

DOI:10.16356/j.1005-2615.2020.06.007

基于未知输入观测器的四旋翼无人机故障诊断与模型参考容错控制

左来锋, 姚利娜

(郑州大学电气工程学院, 郑州, 450001)

摘要: 对四旋翼无人机(Unmanned aerial vehicle, UAV)姿态控制系统的执行器故障诊断问题进行了研究,在系统模型方面全面地考虑了模型的非线性和四旋翼无人机在飞行过程中受到外部干扰的情况。由于未知输入观测器可以将干扰、误差等作为未知输入进行处理,对干扰不敏感而对故障比较敏感,故设计了一种新的未知输入观测器进行故障诊断。同时为了保持四旋翼无人机在故障发生后的稳定性或者仍然可以按照预定轨迹运动,在得到准确的故障估计后为四旋翼无人机姿态控制系统设计了模型参考容错控制器,使其可以跟踪给定的参考模型。仿真结果证明了本文提出的故障诊断与容错控制方法的有效性。

关键词: 故障诊断; 四旋翼无人机; 未知输入观测器; 模型参考容错控制

中图分类号: V249.1 文献标志码: A 文章编号: 1005-2615(2020)06-0889-08

Unknown Input Observer Based Fault Diagnosis and Model Reference Fault Tolerant Control for Quadrotor UAVs

ZUO Laifeng, YAO Lina

(College of Electrical Engineering, Zhengzhou University, Zhengzhou, 450001, China)

Abstract: The problem of actuator fault diagnosis of the quadrotor unmanned aerial vehicle (UAV) attitude control system is studied, in which the nonlinearity of the model and the external disturbance during the flight of the quadrotor UAVs are both considered. Thus disturbance and error can be handled as unknown inputs into unknown input observer, which is insensitive to unknown inputs but sensitive to faults. A new kind of unknown input observer is designed for fault diagnosis. At the same time, in order to maintain the stability of the quadrotor UAV after the failure occurs or still move according to the predetermined trajectory, we design a model reference fault-tolerant controller for the attitude control system of the quadrotor UAV after obtaining the accurate fault estimation, so that it can follow the expected trajectory. Finally, the simulation results validate the proposed fault diagnosis and fault-tolerant control method.

Key words: fault diagnosis; quadrotor unmanned aerial vehicle (UAV); unknown input observer; model reference fault tolerant control

四旋翼无人机(Unmanned aerial vehicle, UAV)能够自由悬停和垂直起降,是一种结构相对简单、易于控制的飞行系统^[1]。由于四旋翼无人机

的这些特性,使得其在科学研究和实际应用方面均有着非常广泛的应用范围^[2-6]。但是,在对其进行研究和使用的同时,四旋翼无人机的安全性和可靠

基金项目: 国家自然科学基金面上(61973278, 61374128)资助项目; 2021年度河南省高等学校重点科研项目计划基础研究专项(21ZX007)资助项目。

收稿日期: 2019-06-02; **修订日期:** 2019-12-03

通信作者: 姚利娜, 女, 教授, 博士生导师, E-mail: yaoln@zzu.edu.cn。

引用格式: 左来锋, 姚利娜. 基于未知输入观测器的四旋翼无人机故障诊断与模型参考容错控制[J]. 南京航空航天大学学报, 2020, 52(6): 889-896. ZUO Laifeng, YAO Lina. Unknown input observer based fault diagnosis and model reference fault tolerant control for quadrotor UAVs[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2020, 52(6): 889-896.

性问题也同样引起了广泛关注。因为其工作环境,四旋翼无人机一旦发生故障轻则导致财产损失,重则甚至会导致人员伤亡。所以,为了能及时发现四旋翼无人机所发生的故障并且保证故障发生后四旋翼无人机的安全性与可靠性,相关专家和学者在四旋翼无人机的故障诊断与容错控制方面做了大量的研究。文献[2]对近年提出的故障诊断与容错控制方法进行了较为详细的综述。而姿态控制系统作为无人机控制系统的重要组成部分,对四旋翼无人机的飞行性能有着较大影响,文献[1]中的四旋翼无人机动力学方程表明了四旋翼无人机的位置运动受姿态角的影响,因此对四旋翼无人机的姿态控制系统进行故障诊断和容错控制具有非常重要的意义。

四旋翼无人机系统有着较强的非线性,而且在飞行过程中往往会受到环境中许多因素的干扰。但是,在许多四旋翼无人机的故障诊断文献中,没有考虑模型中的非线性部分或者没有考虑无人机受到干扰的情况,如:文献[7]在既没有考虑系统非线性又没有考虑外部干扰的情况下,应用未知输入观测器对四旋翼无人机的执行器乘性故障进行了故障检测与分离;文献[8-9]在外部干扰存在的情况下分别利用鲁棒自适应观测器和二阶 Kalman 滤波器对四旋翼无人机的线性模型进行了故障诊断;文献[10-11]分别利用自适应 Thau 观测器和非线性自适应估计器对四旋翼无人机的非线性模型进行故障诊断,但没有考虑无人机受到外部干扰的情况。

