

四旋翼无人机姿态系统的非线性容错控制设计

郝 伟, 鲜 斌[†]

(天津大学 电气与自动化工程学院, 机器人与自主系统研究所, 天津市过程检测与控制重点实验室, 天津 300072)

摘要: 本文研究了四旋翼无人机执行器发生部分失效时的姿态控制问题. 通过分析其动力学特性, 将执行器故障以乘性因子加入系统模型, 得到执行器故障情况下四旋翼无人机的姿态动力学模型. 在同时存在未知外部扰动和执行器故障的情况下, 设计了一种基于自适应滑模控制的容错控制器. 利用基于Lyapunov的分析方法证明了所设计控制器的渐近稳定性. 在四旋翼无人机实验平台上进行了实验, 验证了该算法对存在未知外部扰动和执行器部分失效时四旋翼无人机的姿态控制具有较好的鲁棒性.

关键词: 四旋翼; 无人机; 执行器失效; 容错; 自适应控制; 滑模控制

中图分类号: TP273 文献标识码: A

Nonlinear fault tolerant control design for quadrotor unmanned aerial vehicle attitude system

HAO Wei, XIAN Bin[†]

(Tianjin Key Laboratory of Process Measurement and Control, Institute of Robotics and Autonomous System, School of Electrical Engineering and Automation, Tianjin University, Tianjin 300072, China)

Abstract: This paper is devoted to deal with the attitude control of the quadrotor unmanned aerial vehicle (UAV) with partial loss of effectiveness of its actuators. After analyzing the dynamic characteristics of the quadrotor UAV, we add the actuator failures to the system model in the form of multiplicative factor to obtain the dynamic model of quadrotor UAV with actuator failures. Then we develop a new nonlinear fault tolerant control (FTC) method based on the adaptive sliding mode control in the case of both unknown external perturbations and actuator failures. The asymptotical stability of the proposed controller is proved based on Lyapunov method. The real-time flight tests are implemented on the quadrotor UAV testbed and the results show that the proposed controller has achieved good robustness with respect to unknown external disturbances and partial loss of effectiveness of quadrotor UAV actuators.

Key words: quadrotor; UAV; loss of effectiveness of actuator; fault tolerant; adaptive control; sliding mode control

1 引言(Introduction)

四旋翼无人机以其尺寸小、行动灵活、可垂直起降及定点悬停等特点在航拍、灾后救援、农林种植等领域得到越来越广泛的应用^[1]. 四旋翼无人机依靠4个电机的转动带动螺旋桨旋转产生升力, 通过改变不同电机的转速实现俯仰、滚转、偏航等动作. 受飞行器控制稳定性及自身工艺影响, 电机和螺旋桨持续高速旋转使得其发生故障的几率大大提高. 四旋翼无人机是一个具有强耦合特性的典型非线性系统, 一旦发生上述故障, 飞行稳定性就会急剧下降, 甚至导致无人机失控. 如何保证四旋翼无人机在发生故障的情况下仍能得到有效控制, 正成为四旋翼无人机领域的一个热点问题.

四旋翼无人机常见故障通常包括执行器故障和传

感器故障^[2]. 其中执行器故障发生频率更高、对四旋翼无人机性能影响更大, 也更加难以解决.

针对四旋翼无人机执行器发生故障时的姿态控制问题, 国内外多所高校进行了研究. 加拿大Concordia大学作为研究四旋翼无人机容错控制较早的单位, 已取得较多研究成果. 文献[3]针对四旋翼无人机执行器发生故障的情况, 采用线性二次型调节器(linear quadratic regulator, LQR)控制飞行器姿态, 分别采用模型参考自适应(model reference adaptive control, MRAC)和变增益PID算法控制飞行器位置. 实际飞行实验表明前者方便实现, 后者则具有更好的鲁棒性. 文献[4]基于滑模控制分别设计了主动和被动容错控制器, 仿真和实验表明二者均能够很好地实现容错控制, 被动容错控制器对外部扰动鲁棒性较差, 而主动容错控制

器则需要对故障进行实时检测. 麻省理工大学的研究人员对四旋翼无人机螺旋桨发生断裂时的位姿控制进行了研究, 利用视觉捕捉系统(vicon)实时提供飞行器的位置, 分别采用模型参考自适应(MRAC)和复合模型参考自适应(CMRAC)算法设计了容错控制器. 飞行实验表明, 当四旋翼无人机某一螺旋桨发生断裂时, 其仍能保持原有位姿飞行^[5-6]. 阿联酋大学的研究人员主要针对基于故障诊断的主动容错控制进行了研究. 文献[7]利用非线性观测器根据四旋翼无人机的实际飞行数据进行了有效的故障诊断. 文献[8]采用Thau观测器对故障进行估计, 根据所估计故障类型进行故障补偿, 并进行了仿真验证. 南京航空航天大学的研究人员同样应用多种控制算法对四旋翼无人机的容错控制进行了探索. 文献[9]提出了一种基于量子逻辑和简单自适应控制的故障重构机制; 文献[10]提出一种基于自适应滑模控制的姿态控制系统, 可使四旋翼无人机应对舵面突发故障和外界干扰, 而无需进行故障辨识, 具有一定直接自修复能力. 文献[9]和文献[10]均在3DOF平台上验证了所提算法的有效性. 北京航空航天大学的研究人员主要针对多旋翼无人机发生故障时姿态系统的可控性进行了研究, 并从理论上证明了当六旋翼无人机某一电机停转时, 俯仰和滚转通道仍然可控. 飞行实验表明一个电机停转时可利用遥控器使飞行器安全着陆^[11].

