计参数; $e_1 = x_1 - \hat{x}_1$ 表示状态实际值 x_1 与其观测值 \hat{x}_1 间的误差; $e_3 = \xi_1 - \hat{\xi}_1$ 表示实际扰动 ξ 与其观测值 $\hat{\xi}$ 间的误差.滑模观测器包含 3 个状态 \hat{x}_1, \hat{x}_2 和 $\hat{\xi}$.为了避免抖振现象,符号函数 sign 用其平滑形式 $\text{sign}(X) = X/(|X| + \Delta)$ 代替,取 $\Delta = 0.001$.

证明: 由式(2)减去式(3),可得误差系统,即

$$\dot{e}_1 = e_2 - v_1, \quad \dot{e}_2 = f_a + e_3 - v_2, \quad \dot{e}_3 = \xi - v_3. \quad (5)$$

式(5)中: $e_2 = x_2 - \hat{x}_2 = \dot{x} - \dot{\hat{x}}$ 表示状态实际值 x_2 与其观测值 \hat{x}_2 之间的误差,且满足 $|e_2| \leq \rho_1 \hat{x}_2$, ρ_1 为一正常数.

步骤 1 定义 $\bar{\rho}_1 = \rho_1 - \hat{\rho}_1$ 为 e_2 上界的估计误差,则有 $\dot{\bar{\rho}}_1 = -\dot{\hat{\rho}}_1$.选择李雅普诺夫候选函数,即

$$V_1 = \frac{1}{2} e_1^2 + \frac{1}{2\sigma_1} \bar{\rho}_1^2. \quad (6)$$

式(6)中: σ_1 为正常数.

对式(6)求导,并将式(4),(5)代入,可得

$$\dot{V}_1 \leq (\rho_1 - \eta_1) |e_1| - \frac{1}{\sigma_1} \bar{\rho}_1 \dot{\rho}_1. \tag{7}$$

令 $\eta_1 = \bar{\rho}_1 + \epsilon_1$, $\dot{\rho}_1 = \sigma_1 |e_1|$, ϵ_1 为一正常数. 代入式(7), 得 $\dot{V}_1 = -\epsilon_1 |e_1| \leq 0$, 说明 e_1 及其导数在步骤 1 设计中渐近收敛于 0, 因此有 $e_2 \rightarrow v_1$, 则 $v_2 = \eta_2 \text{sign}(e_2)$.

步骤 2 选择李雅普诺夫候选函数 $V_{20} = \frac{1}{2} e_2^2$, 求导得 $\dot{V}_{20} = e_2 (f_a + e_3 - v_2)$, 其中, $|f_a + e_3| \leq \rho_2$, ρ_2 为一正常数. 继续选择李雅普诺夫候选函数, 即

$$V_2 = V_{20} + \frac{1}{2\sigma_2} \bar{\rho}_2^2. \tag{8}$$

式(8)中: σ_2 为正常数.

对式(8)求导, 并将式(4), (5)代入, 可得

$$\dot{V}_2 \leq (\rho_2 - \eta_2) |e_2| - \frac{1}{\sigma_2} \bar{\rho}_2 \dot{\rho}_2. \tag{9}$$

令 $\eta_2 = \bar{\rho}_2 + \epsilon_2$, $\dot{\rho}_2 = \sigma_2 |e_2|$, ϵ_2 为一正常数. 代入式(9), 得 $\dot{V}_2 = -\epsilon_2 |e_2| \leq 0$, 说明 e_2 及其导数在步骤 2 设计中渐近收敛于 0, 因此有 $f_a + e_3 \rightarrow v_2$.

步骤 3 定义 $\bar{\rho}_3 = \rho_3 - \hat{\rho}_3$ 为外界干扰变化上界的估计误差, $\dot{\rho}_3 = -\dot{\hat{\rho}}_3$. 选择李雅普诺夫候选函数

$$V_3 = \frac{1}{2} e_3^2 + \frac{1}{2\sigma_3} \bar{\rho}_3^2. \tag{10}$$

式(10)中: σ_3 为正常数.