而未知输入观测器利用干扰解耦方法进行设计,通过将干扰、误差等作为未知输入进行处理,对未知输入不敏感而对故障敏感,所以在非线性系统受到干扰时依然可以进行准确的故障估计。因此在非线性系统或受干扰系统的故障诊断方面有着广泛的应用,如:文献[12]中利用未知输入观测器对风力传动机构的故障进行了估计,但需要假设故障的二阶导数为0;文献[13]在存在未知扰动的情况下利用解耦设计的方法,对传感器微小故障进行估计,解耦出两个子系统,其中一个子系统只包含故障信息,另一个子系统只考虑干扰的影响;文献[14]利用未知输入观测器和模糊残差对非线性系统进行了鲁棒故障诊断,且同样用到了上述的系统解耦方法;文献[15]中使用未知输入观测器对线型变参数(Linear parameter varying, LPV)系统的传感器故障进行了诊断,但在参数设计时有较多的限制条件。

在故障发生后,及时了解故障信息,保证四旋翼无人机的稳定性或者继续控制无人机按预定路线行驶是非常重要的,需要对无人机进行容错控

制。相关专家和学者同样对四旋翼无人机的容错控制进行了大量研究,容错控制可分为主动容错控制和被动容错控制两种类型。主动容错控制方法较为复杂,依赖于故障诊断系统提供的故障信息,但控制效果较好,如:文献[16]使用无迹 Kalman 滤波器对参数进行估计,不但在故障发生后对控制器进行重构,而且针对跟踪问题会对路径进行重新规划;文献[17]通过参数估计对转子进行故障检测与诊断,并在故障发生后对 PID 控制器进行调整,以取得更好的控制结果;文献[18]通过 Luenberger 观测器进行故障检测,并针对速度传感器故障设计了二级 PID 控制方案保证四旋翼的轨迹跟踪能力。被动容错控制方法较为简单,但它的容错能力有限,仅能在故障发生后保证系统的稳定性,如:文献[19]在不需要故障诊断的情况下对无人机的高度和姿态跟踪系统的执行器常值故障设计了非线性鲁棒自适应容错控制器;文献[20]针对姿态控制系统执行器部分失效的情况设计了自适应滑模容错控制器,并且证明了存在外部扰动时该算法的鲁棒性。

本文同时考虑了四旋翼无人机系统的非线性动态和受到外部干扰的情况。关于目前四旋翼无人机在实际使用过程中常见的故障可分为两大类:执行器故障和传感器故障。执行器故障,即四旋翼无人机的执行结构,如电机以及分别受4个电机驱动的旋翼;而传感器故障则是配备在无人机上的众多用来监测无人机运行状态的传感器,如陀螺仪等。本文主要考虑四旋翼无人机发生执行器故障的情况,针对实际无人机所考虑的具体的执行器故障是无人机姿态控制系统中受控制器驱动的4个电机发生故障的情况。而且由于未知输入观测器对未知输入不敏感而对故障敏感的特性,本文选择其对四旋翼无人机姿态控制系统进行执行器故障估计。本文使用的观测器设计方法对故障项导数没有要求,且不需要对原系统进行解耦,同时考虑了干扰项与故障的影响;与此同时,本文通过观测器中的参数设计对干扰项进行了抑制,可以保留状态估计误差中的干扰项,减少了观测器设计的限制。由于不但要保证无人机在故障发生后的稳定性,而且使其可以继续按预定轨迹运动,本文采用了模型参考容错控制方法,可以保证进行容错控制后系统跟随给定的参考模型。

1 四旋翼无人机系统模型

为了得到四旋翼无人机的动力学模型,首先要建立2个基本坐标系:惯性坐标系 $E(OXYZ)$ 与飞

行器机体坐标系 $B(oxyz)$, 建立的坐标系如图 1 所示。其次要定义 3 个欧拉角: 俯仰角 θ 、横滚角 ϕ 、偏航角 ψ 与姿态角向量 $\eta = (\theta, \phi, \psi)^T$ 。

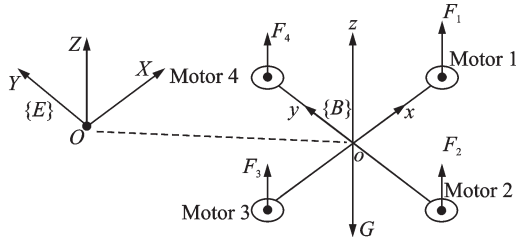


图 1 四旋翼飞行器的结构模型

Fig.1 Structural model of the quadrotor

为了建模方便, 不失一般性地做出以下假设^[1]: (1) 四旋翼无人机是刚体且形状对称; (2) 机体坐标系的原点与无人机的质心重合; (3) 空气阻力的影响可以忽略。

对于四旋翼无人机的姿态角运动, 应用 Newton-Euler 方法可得

$$J\ddot{\eta} = -\dot{\eta} \times J\dot{\eta} + \begin{bmatrix} u_\theta \\ u_\phi \\ u_\psi \end{bmatrix} \quad (1)$$

式中 $J = \text{diag}(J_\theta, J_\phi, J_\psi)$ 为转动惯量。

控制输入为

$$\begin{cases} u_\phi = lk(u_1 - u_3) \\ u_\theta = lk(u_2 - u_4) \\ u_\psi = kk_\psi(u_1 - u_2 + u_3 - u_4) \end{cases} \quad (2)$$

