



文章编号:1001-9081(2018)09-2735-07

DOI:10.11772/j.issn.1001-9081.2018030561

基于自适应观测器的四旋翼无人飞行器多传感器故障诊断方法

王日俊^{1*}, 白 越², 曾志强¹, 段能全¹, 党长营¹, 杜文华¹, 王俊元¹

(1. 中北大学 机械工程学院, 太原 030051; 2. 中国科学院 长春光学精密机械与物理研究所, 长春 130033)

(*通信作者电子邮箱 wangrjun1982@126.com)

摘要:为了实现对四旋翼无人飞行器多传感器故障检测与诊断,提出一种基于自适应观测器的多传感器故障诊断方法。首先,在建立飞行器动力学模型和传感器模型的基础上,将传感器故障视为虚拟执行器故障,构建四旋翼无人飞行器多传感器故障检测与诊断系统;其次,设计非线性观测器实现多故障检测与隔离,基于 Laypunov 方法设计非线性自适应观测器实现对多故障偏差值的估计;最后,在传感器测量噪声存在的情况下,证明自适应律的稳定性和参数收敛性。实验结果表明,该方法能有效进行多传感器的故障检测与隔离,实现对多传感器故障偏差的同时估计与跟踪。

关键词:四旋翼无人飞行器;自适应观测器;Laypunov方法;故障诊断

中图分类号: TP273 **文献标志码:**A

Multi-sensor fault diagnosis method for quad-rotor aircraft based on adaptive observer

WANG Rijun^{1*}, BAI Yue², ZENG Zhiqiang¹, DUAN Nengquan¹, DANG Changying¹, DU Wenhua¹, WANG Junyuan¹

(1. School of Mechanical Engineering, North University of China, Taiyuan Shanxi 030051, China;

2. Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Science, Changchun Jilin 130033, China)

Abstract: In order to detect and diagnose multi-sensor faults of quad-rotor aircraft, a multi-sensor fault diagnosis method based on adaptive observer was proposed. Firstly, the sensor fault was regarded as the virtual actuator fault after the establishment of the aircraft dynamics model and sensor model, the multi-sensor fault detection and diagnosis system of quad-rotor aircraft was constructed. Secondly, a nonlinear fault observer was designed to realize multi-sensor fault detection and isolation, and the nonlinear adaptive observer was designed based on the Laypunov method to estimate the multiple fault biases. Finally, the stability and parameter convergence of the adaptive laws were proved in the presence of sensor measurement noise. The experimental results show that the method can detect and isolate the faults of multiple sensors effectively, and realize the estimation and tracking of multiple sensors fault biases simultaneously.

Key words: quad-rotor aircraft; adaptive observer; Laypunov method; fault diagnosis

0 引言

四旋翼无人飞行器具有结构简单、稳定性高以及起降灵活等特点,在军事和民用领域得到了极大关注与广泛应用^[1-2]。搭载于飞行器上的惯性测量单元 (Inertial Measurement Unit, IMU)在其导航信息获取与姿态运动控制中起着至关重要的作用,是保证飞行器安全可靠飞行、执行各类飞行任务的前提^[3]。然而,机载环境的温度变化、机械振动等因素的存在使得 IMU 传感器元件极易损伤或失效,由此导致的传感器故障时有发生^[4-5]。传感器一旦发生故障不仅会严重影响飞行的安全性和可靠性,导致飞行任务的失败,甚至会危及地面人员的生命安全,因此对于飞行器传感器故障检测与诊断技术的研究就成为了提高飞行器的安全性和可靠性的迫切任务。