对式(10)求导, 并将式(4), (5)代入, 可得

$$\dot{V}_3 \leq (\rho_3 - \eta_3) |e_3| - \frac{1}{\sigma_3} \bar{\rho}_3 \dot{\rho}_3. \tag{11}$$

令 $\eta_3 = \bar{\rho}_3 + \epsilon_3$, $\dot{\rho}_3 = \sigma_3 |e_3|$, ϵ_3 为一正常数. 代入式(11), 得 $\dot{V}_3 = -\epsilon_3 |e_3| \leq 0$, 说明 e_3 及其导数在步骤 3 设计中渐近收敛于 0, 因此有 $\hat{f}_a \approx v_2$. 为了避免抖振现象, 滑模观测器的输出端应串联一个低通滤波器 $\frac{1}{1+Ts}$, 取 $T=0.01$, 即可得到该有界故障的估计值.

2.3 容错控制设计

基于滑模观测器得到的观测信息, 通过反步法设计四旋翼无人机系统的位置容错控制器和姿态容错控制器. 首先, 将式(2)写成如下形式, 即

$$\left. \begin{aligned} \dot{\hat{x}}_1 &= \hat{x}_2, \\ \dot{\hat{x}}_2 &= f(\hat{x}) + g(\hat{x})u + \hat{f}_a + \hat{\xi}. \end{aligned} \right\} \tag{12}$$

式(12)中: $[\hat{x}_1, \hat{x}_2]^T$ 表示滑模观测器输出的状态观测向量; $f(\hat{x})$ 和 $g(\hat{x})$ 均为连续可导函数; \hat{f}_a 和 $\hat{\xi}$ 分别为滑模观测器输出的故障和干扰的观测值.

步骤 1 定义 $z_1 = \hat{x}_1 - x_{1,d}$ 为 \hat{x}_1 的跟踪误差变量, $x_{1,d}$ 是实际状态 x_1 的期望值. 定义 $z_2 = \dot{\hat{x}}_1 - \alpha_1$ 为虚拟误差变量, $\dot{\hat{x}}_1$ 是 \hat{x}_1 的一阶导数, α_1 是虚拟控制变量. 则有

$$\dot{z}_1 = (z_2 + \alpha_1) + \dot{x}_{1,d}, \quad \dot{z}_2 = f(\hat{x}) + g(\hat{x})u + \hat{f}_a + \hat{\xi} - \dot{\alpha}_1. \tag{13}$$

选择李雅普诺夫候选函数 $V_1 = \frac{z_1^2}{2}$, 求导得

$$\dot{V}_1 = z_1(z_2 + \alpha_1 + \dot{x}_{1,d}). \tag{14}$$

为了确保 \dot{V}_1 负定, 取虚拟控制变量 $\alpha_1 = -c_1 z_1 + \dot{x}_{1,d}$, c_1 是一个正常数, 则 $\dot{\alpha}_1 = -c_1 \dot{z}_1 + \ddot{x}_{1,d}$. 代入式(14), 可得 $\dot{V}_1 = -c_1 z_1^2 + z_1 z_2$.

步骤 2 选择李雅普诺夫候选函数 $V_2 = V_1 + \frac{z_2^2}{2}$, 求导得

$$\dot{V}_2 = -c_1 z_1^2 + z_1 z_2 + z_2 (f(\hat{x}) + g(\hat{x})u + \hat{f}_a + \hat{\xi} + c_1 \dot{z}_1 - \ddot{x}_{1,d}). \tag{15}$$

为了确保 \dot{V}_2 负定, 设计容错控制器为

$$u = \frac{1}{g(\hat{x})} (-z_1 - c_2 z_2 - f(\hat{x}) - \hat{f}_a - \hat{\xi} - c_1 \dot{z}_1 + \ddot{x}_{1,d}). \tag{16}$$

式(16)中: c_2 是一个正常数.

