

基于多模型的无人机故障诊断与容错控制方法

李 炜^{1,2}, 崔佳佳^{1,2}

(1. 兰州理工大学 电气工程与信息工程学院, 甘肃 兰州 730050;

2. 甘肃省工业过程先进控制重点实验室, 甘肃 兰州 730050;

3. 兰州理工大学 电气与控制工程国家级实验教学示范中心, 甘肃 兰州 730050

摘 要:针对四旋翼无人机执行器易发生恒增益、恒偏差等常见故障问题,提出了一种基于多模型的四旋翼无人机故障诊断与容错控制策略。首先,建立了具有几类执行器故障的四旋翼无人机系统模型,并在此基础上建立了包含正常与各类故障的模型集合库;其次,根据分段的系统性能容忍度指标对系统进行故障检测,并大致判断出故障类型;最后,结合统一的模型失配度指标进行模型匹配,进而调用相应的控制律。仿真结果表明,文中具有分段系统性能容忍度的多模型主动容错策略,能迅速可靠地检测到执行器的各类故障,并及时进行容错控制,有效地提高了四旋翼无人机系统的安全可靠性能。

关键词:四旋翼无人机;模型集合库;主动容错;分段系统性能容忍度

中图分类号:TP391

文献标识码:A

文章编号:1672-3767(2017)04-0009-07

DOI:10.16452/j.cnki.sdkjzk.2017.04.002

A Fault Diagnosis and Tolerant Control Method for UAV Based on Multi-model

LI Wei^{1,2}, CUI Jiajia^{1,2}

(1. School of Electrical and Information Engineering, Lanzhou University of Technology, Lanzhou, Gansu 730050 China;

2. Gansu Provincial Key Laboratory of Advanced Process Control, Lanzhou, Gansu 730050 China;

3. National Demonstration Center for Experimental Electrical and Control Engineering Education, Lanzhou University of Technology, Lanzhou, Gansu 730050, China)

Abstract: To solve the common fault problems such as constant gain and constant deviation of quadrotor UAV, a fault diagnosis and fault tolerant control strategy for quadrotor UAV based on multi-model was proposed. First, a system model of quadrotor UAV with several types of actuator faults was established, based on which a model base with normal and various faults was then established; Secondly, fault detection was conducted according to the segmented system performance tolerance index, and the types of the detected fault was roughly decided. Finally, the model matching was carried out according to the unified model mismatch index and the corresponding control law was called. Simulation results show that the proposed control strategy can detect all kinds of actuator faults quickly and reliably and can carry out fault-tolerant control timely, thus effectively improve the system safety and reliability of quadrotor UAV.

Key words: quadrotor UAV; model base; active fault tolerance; segmented system performance tolerance

收稿日期:2017-03-01

基金项目:国家自然科学基金项目(61364011)

作者简介:李 炜(1963—),女,陕西西安人,教授,博士生导师,主要从事动态系统故障诊断与容错控制方面研究。

崔佳佳(1993—),男,陕西咸阳人,硕士研究生,主要从事动态系统故障诊断与容错控制研究,本文通信作者。

E-mail:619938044@qq.com

随着四旋翼无人机(quadrotor UAV)技术的发展,应用场景越来越多,飞行任务也越来越复杂,尤其在一些恶劣的环境下,无人机更是倍受青睐^[1]。执行器作为 quadrotor UAV 核心,也是最易发生故障的器件^[2]。一旦执行器发生故障,不仅会使无人机的控制性能下降,还有可能带来严重的人员伤亡及经济损失。因此,对飞控系统执行器故障进行实时诊断并容错,具有重要的现实意义。

为了解决 quadrotor UAV 飞控系统执行器的故障与容错问题,国内外进行了较多的研究。文献[3]针对无人机执行器卡死和失效两类故障,分别设计基于自适应观测器的故障重构方法,实现对故障信息的精确重构。文献[4]提出一种自适应滑模控制的姿态控制系统,无人机执行器发生故障时,无需进行故障辨识,具有自修复能力。文献[5]针对执行器部分失效故障,提出了一种多模型在线故障检测方法,能够快速准确地获得单旋翼执行器部分失效故障模型参数。文献[6]用一组卡尔曼滤波器进行无人机的故障诊断。文献[7]针对四旋翼无人机执行器的故障,提出一种基于强跟踪多模型自适应估计器的故障诊断方法。

