

引用格式:刘凯悦,冷建伟.四旋翼无人机的自适应容错控制[J].电光与控制,2017,24(8):104-108. LIU K Y, LENG J W. Adaptive fault tolerant control for quadrotor UAV[J]. Electronics Optics & Control, 2017, 24(8):104-108.

四旋翼无人机的自适应容错控制

刘凯悦¹, 冷建伟²

(1. 天津理工大学自动化学院,天津 300384; 2. 天津市复杂系统控制理论及应用重点实验室,天津 300384)

摘要:针对四旋翼无人机在飞行过程中发生执行器故障和受到外界干扰的问题,提出了一种基于自适应方法的容错控制方案。将执行器故障以乘性因子的形式加入到系统模型中,同时采用单位四元数法描述系统姿态;考虑到位置子系统欠驱动的特性,引入虚拟控制力,同时解算出目标姿态和输入推力;针对同时存在执行器故障和外界干扰的位置和姿态子系统模型,利用自适应的方法设计了容错控制器,保证了对目标姿态的跟踪。最后,仿真结果验证了该系统控制器的有效性和稳定性。

关键词:四旋翼无人机; 单位四元数; 虚拟控制力; 自适应容错控制; 仿真证明

中图分类号: V279 **文献标志码:** A **doi:**10.3969/j.issn.1671-637X.2017.08.022

Adaptive Fault Tolerant Control for Quadrotor UAV

LIU Kai-yue¹, LENG Jian-wei²

(1. College of Automation, Tianjin University of Technology, Tianjin 300384, China;

2. Key Laboratory of Complex Systems Control Theory and Application, Tianjin 300384, China)

Abstract: A fault-tolerant control method was proposed based on adaptive control for the quadrotor UAV in the presence of actuator fault and external disturbances. The actuator fault was added to the system model in the form of multiplicative factor, and the attitude was described with unit quaternions. Considering the under-actuated characteristic of position subsystem, the virtual control force was introduced, and the actual thrust and the desired attitude were calculated out. To the position and attitude subsystem with both actuator fault and external disturbances, an adaptive fault tolerant controller was designed to track the desired attitude. Finally, the simulation shows the effectiveness and stability of the proposed controller.

Key words: quadrotor UAV; unit quaternion; virtual control force; adaptive fault tolerant control; simulation

0 引言

近年来,四旋翼无人机的引入给人类带来了很大便利,因此,对四旋翼无人机控制器的研究吸引了各国学者的广泛关注^[1],其无人驾驶、结构轻巧、垂直起降等优势更是使得无人机无论是在军事还是民用领域都备受青睐。同时,其执行机构的数量较多,在执行任务过程中难免会发生故障,因此,对于四旋翼无人机的有效容错控制的需求也越来越迫切^[2]。

四旋翼无人机在执行任务过程中,难免会发生系统故障,常见的是控制系统执行器的故障。因此,要改善无人机的安全性,设计出稳定的四旋翼无人机控制系统,需要考虑在执行器发生故障情况下的容错控制^[3]。

文献[4-6]针对飞行器姿态系统设计了容错控制器,有效地补偿了执行器故障对飞行器姿态控制系统造成的影响;文献[7]在反演容错控制器的基础上,增加了可估计故障程度的自适应律,使得无人机执行器在发生故障后仍能容错工作;文献[8]首先针对无人机姿态系统,设计了非线性故障检测观测器,此外,又基于动态面控制提出了容错控制方案,保证了在执行器故障前提下,四旋翼无人机动态系统的闭环稳定性。

本文针对四旋翼无人机的执行器故障和外界干扰,提出了一种自适应反演容错控制方案。首先基于欧拉-拉格朗日原理建立了带有执行器故障和外界干扰的系统模型,将系统分解为位置和姿态两个子系统,采用单位四元数法描述系统姿态,避免产生奇点;其次,考虑到位置子系统欠驱动的特性,引入虚拟控制力,解算出理想单位四元数和输入推力;再次,考虑到无人机受到外部作用力和机体震动等影响,可能会引发执行器故障,以及在飞行过程中易受阵风带来的干

