

引用格式:梁雪慧,党媛媛,赵嘉祺.四旋翼飞行器模型参考自适应容错控制[J].电光与控制,2018,25(7):88-91. LIANG X H, DANG Y Y, ZHAO J Q. Fault tolerant control of quad-rotor UAV based on MRAC[J]. Electronics Optics & Control, 2018, 25(7):88-91.

四旋翼飞行器模型参考自适应容错控制

梁雪慧¹, 党媛媛², 赵嘉祺²

(1. 天津市复杂控制理论与应用重点实验室,天津 300384; 2. 天津理工大学,天津 300384)

摘要:针对四旋翼飞行器执行器发生故障同时存在扰动时的姿态控制问题,设计了一种基于模型参考自适应(MRAC)的容错控制器。通过分析四旋翼飞行器的动力学特性,将执行器故障以加性因子的形式加入系统模型中,得到执行器故障下的动力学模型。所设计控制器的自适应律由参考模型和执行器故障下的模型的误差信号驱动,可实现较好的姿态控制。利用Lyapunov的分析方法证明了所设计控制器的渐进稳定性,最后在Matlab下进行了仿真实验。仿真结果表明,系统能克服扰动且在执行器故障下可良好地跟踪参考姿态角,验证了该算法的可行性和有效性。

关键词:四旋翼飞行器;容错控制;姿态控制;执行器故障;模型参考自适应控制

中图分类号:V271.4 文献标志码:A doi:10.3969/j.issn.1671-637X.2018.07.018

Fault Tolerant Control of Quad-Rotor UAV Based on MRAC

LIANG Xue-hui¹, DANG Yuan-yuan², ZHAO Jia-qi²

(1. Tianjin Key Laboratory for Control Theory & Application in Complicated Systems, Tianjin 300384, China;
2. Tianjin University of Technology, Tianjin 300384, China)

Abstract: To the attitude control problem of the quad-rotor Unmanned Aerial Vehicle (UAV) with actuator malfunction and external perturbations, a Fault Tolerant Control (FTC) controller was designed based on the model reference adaptive control. By analyzing the dynamic characteristics of the quad-rotor UAV, the actuator failures were added to the system model, and a dynamic model with failed actuator was obtained. The adaptive law of the designed controller was driven by the error signal of the reference model and the model with actuator failure, which can achieve better attitude control. The asymptotical stability of the proposed controller was proved by using Lyapunov method. The result of simulation with Matlab showed that, the proposed controller can track the reference attitude angle in the cases of external perturbations and actuator failures, and the method is feasible and effective.

Key words: quad-rotor UAV; Fault Tolerant Control (FTC); attitude control; actuator failure; model reference adaptive control

0 引言

如何提高四旋翼飞行器的可靠性并保证其能够及时处理故障已成为飞行器控制与设计领域的一个重要研究内容^[1]。当飞行器不可避免地发生执行器故障时,容错控制技术为提高系统的可靠性开辟了新的途径,使得飞行器在执行器故障下仍能保持全局稳定,从而避免由于故障导致的损失^[2-4]。自适应技术^[5-6]因

可提供未知参数的瞬间估计且具有控制增益可快速响应测量参数变化的特性,从而在容错控制中得以广泛应用。文献[7]在系统模型参数存在不确定性的前提下,通过自适应增稳控制方法实现四旋翼飞行器稳定的轨迹跟踪,该方法能有效补偿系统参数的摄动;文献[8]采用模型参考自适应容错控制实现了高超声速飞行器在执行机构效益不确定下的稳定控制。本文结合四旋翼飞行器的特性,运用模型参考自适应算法对执行器故障和外部扰动下的姿态控制系统进行研究。

1 执行器故障下四旋翼飞行器的动力学模型

考虑执行器故障下,飞行器姿态系统的动力学模

收稿日期:2017-08-09

修回日期:2017-08-28

作者简介:梁雪慧(1970—),女,河北藁城人,硕士,副教授,硕导,研究方向为先进控制理论。

型^[9]表示为

$$u^f(t) = \rho u(t) + \sigma u_s(t) \quad (1)$$

$$\begin{cases} \dot{x}(t) = Ax(t) + B\rho u(t) + B\sigma u_s(t) + B_w w(t) \\ y(t) = Cx(t) \end{cases} \quad (2)$$