综上所述, 近年来四旋翼无人机容错控制研究成果显著, 但是很多方法仍存在局限性. 例如, 文献[3]和文献[5]等均只考虑了系统在平衡点处的性能, 当无人机偏离设定平衡点时, 系统性能难以得到保证; 文献[7]则需要进行故障诊断, 算法复杂且实现较为困难; 文献[10]则将执行器故障视为扰动力矩, 难以反映故障对无人机的真实影响.

针对上述文献存在的不足, 本文作出如下改进:

1) 直接针对四旋翼无人机非线性姿态动力学模型进行容错控制器设计, 无需对模型进行线性化, 增加了控制器的适用范围; 2) 综合考虑未知外部扰动和执行器故障对飞行器性能的影响, 且执行器故障以乘性因子出现在系统模型中, 设计了一种基于自适应滑模控制的容错控制器; 3) 与基于故障诊断的主动容错控制相比, 本论文方法结构简单, 便于实现; 4) 对本文提出的非线性容错控制器进行了实时实验验证, 取得了较好的姿态控制效果, 确保了算法的有效性和可实现性.

2 执行器故障情况下四旋翼无人机姿态动力学模型 (Attitude dynamics model of quadrotor UAV under actuator fault)

为了描述四旋翼无人机的运动学关系, 首先定义了两个坐标系, 分别是惯性坐标系 $\{I\}$ 和体坐标系 $\{B\}$, 其中惯性坐标系 $\{I\}$ 采用本地NED坐标系统, 原点固定于地面, 体坐标系 $\{B\}$ 采用机载NED(北东地)

坐标系统, 原点固定于飞行器重心, 如图1所示. 图1中, $\{x_I, y_I, z_I\}$ 和 $\{x_B, y_B, z_B\}$ 分别表示惯性坐标系 $\{I\}$ 和体坐标系 $\{B\}$ 各轴正方向上的单位向量, f_1, f_2, f_3, f_4 分别表示四个电机产生的升力.

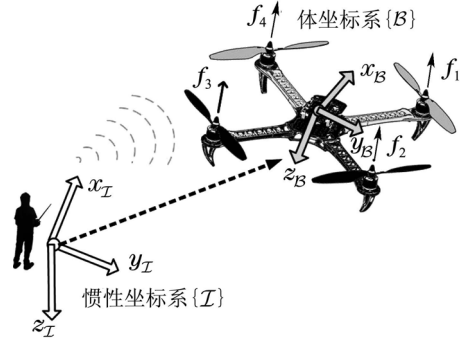


图1 四旋翼无人机坐标系示意图

Fig. 1 Schematic diagram of quadrotor UAV

考虑四旋翼无人机的执行器(如电机、螺旋桨等)发生故障时对输入力矩的影响, 参考文献[12], 其姿态动力学方程在惯性坐标系下可表示为

$$M(\eta)\ddot{\eta} + C(\eta, \dot{\eta})\dot{\eta} + \tau_d = \Psi^T(\eta)\Lambda\tau, \quad (1)$$

其中式(1)中各变量定义如下: $\eta = [\phi(t) \ \theta(t) \ \psi(t)]^T \in \mathbb{R}^{3 \times 1}$ 表示欧拉角.

$$\Psi(\eta) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -\sin\phi \\ 0 & \cos\phi & \cos\theta\sin\phi \\ 0 & -\sin\phi & \cos\theta\cos\phi \end{bmatrix} \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$$

表示欧拉矩阵. 为避免 $\Psi(\eta)$ 发生奇异, $\theta \neq \pm\pi/2$. $M(\eta) = \Psi^T(\eta)J\Psi(\eta) \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$ 表示惯性矩阵, J 为转动惯量矩阵. $M(\eta)$ 是正定对称矩阵, 且满足

$$m_1 \|\xi\|^2 \leq \xi^T M \xi \leq m_2 \|\xi\|^2, \forall \xi \in \mathbb{R}^3, \quad (2)$$