收稿日期:2016-08-15

修回日期:2016-09-04

作者简介:刘凯悦(1991—),女,山东聊城人,硕士生,研究方向为飞行器控制。

扰,本文运用自适应技术对执行器故障进行容错控制,同时补偿了由于干扰力和干扰力矩带来的影响。

1 四旋翼无人机系统模型的建立

四旋翼无人机是由十字形机身和4个独立旋转的旋翼组成,通过控制4个电机和螺旋桨的转速来实现无人机的升降和姿态变化^[9]。为了描述四旋翼无人机的运动学关系,引入了2个坐标系。惯性坐标系 $I = \{I_x, I_y, I_z\}$ 严格依附于假设平坦的地球表面上的一点,其中, I_x, I_y, I_z 指向北、东和地心;机体坐标系 $B = \{B_x, B_y, B_z\}$ 依附于四旋翼无人机的重心,其中, B_x, B_y, B_z 分别指向无人机的前方、右方和下方。四旋翼无人机的结构模型如图1所示。

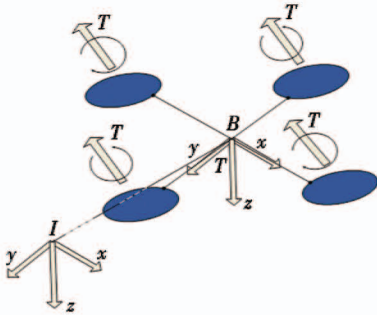


图1 四旋翼无人机的结构模型

Fig.1 Structure model of quadrotor UAV

根据欧拉-拉格朗日建模得到系统模型为^[10]

$$\begin{cases} \dot{P} = v \\ m\dot{v} = mge_z - \rho_T R^T(Q)Te_z + d_T \end{cases} \quad (1)$$

$$\begin{cases} \dot{Q} = \frac{1}{2}\Phi(Q)\dot{w} \\ J\dot{w} = \rho_r\Gamma - S(w)Jw + d_r \end{cases} \quad (2)$$

式中:四旋翼无人机重心的位置和线速度分别用 $P = [P_x, P_y, P_z]^T, v = [v_x, v_y, v_z]^T$ 表示;单位四元数 $Q = [q_1, q_2, q_3, \eta]^T$ 表示系统姿态,且满足 $|Q| = 1$;旋转矩阵 $R(Q) = (\eta^2 - |q|^2)I_3 + 2qq^T - 2\eta S(q)$ 表示从机体坐标系到惯性坐标系的变换; m 和 g 分别表示无人机的机体质量和重力加速度; $e_z = [0, 0, 1]^T; w = [w_x, w_y, w_z]^T$ 表示无人机的角速度; $J = \text{diag}(J_x, J_y, J_z)$ 为对称正定常数惯性矩阵; $d_T \in \mathbb{R}^3$ 和 $d_r \in \mathbb{R}^3$ 分别为干扰力和干扰力矩; $\rho_T = \text{diag}(\rho_{T_1}, \rho_{T_2}, \rho_{T_3})$ 和 $\rho_r = \text{diag}(\rho_{r_1}, \rho_{r_2}, \rho_{r_3})$ 为位置和姿态子系统的故障系数矩阵; $T \in \mathbb{R}$ 和 $\Gamma \in \mathbb{R}^3$ 分别代表无人机的输入推力和力矩; $S(w)$ 和 $S(q)$ 为斜对称矩阵; $\Phi(Q) = [\eta I_3 + S(q) \quad -q^T]$ 。

2 虚拟控制力设计

考虑到位置子系统欠驱动的特性,输入推力 T 不

能同时跟踪3个坐标轴方向上的位置信息,因此引入了虚拟控制力 $U = R^T(Q_d)Te_z = [U_x, U_y, U_z]^T$ 。直接对 U 进行设计,再解算得到输入推力 T 以及目标姿态 Q_d 。在姿态子系统中,设计输入转矩控制律 Γ ,跟踪目标姿态 Q_d ,完成姿态和轨迹的跟踪。具体的控制系统框图见图2。

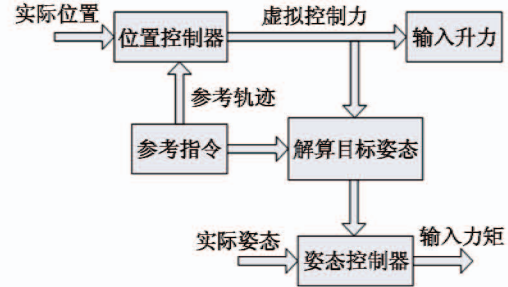


图2 四旋翼无人机控制系统框图

Fig.2 Block diagram of controll system of quadrotor UAV

将式(1)改写为

$$\begin{cases} \dot{P} = v \\ m\dot{v} = mge_z - \rho_T U - \rho_r H + d_r \end{cases} \quad (3)$$