式中： $x \in \mathbf{R}^n, u \in \mathbf{R}^q, w \in \mathbf{R}^n, y \in \mathbf{R}^p$ 分别表示状态向量、控制向量、外部扰动、输出向量； A, B, B_w 分别为已知的适维常值矩阵； $x = (\psi \ \theta \ \phi \ \dot{\psi} \ \dot{\theta} \ \dot{\phi})^T; u(t) = (V_1 \ V_2 \ V_3 \ V_4)^T; y = (\psi \ \theta \ \phi)^T; u^f(t)$ 为执行器总故障输入； $\rho \in \mathbf{R}^n, \sigma \in \mathbf{R}^n$ 为故障系数矩阵，是执行器的有效因子， $\rho = \text{diag} \{ \rho_1, \rho_2, \rho_3, \rho_4 \}, \sigma = \text{diag} \{ \sigma_1, \sigma_2, \sigma_3, \sigma_4 \}$ 。

具体的故障系数与故障程度的关系表示如下^[10]：

- 1) 当 $\rho_i = 1, \sigma_i = 0$ 时，第 i 个执行器在第 j 个故障模式下没有发生故障；
- 2) 当 $\rho_i = 0, \sigma_i = 0$ 时，第 i 个执行器在第 j 个故障模式下中断；
- 3) 当 $\rho_i = 0, \sigma_i = 1$ 时，第 i 个执行器在第 j 个故障模式下发生卡死故障；
- 4) 当 $0 < \rho_i < 1, \sigma_i = 0$ 时，第 i 个执行器在第 j 个故障模式下部分失效。

2 自适应状态控制器的设计

设计的控制器为

$$u(t) = K_1^T x(t) + K_2 r(t) + K_3 + K_4 e(t) \quad (3)$$

参考系统的模型为

$$\dot{x}_m(t) = A_m x_m(t) + B_m r(t) \quad (4)$$

为保证控制器能达到容错的目的，对容错控制系统做如下假设。

假设 1 所有系统的状态可测。

假设 2 所有的执行器故障模式 $\rho \in \{ \rho_1, \rho_2, \rho_3, \rho_4 \}$ 下的 $\{A, B\rho\}$ 完全可控。

假设 3 容错控制系统存在一个恰当维数的矩阵方程 F ，使得 $B = B_w F$ 。

假设 4 所有的执行器故障 ρ 的满足 $\text{rank}[B\rho] = \text{rank}[B]$ 。

所设计控制器的总体控制结构如图 1 所示。

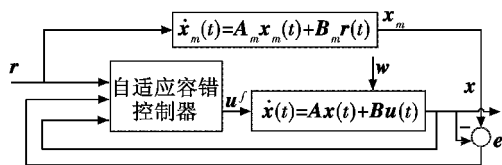


图 1 四旋翼飞行器的总体控制结构

Fig. 1 The overall control structure of the quad rotors
设定参考姿态角与飞行器模型姿态角的误差

$$e(t) = x(t) - x_m(t) \quad (5)$$

定义可调参数误差为

$$\bar{K}_1 = K_1 - K_1^* \quad (6)$$

$$\bar{K}_2 = K_2 - K_2^* \quad (7)$$

$$\bar{K}_3 = K_3 - K_3^* \quad (8)$$

式中， K_1^*, K_2^* 和 K_3^* 为理想值。

由于系统建模中 A 和 B 为常值，可设 $\dot{K}_1^* \approx 0, \dot{K}_2^* \approx 0$ 和 $\dot{K}_3^* \approx 0$ ，存在矩阵 K_1^* 满足： $A + B\rho K_1^{*T} = A_m, K_2^*$ 满足 $B\rho K_2^* = B_m, K_3^*$ 满足 $B\rho K_3^* + B\sigma u_s = 0$ 。

根据模型参考自适应控制的思想，参数 K_1, K_2, K_3 的自适应律设计如下

$$K_1 = \int_0^t \Gamma_1 B^T P e x^T d\tau + K_1(0) \quad (9)$$

$$K_2 = \int_0^t \Gamma_2 B^T P e r^T d\tau + K_2(0) \quad (10)$$

$$K_3 = \int_0^t \gamma_3 B^T P e d\tau + K_3(0) \quad (11)$$

控制器参数 K_4 被设计为

$$K_4 = - \frac{\alpha^2 B^T P}{\| e^T P B \| \alpha + \delta(t)} \quad (12)$$

$$\dot{\alpha} = -\gamma_4 \delta(t) l + 2\gamma_4 \| e^T P B \| \quad (13)$$

式中： $\delta(t)$ 为任意一个一致连续有界函数； P 为满足 Lyapunov 方程的正定矩阵。

3 仿真证明

证明 选择 Lyapunov 函数^[11]