其中 m_1 和 m_2 为未知正常数. $C(\eta, \dot{\eta}) = \Psi^T(\eta) \cdot \dot{\Psi}(\eta) + \Psi^T(\eta)sk(\Psi(\eta)\dot{\eta})J\Psi(\eta) \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$ 表示科里奥利力和向心力矩阵, $sk(\Psi(\eta)\dot{\eta})$ 表示求取 $\Psi(\eta)\dot{\eta}$ 对应的反对称矩阵. $M(\eta)$ 和 $C(\eta, \dot{\eta})$ 均假设已知. $\Lambda = \text{diag}\{\lambda_1, \lambda_2, \lambda_3\} \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$, $0 < \lambda_i \leq 1$, 表示故障矩阵. 当 $\lambda_i \neq 1$ 时, 第 i 个通道执行机构发生故障. $\tau_d = [\tau_{d1} \ \tau_{d2} \ \tau_{d3}]^T \in \mathbb{R}^{3 \times 1}$, $\tau_{d1}, \tau_{d2}, \tau_{d3}$ 分别表示滚转、俯仰、偏航通道的外部扰动力矩. $\tau = [\tau_1 \ \tau_2 \ \tau_3]^T \in \mathbb{R}^{3 \times 1}$, τ_1, τ_2, τ_3 分别表示滚转、俯仰、偏航通道的控制输入力矩.

假设 1 $\|\tau_d\| \leq \delta_1, \|\dot{\tau}_d\| \leq \delta_2$, 这里 δ_1, δ_2 为未知正常数.

为简化表示, 对式(1)两端同乘以 $M^{-1}(\eta)$, 并分别用 M, C, Ψ 表示 $M(\eta), C(\eta, \dot{\eta}), \Psi(\eta)$, 整理得

$$\ddot{\eta} = M^{-1}\Psi^T\Lambda\tau - M^{-1}\tau_d - M^{-1}C\dot{\eta}. \quad (3)$$

式(3)即为四旋翼无人机执行器发生故障时的姿态动力学模型. 本文控制目标为在 τ_d 和 Λ 未知的情况下设计控制输入力矩 τ 使得无人机姿态角向量 η 趋于参考

轨迹 $\eta_d = [\phi_d(t) \ \theta_d(t) \ \psi_d(t)]^T$.

3 容错控制器设计(Fault tolerant controller design)

3.1 跟踪误差模型(Model of tracking error)

为实现姿态跟踪, 定义跟踪误差为

$$e = \eta - \eta_d, \quad (4)$$

其中: $e = [e_1 \ e_2 \ e_3]^T \in \mathbb{R}^{3 \times 1}$, e_1, e_2, e_3 分别表示滚转角、俯仰角、偏航角跟踪误差. 对式(6)分别求一阶时间导数和二阶时间导数得

$$\dot{e} = \dot{\eta} - \dot{\eta}_d, \quad (5)$$

$$\ddot{e} = \ddot{\eta} - \ddot{\eta}_d. \quad (6)$$

定义滑模面 s 为

$$s = \dot{e} + \varepsilon e, \quad (7)$$

其中: $s = [s_1 \ s_2 \ s_3]^T \in \mathbb{R}^{3 \times 1}$, s_1, s_2, s_3 分别表示滚转通道、俯仰通道、偏航通道滑模面, ε 为一正定对角常系数矩阵. 对式(7)求一阶时间导数, 再将式(3)代入整理, 得到系统开环动力学方程为

$$\begin{aligned} \dot{s} = M^{-1}\Psi^T \Lambda \tau - M^{-1}\tau_d - \\ (M^{-1}C\dot{\eta} + \ddot{\eta}_d - \varepsilon\dot{e}). \end{aligned} \quad (8)$$

3.2 控制器设计(Controller design)

设计控制输入力矩 τ 为

$$\begin{aligned} \tau = \hat{\Lambda}^{-1}(\Psi^T)^{-1}M([-k_{11}\sqrt{|s_1|}\text{sgn } s_1 \\ -k_{12}\sqrt{|s_2|}\text{sgn } s_2 - k_{13}\sqrt{|s_3|}\text{sgn } s_3]^T + \\ v + (M^{-1}C\dot{\eta} + \ddot{\eta}_d - \varepsilon\dot{e})), \end{aligned} \quad (9)$$

其中 v 和 Λ 分别满足如下条件:

$$\dot{v} = -\frac{1}{2}[k_{21}\text{sgn } s_1 \ k_{22}\text{sgn } s_2 \ k_{23}\text{sgn } s_3]^T, \quad (10)$$

$$\hat{\Lambda} = \alpha\Gamma\Psi(M^{-1})^T[\text{sgn } s_1 \ \text{sgn } s_2 \ \text{sgn } s_3]^T\tau^T. \quad (11)$$

在式(9)–(11)中, $k_{1i}, k_{2i}, \alpha, \beta, \rho_i, \gamma_i$ 均为正常数, 且满足 $k_{2i} = \alpha/\beta + \rho_i$, $\Gamma = \text{diag}\{\gamma_1, \gamma_2, \gamma_3\}$, $\hat{\Lambda}$ 是对 Λ 的估计, sgn 为符号函数.