式中: l 为质心到旋翼中心点的距离; k 为电压到升力的增益; k_ψ 为升力到力矩的增益。则可得

$$\begin{cases} J_\theta \ddot{\theta} = \dot{\phi}\dot{\psi}(J_\phi - J_\psi) + u_\theta \\ J_\phi \ddot{\phi} = \dot{\theta}\dot{\psi}(J_\psi - J_\theta) + u_\phi \\ J_\psi \ddot{\psi} = \dot{\phi}\dot{\theta}(J_\theta - J_\phi) + u_\psi \end{cases} \quad (3)$$

令 $x_u = [\theta \ \dot{\theta} \ \phi \ \dot{\phi} \ \psi \ \dot{\psi}]^T$, $y_u = [\theta \ \phi \ \psi]^T$, $u_u = [u_1 \ u_2 \ u_3 \ u_4]^T$, 可以把上述模型转化为如下状态空间形式

$$\begin{cases} \dot{x}_u = A_u x_u + B_u u_u + g_u(x) \\ y_u = C_u x_u \end{cases} \quad (4)$$

式中: $g_u(x)$ 表示无人机非线性部分; A_u 表示无人机状态矩阵; B_u 表示无人机输入矩阵; C_u 表示输出矩阵。它们的形式如下

$$A_u = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

$$B_u = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ \frac{kl}{J_\theta} & 0 & -\frac{kl}{J_\theta} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \frac{kl}{J_\phi} & 0 & -\frac{kl}{J_\phi} \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ \frac{kk_\psi}{J_\psi} & -\frac{kk_\psi}{J_\psi} & \frac{kk_\psi}{J_\psi} & -\frac{kk_\psi}{J_\psi} \end{bmatrix}$$

$$C_u = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}$$

$$g_u(x) = \begin{bmatrix} \frac{J_\phi - J_\psi}{J_\theta} \dot{\phi}\dot{\psi} & \frac{J_\psi - J_\theta}{J_\phi} \dot{\psi}\dot{\theta} & \frac{J_\theta - J_\phi}{J_\psi} \dot{\theta}\dot{\phi} \end{bmatrix}^T$$

2 基于未知输入观测器的四旋翼无人机故障诊断

考虑到实际飞行过程中四旋翼无人机可能会遇到干扰等情况, 在状态空间方程中考虑了干扰的影响。关于执行器故障项表示常见的类型有乘性故障和加性故障两种类型。而结合研究经验和上文假设电机发生故障的情况, 本文考虑加性故障类型进行表示。四旋翼无人机的非线性系统执行器故障模型为

$$\begin{cases} \dot{x} = Ax + Bu + g(x) + Dd + Ff \\ y = Cx \end{cases} \quad (5)$$

式中: $x \in \mathbb{R}^n$ 表示系统状态; $u \in \mathbb{R}^m$ 表示系统控制输入; $y \in \mathbb{R}^p$ 表示系统输出; $f \in \mathbb{R}^q$ 表示执行器故障; $d \in \mathbb{R}^l$ 表示系统受到的外部干扰; $g(x) \in \mathbb{R}^n$ 表示系统中的非线性部分, 而且满足 Lipschitz 条件, 即 $\|g(x) - g(\hat{x})\| \leq \delta \|x - \hat{x}\|$, 其中 $\delta > 0$ 为 Lipschitz 常数; $A \in \mathbb{R}^{n \times n}$ 表示系统矩阵; $B \in \mathbb{R}^{n \times m}$ 表示系统输入矩阵; $C \in \mathbb{R}^{p \times n}$ 表示系统输出矩阵; $D \in \mathbb{R}^{n \times l}$, $F \in \mathbb{R}^{n \times q}$ 分别表示已知的干扰、故障分布矩阵。

对式(5)描述的执行器故障系统设计如下形式的未知输入观测器

$$\begin{cases} \dot{z} = Nz + Ly + SBu + Sg(\hat{x}) + SF\hat{f} \\ \hat{x} = z + Ty \\ \hat{y} = C\hat{x} \\ \hat{f} = -G(\hat{y} - y) \end{cases} \quad (6)$$

式中: $z \in \mathbb{R}^n$ 表示观测器状态; $\hat{x} \in \mathbb{R}^n$, $\hat{y} \in \mathbb{R}^p$, $g(\hat{x}) \in \mathbb{R}^n$, $\hat{f} \in \mathbb{R}^q$ 分别表示 $x \in \mathbb{R}^n$, $y \in \mathbb{R}^p$, $g(x) \in \mathbb{R}^n$, $f \in \mathbb{R}^q$ 的观测值; $N \in \mathbb{R}^{n \times n}$, $L \in \mathbb{R}^{n \times p}$, $S \in \mathbb{R}^{n \times n}$, $T \in \mathbb{R}^{n \times p}$, $G \in \mathbb{R}^{q \times p}$ 为待设计的观测器增益矩阵。

令状态估计误差为 $e_x = \hat{x} - x$, 则有

$$\begin{aligned} e_x &= \hat{x} - x = \\ & z + (TC - I)x \end{aligned} \quad (7)$$

为了进一步的计算方便, 式(6)中的参数 S 和 T 的选择如下^[21]