目前大多数应用于四旋翼无人飞行器的故障诊断方法都

只涉及执行器故障,而传感器故障检测和隔离 (Fault Detection and Isolation, FDI) 的研究成果仍然有限^[6]。在文献 [7] 提出传感器故障全局观测器方法之后,相关研究人员逐渐将多种观测器或估计器方法应用于四旋翼无人飞行器的传感器故障检测与隔离的研究工作中,包括基于线性参数变化自适应观测器^[8]、集员估计器^[9]、非线性状态观测器^[10]和降阶非线性观测器^[11]等。Freddi 等^[12]采用基于全姿态测量的 Thau 观测器实现了加速度计偏差故障的检测。在假设四旋翼无人飞行器的平移加速度为零时, Berbra 等^[13]提出了一种陀螺仪、加速度计和磁力计故障的检测方法。此外,利用卡尔曼滤波 (Kalman Filter, KF) 方法同时估计四旋翼飞行器状态和传感器偏差,也取得了一定的效果^[14-15];然而,对非线性系统参数估计的扩展卡尔曼滤波 (Extended Kalman Filter, EKF) 或无迹卡尔曼滤波 (Unscented Kalman Filter, UKF) 的稳定性分析是非常困难的,引入的额外的系统状态变量代表未

收稿日期:2018-03-20;修回日期:2018-04-25;录用日期:2018-04-27。

基金项目:国家自然科学基金资助项目(11372309);中北大学自然科学基金资助项目(XJJ2016006)。

作者简介:王日俊(1982—),男,山西阳高人,讲师,博士,主要研究方向:飞行器故障诊断、容错控制;白越(1979—),男,辽宁北票人,副研究员,博士,主要研究方向:微小型无人飞行器动力学与控制;曾志强(1976—),男,湖南益阳人,副教授,博士,主要研究方向:故障特征辨识与诊断;段能全(1976—),男,安徽肥西人,讲师,硕士,主要研究方向:装备制造与检测;党长营(1983—),男,河南南阳人,讲师,博士,主要研究方向:射线故障检测;杜文华(1968—),女,山西太原人,教授,博士,主要研究方向:机器视觉检测;王俊元(1968—),男,山西繁峙人,教授,博士,主要研究方向:故障诊断。



知的传感器故障参数,使其难以满足有限的传感器测量的可观测条件。

本文针对四旋翼无人飞行器的加速度计和陀螺仪传感器的多故障检测问题,提出一种基于非线性自适应观测器的多传感器故障检测与故障偏差估计方法。该方法利用非线性故障观测器实现多故障的检测与隔离,基于非线性自适应观测器同时对多个未知故障的大小进行估计,从而提高飞行器的容错能力,保证飞行的安全性和可靠性。

1 系统描述

四旋翼无人飞行器的结构如图1所示。

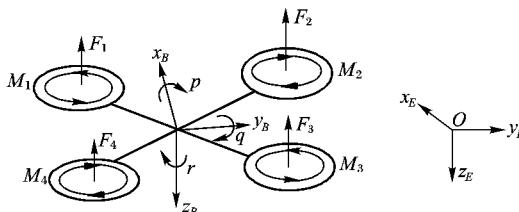


图1 四旋翼无人飞行器的结构
Fig. 1 Structure of quad-rotor aircraft

图中, $Ox_By_Bz_B$ 为机体坐标系,原点O取飞行器的质心。 $Ox_Ey_Ez_E$ 为惯性坐标系,惯性坐标系的原点与飞行器起飞位置时机体坐标系的原点重合。 $M_i(i=1,2,\dots,4)$ 为4组由直流电机和旋翼组成的执行机构,其中, M_2, M_4 顺时针旋转, M_1, M_3 逆时针旋转。 $F_i(i=1,2,\dots,4)$ 为4个执行机构提供的

$$\mathbf{R}_{EB} = \begin{bmatrix} \cos \varphi \cos \theta & \cos \varphi \sin \theta \sin \phi - \sin \varphi \cos \phi & \cos \varphi \sin \theta \cos \phi + \sin \varphi \sin \phi \\ \sin \varphi \cos \theta & \sin \varphi \sin \theta \sin \phi + \cos \varphi \cos \phi & \sin \varphi \sin \theta \cos \phi - \cos \varphi \sin \phi \\ -\sin \theta & \cos \theta \sin \phi & \cos \theta \cos \phi \end{bmatrix}$$