$$A = \begin{bmatrix} -\frac{k_{11}}{2\|z_{11}\|} & 0 & 0 & \frac{1}{2\|z_{11}\|} & 0 & 0 \\ 0 & -\frac{k_{12}}{2\|z_{12}\|} & 0 & 0 & \frac{1}{2\|z_{12}\|} & 0 \\ 0 & 0 & -\frac{k_{13}}{2\|z_{13}\|} & 0 & 0 & \frac{1}{2\|z_{13}\|} \\ -\frac{k_{21} - \rho_1}{2\|z_{11}\|} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -\frac{k_{22} - \rho_2}{2\|z_{12}\|} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -\frac{k_{23} - \rho_3}{2\|z_{13}\|} & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix},$$

将式(9)代入式(8), 得到系统闭环动力学方程为

$$\begin{aligned} \dot{s} = M^{-1}\Psi^T \tilde{\Lambda}\tau - [k_{11}\sqrt{|s_1|}\text{sgn } s_1 \\ k_{12}\sqrt{|s_2|}\text{sgn } s_2 \ k_{13}\sqrt{|s_3|}\text{sgn } s_3]^T + \sigma, \end{aligned} \quad (12)$$

其中:

$$\tilde{\Lambda} = \Lambda - \hat{\Lambda}, \quad (13)$$

$$\sigma = v - M^{-1}\tau_d = [\sigma_1 \ \sigma_2 \ \sigma_3]^T. \quad (14)$$

令式(12)中的 $M^{-1}\Psi^T \tilde{\Lambda}\tau = [\mu_1 \ \mu_2 \ \mu_3]^T$, 并对式(14)求一阶时间导数得

$$\dot{\sigma} = -\frac{1}{2}[k_{21}\text{sgn } s_1 \ k_{22}\text{sgn } s_2 \ k_{23}\text{sgn } s_3]^T + \xi. \quad (15)$$

其中 $\xi = -\dot{M}^{-1}\tau_d - M^{-1}\dot{\tau}_d = [\xi_1 \ \xi_2 \ \xi_3]^T$.

4 稳定性分析(Stability analysis)

定理 1 对于式(12)所示的闭环动力学系统, 设计控制器式(9)–(10), 自适应律式(11), 则闭环系统全局渐近稳定. 即

$$\lim_{t \rightarrow \infty} e = 0. \quad (16)$$

证 为方便选取 Lyapunov 函数, 参考文献[13], 令

$$\begin{aligned} z = [z_1^T \ z_2^T]^T = [z_{11} \ z_{12} \ z_{13} \ z_{21} \ z_{22} \ z_{23}]^T = \\ [\sqrt{|s_1|}\text{sgn } s_1 \ \sqrt{|s_2|}\text{sgn } s_2 \ \sqrt{|s_3|}\text{sgn } s_3 \ \sigma_1 \ \sigma_2 \ \sigma_3]^T, \end{aligned} \quad (17)$$

对式(17)求一阶时间导数得

$$\begin{cases} \dot{z}_{1i} = -\frac{1}{2\|z_{1i}\|}(k_{1i}z_{1i} - z_{2i} - \mu_i), \\ \dot{z}_{2i} = -\frac{1}{2\|z_{1i}\|}k_{2i}z_{1i} + \xi_i, \end{cases} \quad (18)$$

其中 ξ_i 可表示为

$$\xi_i = \frac{\rho_i}{2}\text{sgn } s_i = \frac{\rho_i}{2} \frac{z_{1i}}{\|z_{1i}\|}, \quad 0 < \rho_i \leq 2\delta_{3i}. \quad (19)$$

这里 δ_{3i} 为未知正常数. 将式(19)代入式(18)整理可得

$$\dot{z} = Az + B, \quad (20)$$

其中:

$$B = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} R & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} M^{-1}\Psi^T \tilde{A}\tau \\ 0 \end{bmatrix},$$

$$R = \text{diag}\left\{\frac{1}{\|z_{11}\|}, \frac{1}{\|z_{12}\|}, \frac{1}{\|z_{13}\|}\right\}.$$

选取Lyapunov候选函数为

$$V = z^T P z + \frac{1}{2} \text{tr}(\tilde{A}^T \Gamma^{-1} \tilde{A}), \quad (21)$$

其中: $\text{tr}(\cdot)$ 表示矩阵的迹,

$$P = \begin{bmatrix} \alpha I_{3 \times 3} & 0 \\ 0 & \beta I_{3 \times 3} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} P_{11} & 0 \\ 0 & P_{22} \end{bmatrix}.$$

对式(21)求一阶时间导数,并将式(20)代入可得

$$\dot{V} = -z^T Q z + 2B^T P z - \text{tr}(\tilde{A}^T \Gamma^{-1} \dot{\tilde{A}}), \quad (22)$$