式中, $H = T\Delta\tilde{q} = [H_1, H_2, H_3]^T, \Delta = 2R^T(Q) \cdot$

$$\begin{bmatrix} 0 & \tilde{\eta} & -\tilde{q}_1 \\ -\tilde{\eta} & 0 & -\tilde{q}_2 \\ \tilde{q}_1 & \tilde{q}_2 & 0 \end{bmatrix}, \tilde{Q} = [\tilde{q}_1, \tilde{q}_2, \tilde{q}_3, \tilde{\eta}]^T \text{ 为单位四}$$

元数误差, $\tilde{q} = [\tilde{q}_1, \tilde{q}_2, \tilde{q}_3]^T$ 。 $U = R^T(Q_d)Te_z = [U_x, U_y, U_z]^T$ 为待设计的虚拟控制力,结合 $|Q| = 1$,则可将虚拟控制力展开为

$$\begin{cases} U_x = (2q_{d_2}\eta_d + 2q_{d_1}q_{d_3})T \\ U_y = (2q_{d_3}\eta_d + 2q_{d_1}q_{d_2})T \\ U_z = (q_{d_1}^2 - q_{d_2}^2 - q_{d_3}^2 + \eta_d^2)T \\ q_{d_1}^2 + q_{d_2}^2 + q_{d_3}^2 + \eta_d^2 = 1 \end{cases} \quad (4)$$

观察式(4)可知,有5个未知数以及4个等式,该方程组存在无数解。因此为不失一般性,令 $q_{d_3} = 0$,

则式(4)的解为: $q_{d_1} = \frac{-U_y}{2T\eta_d}; q_{d_2} = \frac{U_x}{2T\eta_d}; q_{d_3} = 0; T =$

$$\sqrt{U_x^2 + U_y^2 + U_z^2}; \eta_d = \sqrt{0.5 + \frac{U_z}{2T}}$$

3 控制器的设计

考虑到四旋翼无人机系统中同时存在的执行器故障和外界干扰,位置子系统采用自适应技术与反演法相结合的方法,在对故障进行容错控制的同时也补偿了由于干扰力带来的偏差;姿态子系统则通过建立角速度误差模型,利用自适应的方法抵消故障和干扰力矩

带来的影响。

3.1 位置子系统控制器的设计

位置子系统模型为

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{P}} = \mathbf{v} \\ m\dot{\mathbf{v}} = m\mathbf{g}\mathbf{e}_z - \boldsymbol{\rho}_T \mathbf{R}^T(\mathbf{Q}_d) T \mathbf{e}_z + \mathbf{d}_T \end{cases} \quad (5)$$

式中, $\boldsymbol{\rho}_T = \text{diag}(\rho_{T_1}, \rho_{T_2}, \rho_{T_3})$ 为故障系数矩阵, $\rho_{T_1}, \rho_{T_2}, \rho_{T_3}$ 是执行器的有效因子, 有效因子的取值不同, 无人机执行器的故障程度也不同, ρ_{T_i} 的取值越小, 则表明执行器故障程度越严重。当 $\rho_{T_1}, \rho_{T_2}, \rho_{T_3}$ 都取值为 1 时, 则表明执行器无故障; 当 $\rho_{T_1}, \rho_{T_2}, \rho_{T_3}$ 都取值为 0 时, 则表明执行器完全失效; 当 $0 < \rho_{T_i} < 1$ 时, 则表明执行器部分失效。本文仅讨论在 $\boldsymbol{\rho}_T$ 取值范围为 $\boldsymbol{\rho}_T \in \mathbf{R}^{3 \times 3} \triangleq \{\rho_{T_i} : 0 < \rho_{T_{\min}} \leq \rho_{T_i} \leq \rho_{T_{\max}} \leq 1, i = 1, 2, 3, 4\}$ 下的容错控制。设计的控制律和自适应律为

$$\mathbf{U} = \frac{m}{\hat{\boldsymbol{\rho}}_T} \left(\mathbf{e}_1 + c_2 \mathbf{e}_2 + \mathbf{g}\mathbf{e}_z + \frac{\hat{\mathbf{d}}_T}{m} - \ddot{\mathbf{P}}_d \right) \quad (6)$$

$$\begin{cases} \dot{\hat{\boldsymbol{\rho}}}_T \mathbf{I} = -\frac{\alpha \text{diag}(\mathbf{U} + \mathbf{H}) \mathbf{e}_2}{m} \\ \dot{\hat{\mathbf{d}}}_T = \frac{\beta \mathbf{e}_2}{m} \end{cases} \quad (7)$$