综上所述,近几年来 quadrotor UAV 容错控制受到了高度重视,但很多方法或多或少存在局限与不足。如:文献[4]将无人机执行器发生故障视为扰动,无需进行故障辨识,具有自修复能力,但是难以识别故障对无人机的实际影响;文献[6]用一组卡尔曼滤波器能准确识别无人机执行器的故障类型,但故障判断缓慢,不利于无人机的及时容错控制。

鉴于上述问题和 quadrotor UAV 飞控系统执行器发生故障时必须快速、准确地进行诊断与容错的需求,本文以 quadrotor UAV 执行器单旋翼故障问题为背景,提出基于多模型的四旋翼无人机故障诊断与容错控制方法,离线整定系统各种发生故障模式的控制律,建立包含系统正常和各种故障模式的模型库,在系统运行时,依据本文给出的分段系统性能容忍度指标和模型失配度指标进行计算分析,判断系统运行处于正常或某种故障模式并进行控制律切换,从而实现系统容错控制的目的。

1 具有执行器故障的四旋翼无人机模型建立

1.1 四旋翼无人机模型

Quadrotor UAV 是一种 6 自由度的欠驱动的静不稳定系统,四个旋翼成“十”字或者“X”字形对称分布,无人机的重心在其几何中心上。无人机的动力由四个旋翼产生,旋翼转动产生向上的升力,其大小与旋翼旋转的角速度 ω 的平方成正比,即

$$F_i = K\omega_i^2 \quad i = 1, 2, 3, 4. \quad (1)$$

Quadrotor UAV 通过四个旋翼控制飞行姿态与位置,两组旋翼反向转动来抵消反扭力矩从而维持姿态稳定,垂直方向的总升力由四个旋翼产生所有旋翼的转速差产生水平方向的扭矩,引起偏航运动;前后旋翼的转速差控制俯仰运动;左右旋翼控制横滚运动。各扭矩大小如下式表示:

$$U_z = F_1 + F_2 + F_3 + F_4, \quad (2)$$

$$U_\theta = bl(-F_2 + F_4), \quad (3)$$

$$U_\phi = bl(F_1 - F_3), \quad (4)$$

$$U_\varphi = d(-F_1 + F_2 - F_3 + F_4). \quad (5)$$

其中, b 、 d 、 l 分别是四旋翼无人机的旋翼升力系数、拖曳指数和旋翼从重心到轴心的距离, U_z 、 U_θ 、 U_ϕ 、 U_φ 分别表示无人机的总升力、滚转力矩、俯仰力矩和偏航力矩。通过牛顿-欧拉公式,并假设无人机处于慢速飞行或者悬停状态,得到其运动学模型^[5],结果如下:

$$\dot{X} = (\cos\phi\sin\theta\cos\varphi + \sin\phi\sin\varphi)U_z/m, \quad (6)$$

$$\dot{Y} = (\cos\phi\sin\theta\sin\varphi + \sin\phi\cos\varphi)U_z/m, \quad (7)$$

$$\dot{Z} = g - (\cos\phi\cos\theta)U_z/m, \quad (8)$$

$$\ddot{\phi} = (\dot{\theta}\dot{\varphi}(J_Y - J_Z) + U_\theta)/J_X, \quad (9)$$

$$\ddot{\theta} = (\dot{\phi}\dot{\varphi}(J_Z - J_X) + U_\phi)/J_Y, \quad (10)$$

$$\ddot{\varphi} = (\dot{\theta}\dot{\phi}(J_X - J_Y) + U_\varphi)/J_Z. \quad (11)$$

X 、 Y 、 Z 分别是无人机在地坐标系下的坐标值, θ 、 ϕ 、 φ 分别是四旋翼无人机的恒滚角、俯仰角和偏航角, m 为四旋翼无人机质量, g 为重力加速度, J_X 、 J_Y 、 J_Z 分别是无人机绕 X 轴、 Y 轴、 Z 轴的转动惯量。