$\mathbf{R}_\eta(\phi, \theta)$ 表示机体坐标系下旋转速度到姿态角的角速度的转换矩阵,且:

$$\mathbf{R}_\eta(\phi, \theta) = \begin{bmatrix} 1 & \sin \phi \tan \theta & \cos \phi \tan \theta \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \sin \phi / \cos \theta & \cos \phi / \cos \theta \end{bmatrix} \quad (3)$$

四旋翼无人飞行器通常搭载有成本低、质量轻的微机电系统(Micro-Electro-Mechanical System, MEMS)传感器如3轴陀螺仪、加速度计等作为其惯性测量单元(Inertial Measurement Unit, IMU)。这些传感器在四旋翼无人飞行器的导航信息获取与姿态运动控制中起着至关重要的作用。通常,加速度计与陀螺仪的测量值可表示为:

$$\mathbf{y}_a(t) = \mathbf{a}(t) + \lambda_a(t - t_a) \mathbf{b}_a + \mathbf{n}_a(t) \quad (4)$$

$$\mathbf{y}_\omega(t) = \boldsymbol{\omega}(t) + \lambda_\omega(t - t_\omega) \mathbf{b}_\omega + \mathbf{n}_\omega(t) \quad (5)$$

其中: $\mathbf{y}_a(t)$ 为实际加速度计测量值, $\mathbf{y}_\omega(t)$ 为实际陀螺仪测量值, \mathbf{b}_a 为加速度计测量中的故障偏差值, \mathbf{b}_ω 为陀螺仪测量中的故障偏差值, $\mathbf{n}_a(t), \mathbf{n}_\omega(t)$ 分别为加速度计和陀螺仪的测量噪声。 $\mathbf{a}(t)$ 表示无偏差故障与测量噪声时加速度计测量值,且:

$$\mathbf{a}(t) = \frac{1}{m}([0 \ 0 \ -U]^T - c_d \mathbf{v}_B(t)) \quad (6)$$

t_a, t_ω 分别为加速度计和陀螺仪故障的发生时刻, $\lambda_a(t - t_a), \lambda_\omega(t - t_\omega)$ 是关于故障时间的阶跃函数,即:

$$\lambda_a(t - t_a) = \begin{cases} 0, & t < t_a \\ 1, & t \geq t_a \end{cases} \quad (7)$$

升力。飞行器通过调整4个旋翼之间的转速差来完成各个方向上的姿态转动控制。

由牛顿-欧拉运动学方程得到的四旋翼无人器动力学模型^[16]可描述为:

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{p}}_E = \mathbf{v}_E \\ \dot{\mathbf{v}}_E = \frac{1}{m} \mathbf{R}_{EB}(\boldsymbol{\eta}) \left(\begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -U \end{bmatrix} - c_d \mathbf{v}_B \right) + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ g \end{bmatrix} \\ \dot{\boldsymbol{\eta}} = \mathbf{R}_\eta(\phi, \theta) \boldsymbol{\omega} \\ \dot{\boldsymbol{\omega}} = \begin{bmatrix} J_y - J_z qr \\ J_x - J_z pr \\ J_z - J_x pq \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \frac{1}{J_x} T_\phi \\ \frac{1}{J_y} T_\theta \\ \frac{1}{J_z} T_\varphi \end{bmatrix} \end{cases} \quad (1)$$

其中: m 为飞行器的质量; g 为重力加速度; \mathbf{p}_E 为惯性坐标系下的位置,且 $\mathbf{p}_E \in \mathbb{R}^3$; \mathbf{v}_E 为惯性坐标系下的速度,且 $\mathbf{v}_E \in \mathbb{R}^3$; $\boldsymbol{\eta} = [\phi \ \theta \ \varphi]^T$ 分别表示滚转、俯仰与偏航的欧拉角; $\boldsymbol{\omega} = [p \ q \ r]^T$ 分别表示滚转、俯仰与偏航的角速度; J_x, J_y, J_z 分别表示飞行器绕 x, y, z 轴的转动惯量; U 表示由旋翼电机产生的总升力; $T_\phi, T_\theta, T_\varphi$ 分别表示作用于飞行器绕 x, y, z 轴的转动的力矩; $c_d \mathbf{v}_B$ 表示作用于机体的阻力; c_d 为阻力系数; \mathbf{v}_B 为机体坐标系下沿 x, y, z 方向上的速度,且 $\mathbf{v}_B = [u \ v \ w]^T$; \mathbf{R}_{EB} 为机体坐标系到惯性坐标系的转化矩阵,且:

$$\begin{bmatrix} \cos \theta \cos \phi + \sin \varphi \sin \phi \\ \cos \theta \sin \phi - \sin \varphi \cos \phi \\ \cos \theta \cos \phi \end{bmatrix} \quad (2)$$

$$\lambda_\omega(t - t_\omega) = \begin{cases} 0, & t < t_\omega \\ 1, & t \geq t_\omega \end{cases} \quad (8)$$

在实际的应用中,当加速度计和陀螺仪发生故障后,故障偏差值 $\mathbf{b}_a, \mathbf{b}_\omega$ 的大小会随时间缓慢地变化,但在短时间内的偏差值的变化量很小^[17],因此,在考虑的短时间持续时间内可认为故障偏差值是恒定的。于是有如下假设。

假设1 加速度计和陀螺仪的故障偏差值 \mathbf{b}_a 和 \mathbf{b}_ω 均为有界的常数,即:

$$|\mathbf{b}_a| < \bar{b}_a, |\mathbf{b}_\omega| < \bar{b}_\omega, |\mathbf{b}_w| < \bar{b}_w \quad (9)$$

$$|\mathbf{b}_p| < \bar{b}_p, |\mathbf{b}_q| < \bar{b}_q, |\mathbf{b}_r| < \bar{b}_r \quad (10)$$

其中: $\mathbf{b}_a = [b_a \ b_v \ b_w]^T$ 表示加速度计的故障偏差值, $\mathbf{b}_\omega = [b_p \ b_q \ b_r]^T$ 表示陀螺仪的故障偏差值。

假设2 在式(4)和(5)中定义的测量噪声 $\mathbf{n}_a(t), \mathbf{n}_\omega(t)$ 均为有界的零均值信号,且 $E(\mathbf{n}_a(t)) = 0, E(\mathbf{n}_\omega(t)) = 0, E(\cdot)$ 为期望算子。

另外,假设惯性坐标系下四旋翼无人飞行器的位置和偏航角可测量得到,则整个系统模型的输出方程可表示为:

$$\mathbf{y}_p(t) = \mathbf{p}_E(t) + \mathbf{d}_p(t) \quad (11)$$

其中: $\mathbf{d}_p(t)$ 为零均值测量噪声,且 $E(\mathbf{d}_p(t)) = 0$ 。

2 多传感器故障检测与诊断系统

将如式(5)和(6)所示的传感器模型代入四旋翼无人飞行器动力学模型有:



$$\begin{cases} \dot{\mathbf{p}}_E = \mathbf{v}_E \\ \dot{\mathbf{v}}_E = \mathbf{R}_{EB}(\boldsymbol{\eta}) \mathbf{y}_a + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ g \end{bmatrix} - \mathbf{R}_{EB}(\boldsymbol{\eta}) \lambda_a \mathbf{b}_a - \mathbf{R}_{EB}(\boldsymbol{\eta}) \mathbf{n}_a \\ \dot{\boldsymbol{\eta}} = \mathbf{R}_\eta(\phi, \theta) \mathbf{y}_\omega - \mathbf{R}_\eta(\phi, \theta) \lambda_\omega \mathbf{b}_\omega - \mathbf{R}_\eta(\phi, \theta) \mathbf{n}_\omega \\ \dot{\boldsymbol{\omega}} = \begin{bmatrix} \frac{J_y - J_z}{J_x} (y_q - \lambda_\omega b_q - d_q) (y_r - \lambda_\omega b_r - d_r) \\ \frac{J_z - J_x}{J_y} (y_r - \lambda_\omega b_r - d_r) (y_p - \lambda_\omega b_p - d_p) \\ \frac{J_x - J_y}{J_z} (y_p - \lambda_\omega b_p - d_p) (y_q - \lambda_\omega b_q - d_q) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \frac{1}{J_x} T_\phi \\ \frac{1}{J_y} T_\theta \\ \frac{1}{J_z} T_\varphi \end{bmatrix} \end{cases} \quad (12)$$