式中, $\mathbf{I} = [1, 1, 1]^T$, 为防止故障系数矩阵的估计 $\hat{\boldsymbol{\rho}}_T = \text{diag}(\hat{\rho}_{T_1}, \hat{\rho}_{T_2}, \hat{\rho}_{T_3})$ 过大(小), 采用如下的非连续投影映射方法^[11]

$$\dot{\hat{\boldsymbol{\rho}}}_T \mathbf{I} = \text{Pr} \text{ o}_{j_f}([\dot{\hat{\boldsymbol{\rho}}}_T \mathbf{I}]_0) = \begin{cases} 0 & \hat{\boldsymbol{\rho}}_T \geq \hat{\boldsymbol{\rho}}_{T_{\max}}, [\dot{\hat{\boldsymbol{\rho}}}_T \mathbf{I}]_0 > 0 \\ 0 & \hat{\boldsymbol{\rho}}_T \leq \hat{\boldsymbol{\rho}}_{T_{\min}}, [\dot{\hat{\boldsymbol{\rho}}}_T \mathbf{I}]_0 < 0 \\ [\dot{\hat{\boldsymbol{\rho}}}_T \mathbf{I}]_0 & \text{其他} \end{cases}$$

$\tilde{\boldsymbol{\rho}}_T = \boldsymbol{\rho}_T - \hat{\boldsymbol{\rho}}_T$ 为故障系数矩阵的误差, $\tilde{\mathbf{d}}_T = \mathbf{d}_T - \hat{\mathbf{d}}_T$ 为干扰力估计的误差, $\hat{\mathbf{d}}_T$ 为干扰力的估计。在 $\boldsymbol{\rho}_T$ 和 \mathbf{d}_T 都为慢时变信号条件下有 $\dot{\boldsymbol{\rho}}_T = 0, \dot{\mathbf{d}}_T = 0$ 。

定义位置误差为

$$\mathbf{e}_1 = \mathbf{P} - \mathbf{P}_d \quad (8)$$

定义第 1 个 Lyapunov 函数为

$$V_1 = \frac{1}{2} \mathbf{e}_1^T \mathbf{e}_1 \quad (9)$$

对式(9)进行求导为

$$\dot{V}_1 = \mathbf{e}_1^T \dot{\mathbf{e}}_1 = \mathbf{e}_1^T (\mathbf{v} - \dot{\mathbf{P}}_d) \quad (10)$$

定义 $\mathbf{v} = -c_1 \mathbf{e}_1 + \dot{\mathbf{P}}_d + \mathbf{e}_2$, 则 $\mathbf{e}_2 = \mathbf{v} + c_1 \mathbf{e}_1 - \dot{\mathbf{P}}_d, \dot{V}_1 = -c_1 \mathbf{e}_1^T \mathbf{e}_1 + \mathbf{e}_1^T \mathbf{e}_2$ 。

定义速度误差为

$$\mathbf{e}_2 = \mathbf{v} - \mathbf{v}_d \quad (11)$$

定义第 2 个 Lyapunov 函数为

$$V_2 = V_1 + \frac{1}{2} \mathbf{e}_2^T \mathbf{e}_2 + \frac{1}{2\alpha} \mathbf{I}^T \tilde{\boldsymbol{\rho}}_T \tilde{\boldsymbol{\rho}}_T \mathbf{I} + \frac{1}{2\beta} \tilde{\mathbf{d}}_T^T \tilde{\mathbf{d}}_T \quad (12)$$

对式(12)进行求导得

$$\begin{aligned} \dot{V}_2 = \dot{V}_1 + \mathbf{e}_2^T \dot{\mathbf{e}}_2 + \frac{1}{\alpha} \mathbf{I}^T \tilde{\boldsymbol{\rho}}_T \dot{\tilde{\boldsymbol{\rho}}}_T \mathbf{I} + \frac{1}{\beta} \tilde{\mathbf{d}}_T^T \dot{\tilde{\mathbf{d}}}_T = \\ -c_1 \mathbf{e}_1^T \mathbf{e}_1 + \mathbf{e}_2^T \left(\mathbf{g}\mathbf{e}_z - \frac{\boldsymbol{\rho}_T \mathbf{U}}{m} - \frac{\boldsymbol{\rho}_T \mathbf{H}}{m} + \frac{\mathbf{d}_T}{m} - \ddot{\mathbf{P}}_d + \mathbf{e}_1 \right) - \\ \frac{1}{\alpha} \tilde{\boldsymbol{\rho}}_T \dot{\tilde{\boldsymbol{\rho}}}_T - \frac{1}{\beta} \tilde{\mathbf{d}}_T^T \dot{\tilde{\mathbf{d}}}_T \end{aligned} \quad (13)$$