由上可知 $\begin{bmatrix} I_n \\ C \end{bmatrix}$ 列满秩, 即矩阵 $\begin{bmatrix} I_n \\ C \end{bmatrix}^T \begin{bmatrix} I_n \\ C \end{bmatrix}$ 可逆。

$$\begin{aligned} \text{令 } [S \quad T] &= \left(\begin{bmatrix} I_n \\ C \end{bmatrix}^T \begin{bmatrix} I_n \\ C \end{bmatrix} \right)^{-1} \begin{bmatrix} I_n \\ C \end{bmatrix}^T, \text{ 则有} \\ S + TC &= I_n \end{aligned} \quad (8)$$

因此, 式(8)可化为

$$e_x = z - Sx \quad (9)$$

将系统故障估计误差与输出误差定义为

$$\begin{cases} e_f = \hat{f} - f \\ e_y = \hat{y} - y \end{cases} \quad (10)$$

对 e_f 求一阶导数可得

$$\dot{e}_f = -G C e_x - \dot{f} \quad (11)$$

根据式(5), (6)与式(9)–(11)可得

$$\begin{aligned} \dot{e}_x &= \dot{z} - S\dot{x} = \\ & N e_x + (N - SA)x + (L - NT)Cx + \\ & S[g(\hat{x}) - g(x)] + S F e_f - SDd \end{aligned} \quad (12)$$

令 $K = L - NT$, $N = SA - KC$, 则可以将式(12)化为

$$\begin{aligned} \dot{e}_x &= (SA - KC)e_x + S[g(\hat{x}) - g(x)] + \\ & S F e_f - SDd \end{aligned} \quad (13)$$

令 $\bar{e}_x = \begin{bmatrix} e_x \\ e_f \end{bmatrix}$, $\xi = \begin{bmatrix} d \\ \dot{f} \end{bmatrix}$, 将式(13)化为如下增广

系统形式

$$\dot{\bar{e}}_x = \bar{A} \bar{e}_x + \bar{g} + \bar{D} \xi \quad (14)$$

式中: $\bar{A} = \begin{bmatrix} SA - KC & SF \\ -GC & 0 \end{bmatrix}$, $\bar{D} = \begin{bmatrix} -SD & 0 \\ 0 & -I \end{bmatrix}$,

$$\bar{g} = \begin{bmatrix} S[g(\hat{x}) - g(x)] \\ 0 \end{bmatrix}.$$

为了抑制未知输入 ξ 对故障重构的影响, 设计 H_∞ 性能指标 $\gamma > 0$ 使得下式成立

$$\|\bar{e}_x\| \leq \gamma \|\xi\| \quad (15)$$

因为 $\|\bar{e}_x\| \geq \|\hat{f} - f\|$, 所以式(15)成立时, 即可实现对执行器故障的鲁棒重构。

定理 1 对于非线性系统(5)和未知输入观测器(6), 如果存在对称正定矩阵 P 、常数 $\gamma > 0$ 和 $\delta > 0$ 使得下列线性矩阵不等式(Linear matrix inequality, LMI)成立, 即有

$$\begin{bmatrix} \Gamma_{11} & P\bar{D} & I \\ * & -\gamma I & 0 \\ * & * & -\gamma I \end{bmatrix} < 0 \quad (16)$$

式中: $\Gamma_{11} = P\bar{A} + \bar{A}^T P + \delta PX + \delta X^T P$, 则系统状态估计误差一致最终有界。

证明 选取如下的 Lyapunov 函数

$$V = \bar{e}_x^T P \bar{e}_x \quad (17)$$

并对其求一阶导数得

$$\begin{aligned} \dot{V} &= \bar{e}_x^T (P\bar{A} + \bar{A}^T P) \bar{e}_x + \\ & \bar{e}_x^T P \bar{g} + \bar{g}^T P \bar{e}_x + \\ & \bar{e}_x^T P \bar{D} \xi + \xi^T \bar{D}^T P \bar{e}_x \end{aligned} \quad (18)$$

令 $X = \begin{bmatrix} S & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}$, 可将式(18)化为

$$\begin{aligned} \dot{V} &\leq \bar{e}_x^T (P\bar{A} + \bar{A}^T P + \delta PX + \delta X^T P) \bar{e}_x + \\ & \bar{e}_x^T P \bar{D} \xi + \xi^T \bar{D}^T P \bar{e}_x \end{aligned} \quad (19)$$

令 $J = \int_0^\infty \left(\frac{1}{\gamma} \bar{e}_x^T \bar{e}_x - \gamma \xi^T \xi \right) dt$, 则有

$$J \leq \int_0^\infty \left(\frac{1}{\gamma} \bar{e}_x^T \bar{e}_x - \gamma \xi^T \xi + \dot{V} \right) dt \quad (20)$$

令 $\alpha = \begin{bmatrix} \bar{e}_x \\ \xi \end{bmatrix}$, 则式(20)可化为

$$J \leq \int_0^\infty (\alpha^T \Gamma \alpha) dt \quad (21)$$

矩阵 Γ 为

$$\Gamma = \begin{bmatrix} \Gamma_{11} + \frac{1}{\gamma} I & P\bar{D} \\ * & -\gamma I \end{bmatrix} \quad (22)$$

式中: $\Gamma_{11} = P\bar{A} + \bar{A}^T P + \delta PX + \delta X^T P$; * 表示对称矩阵中相应位置的对称元素。

当 $\Gamma < 0$ 成立时, 得到 $J < 0$ 成立, 即动态误差系统稳定, 也即 $\|\bar{e}_x\| \leq \gamma \|\xi\|$ 成立。