其中:

$$Q = -(A^T P + P A) = \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} \\ Q_{12} & Q_{22} \end{bmatrix},$$

$$Q_{11} = \begin{bmatrix} \frac{k_{11}\alpha}{\|z_{11}\|} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{k_{12}\alpha}{\|z_{12}\|} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{k_{13}\alpha}{\|z_{13}\|} \end{bmatrix}, \quad Q_{22} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix},$$

$$Q_{12} = \begin{bmatrix} \frac{(k_{21}-\rho_1)\beta-\alpha}{2\|z_{11}\|} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{(k_{22}-\rho_2)\beta-\alpha}{2\|z_{12}\|} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{(k_{23}-\rho_3)\beta-\alpha}{2\|z_{13}\|} \end{bmatrix}.$$

令 Q 各阶顺序主子式大于0,不等式无解.因此, Q 不是正定矩阵.考虑令 Q 为半正定矩阵,由于

$$z^T Q z = z_1^T Q_{11} z_1 + z_2^T Q_{12} z_1 + z_1^T Q_{12} z_2. \quad (23)$$

若 Q 为半正定矩阵,应满足

$$\begin{cases} k_{1i}\alpha > 0, \\ (k_{2i} - \rho_i)\beta - \alpha = 0. \end{cases} \quad (24)$$

解不等式(24)可得

$$\begin{cases} k_{1i} > 0, \\ k_{2i} = \frac{\alpha}{\beta} + \rho_i. \end{cases} \quad (25)$$

将式(25)代入式(23)可得

$$z^T Q z = z_1^T Q_{11} z_1. \quad (26)$$

将式(11)和式(26)代入式(22)可得

$$\dot{V} = -z_1^T Q_{11} z_1 \leq -\lambda_{\min}\{Q_{11}\} \|z_1\|^2, \quad (27)$$

其中 $\lambda_{\min}\{Q_{11}\}$ 表示 Q_{11} 的最小特征值.由式(27)可知, $V \in L_\infty$;因此由式(21)可知, $z_1 \in L_\infty, z_2 \in$

$L_\infty, \tilde{A} \in L_\infty$;进一步由式(18)可知, $\dot{z}_1 \in L_\infty, \dot{z}_2 \in L_\infty$.由Barbalat定理可得

$$\lim_{t \rightarrow \infty} z_1 = 0, \quad (28)$$

所以,由式(7)和式(17)可得

$$\lim_{t \rightarrow \infty} e = 0. \quad (29)$$

证毕.

5 实验验证(Experiments)

5.1 平台介绍(Introduction of testbed)

为了验证所提算法的有效性,利用课题组自主研发的四旋翼无人机平台进行了实验验证.实验平台采用PC/104嵌入式计算机作为仿真控制器,基于MATLAB RTW工具箱的xPC目标作为实时仿真环境,采用自主设计的惯性测量单元作为姿态传感器,俯仰角、滚转角测量精度为 $\pm 0.2^\circ$,偏航角为 $\pm 0.5^\circ$.整个系统控制频率为500 Hz.平台详细介绍可参考文献[14].

5.2 姿态镇定实验(Attitude stabilization)

采用式(9)所示控制器,本文首先进行了无故障情况下,即 $A = \text{diag}\{1, 1, 1\}$ 时四旋翼无人机的姿态镇定实验.控制器各参数选择如下:

$$\begin{aligned} \varepsilon &= \text{diag}\{2.8, 2.8, 5\}, \\ J &= \text{diag}\{1.25, 1.25, 2.5\}, \\ \Gamma &= \text{diag}\{0.01, 0.01, 0.01\}, \quad \alpha = 1, \\ k_{11} &= 1.83, \quad k_{12} = 1.83, \quad k_{13} = 2, \\ k_{21} &= 0.35, \quad k_{22} = 0.38, \quad k_{23} = 0.4. \end{aligned}$$

实验结果如图2-4所示.