将式(6)、式(7)代入式(13)中可得

$$\dot{V}_2 = -c_1 \mathbf{e}_1^T \mathbf{e}_1 - c_2 \mathbf{e}_2^T \mathbf{e}_2 - \frac{\mathbf{e}_2^T \boldsymbol{\rho}_T \mathbf{H}}{m} \quad (14)$$

3.2 姿态子系统控制器的设计

姿态子系统的模型为

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{Q}} = \frac{1}{2} \boldsymbol{\Phi}(\mathbf{Q}) \dot{\mathbf{w}} \\ \mathbf{J} \dot{\mathbf{w}} = \boldsymbol{\rho}_r \boldsymbol{\Gamma} - \mathbf{S}(\mathbf{w}) \mathbf{J} \mathbf{w} + \mathbf{d}_r \end{cases} \quad (15)$$

同位置子系统类似, $\boldsymbol{\rho}_r = \text{diag}(\rho_{r_1}, \rho_{r_2}, \rho_{r_3})$ 为故障系数矩阵, 且取值范围为 $\boldsymbol{\rho}_r \in \mathbf{R}^{3 \times 3} \triangleq \{\rho_{r_i} : 0 < \rho_{r_{\min}} \leq \rho_{r_i} \leq \rho_{r_{\max}} \leq 1, i = 1, 2, 3, 4\}$ 。

将姿态子系统模型变形为如下的角速度误差模型

$$\mathbf{J} \dot{\tilde{\mathbf{w}}} = \boldsymbol{\rho}_r \boldsymbol{\Gamma} - \mathbf{S}(\mathbf{w}) \mathbf{J} \mathbf{w} + \mathbf{J} \mathbf{S}(\tilde{\mathbf{w}}) \mathbf{R}(\tilde{\mathbf{Q}}) \mathbf{w}_d - \mathbf{J} \mathbf{R}(\tilde{\mathbf{Q}}) \dot{\mathbf{w}}_d + \mathbf{d}_r \quad (16)$$

式中, \mathbf{w}_d 为无人机的理想角速度, 角速度误差为 $\tilde{\mathbf{w}} = \mathbf{w} - \mathbf{w}_d$, $\mathbf{R}(\tilde{\mathbf{Q}}) \mathbf{w}_d, \mathbf{R}(\tilde{\mathbf{Q}}) = \mathbf{R}(\mathbf{Q}) \mathbf{R}^T(\mathbf{Q}_d)$ 。

设计的控制律和自适应律如下

$$\begin{aligned} \boldsymbol{\Gamma} = \frac{1}{\hat{\boldsymbol{\rho}}_r} (\mathbf{S}(\mathbf{w}) \mathbf{J} \mathbf{w} - \mathbf{J} \mathbf{S}(\tilde{\mathbf{w}}) \mathbf{R}(\tilde{\mathbf{Q}}) \mathbf{w}_d + \mathbf{J} \mathbf{R}(\tilde{\mathbf{Q}}) \dot{\mathbf{w}}_d) + \\ \frac{1}{\hat{\boldsymbol{\rho}}_r} (-\dot{\hat{\mathbf{d}}}_r + \mathbf{J} \dot{\mathbf{X}} - k_{\Omega} \boldsymbol{\Omega} - k_{\tilde{\mathbf{q}}} \tilde{\mathbf{q}}) \end{aligned} \quad (17)$$

$$\begin{cases} \dot{\hat{\boldsymbol{\rho}}}_r \mathbf{I} = a \text{diag}(\boldsymbol{\Gamma}) \boldsymbol{\Omega} \\ \dot{\hat{\mathbf{d}}}_r = b \boldsymbol{\Omega} \end{cases} \quad (18)$$

为了避免过大(小)的 $\hat{\boldsymbol{\rho}}_r = \text{diag}(\hat{\rho}_{r_1}, \hat{\rho}_{r_2}, \hat{\rho}_{r_3})$, 进行如下修正^[11]

$$\dot{\hat{\boldsymbol{\rho}}}_r \mathbf{I} = \text{Pr} \text{ o}_{j_f}([\dot{\hat{\boldsymbol{\rho}}}_r \mathbf{I}]_0) = \begin{cases} 0 & \hat{\boldsymbol{\rho}}_r \geq \hat{\boldsymbol{\rho}}_{r_{\max}}, [\dot{\hat{\boldsymbol{\rho}}}_r \mathbf{I}]_0 > 0 \\ 0 & \hat{\boldsymbol{\rho}}_r \leq \hat{\boldsymbol{\rho}}_{r_{\min}}, [\dot{\hat{\boldsymbol{\rho}}}_r \mathbf{I}]_0 < 0 \\ [\dot{\hat{\boldsymbol{\rho}}}_r \mathbf{I}]_0 & \text{其他} \end{cases}$$