应用 Schur 补引理, 可将矩阵 Γ 化为

$$\bar{\Gamma} = \begin{bmatrix} \Gamma_{11} & P\bar{D} & I \\ * & -\gamma I & 0 \\ * & * & -\gamma I \end{bmatrix} \quad (23)$$

利用 LMI 解出相关参数后即可完成未知输入观测器的设计。

3 四旋翼无人机的模型参考容错控制

目前针对四旋翼无人机的容错控制方法较为多样。其中相对于被动容错控制方法主动容错控制方法由于可以根据故障信息进行实时调整控制效果更好。而进一步考虑到在执行器故障发生后不仅要保证四旋翼无人机姿态控制系统的稳定性,

还要使其仍然按要求进行相应的姿态运动,即可以跟踪预定的运动模型,本文采用模型参考容错控制方法对故障进行补偿,并给出如下所示的系统参考模型

$$\begin{cases} \dot{x}_r = A_r x_r + B_r r \\ y_r = C_r x_r \end{cases} \quad (24)$$

式中: $x_r \in \mathbb{R}^n$ 为参考系统状态; $y_r \in \mathbb{R}^p$ 为参考系统输出; $r \in \mathbb{R}^l$ 为参考输入; A_r 、 B_r 和 C_r 为待选定的适维矩阵,且 A_r 应选定为 Hurwitz 矩阵。

当系统没有故障发生时,定义参考模型与实际模型的输出误差为 $e_N = y - y_r$,对其求导有

$$\dot{e}_N = C(Ax + Bu + g(x) + Dd) - C_r(A_r x_r + B_r r) \quad (25)$$

无故障时的反馈控制器 u_N 设计如下,即

$$u_N = -(CB)^+ (CAC^+ C_r x_r + Cg(x) - C_r A_r x_r - C_r B_r r) \quad (26)$$

式中 C^+ 表示矩阵 C 的广义逆。

将式(26)代入式(25)可得

$$\dot{e}_N = CAC^+ e_N + CDd = \tilde{A} e_N + \tilde{D} d \quad (27)$$

式中: $\tilde{A} = CAC^+$; $\tilde{D} = CD$ 。

定理 2 对于系统(25),如果存在对称正定矩阵 P_1 、 Q_1 使下列 LMI 成立

$$\tilde{A}^T P_1 + P_1 \tilde{A} + Q_1 \leq 0 \quad (28)$$

则系统是稳定的。

证明 选取 Lyapunov 函数为

$$V_1 = e_N^T P_1 e_N \quad (29)$$

对其求一阶导数得

$$\begin{aligned} \dot{V}_1 &= e_N^T (\tilde{A}^T P_1 + P_1 \tilde{A}) e_N + 2e_N^T P_1 \tilde{D} d \leq \\ &- e_N^T Q_1 e_N + 2e_N^T P_1 \tilde{D} d \leq \\ &-\lambda_{\min}(Q_1) \|e_N\|^2 + 2\|e_N\| \cdot \|P_1 \tilde{D}\| \cdot \|d\| \leq \\ &-\lambda_{\min}(Q_1) \|e_N\|^2 + 2d_1 \cdot \|e_N\| \cdot \|P_1 \tilde{D}\| = \\ &-\omega_3 \|e_N\|^2 + 2\omega_4 \|e_N\| = \\ &-\omega_3 \left(\|e_N\| - \frac{\omega_4}{\omega_3} \right)^2 + \frac{\omega_4^2}{\omega_3} \end{aligned} \quad (30)$$

式中: $\|d\| \leq d_1$; $\omega_3 = \lambda_{\min}(Q_1)$; $\omega_4 = d_1 \|P_1 \tilde{D}\|$ 。

因此,当 $\|e_N\| \geq \frac{2\omega_4}{\omega_3}$ 时, $\dot{V}_1 \leq 0$, 即系统稳定。

当系统发生故障时,要设计附加控制器对故障进行补偿,并保证系统的稳定性。附加控制器设计为

$$u_f = -B^+ Ff \quad (31)$$

完整的模型参考容错控制器设计为

$$u_c = u_N + u_f \quad (32)$$

由于通过未知输入观测器可以得到非线性向量 $g(x)$ 的估计值 $\hat{g}(x)$ 与故障 f 的估计值 \hat{f} , 所以用 $\hat{g}(x)$ 代替 $g(x)$ 、 \hat{f} 代替 f , 得到最终的容错控制器设计为

$$u_f = -(CB)^+ (CAC^+ C_r x_r + C\hat{g}(x) - C_r A_r x_r - C_r B_r r) - B^+ F\hat{f} \quad (33)$$