$$V_p = e^T P e + \sum_{j=1}^m (\rho_j \tilde{k}_{1j}^T \Gamma_{1j}^{-1} \tilde{k}_{1j} + \rho_j \tilde{k}_{2j}^T \Gamma_{2j}^{-1} \tilde{k}_{2j} + \rho_j \gamma_{3j}^{-1} \tilde{k}_{3j}^2) + \frac{1}{2} \mu \gamma_4^{-1} \tilde{k}^2 \quad (14)$$

对式(14)求导并代入式(5)可得

$$\begin{aligned} \dot{V}_p &\leq 2e^T P A_m e + 2e^T P B \rho K_4 e + 2e^T P B_w w(t) + \mu \gamma_4^{-1} \tilde{k} \dot{\tilde{k}} + \\ &2e^T P B \rho (\tilde{k}_1^T x + \tilde{k}_2^T r + \tilde{k}_3) + 2 \sum_{j=1}^m (\rho_j \tilde{k}_{1j}^T \Gamma_{1j}^{-1} \dot{\tilde{k}}_{1j} + \\ &\rho_j \tilde{k}_{2j}^T \Gamma_{2j}^{-1} \dot{\tilde{k}}_{2j} + \rho_j \tilde{k}_{3j} \gamma_{3j}^{-1} \dot{\tilde{k}}_{3j}) \end{aligned} \quad (15)$$

由于 $2e^T P B_w w(t) \leq 2 \| e^T P B \| \| F \| \bar{w} \leq 2 \| e^T P B \| \mu k^*$ ，将式(15)、式(12)代入可得

$$\begin{aligned} \dot{V}_p &\leq 2e^T P A_m e - \frac{2k^2 e^T P B \rho B^T P e}{\| e^T P B \| k + \delta(t)} + 2 \| e^T P B \| \mu k^* + \\ &2\mu \tilde{k} \| e^T P B \| - \mu \delta(t) \tilde{k} (\tilde{k} + k^*) \end{aligned} \quad (16)$$

根据

$$\| e^T P B \rho B^T P e \| \geq \mu \| e^T P B \|^2 \quad (17)$$

式(16)可变为

$$\begin{aligned} \dot{V}_p &\leq 2e^T P A_m e + \frac{2\mu \| e^T P B \| k \delta(t)}{\| e^T P B \| k + \delta(t)} - \\ &\mu \delta(t) \tilde{k} (\tilde{k} + k^*) \end{aligned} \quad (18)$$

由于不等式 $0 \leq \frac{ab}{a+b} \leq a, \forall a, b > 0, 4\tilde{k}^2 + 4\tilde{k}k^* + k^{*2} = (2\tilde{k} + k^*)^2 \geq 0$, 式(18)可化简为

$$\dot{V}_p \leq -e^T Q e + 2\mu\delta(t) + \mu\delta(t) \frac{k^{*2}}{4} \leq -\lambda_{\min}(Q) \|e\|^2 + \kappa\delta(t) \quad (19)$$

存在一个正常数 σ' 使下式成立, 即

$$0 \leq \sigma' \|e_c(t)\| \leq V(e_c(t)) \leq V(e_c(t_0)) - \int_{t_0}^t \lambda_{\min}(Q) \|e\|^2 d\tau + \int_{t_0}^t \kappa\delta(\tau) d\tau \leq V(e_c(t_0)) + \kappa\delta \quad (20)$$

由式(20)可得闭环系统信号 $e_c(t)$ 一致有界, 因此 $e(t)$ 一致有界, 可得

$$\lim_{t \rightarrow \infty} \int_{t_0}^t \lambda_{\min}(Q) \|e\|^2 d\tau \leq V(e_c(t_0)) + \kappa\delta \quad (21)$$

则由 Barbalat 引理^[12] 可得 $\lim_{t \rightarrow \infty} e(t) = 0$ 。

通过上述证明可知, 所设计的自适应状态反馈控制器, 能够使得飞行器在存在执行器故障和外部干扰的情况下, 仍能保持闭环信号一致稳定有界^[10,13], 且状态变量 $x(t)$ 渐变跟踪参考信号 $x_m(t)$ 。