$\tilde{\boldsymbol{\rho}}_r = \boldsymbol{\rho}_r - \hat{\boldsymbol{\rho}}_r$ 为故障系数矩阵的误差, $\tilde{\mathbf{d}}_r = \mathbf{d}_r - \hat{\mathbf{d}}_r$ 为干扰力矩估计的误差, $\hat{\mathbf{d}}_r$ 为干扰力矩的估计。慢时变信号 $\boldsymbol{\rho}_r$ 和 \mathbf{d}_r 有 $\dot{\boldsymbol{\rho}}_r = 0, \dot{\mathbf{d}}_r = 0$ 。

定义误差向量为

$$\Omega = \tilde{w} - X \quad (19)$$

式中, $X = -k_x \tilde{q} + \frac{1}{k_q m \tilde{q}^T} e_2^T \rho_T H$ 。则式(16)被改写为

$$\begin{aligned} \dot{J}\Omega &= \rho_r \Gamma - S(w) Jw + JS(\tilde{w})R(\tilde{Q})w_d - \\ &JR(\tilde{Q})\dot{w}_d + \dot{d}_r - J\dot{X} \end{aligned} \quad (20)$$

定义第 3 个 Lyapunov 数为

$$V_3 = \frac{1}{2} \Omega^T J \Omega + k_q (\tilde{q}^T \tilde{q} + (1 - \tilde{\eta})^2) + \frac{1}{2a} \tilde{\rho}_r^T \tilde{\rho}_r + \frac{1}{2b} \tilde{d}_r^T \tilde{d}_r \quad (21)$$

式中, $\dot{\tilde{\eta}} = -\frac{1}{2} \tilde{q}^T \tilde{w}$, 对式(21)求导得

$$\dot{V}_3 = \Omega^T J \dot{\Omega} + k_q \tilde{q}^T \dot{\tilde{w}} - \frac{1}{a} I^T \tilde{\rho}_r^T \dot{\tilde{\rho}}_r - \frac{1}{b} \tilde{d}_r^T \dot{\tilde{d}}_r \quad (22)$$

将式(17)、式(18)代入式(22)可得

$$\dot{V}_3 = -k_\Omega \Omega^T \Omega - k_q k_x \tilde{q}^T \tilde{q} + \frac{e_2^T \rho_T H}{m} \quad (23)$$

定理 1 按照式(1)和式(2)建立的存在执行器故障和外界干扰的四旋翼无人机模型, 在输入控制律和自适应律的作用下, 整个四旋翼无人机系统稳定。

证明: 定义 Lyapunov 函数为

$$V = V_2 + V_3 \quad (24)$$

对式(24)进行求导得到 $\dot{V} = \dot{V}_2 + \dot{V}_3 = -c_1 e_1^T e_1 - c_2 e_2^T e_2 - k_\Omega \Omega^T \Omega - k_q k_x \tilde{q}^T \tilde{q}$ 。

由于 $V \geq 0$, $\dot{V} \leq 0$, 则 V 有界, 因此 e_1, e_2, Ω 和 \tilde{q} 都有界, 进而可推出 $\dot{e}_1, \dot{e}_2, \dot{\Omega}$ 和 $\dot{\tilde{q}}$ 都有界, 则 \dot{V} 有界。借助 Babalat 引理, 可得到当 $t \rightarrow \infty$ 时, $\dot{V} \rightarrow 0$, 则 $e_1 \rightarrow 0, \Omega \rightarrow 0$ 。根据式(8)和式(19), 这将意味着 $P \rightarrow P_d, \tilde{w} \rightarrow 0$ 。

4 仿真验证

为验证本文所提出算法的有效性, 基于 Matlab 平台对四旋翼无人机进行了仿真实验。令四旋翼无人机的质量为 3 kg, 转动惯量设计为 $J = \text{diag}(0.04, 0.04, 0.04)$, 单位为 $\text{kg} \cdot \text{m}^2$, 重力加速度 g 为 9.8 m/s^2 。控制器各参数选择如下: $c_2 = 1, \alpha = 2, \beta = 1.5, a = 7, b = 6, k_q = 5, k_\Omega = 7, k_x = 6$ 。令无人机的目标轨迹为 $P_d = [-5 \sin(\frac{t}{2\pi}), 2.5 \sin(\frac{t}{2\pi}), -0.5t]^T \text{ m}$ 。