1.2 执行器故障的四旋翼无人机模型

对于 quadrotor UAV 飞控系统执行器的恒偏差、恒增益、失效等故障, 建立如下统一的故障模型:

$$\mathbf{y}_{out} = \alpha + \beta \mathbf{y}_{in} + \Delta. \quad (12)$$

其中, $\mathbf{y}_{in} = [U_Z \ U_\theta \ U_\phi \ U_\varphi]^T$ 为执行器期望输出, $\mathbf{y}_{out} = [U'_Z \ U'_\theta \ U'_\phi \ U'_\varphi]^T$ 为执行器实际输出, 执行器正常时 $\mathbf{y}_{in} = \mathbf{y}_{out}$ 。

$$\mathbf{\Delta} = [\Delta_1 \ \Delta_2 \ \Delta_3 \ \Delta_4]^T, \quad 0 \leq \Delta_i \leq 1; \quad (13)$$

$$\boldsymbol{\alpha} = [\alpha_1 \ \alpha_2 \ \alpha_3 \ \alpha_4]^T, \quad 0 \leq \alpha_i \leq 1; \quad (14)$$

$$\boldsymbol{\beta} = [\beta_1 \ \beta_2 \ \beta_3 \ \beta_4]^T, \quad 0 \leq \beta_i < 1. \quad (15)$$

U_Z 、 U_θ 、 U_ϕ 、 U_φ 分别是四旋翼无人机执行器期望输出的总升力、滚转力矩、俯仰力矩和偏航力矩, 则 U'_Z 、 U'_θ 、 U'_ϕ 和 U'_φ 分别是四旋翼无人机执行器实际输出值。由于在四旋翼无人机的故障研究和相关的文献资料中, 对于执行器故障的参数没有固定的取值范围, 依据文献[5]的取值方法, 同时考虑具体的四旋翼无人机的实验仿真模型, Δ 、 α 、 β 均取大于 0 小于 1, 且 Δ 、 α 、 β 的角标 i 分别对应旋翼 1、2、3、4 的故障情况。

从式(11)可以看出三个位置方程都与输入 U_Z 和三个角度有关系, 当系统发生故障时, 三个位置量均有相应的变化, 而三个角度方程仅与输入 U_θ 、 U_ϕ 、 U_φ 和转动惯量有关。因此本文仅选取高度 Z 和三个姿态角度作为系统的状态变量, 将式(11)和式(12)联立并线性化后, 得到系统离散线性系统方程为:

$$\begin{cases} \mathbf{x}_{t+1} = \mathbf{A}\mathbf{x}_t + \mathbf{B}u_t + \boldsymbol{\omega}_t \\ \mathbf{y}_t = \mathbf{C}\mathbf{x}_t + v_t \end{cases}. \quad (16)$$

其中, \mathbf{A} 、 \mathbf{B} 、 \mathbf{C} 为适当维数的系统矩阵, \mathbf{x}_{t+1} 是系统状态变量, $\mathbf{y}_t = [Z \ \theta \ \phi]^T$ 为观测向量, 执行器输出 \mathbf{y}_{out} 作为系统直接控制输入 u_t , v_t 、 $\boldsymbol{\omega}_t$ 为互不相关的测量噪声和系统噪声, 且均为零均值的高斯白噪声。

2 四旋翼无人机飞控系统执行器故障诊断与容错策略

2.1 控制策略

基于多模型的四旋翼无人机执行器故障诊断与容错方法的基本思路是采用一个监控决策机制取代了传统主动容错控制系统中的 FDD 及相应的辅助决策子系统^[8-9]。系统运行时, 依据系统性能容忍度指标 Q_c 和系统模型失配度指标 Q_f 的计算分析, 若 Q_c 超出阈值, 则认为系统发生故障, 此时并不去确定故障的大小和具体所在, 仅依据系统模型失配度指标 Q_f , 若其未超出阈值, 则发生已知故障, 调用相应的控制律使无人机的性能恢复到可接受状态, 反之发生未知故障, 若 Q_c 未超出阈值, 系统正常运行。基于多模型的主动容错控制系统结构如图 1 所示。其中 $y_d(t)$ 、 $y(t)$ 分别是系统 t 时刻的期望输出和实际输出, $e(t)$ 是系统实际输出值与期望输出值的差值。