当系统发生故障时,定义参考模型与实际模型的输出误差为 $e_F = y - y_r$, 并对其求一阶导数可得

$$\dot{e}_F = C(Ax + Bu + g(x) + Dd + Ff) - C_r(A_r x_r + B_r r) \quad (34)$$

将式(33)代入式(34)可得

$$\dot{e}_F = \tilde{A} e_F + C[g(x) - \hat{g}(x)] - CF e_f + CDd \quad (35)$$

由上述故障诊断部分叙述可知故障估计误差有界,即存在 $\|e_f\| \leq d_2, d_2 > 0$ 。

定理 3 对于式(35),如果存在对称正定矩阵 P_2 、 Q_2 和常数 $\delta_1 > 0$ 使下列 LMI 成立, 即有

$$\tilde{A}^T P_2 + P_2 \tilde{A} + 2\delta_1 P_2 + Q_2 \leq 0 \quad (36)$$

则容错控制后闭环系统是稳定的。

证明 选取 Lyapunov 函数如下

$$V_2 = e_F^T P_2 e_F \quad (37)$$

对其求一阶导数得

$$\begin{aligned} \dot{V}_2 &= e_F^T (\tilde{A}^T P_2 + P_2 \tilde{A}) e_F + \\ &2e_F^T P_2 \{-CF e_f + CDd + \\ &C[g(x) - \hat{g}(x)]\} \leq \\ &e_F^T (\tilde{A}^T P_2 + P_2 \tilde{A}) e_F + 2\delta_1 e_F^T P_2 e_F + \\ &2e_F^T P_2 (-CF e_f + CDd) \leq \\ &-\lambda_{\min}(Q_2) \cdot \|e_F\|^2 + \\ &2\|e_F\| \cdot \|P_2\| \cdot (d_1 \|CD\| + d_2 \|CF\|) = \\ &2\omega_5 \cdot \|e_F\| - \omega_6 \cdot \|e_F\|^2 \end{aligned} \quad (38)$$

式中: $\omega_5 = \|P_2\| \cdot (d_1 \|CD\| + d_2 \|CF\|)$, $\omega_6 = \lambda_{\min}(Q_2)$ 。

当 $\|e_F\| > \frac{2\omega_5}{\omega_6}$ 时, $\dot{V}_2 < 0$, 即上述进行容错控制后的系统稳定。

4 数值仿真

根据文献[7]可以得到矩阵 B_u 和 $g_u(x)$ 中的各项参数的数值为: $l = 0.4 \text{ m}$, $k = 0.18 \text{ N} \cdot \text{m/V}$, $k_v = 0.034 \text{ N/V}$, $J_\theta = 0.08 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$, $J_\phi = 0.08 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$, $J_\psi =$

0.19 kg·m²。由此即可计算得到矩阵 B 与 $g(x)$ 中各项的数值。

参考状态空间方程及动力学模型,分别设置故障输入矩阵 F 和干扰输入矩阵 D 为

$$F = [0 \quad 1 \quad 0 \quad 1 \quad 0 \quad 1]^T$$

$$D = [1 \quad 0 \quad 1 \quad 1 \quad 0 \quad 1]^T$$

并且将干扰设置为

$$d = 0.1(\cos t + \sin t)$$

在四旋翼无人机电机发生故障后,根据实际情况故障值有常值和时变两种情况。其中故障值时变的情况更具有一般性,所以故障 f 形式为

$$f = \begin{cases} 0 & t \leq 8 \text{ s} \\ \sin(t - 8) & t > 8 \text{ s} \end{cases}$$

4.1 基于未知输入观测器的四旋翼无人机故障诊断仿真结果

根据式(8),计算得到未知输入观测器参数如下

$$S = \begin{bmatrix} 0.5 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0.5 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0.5 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

$$T = \begin{bmatrix} 0.5 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0.5 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0.5 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

对定理 1 中的 LMI 求解,可以得到如下参数

$$K = \begin{bmatrix} 1.2778 & -1.0033 & 1.4663 \\ 5.4795 & 2.4936 & 1.5564 \\ 1.5352 & 1.2542 & -1.0132 \\ 2.3480 & 2.7772 & 10.4217 \\ -0.6860 & 1.7935 & 1.0000 \\ 1.0664 & 2.5853 & 3.3506 \end{bmatrix}$$

$$G = [6.0215 \quad 5.2853 \quad 10.1539]$$

结合等式 $N = SA - KC$ 与 $K = L - NT$ 即可得到观测器设计所需的各项参数。

基于未知输入观测器的故障估计结果如图 2, 3 所示。

通过图 2 中的故障与故障估计的对比可以看出,本文所提出的故障诊断方法在外部干扰存在的情况下实现了准确的故障估计;而图 3 中的故障估计误差结果则表明了未知输入观测器可以有效地抑制外部干扰和非线性项对系统故障诊断的影响。

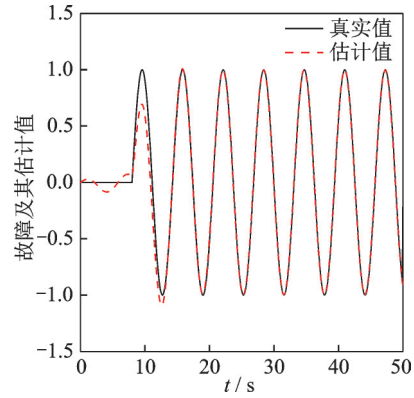


图2 故障及其估计值

Fig.2 Fault and its estimation

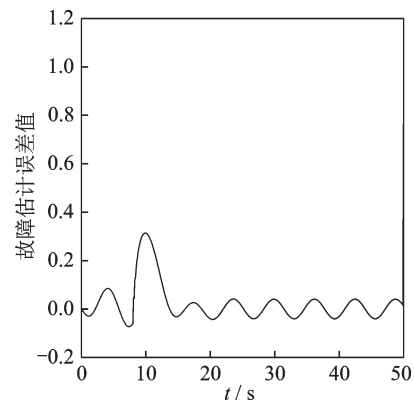


图3 故障估计误差

Fig.3 Error between fault and its estimation

4.2 四旋翼无人机模型参考容错控制仿真结果

式(24)中的参考模型参数选择如下

$$A_r = \begin{bmatrix} 0 & -0.4277 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 1 & -0.8105 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -0.4277 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & -0.8105 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -0.4277 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & -0.8105 \end{bmatrix}^T$$