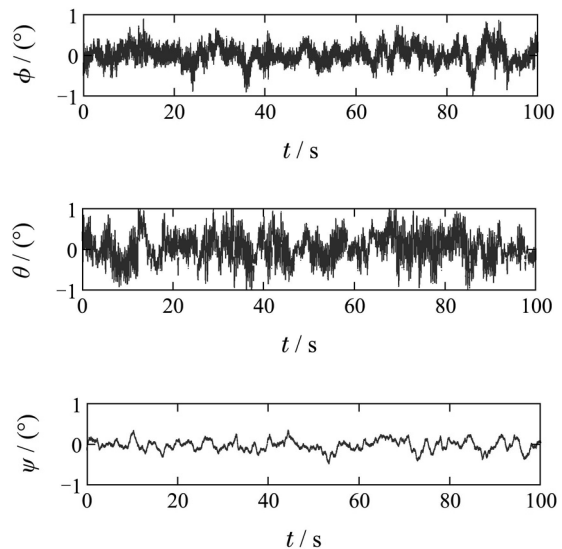


图2 无故障姿态镇定实验:姿态角曲线

Fig. 2 Attitude stabilization without fault: attitudes

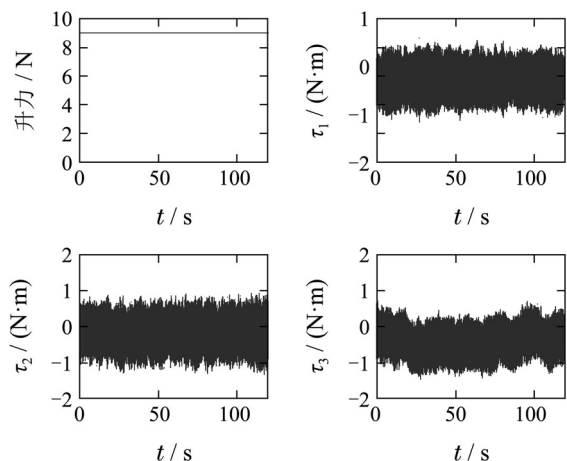


图 3 无故障姿态镇定实验: 控制输入曲线

Fig. 3 Attitude stabilization without fault: control inputs

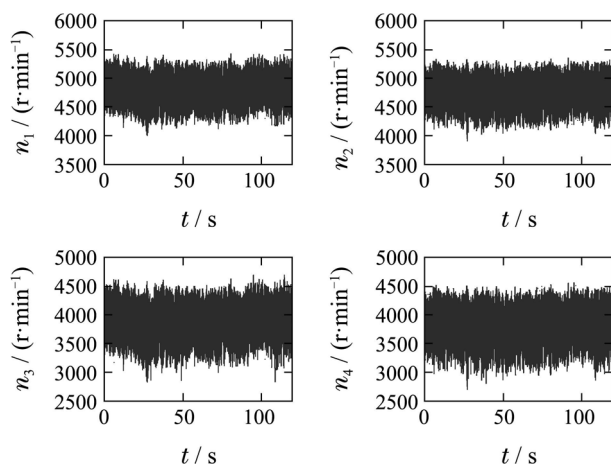


图 4 无故障姿态镇定实验: 电机转速曲线

Fig. 4 Attitude stabilization without fault: motor speeds

图2-4分别表示四旋翼无人机的姿态角、控制输入以及电机转速的变化曲线. 由图2可以看出, 滚转角和俯仰角的控制精度为 $\pm 1^\circ$, 偏航角控制精度为 $\pm 0.5^\circ$. 图3中, 第1张图表示油门量, 保持在9N不变(下同), 用于提供无人机飞行所需升力. 图3和图4中滚转、俯仰、偏航各通道输入力矩及电机转速均处于正常水平.

5.3 容错控制实验(Fault tolerant control)

保持上述各参数不变, 令故障矩阵为

$$A = \begin{cases} \text{diag}\{1, 1, 1\}, & t < 20 \text{ s}, \\ \text{diag}\{0.9, 1, 1\}, & 20 \text{ s} \leq t < 50 \text{ s}, \\ \text{diag}\{0.9, 0.8, 1\}, & 50 \text{ s} \leq t < 110 \text{ s}, \end{cases}$$

即分别在 $t = 20 \text{ s}$ 和 $t = 50 \text{ s}$ 时使滚转通道和俯仰通道力矩减小10%和20%. 在 $t = 79 \text{ s}$ 时, 借助外力使四旋翼无人机姿态发生改变, 实验结果如图5-8所示.

图5-8分别表示四旋翼无人机执行器发生部分失效时姿态角、控制输入、电机转速以及自适应参

数的变化曲线. 在第20s, 俯仰角发生了约为 4° 的波动, 滚转角和偏航角则波动较小, 约为 0.5° . 对应的俯仰通道的输入力矩变化较为明显, 各电机转速也相应地发生变化. 在第50s, 滚转角和俯仰角分别发生了约为 12° 和 20° 的波动, 偏航角波动约为 1.5° . 在第79s, 借助外力使四旋翼无人机姿态发生改变, 滚转角和俯仰角分别发生了约为 5° 和 4° 的波动, 然后恢复悬停状态.

为了更加清晰地分析故障发生时输入力矩的变化过程, 以第50s时发生的故障为例, 截取第45s到第55s的输入力矩变化曲线, 如图9所示. 从图9中可以看出, 第50s时, 滚转通道和俯仰通道分别发生10%和20%失效故障, 为继续维持四旋翼无人机姿态稳定, 此时滚转通道和俯仰通道输入力矩均明显减小, 偏航通道力矩明显增加, 进而实现姿态的稳定.