无人机 $\{x, y, z\}$ 3 个方向上的系统干扰力和干扰力矩都取正余弦慢时变信号, 即: $d_r = [0.2 \sin(0.1\pi t), 0.4 \cos(0.1\pi t), 0.6 \sin(0.2\pi t)]^T \text{ N}$; $\dot{d}_r = [0.1 \sin(0.1\pi t) + 0.1, 0.2 \cos(0.1\pi t) + 0.1, 0.3 \sin(0.1\pi t) + 0.2]^T \text{ N} \cdot \text{m}$ 。

令位置子系统和姿态子系统的故障系数矩阵分别为:

$$\rho_r = \begin{cases} \text{diag}(1, 1, 1) & 0 \leq t < 8 \\ \text{diag}(0.5, 0.8, 0.5) & 8 \leq t \leq 20 \end{cases};$$

$$\rho_r = \begin{cases} \text{diag}(1, 1, 1) & 0 \leq t < 8 \\ \text{diag}(0.9, 0.9, 0.9) & 8 \leq t \leq 20 \end{cases} \circ$$

图 3 为四旋翼无人机的轨迹跟踪误差效果图, 可以清晰看出, 位置误差在接近 4 s 时就已经趋于 0, 即使在第 8 s 出现了执行器故障, 曲线有了明显的抖振现象, 但无人机仍然可以快速稳定地跟踪上指令信号。图 4 为位置和姿态子系统的故障跟踪图, 估计的故障系数矩阵在 8 s 前后都能够稳定地跟踪上实际的故障系数矩阵。图 5 为估计干扰对实际干扰进行跟踪的仿真图, 由图看出, 本文采用的自适应方法能够对系统中存在的各种未知干扰进行有效的补偿。

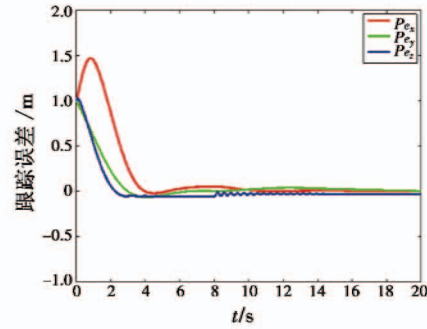


图 3 执行器故障下的位置跟踪误差

Fig. 3 The position tracking error under actuator fault

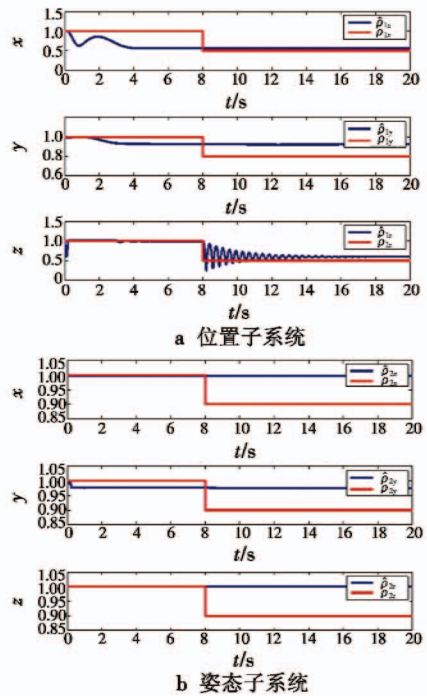


图 4 位置、姿态子系统的执行器故障跟踪
Fig. 4 The tracking of actuator fault in the position and attitude subsystem