考虑无人机执行器多类故障识别时, 会因模型较多而耗时过多, 因此对多模型的主动容错控制方法进行改进。系统性能容忍度指标 Q_c 不仅判断故障是否发生, 而且利用 Q_c 所在的区间大致判断故障类型, 然后在可能发生的故障模型集内, 根据系统模型失配度 Q_f 匹配故障模型, 调用相应的控制律使无人机的性能恢复到可接受状态。这样做的优势在于无需对模型库中所有故障模型进行遍历, 以提高容错效率。

1) 四旋翼无人机系统性能容忍度指标

根据文献[9]系统性能容忍度定义:

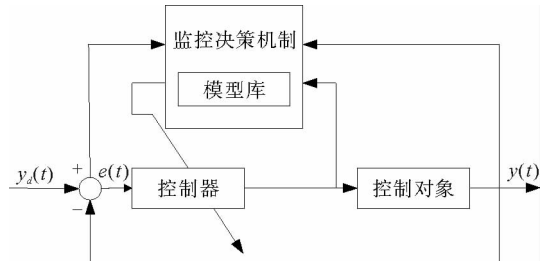


图 1 基于多模型的主动容错控制系统结构

Fig. 1 Structure of active fault tolerant control system based on multiple models

$$Q_c(t) = \frac{1}{2} (y(t) - y_d(t))(y(t) - y_d(t))^T \quad (17)$$

$y(t)$ 、 $y_d(t)$ 、 $Q_c(t)$ 分别是四旋翼无人机系统 t 时刻的实际输出状态值、期望输出状态值和系统性能容忍度指标。

针对四旋翼无人机,若采用文献[9]单一的系统性能指标,若阈值太小,当系统存在噪声干扰或者模型存在偏差时,不仅会虚警,而且会因调用错误的容错控制策略,给无人机造成安全问题;若阈值太大,会造成漏诊的可能性,同样增加无人机的安全风险。鉴于单一的性能容忍度指标难以顾及所有故障模式;又因为四旋翼无人机执行器发生故障时,不同种类故障发生时的系统性能指标范围不同,在特定的故障范围内只进行某类型的故障模型匹配,有利于系统快速准确的采取相应的措施,使系统更加可靠安全运行。于是根据式(12)、式(16)和式(17)将系统性能指标分段处理,以使系统故障检测的更加快速、准确,使系统容错控制策略更加有效。

2) 系统模型失配度指标

系统模型失配度由下式定义:

$$Q_i(t) = \min |y(t) - y_{sd}(t)|, s \in 0, 1, 2 \dots \quad (18)$$

$s = 0$ 表示系统的正常模, $s = 1, 2 \dots$ 则表示可能的故障模式; $y(t)$ 、 $y_{sd}(t)$ 和 $Q_i(t)$ 分别是四旋翼无人机 t 时刻的实际输出,模型库中按第 s 个运行模式 quadrotor UAV 预测输出值和模型失配度指标。

2.2 模型库的建立

在一般的工业系统中,总可以根据实际的运行经验得到系统正常运行和某些常见故障发生时的运行资料,根据这些资料可为正常模式和各种常见故障模式建立知识模型。

本文针对四旋翼无人机执行器恒偏差、恒增益和卡死三种故障类型,依据文献[5]的取值方法,并考虑系统采用有一定鲁棒性的 PID 控制律,每种故障类型参数 Δ 、 α 、 β 均间隔 0.1 取值,即每种故障类型有 10 个故障模型,则有 30 个执行器故障模型和 1 个正常运行模型,即模型库共有 31 个系统模型。并将所有的故障模型分成三种故障类型的模型集合。