由以上步骤,可设计3个分别沿三轴的位置控制输入及内环的3个姿态容错控制器,即

$$u_{1,x} = -z_1 - c_2 z_2 - \hat{f}_{a,1} - \hat{\xi}_1 - c_1 \dot{z}_1 + \ddot{x}_d, \quad (17)$$

$$u_{1,y} = -z_3 - c_4 z_4 - \hat{f}_{a,2} - \hat{\xi}_2 - c_3 \dot{z}_3 + \ddot{y}_d, \quad (18)$$

$$u_{1,z} = -z_5 - c_6 z_6 + g - \hat{f}_{a,3} - \hat{\xi}_3 - c_5 \dot{z}_5 + \ddot{z}_d, \quad (19)$$

$$u_2 = \frac{I_x}{l} \left(-z_7 - c_8 z_8 - \frac{I_y - I_z}{I_x} \dot{\psi} - \hat{f}_{a,4} - \hat{\xi}_4 - c_7 \dot{z}_7 + \ddot{\varphi}_d \right), \quad (20)$$

$$u_3 = \frac{I_y}{l} \left(-z_9 - c_{10} z_{10} - \frac{I_z - I_x}{I_y} \dot{\varphi} - \hat{f}_{a,5} - \hat{\xi}_5 - c_9 \dot{z}_9 + \ddot{\theta}_d \right), \quad (21)$$

$$u_5 = \frac{I_z}{c} (-z_{11} - c_{12} z_{12} - \hat{f}_{a,6} - \hat{\xi}_6 - c_{11} \dot{z}_{11} + \ddot{\psi}_d). \quad (22)$$

式(17)~(22)中: $c_i (i=1, \dots, 12)$ 均是正常数.

进一步可推导得到外环的位置容错控制器为

$$u_1 = m \frac{u_{1,z}}{\cos \varphi \cdot \cos \theta}, \quad (23)$$

以及内外期望的俯仰角和横滚角分别为

$$\theta_d = \arctan \left(\frac{\cos \varphi_d \cdot u_{1,x} + \sin \varphi_d \cdot u_{1,y}}{u_{1,z}} \right), \quad (24)$$

$$\varphi_d = \arctan \left(\frac{\cos \theta_d (\sin \varphi_d \cdot u_{1,x} - \cos \varphi_d \cdot u_{1,y})}{u_{1,z}} \right). \quad (25)$$

针对外界干扰下的四旋翼无人机位置故障对象和姿态故障对象(1),应用滑模观测器(3),(4)对系统存在的故障和干扰进行重构,进而通过反步法设计得到的位置容错控制器(23)和姿态容错控制器(20),(22)补偿故障和干扰,所设计的滑模观测器和容错控制器均能保证四旋翼无人机系统稳定.

3 仿真结果与分析

在 Matlab/Simulink 平台上建立一个完整的四旋翼无人机内外环控制系统并进行仿真. 给定的轨迹为一个空间螺旋体轨迹,即 $x_d = \sin t, y_d = \cos t, z_d = t, \varphi_d = 0.5 \text{ r}$, 初始状态均设为 0. 横滚角与俯仰角的期望角度由外环位置动态实时计算给出. 四旋翼无人机的模型参数: $m = 2 \text{ kg}; g = 9.81 \text{ m} \cdot \text{s}^{-2}; I_x = I_y = 1.079 \text{ N} \cdot \text{s}^2 \cdot \text{r}^{-1}; I_z = 2.25 \text{ N} \cdot \text{s}^2 \cdot \text{r}^{-1}; l = 0.2 \text{ m}; c = 1$. 考虑到四旋翼无人机在飞行中受到外界气流等干扰因素的影响,设置干扰函数 $\xi_1 = \sin \dot{x}, \xi_2 = \sin \dot{y}, \xi_3 = \sin \dot{z}, \xi_4 = \cos \dot{\varphi}, \xi_5 = \cos \dot{\theta}, \xi_6 = \cos \dot{\psi}$. 仿真时间为 40 s,且在 $t = 10 \text{ s}$ 时加入一个加性故障函数 $f_{a,5} = 3 \exp(0.05t) \cdot \sin 2t$,同时,其他故障 $f_{a,1} = f_{a,2} = f_{a,3} = f_{a,4} = f_{a,6} = 0$. 滑模观测器的参数取值 $\epsilon_i = 3 (i=1, 3, 5, 7, 9, 11), \epsilon_j = 0.1 (j=2, 4, 6, 8, 10, 12, \dots, 18), \sigma_i = 30 (i=1, 2, \dots, 18)$;容错控制器参数取 $c_i = 12 (i=1, 2, \dots, 12)$,初始状态均设为 0. 仿真结果,如图 3~5 所示.