$$B_r = [0 \quad 1 \quad 0 \quad 1 \quad 0 \quad 1]^T$$

$$C_r = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}$$

为了验证本文提出的模型参考容错控制方法的有效性,根据文献[22,23]中实际四旋翼无人机在两种不同运动状态下的姿态角运动轨迹,分别设置了情形 1 和情形 2 两种不同的四旋翼无人机运动中的姿态角变化曲线来进行仿真:情形 1 表示无人机处于悬停状态时的姿态角变化情况;情形 2 表示四旋翼无人机运动情况下的姿态角变化情况。图 4 表示情形 1 下的姿态角容错跟踪控制结果;图 5 表示情形 2 下的姿态角容错跟踪控制结果。

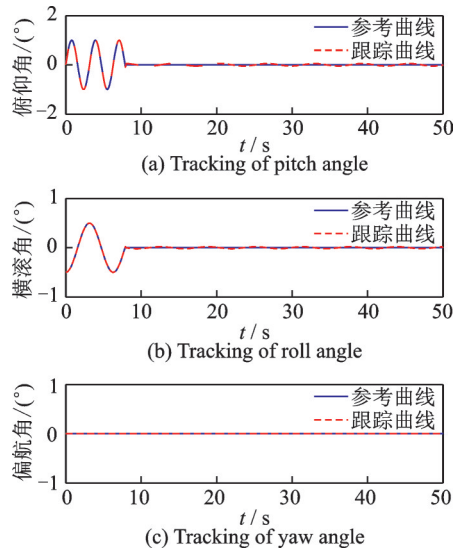


图 4 情形 1 下的姿态角跟踪

Fig.4 Tracking of attitude angles in Case 1

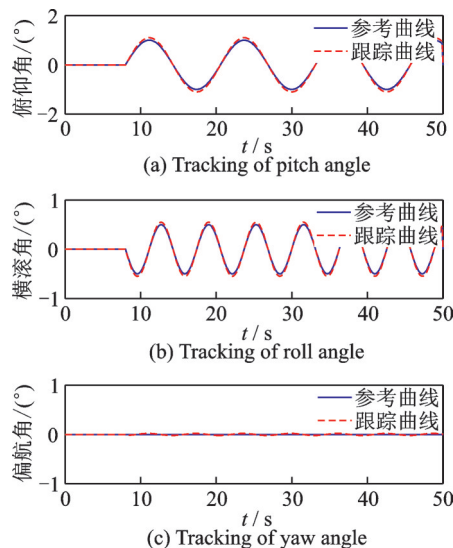


图 5 情形 2 下的姿态角跟踪

Fig.5 Tracking of attitude angles in Case 2

图 4 和图 5 中的两种情况下的容错跟踪控制对比图表明:进行容错控制后,即使在外部干扰存在的情况下,四旋翼无人机仍然可以实现悬停功能,或者按照给定的参考曲线运动以实现无人机的控制,使用的容错控制方法得到了理想的结果。

5 结 论

针对四旋翼无人机执行器故障系统,本文所建立的系统模型既包含四旋翼无人机系统的非线性部分,又假设了外部干扰存在的情况;在故障类型方面则假设了实际四旋翼无人机中执行器部分受控制器驱动的电机发生故障的情形;而在执行器故障发生后为了保证四旋翼无人机系统的稳定性并使无人机按预定参考轨迹进行运动,选择模型参考

容错控制方法进行容错控制;最后,通过仿真实例证明了提出的故障诊断与容错控制方法的有效性。本文所考虑的情形更加接近四旋翼无人机飞行时的实际情形,为进一步的实验验证与在实际四旋翼无人机上的应用打下了基础;同时也为其他相关故障诊断方法与容错控制方法的设计提供了参考,如:进一步考虑四旋翼无人机同时发生执行器和传感器故障的情况,并对其进行故障诊断与容错控制等。

参考文献:

- [1] ZHANG Y M, CHAMSEDDINE A, RABBATH C. Development of advanced FDD and FTC techniques with application to an unmanned quadrotor helicopter testbed [J]. *Journal of the Franklin Institute*, 2013, 350(9): 2396-2422.
- [2] HASSAN S, ALI A, RAFIC Y. A survey on quadrotors: Configurations, modeling and identification, control, collision avoidance, fault diagnosis and tolerant control [J]. *IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine*, 2018, 33(7): 14-33.
- [3] 张友民,余翔,屈耀红,等. 无人机自主控制关键技术新进展 [J]. *科技导报*, 2017, 35(7): 39-48.
ZHANG Youmin, YU Xiang, QU Yaohong, et al. New progress in key technologies of autonomous control for UAV [J]. *Science and Technology Review*, 2017, 35(7): 39-48.
- [4] 林宇龙,李冰,王德宇,等. 多旋翼无人机巡查系统在特高压基建工程中的应用 [J]. *中国电力*, 2017, 50(12): 141-147.
LIN Yulong, LI Bing, WANG Deyu, et al. Application of multi-rotor UAV patrol system in UHV infrastructure [J]. *China Electric Power*, 2017, 50(12): 141-147.
- [5] YUAN Chi, LIU Zhixiang, ZHANG Youmin. Learning based smoke detection for unmanned aerial vehicles applied to forest fire surveillance [J]. *Journal of Intelligent & Robotic Systems*, 2018, 10(2): 84-95.
- [6] 董国忠,王省书,胡春生. 无人机的应用及发展趋势 [J]. *国防科技*, 2006, 10(1): 34-38.
DONG Guozhong, WANG Xingshu, HU Chunsheng. Application and development trend of UAV [J]. *National Defense Science and Technology*, 2006, 10(1): 34-38.
- [7] BAI Hui, WANG Hongyu, SHAO Shihuang. Fault detection and isolation for a quadrotor via unknown input observer [J]. *Journal of Chinese Inertial Technology*, 2013, 21(1): 125-130.
- [8] NIAN Xiaohong, CHEN Weiqiang, CHU Xiaoyan,