在 Simulink 仿真平台上搭建的四旋翼无人机仿真系统上进行仿真,采用四旋翼无人机 31 种系统运行模式的数据资料,离线整定各故障模式下对应的控制律,并将得到的控制律和相应的故障模型一一对应地存入模型库。

2.3 多模型性能容忍度分段的决策切换机制

系统工作时,分别计算 t 时刻无人机的性能容忍度指标 $Q_c(t)$ 和模型失配度指标 $Q_i(t)$ 并分析,若 Q_c 超出阈值,判断系统发生故障,首先依据 Q_c 所在区间大致确定出系统故障种类,然后在对应的故障种类模型集内,根据模型失配度 Q_i 匹配故障模型,最后调用相应的控制律达到容错控制目的。反之,quadrotor UAV 正常运行。多模型之间的决策切换机制具体流程如下:

Step1 确定分段系统性能容忍度指标阈值 $Q_{c,T}$ 和模型失配度指标阈值 $Q_{i,T}$,并根据式(17)、式(18)分别计算 t 时刻性能容忍度指标 $Q_c(t)$ 和模型失配度指标 $Q_i(t)$;

Step2 进行系统运行性能水平判断:当系统性能容忍度指标 Q_c 小于阈值时,系统正常运行,控制律不变,转 step6;否则认为无人机发生故障,转 step3;

Step3 进行故障种类的判断:依据 Q_c 所在的区域大致判断故障类型,缩小模型匹配范围,然后再根据 $Q_i(t)$ 在相应的故障模型集内进行运行模式的判断;

Step4 进行运行模式的判断:如果 $Q_i(t) < Q_{i,T}$,认为从模型库中取得相应的模型模式(系统状态改变后新的运行状态的模型),判断发生已知故障,转至 Step5;否则认为模型库没有合适的运行模型与系统新的运行模式匹配,即判断发生新的故障;

Step5 调用运行模式相应的控制律为新的控制律,完成新控制律的切换重组,转至 Step6;

Step6 系统继续运行。

3 仿真实验与结果分析

为验证所设计四旋翼无人机执行器故障容错控制策略的有效性,本文在 Simulink 仿真平台上搭建了四旋翼无人机的仿真系统,对执行器人为施加故障,对所提出的容错控制策略进行仿真验证。

3.1 四旋翼无人机仿真系统相关参数

仿真实验中,无人机相关参数如表 1 所示。系统离散状态方程如式(19)所示:

表 1 四旋翼无人机相关参数表

Tab.1 Related parameters of the quadrotor UAV

参数	含义	数值	单位
l	臂长	0.225	m
J_x	横滚惯量	$1.000e^{-2}$	$kg \cdot m^2$
J_y	俯仰惯量	$1.000e^{-2}$	$kg \cdot m^2$
J_z	偏航惯量	$1.658e^{-2}$	$kg \cdot m^2$
g	重力加速度	9.800 0	m/s^2
m	质量	0.875 0	kg
b	升力系数	437.150 0	
d	拖曳系数	20.336 75	

$$\mathbf{x}_{t+1} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \mathbf{x}_t + \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ -\frac{\cos\phi\cos\theta}{m} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1/J_x & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1/J_y & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1/J_z \end{bmatrix} \begin{bmatrix} U_z \\ U_\theta \\ U_f \\ U_\phi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ -g \\ 0 \\ \frac{\dot{\theta}\dot{\phi}(J_y - J_z)}{J_x} \\ 0 \\ \frac{\dot{f}\dot{\phi}(J_z - J_x)}{J_y} \\ 0 \\ \frac{\dot{\theta}\dot{f}(J_x - J_y)}{J_z} \end{bmatrix} \quad (19)$$

过程噪声方差和测量噪声方差为:

$$\mathbf{Q} = \begin{bmatrix} 10^{-6} \times \mathbf{I}_{4 \times 4} & \mathbf{0}_{4 \times 4} \\ \mathbf{0}_{4 \times 4} & 10^{-6} \times \mathbf{I}_{4 \times 4} \end{bmatrix}, \mathbf{R} = \begin{bmatrix} 10^{-6} \times \mathbf{I}_{2 \times 2} & \mathbf{0}_{2 \times 2} \\ \mathbf{0}_{2 \times 2} & 10^{-6} \times \mathbf{I}_{2 \times 2} \end{bmatrix}. \quad (20)$$