由于四旋翼无人机的执行机构都是进行周期性的运转,发生故障后会产生周期性的震荡,并且随着时间的推移震荡加剧,震荡幅度不断变大. 因此,将具有这种特性的信号作为故障,并对其进行估计. 由图 3 可知:滑模观测器能够实现对故障准确地重构. 由图 4 可知:滑模观测器在实现故障重构的同时,还能对系统存在的外界干扰 $\xi_1 \sim \xi_6$ 进行较为准确地估计 $\hat{\xi}_{1,p} \sim \hat{\xi}_{6,p}$. 由图 5 可知:位置状态和姿态状态 $[x, y, z, \varphi, \theta, \psi]^T$ 均能被观测器准确地观测 $[x_p, y_p, z_p, \varphi_p, \theta_p, \psi_p]^T$. 综上所述,所设计的滑模观测器具有较为理想的观测性能,为进一步的容错控制提供了良好的前提.

虽然一开始四旋翼无人机就受到外界干扰(图 4)的影响,但由于 6 个自由度上的干扰函数均可以被滑模观测器实时估计,且在控制设计中被补偿,所以在无人机位置和姿态的整个跟踪过程曲线(图 5)

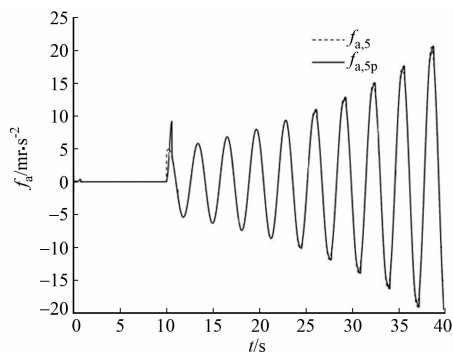


图3 故障估计曲线

Fig. 3 Fault estimation curve

均没有因外界干扰的存在而受到恶劣的影响. 另外,由图 5(b)可知:由于加性故障信号加在俯仰角的动态上,因此,在故障发生时刻, θ 的跟踪偏离期望曲线的幅度较大. 又因为四旋翼无人机的位置动态中含有姿态角的耦合作用,所以在图 5(a)中,四旋翼无人机对期望轨迹 $[x_d, y_d]^T$ 的跟踪在 10 s 时也会产生些许偏离.