4 系统仿真与分析

仿真的参数设置如下: $F = I_{4 \times 4}, r(t) = 10$, 考虑式(2)给出的飞行器的模型, 取控制器的参数为 $u_1(t) = (0.5 \ 0.4 \ 0.1 \ 0.1)^T, Q = 10 \cdot I_{6 \times 6}$ 。

参考系统的参数选择如下:

$$A_m = \begin{pmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ -8.005 & 0 & 0 & -4.0025 & 0 & 0 \\ 0 & -94.8064 & 0 & 0 & -23.4048 & 0 \\ 0 & 0 & -94.8093 & 0 & 0 & -23.4048 \end{pmatrix};$$

$$B_m = (0 \ 0 \ 0 \ -0.327 \ 4.24 \ 0)^T。$$

自适应参数设置如下: $\Gamma_{1i} = 10I_{6 \times 6}, \Gamma_{2i} = 10, \gamma_{3i} = 20, \gamma_4 = 0.05$ 。仿真初值设为: $x(0) = x_m(0) = (0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0)^T, K_1(0) = (0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0)^T, K_2(0) = 5, K_3(0) = (1 \ 1 \ -1)^T$ 。

4.1 故障模式 1

故障模式 1 下的故障及干扰参数选择为: $\rho = \text{diag}\{1, 0.4, 1, 1\}, \sigma = \text{diag}\{0, 0, 0, 0\}, w(t) = (0.5 \sin t \ 0.3 \ 0.2 \ 0.2)^T, t \geq 8 \text{ s}$, 设定在 8 s 时 u_2 发生了部分失效故障, 其他执行器可正常运行。

故障模式 1 下的四旋翼飞行器各个姿态角的仿真如图 2 所示。

从仿真结果可以看出, 8 s 时, 执行器 u_2 发生了部分失效故障, 偏航角和俯仰角受到了一定影响。所设计的自适应容错控制器能够根据执行器 u_2 的状态快

速调节各个控制参数, 使得四旋翼飞行器的姿态角在较短的时间内又实现了对参考姿态角的准确跟踪。由于滚转运动由执行器 u_3 和 u_4 控制, 因此滚转角在 u_2 发生部分失效故障时没有出现波动。

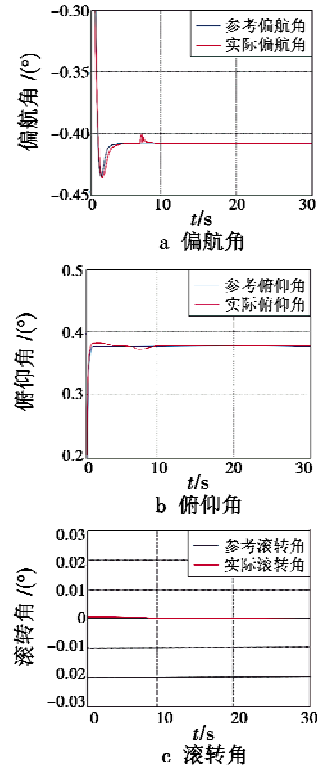


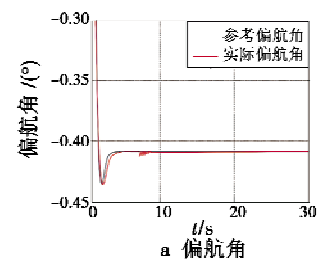
图 2 故障模式 1 下的姿态角仿真图

Fig. 2 The attitude angle simulation diagram of Fault Mode 1

4.2 故障模式 2

故障模式 2 下的故障及干扰参数选择为: $\rho = \text{diag}\{1, 1, 0, 1\}, \sigma = \text{diag}\{0, 0, 1, 0\}, w(t) = (0.5 \sin t \ 0.3 \ 0.2 \ 0.2)^T, t \geq 8 \text{ s}$, 设定在 8 s 时 u_3 发生了卡死故障, 其他执行器可正常运行。

故障模式 2 下的四旋翼飞行器各个姿态角的仿真结果见图 3。由仿真结果可以看出, 8 s 时执行器 u_3 发生了卡死故障, 偏航角和滚转角受到了一定影响, 自适应控制律根据执行器 u_3 发生的卡死故障快速调节 K_1, K_2, K_3 和 K_4 , 使得四旋翼飞行器的姿态角迅速恢复到故障之前的状态。由于俯仰运动由执行器 u_1 和 u_2 控制, 因此俯仰角的仿真结果并没有波动。