3.2 四旋翼无人机执行器故障容错控制仿真与结果分析

3.2.1 仿真实验

对四旋翼无人机飞控系统执行器可能出现的情况进行仿真。模型库包括系统正常状态、恒增益故障,恒偏差故障及卡死故障的模型及其相对应的控制律。系统模型失配度阈值 Q_{iT} 为 0.1,当 $Q_i \in [0.05 \quad 0.5)$ 时,系统三种故障类型均可能发生; $Q_i \in [0.5 \quad 0.9]$ 时,系统只可能发生恒增益、恒偏差故障。

$t = 1.2$ s 时发生 $\beta = 0.5$ 的恒增益故障, $t = 2.2$ s 系统恢复; $t = 3$ s 时发生 $\Delta = 0.5$ 的恒偏差故障, $t = 4$ s 系统恢复。

为了进一步说明系统性能指标分段的优点,与单一的系统性能容忍度指标 $Q_{iT} = 0.05$ 进行对比实验。

仿真实验结果如图 2 ~ 3 所示。

3.2.2 仿真结果分析

1) 从图 3 中的实曲线可以看出, 分别在第 1.2 s, 3 s 对四旋翼无人机加恒增益、恒偏差故障, 系统性能容忍度指标均大于系统性能容忍度阈值 0.05, 模型失配度指标小于 0.1, 判断系统发生已知故障, 但在短时间内系统恢复到稳定状态, 系统性能容忍度指标快速地恢复到可接受的范围内。这表明加入故障时, 系统快速检测到发生故障, 调用相应的控制策略, 实现对故障有效容错控制, 确保了无人机安全可靠运行, 同样验证了多模型方法对执行器故障诊断容错是有效的。

2) 图 2、图 3 虚、实系统响应曲线表明系统发生故障时, 系统均可及时做出准确的响应, 快速恢复到安全稳定的状态范围, 但是很明显的看出, 与单一系统性能容忍度指标相比, 在分段系统性能容忍度指标下, 系统能更加快速的恢复到可接受的范围。究其原因系统是检测到故障时, 首先利用 Q_c 判断其故障类型, 有效缩小故障模型的范围, 减少模型匹配时产生的时间消耗, 从而使故障诊断的更加快速、准确, 容错效果更佳。这也证明分段系统性能指标的多模型故障诊断方法有更好的故障诊断与容错效果。