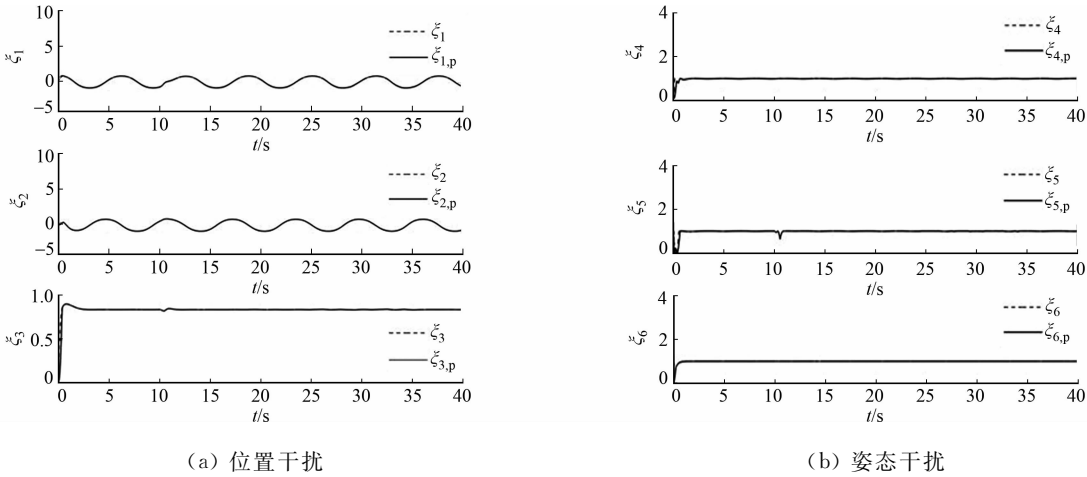


图 4 干扰估计曲线

Fig. 4 Disturbance estimation curve

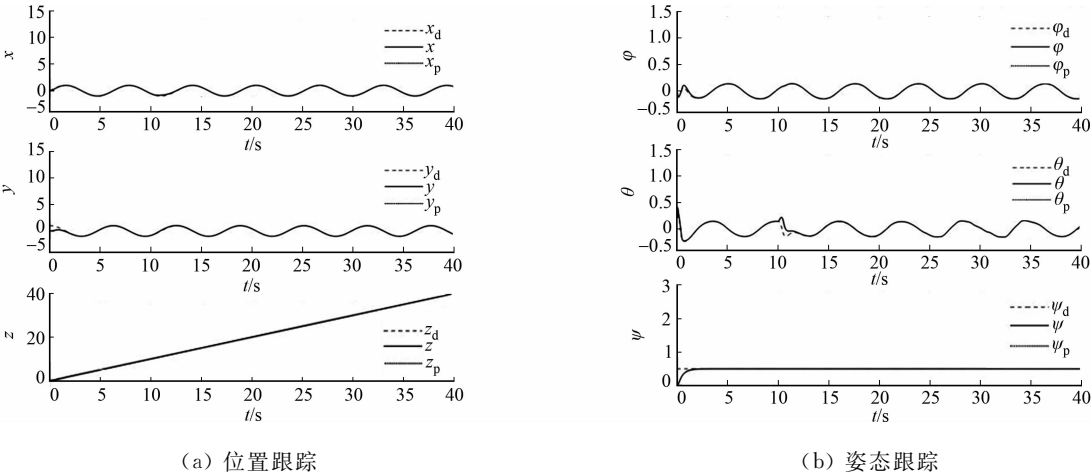


图 5 四旋翼无人机的位置和姿态跟踪曲线

Fig. 5 Position and attitude tracking curves of quadrotor

总体而言,所设计的俯仰容错控制器 u_3 能够对图 3 所示的故障进行有效的补偿,同时,位置和姿态控制器也均能有效补偿图 4 所示的干扰,使发生加性故障的四旋翼无人机在外界干扰的影响下,依然能顺利完成对给定位置和姿态的稳定跟踪. 仿真结果验证了所设计的滑模观测器及容错控制器的有效性.

4 结束语

考虑到四旋翼无人机在实际飞行过程中,既会受到外界干扰的影响,又可能发生加性故障,因此,对外界干扰下四旋翼无人机的容错控制问题进行研究. 首先,为了使模型更贴近实际,在四旋翼无人机 6 个自由度的动态中,分别加入故障函数及扰动函数. 然后,将外界干扰作为所设计滑模观测器的一个状态,使其对故障信息进行重构的同时,还能获得扰动的估计值. 基于观测器所得信息,采用反步法设计内环姿态控制器和外环位置控制器,补偿系统发生的故障和存在的扰动,从而保证四旋翼无人机对期望位置和姿态的稳定跟踪.

参考文献:

[1] 黄志伟,徐苏楠,韦一,等. STM32 的多传感器融合姿态检测[J]. 华侨大学学报(自然科学版),2015,36(4):422-

426. DOI:10.11830/ISSN.1000-5013.2015.04.0422.
- [2] 张益鹏. 四旋翼无人机自适应控制与故障容错[D]. 南京:南京邮电大学,2014.
- [3] 范佳明. 四旋翼飞行器容错控制研究[D]. 天津:天津工业大学,2017.
- [4] 贺有智,刘同其. 四旋翼飞行器时延积分反演容错控制[J]. 系统工程与电子技术,2015,37(10):2341-2346. DOI:10.3969/j.issn.1001-506X.2015.10.23.
- [5] 韩业壮,华容. 四旋翼飞行器的 RBF 网络自适应滑模控制[J]. 电光与控制,2017,24(11):22-27. DOI:10.3969/j.issn.1671-637x.2017.11.005.
- [6] 魏青铜,陈谋,吴庆宪. 输入饱和与姿态受限的四旋翼无人机反步姿态控制[J]. 控制理论与应用,2015,32(10):1361-1369. DOI:10.7641/CTA.2015.50476.
- [7] 吴丽娜,张迎春,赵石磊,等. 滑模观测器在卫星姿控系统故障诊断中的应用[J]. 哈尔滨工业大学学报,2011,43(9):14-18. DOI:10.11918/j.issn.0367-6234.2011.09.003.
- [8] 穆凌霞,余翔,李平,等. 自适应广义滑模观测器之状态估计和故障重构[J]. 控制理论与应用,2017,34(4):483-490. DOI:10.7641/CTA.2017.60744.
- [9] 朱芳来,李志强. 非线性系统执行器故障检测及重构[J]. 同济大学学报(自然科学版),2013,41(7):1106-1111. DOI:10.3969/j.issn.0253-374x.2013.07.025.
- [10] LAN Jianglin, PATTON R J, PUNTA E. Fault-tolerant tracking control for a 3-DOF helicopter with actuator faults and saturation[J]. IFAC-PapersOnLine, 50(1):5250-5255. DOI:10.1016/j.ifacol.2017.08.465.
- [11] 侯明冬,刘金琨,田杰. 欠驱动四旋翼飞行器全局轨迹跟踪滑模控制[J]. 控制工程,2016,23(6):928-932. DOI:10.14107/j.cnki.kzgc.150611.
- [12] 王大伟,高席丰. 四旋翼无人机滑模轨迹跟踪控制器设计[J]. 电光与控制,2016(7):55-58. DOI:10.3969/j.issn.1671-637x.2016.07.012.
- [13] ZHENG Enhui, XIONG Jingjing, LUO Jiliang. Second order sliding mode control for a quadrotor UAV[J]. ISA Transactions, 2014, 53(4):1350-1356. DOI:10.1016/j.isatra.2014.03.010.
- [14] BHATKHANDI P, HAVENS T C. Real time fuzzy controller for quadrotor stability control[C]// IEEE International Conference on Fuzzy Systems. Beijing: IEEE Press, 2014: 913-919. DOI:10.1109/FUZZ-IEEE.2014.6891787.
- [15] 李一波,宋述锡. 基于模糊自整定 PID 四旋翼无人机悬停控制[J]. 控制工程,2013,20(5):910-914. DOI:10.3969/j.issn.1671-7848.2013.05.028.
- [16] 李砚浓,李汀兰,姜艺,等. 基于 RBF 神经网络自适应 PID 四旋翼飞行器控制[J]. 控制工程,2016,23(3):378-382. DOI:10.14107/j.cnki.kzgc.150303.
- [17] 聂博文. 微小型四旋翼无人直升机建模及控制方法研究[D]. 长沙:国防科学技术大学,2006.
- [18] 滕雄,吴怀宇,陈洋,等. 基于反步法的四旋翼飞行器轨迹跟踪研究[J]. 计算机仿真,2016,33(5):78-83. DOI:10.3969/j.issn.1006-9348.2016.05.017.
- [19] ZHANG Zhuo, LIU Zhenghua, WEN Nuan. Research on adaptive backstepping sliding mode control method for a hex-rotor Unmanned Aerial Vehicle[C]// IEEE Chinese Guidance, Navigation and Control Conference. Nanjing: IEEE Press, 2017:547-552. DOI:10.1109/CGNCC.2016.7828844.
- [20] XIONG Jingjing, ZHANG Guobao. Global fast dynamic terminal sliding mode control for a quadrotor UAV[J]. ISA Transactions, 2016, 66:233. DOI:10.1016/j.isatra.2016.09.019.

(责任编辑:黄晓楠 英文审校:崔长彩)