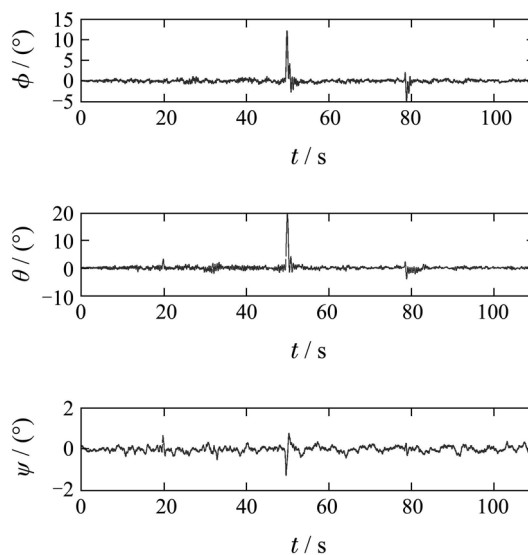


图 5 容错控制实验: 姿态角曲线

Fig. 5 Fault tolerant control: attitudes

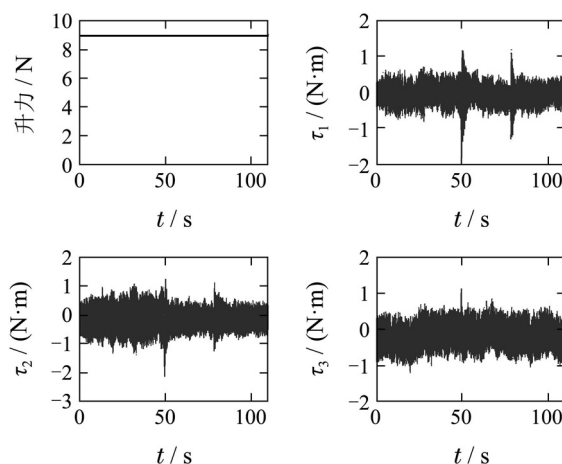


图 6 容错控制实验: 控制输入曲线

Fig. 6 Fault tolerant control: control inputs

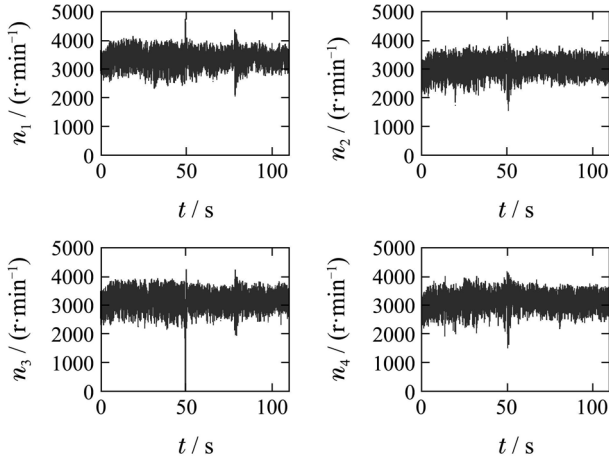


图7 容错控制实验: 电机转速曲线

Fig. 7 Fault tolerant control: motor speeds

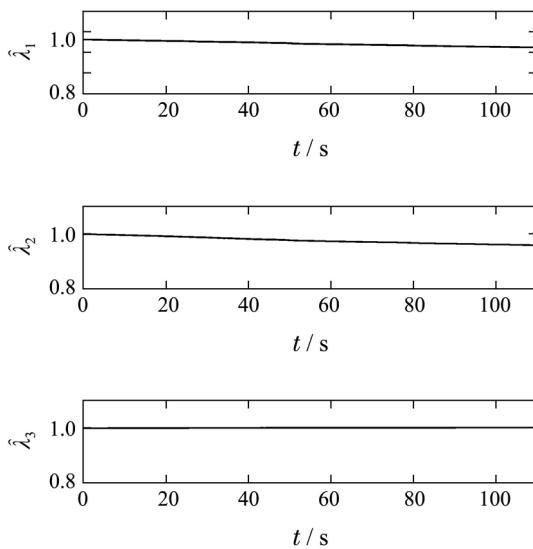


图8 容错控制实验: 自适应参数变化曲线

Fig. 8 Fault tolerant control: adaptive parameters

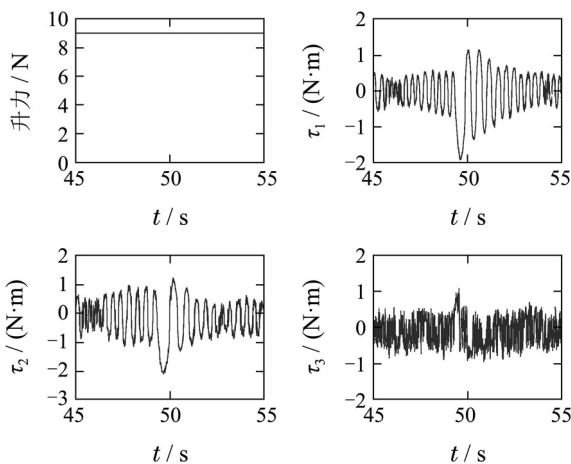


图9 容错控制实验: 控制输入曲线(45s-55s)

Fig. 9 Fault tolerant control: control inputs from 45 s to 55 s

实验结果表明: 四旋翼无人机对执行器故障和未知外部扰动均具有较好的姿态镇定效果. 与现有

线性化容错控制方法相比, 本文所提方法能够在约为 $\pm 20^\circ$ 的姿态角变化范围内具有较好的容错性能, 而其他方法在实际飞行实验中约为 $\pm 5^\circ$.