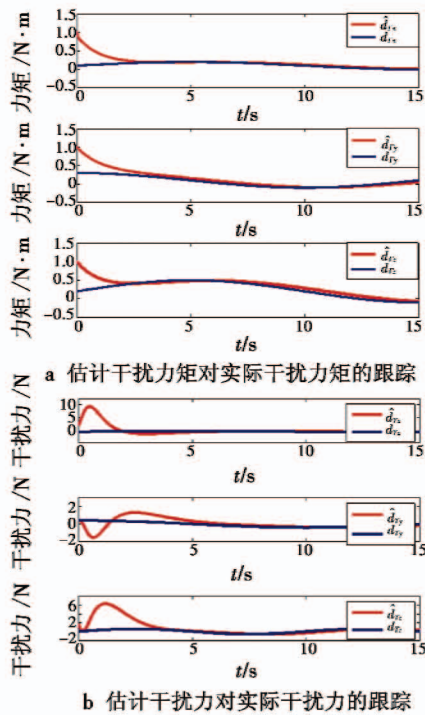


图5 估计干扰对实际干扰跟踪的仿真图

Fig.5 Tracking of estimated disturbance to desired disturbance

5 结束语

针对同时存在执行器故障和外界干扰的四旋翼无人机系统,本文提出了自适应容错控制的方法。首先,采用单位四元数描述系统姿态,以避免产生奇异;其次,考虑到无人机位置子系统的欠驱动特性,引入虚拟控制力,解算出实际输入推力和目标姿态;再次,通过自适应容错控制的方法,来补偿由执行器故障和外界干扰带来的影响,以保证无人机仍能稳定地跟踪目标姿态信号;最

后,通过仿真实验证明了该控制方法的有效性。

参考文献

- [1] LEE D B, NATARAJ C, BURG T C, et al. Adaptive tracking control of an underactuated aerial vehicle [C]// American Control Conference (ACC), 2011:2326-2331.
- [2] QU Q, GAO S, HUANG D, et al. Fault tolerant control for UAV with finite-time convergence [C]// Chinese Control and Decision Conference, 2014:2857-2862.
- [3] 路飞飞. 四旋翼直升机姿态控制系统的自适应容错控制算法研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2014.
- [4] 杨成顺,杨忠,黄宵宁,等. 四旋翼飞行器的分散式容错控制[J]. 应用科学学报,2013, 31(3):321-330.
- [5] 官勋,王丽. 四旋翼飞行器的容错姿态稳定控制[J]. 电光与控制,2014, 21(7):14-18.
- [6] 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.
- [7] 张宇. 四旋翼无人机的容错控制方法研究[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学,2015.
- [8] QIAN M S, JIANG B, XU D Z. Fault tolerant tracking control scheme for UAV using dynamic surface control technique[J]. Circuits, Systems, and Signal Processing, 2012, 31(5):1713-1729.
- [9] RAFFO G V, ORTEGA M G, RUBIO F R. An integral predictive/nonlinear H_∞ control structure for a quadrotor helicopter[J]. Automatica, 2010, 46(1):29-39.
- [10] ROBERTS A. Attitude estimation and control of a ducted fan VTOL UAV [D]. Thunder Bay: Lakehead University, 2007.
- [11] 刘金琨. 滑模变结构控制 MATLAB 仿真—基本理论与设计方法[M]. 3版. 北京:清华大学出版社,2015.
- [12] 刘晖,瞿伟廉,袁润章. 基于模态应变能耗散率理论的结构损伤识别方法[J]. 振动与冲击,2004, 23(2):118-121.
- [13] 顾培英. 基于应变模态技术的结构损伤诊断直接指标法研究[D]. 南京:河海大学,2006.
- [14] 袁明,贺国京. 基于模态应变能的结构损伤检测方法研究[J]. 铁道学报,2002, 24(2):92-94.
- [15] 陈春鹏,王若鑫,丁国富,等. 飞机结构件加工车间多层次式布局与优化研究[J]. 制造业自动化,2017, 39(2):138-139.
- [16] 吴定会,许世鹏,刘稳. 模具车间 MES 系统的研究与应用[J]. 制造业自动化,2017,39(5):8-9.
- [17] 戴宝纯,张宇孝. “按订单”生产模式下生产计划的编制[J]. 制造业自动化,2000,22(9):7-11.
- [18] 马存义. 关于军工产品批生产质量的控制方法[J]. 内蒙古科技与经济,2011,19:40.
- [19] 高举红,陈思宇,刘晓宇. 基于精益设计的生产能力分析[与现场物流改善[J]. 工业工程,2010,13(1):90-96.
- [20] parameters used in damage detection [J]. Journal of Structure Engineering, 1999, 125(4):410-416.
- [21] LAM H F, KO J M, WONG C W. Localization of damaged structural connections based on experimental modal and sensitivity analysis[J]. Journal of Sound and Vibration, 1998, 210(1):91-115.

(上接第 95 页)

参考文献

- [1] 陈春鹏,王若鑫,丁国富,等. 飞机结构件加工车间多层次式布局与优化研究[J]. 制造业自动化,2017, 39(2):138-139.
- [2] 吴定会,许世鹏,刘稳. 模具车间 MES 系统的研究与应

用[J]. 制造业自动化,2017,39(5):8-9.