- et al. Robust adaptive fault estimation and fault tolerant control for quadrotor attitude system[J]. *International Journal of Control*, 2018, 49(7): 1-20.
- [9] MOGHADAM M, CALISKAN F. Actuator and sensor fault detection and diagnosis of quadrotor based on two-stage kalman filter[C]//Proceedings of 2015 5th Australian Control Conference. Gold Coast, Australia: IEEE, 2015: 182-187.
- [10] CEN Z, NOURA H, SUSILO T B, et al. Robust fault diagnosis for quadrotor UAVs using adaptive thau observer[J]. *Journal of Intelligent & Robotic Systems*, 2014, 73(1): 573-588.
- [11] AVRAM R C, ZHANG X, MUSE J. Quadrotor actuator fault diagnosis and accommodation using nonlinear adaptive estimators[J]. *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, 2017, 25(6): 1-8.
- [12] 尹天骄, 沈艳霞. 基于未知输入观测器的风力机传动机构传感器故障重构方法[J]. *信息与控制*, 2017, 46(6): 706-711.
YIN Tianjiao, SHEN Yanxia. Sensor fault reconstruction method for wind turbine transmission mechanism based on unknown input observer[J]. *Information and Control*, 2017, 46(6): 706-711.
- [13] 于晓庆, 姜斌, 张柯. 传感器微小故障诊断及在电机上的应用[J]. *南京航空航天大学学报*, 2018, 50(3): 321-328.
YU Xiaoqing, JIANG Bin, ZHANG Ke. Diagnosis of incipient faults and application in motors[J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics*, 2018, 50(3): 321-328.
- [14] ZIYABARI S H S, SHOOREHDELI M A. Robust fault diagnosis scheme in a class of nonlinear system based on UIO and fuzzy residual[J]. *International Journal of Control Automation & Systems*, 2017, 15(3): 1-10.
- [15] ESTRADA L, RONAY F, PONSART J C, et al. LPV model-based tracking control and robust sensor fault diagnosis for a quadrotor UAV[J]. *Journal of Intelligent & Robotic Systems*, 2016, 84(1): 163-177.
- [16] CHAMSEDDINE A, THEILLIOL D, ZHANG Y M, et al. Active fault-tolerant control system design with trajectory re-planning against actuator faults and saturation: Application to a quadrotor unmanned aerial vehicle[J]. *International Journal of Adaptive Control and Signal Processing*, 2015, 29(1): 1-23.
- [17] HE X, CHAUDEMARE J C, HUANG J, et al. Fault tolerant control of a quadrotor based on parameter estimation techniques and use of a reconfigurable PID controller [C]//Proceedings of the 24th Mediterranean Conference on Control and Automation. Athens, Greece: IEEE, 2016: 188-193.
- [18] QIN Liguang, HE Xiao, ZHOU Yan, et al. Fault-tolerant control for a quadrotor unmanned helicopter subject to sensor faults[C]//Proceedings of 2016 International Conference on Unmanned Aircraft Systems. Arlington, USA: IEEE, 2016: 1280-1286.
- [19] AVRAM R C, ZHANG X, MUSE J. Nonlinear adaptive fault-tolerant quadrotor altitude and attitude tracking with multiple actuator faults[J]. *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, 2017, 26(2): 701-707.
- [20] 郝伟. 四旋翼无人机姿态系统的非线性容错控制设计[J]. *控制理论与应用*, 2015, 32(11): 1457-1463.
HAO Wei. Nonlinear fault tolerant control design for attitude system of quadrotor UAV[J]. *Control Theory and Application*, 2015, 32(11): 1457-1463.
- [21] KHARRAT D, GASSARA H, HAJJAJI A E, et al. Adaptive observer and fault tolerant control for Takagi-Sugeno descriptor nonlinear systems with sensor and actuator faults[J]. *International Journal of Control, Automation and Systems*, 2018, 16(3): 972-982.
- [22] XIONG Jingjing, ZHENG Enhui. Position and attitude tracking control for a quadrotor UAV[J]. *ISA Transactions*, 2014, 53(3): 725-731.
- [23] CARLOS I E, VICENTE P V, PEDRO C, et al. Attitude control of quadrotors based on fractional sliding modes: Theory and experiments[J]. *IET Control Theory and Applications*, 2016, 10(7): 825-832.

(编辑:刘彦东)