6 结论(Conclusions)

本文针对同时存在执行器故障和未知外部扰动时四旋翼无人机的姿态控制问题, 设计了一种基于自适应滑模控制的容错控制器, 并在理论上进行了稳定性证明. 实时飞行实验表明, 论文所提算法对执行器故障具有较好的容错性能, 并且对于未知外部扰动具有较好的鲁棒性.

论文所提算法仍存在一定不足之处: 对模型先验知识要求较高、未考虑位置环容错控制等, 这些都是笔者下一步工作有待解决的问题.

参考文献(References):

- [1] ZHAO B, XIAN B, ZHANG Y, et al. Nonlinear robust adaptive tracking control of a quadrotor UAV via immersion and invariance methodology [J]. *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, 2014, 62(5): 2891 – 2902.
- [2] ZHANG Y M, CHAMSEDDINE A, RABBATH C A. 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.
- [3] SADEGHZADEH I, MEHTA A, ZHANG Y M, et al. Fault-tolerant trajectory tracking control of a quadrotor helicopter using gain-scheduled PID and model reference adaptive control [C] // *Annual Conference of the Prognostics and Health Management Society*. Montreal, 2011, 9: 1 – 10.
- [4] LI T, ZHANG Y M, GORDON B W. Passive and active nonlinear fault-tolerant control of a quadrotor unmanned aerial vehicle based on the sliding mode control technique [J]. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers Part I – Journal of Systems and Control Engineering*, 2012, 227(1): 12 – 23.
- [5] DYDEK Z T, ANNASWAMY A M, LAVRETSKY E. Adaptive control of quadrotor UAVs: a design trade study with flight evaluations [J]. *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, 2013, 21(4): 1400 – 1406.
- [6] DYDEK Z T, ANNASWAMY A M, LAVRETSKY E. Combined/Composite adaptive control of a quadrotor UAV in the presence of actuator uncertainty [C] // *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*. Toronto: AIAA, 2010, 8: 7575 – 7584.
- [7] CEN Z H, NOURA H, SUSILO T B, et al. Engineering implementation on fault diagnosis for quadrotors based on nonlinear observer [C] // *Chinese Control and Decision Conference*. Guiyang: IEEE, 2013, 5: 2971 – 2975.
- [8] CEN Z H, NOURA H, AL Y Y. Systematic fault tolerant control based on adaptive thau observer estimation for quadrotor UAVs [J]. *International Journal of Applied Mathematics and Computer Science*, 2015, 25(1): 159 – 174.
- [9] CHEN F Y, WU Q, JIANG B, et al. A reconfiguration scheme for quadrotor helicopter via simple adaptive control and quantum logic [J]. *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, 2015, 62(7): 4328 – 4335.
- [10] 杨荟慷, 姜斌, 张柯. 四旋翼直升机姿态系统的直接自我修复控制 [J]. *控制理论与应用*, 2014, 31(8): 1053 – 1060. (YANG Huiliang, JIANG Bin, ZHANG Ke. Direct self-repairing con-

- trol for four-rotor helicopter attitude systems [J]. *Control Theory & Applications*, 2014, 31(8): 1053 – 1060.)
- [11] DU G X, QUAN Q, CAI K Y. Controllability analysis and degraded control for a class of hexacopters subject to rotor failures [J]. *Journal of Intelligent & Robotic Systems*, 2015, 78(1): 143 – 157.
- [12] KENDOUL F, YU Z, NONAMI K. Guidance and nonlinear control system for autonomous flight of minirotorcraft unmanned aerial vehicles [J]. *Journal of Field Robotics*, 2010, 27(3): 311 – 334.
- [13] SHTESSEL Y, TALEB M, PLESTAN F. A novel adaptive-gain supertwisting sliding mode controller: methodology and application [J]. *Automatica*, 2012, 48(5): 759 – 769.
- [14] ZHAO Bo, XIAN Bin, ZHANG Yao, et al. Hardware-in-loop simulation testbed for quadrotor aerial vehicles [C] // *Proceedings of the 31st Chinese Control Conference*. Hefei: IEEE, 2012, 7: 5008 – 5013.

作者简介:

郝伟 (1988–), 男, 博士研究生, 目前研究方向为四旋翼无人机容错控制, E-mail: haowei0923@tju.edu.cn;

鲜斌 (1975–), 男, 教授, 博士生导师, IEEE高级会员, 主要研究方向为非线性系统控制、无人机系统、实时控制系统等, E-mail: xbin@tju.edu.cn.