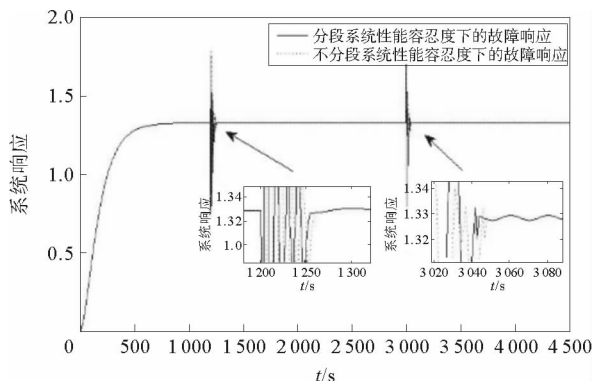


图 2 故障时系统响应

Fig. 2 System response at fault

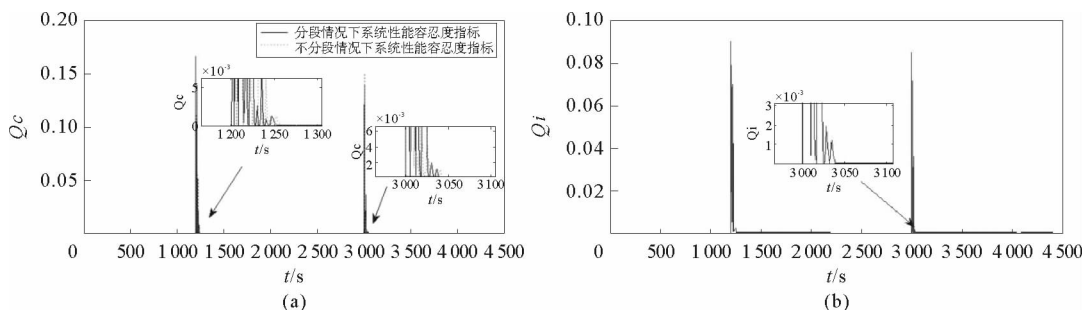


图 3 故障时系统性能容忍度指标与模型匹配度

Fig. 3 System performance tolerance index and model matching degree

4 结语

针对四旋翼无人机执行器故障诊断与容错问题, 构建了基于多模型的主动容错控制系统。首先建立模型集合库(包含系统正常和其他各类故障模式及对应的控制律), 在线运行时, 利用分段的系统性能容忍度指标实时判断系统是否发生故障, 当系统故障时, 首先大致判断系统故障类型, 缩小模型匹配的范围, 然后在可能发生的故障模型集内, 根据系统模型失配度匹配故障模型, 调用相应的控制律, 从而使系统进行更加快速、可靠的容错处理。实验结果表明该方法能快速、准确的对四旋翼无人机执行器故障进行诊断, 并具有较好的容错效果。

论文所提方法仍存在一定不足之处, 系统性能容忍度指标及模型失配度仍据经验选取, 尚缺乏科学的理论依据, 这也是下一步需要研究解决的问题。

参考文献:

[1]GUPTE S, MOHANDAS P I T, CONRAD J M. A survey of quadrotor unmanned aerial vehicles[C]// Southeastcon, 2012 Proceedings of IEEE, 2012: 1-6.

- [2]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.
- [3]王世勇,陈阳,李少斌,等. 多旋翼无人机执行机构故障重构技术研究[J]. 电光与控制,2015,22(3):26-30.
WANG Shiyong,CHEN Yang,LI Shaobin,et al. Study on reconfiguration of multirotor unmanned aerial vehicle[J]. Electronics Optics and Control,2015,22(3):26-30.
- [4]杨荟僚,姜斌,张柯. 四旋翼直升机姿态系统的直接自修复控制[J]. 控制理论与应用,2014,31(8):1053-1060.
YANG Huiliao,JIANG Bin,ZHANG Ke. Direct self repairing control of four rotor helicopter attitude system[J]. Control Theory and Applications,2014,31(8):1053-1060.
- [5]徐雪松. 四旋翼无人机的多模型故障诊断[J]. 计算机工程与应用,2016,52(21):252-257.
XU Xuesong. Multiple model fault diagnosis method for quadrotor UAV[J]. Computer Engineering and Applications,2016,52(21):252-257.
- [6]MESKIN N,NADERI E,KHORASANI A K. Fault diagnosis of jet engines by using a multiple model-based approach[C]// ASME Turbo Expo 2010:Power for Land,Sea,and Air. American Society of Mechanical Engineers,2010:319-329.
- [7]柳志娟,李清,柳先辉,等. 基于强跟踪多模型估计器的作动器故障诊断[J]. 清华大学学报(自然科学版),2012(5):642-647.
LIU Zhijuan,LI Qing,LIU Xianhui,et al. Actuator fault diagnosis based on strong tracking multiple model estimator[J]. Journal of Tsinghua University (Natural Science Edition),2012 (5):642-647.
- [8]YEN G G,DELIMA P G. Improving the performance of globalized dual heuristic programming for fault tolerant control through an online learning supervisor[J]. IEEE Transactions on Automation Science & Engineering,2005,2(2):121-131.
- [9]李炜,鲁保云. 基于多模型切换的智能主动容错控制方法研究[J]. 计算机仿真,2008,25(1):328-331.
LI Wei,LU Baoyun. Intelligent active fault-tolerant control using multiple models approach[J]. Computer Simulation,2008,25 (1):328-331.

(责任编辑:傅 游)