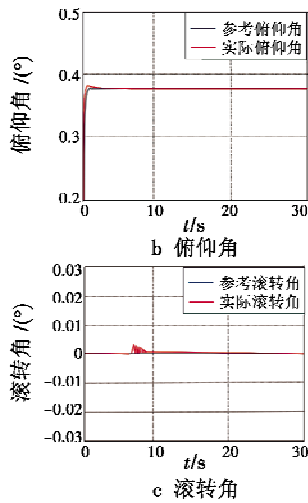


图3 故障模式2下的姿态角仿真图

Fig. 3 The attitude angle simulation diagram of Fault Mode 2

5 结论

本文综合考虑外部扰动和执行器故障对四旋翼飞行器飞行性能的影响,设计了一种基于MRAC控制的容错控制器,对提出的算法进行了仿真验证,取得了较好的姿态控制效果,验证了算法的有效性和可实现性。

参考文献

- [1] 宫勋,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.
- [2] 吴淑莹. 非线性系统执行器故障容错控制研究[D]. 沈阳:东北大学,2011.
- [3] 王发威,廖开俊. 容错飞行控制技术的研究现状与发展趋势[J]. 飞行力学,2017,35(1):1-6.
- [4] 韩宇. 重复使用飞行器自适应容错控制技术研究[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学,2012.
- [5] 陈鹤楠. 自适应容错控制在高速列车防滑及横向姿态调节中的应用[D]. 北京:北京交通大学,2012.
- [6] ZHANG Y M, CHAMSEDDINE A, RABBATH C A, et al. 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.
- [7] RAIMUNDEZ C, VILLAVERDE A. Adaptive tracking control for a quad-rotor [C]//Euromech Nonlinear Dynamics Conference, Saint Petersburg 2008:126-133.
- [8] 黄喜元,王青,后德龙,等. 基于模型参考自适应的高超声速飞行器容错控制[C]//全国技术过程故障诊断与安全性学术会议,2011:50-54.
- [9] 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, 2015, 62(5):2891-2902.
- [10] 金小峥,原忠虎,李彦平. 主动容错控制理论:自适应方法[M]. 北京:电子工业出版社,2014.
- [11] DECHERT W D, GENÇAY R. Lyapunov exponents as a nonparametric diagnostic for stability analysis [J]. Journal of Applied Econometrics, 2010, 7(s1):41-60.
- [12] KHALIL H K. Nonlinear systems [M]. 3rd ed. Saddle River; Prentice-Hall, Inc, 2002.
- [13] ÅSTRÖM K J, WITTENMARK B. Adaptive control [J]. Technometrics, 1995, 33(4):72-89.
- [14] 李晖,朱齐丹,张智,等. 舰载机自动着舰引导控制律参数整定[J]. 计算机仿真,2013,30(12):65-69.
- [15] 申振晴,张斌,龚昂,等. 无人机着舰引导信息处理方法研究[J]. 电光与控制,2012,19(11):13-16.
- [16] 葛兵,高慧斌,余毅. 光电着舰引导系统的视轴稳定[J]. 光学精密工程,2014,22(6):1577-1583.
- [17] 张放,蒙文巩. 舰载机着舰舰面效应及其补偿方法研究[J]. 飞行力学,2016,34(1):77-81.
- [18] 张阳,王树才,杨琨. 舰载机着舰过程分析与评估[J]. 工程与试验,2016,56(1):25-28.
- [19] 毕杨,王英民,王奇. 宽带聚焦波束形成算法优化[J]. 电子测量与仪器学报,2016,30(6):951-958.

(上接第87页)

5685-5688.

- [6] 钟兴泉. 无人机着舰近距离多天线测距法测角及误差分析[J]. 科学技术与工程,2014,14(3):175-178.
- [7] 谢洪森,刘云飞,周鹏,等. 阵列天线因随机振动引起的测向误差分析及校准[J]. 电讯技术,2017,57(9):992-997.
- [8] 崔玫. 舰载机全自动着舰引导飞控系统的设计[D]. 哈尔滨:哈尔滨工程大学,2014.
- [9] 江潇,何波贤,郑铁山,等. 三轴矢量数据融合的视觉跟踪惯性稳定系统设计[J]. 单片机与嵌入式系统应用,2015,15(10):23-26.