从式(12)可知,加速度计测量中的偏差只出现在表示位置和速度的动力学方程中,而陀螺仪测量中的偏差只出现在表示欧拉角和角速率动力学方程中,因此,传感器测量中的偏差的影响可以被视为虚拟的执行器故障。此外,在四旋翼无人飞行器的状态方程中,两种传感器故障互不影响,相互之间不存在耦合现象。

根据上述分析,本文所设计的四旋翼无人飞行器的多传感器故障检测与诊断系统(Fault Detection and Diagnosis, FDD)系统结构如图2所示。根据FDD系统实现的功能可将结构分为故障检测与隔离FDI和故障偏差值估计(Fault Bias Estimation, FBE)两部分。图中控制器的输出信号与传感器的测量值作为FDI的输入。通常情况下,两个FDI分别用来实现加速度计和陀螺仪测量过程中故障的检测与隔离,一旦其中某一故障被检测到并隔离,便会激活与之对应的FBE完成对故障偏差值的估计,从而增强飞行器控制系统的容错能力,保证飞行器的稳定性与安全性。

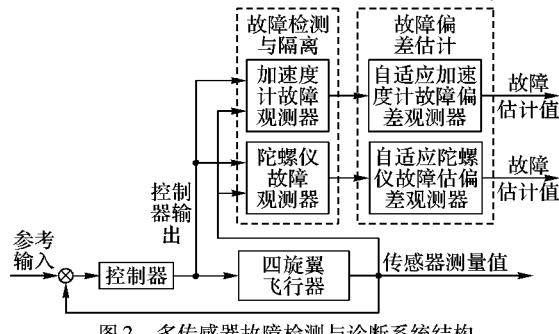


图2 多传感器故障检测与诊断系统结构

Fig. 2 Structure of multi-sensor fault detection and diagnosis system

2.1 传感器的故障观测器设计

2.1.1 加速度计故障观测器

由式(12)可知,四旋翼无人飞行器的质心运动方程可表示为:

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A}\mathbf{x} + \mathbf{f}(\boldsymbol{\eta}, \mathbf{y}_a) + \mathbf{g}_a(\boldsymbol{\eta})\lambda_a \mathbf{b}_a + \mathbf{D}_a(\boldsymbol{\eta}, t) \\ \mathbf{y} = \mathbf{C}\mathbf{x} + \mathbf{d}_p \end{cases} \quad (13)$$

其中: $\mathbf{x} = [\mathbf{p}_E^T, \mathbf{v}_E^T]^T$, $\mathbf{y} = \mathbf{p}_E$, $\mathbf{A} = \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{I}_{3 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} \end{bmatrix}$, $\mathbf{g}_a(\boldsymbol{\eta}) = \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ -\mathbf{R}_{EB} \end{bmatrix}$, $\mathbf{f}(\boldsymbol{\eta}, \mathbf{y}_a) = \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{3 \times 1} \\ \mathbf{R}_{EB} \mathbf{y}_a + [0 \ 0 \ g]^T \end{bmatrix}$, $\mathbf{D}_a(\boldsymbol{\eta}, t) = \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{3 \times 1} \\ -\mathbf{R}_{EB} \mathbf{n}_a \end{bmatrix}$, $\mathbf{C} = [\mathbf{I}_3 \ \mathbf{0}_{3 \times 3}]$ 。

设计如下加速度计故障观测器:

$$\begin{cases} \dot{\hat{\mathbf{x}}} = \mathbf{A}\hat{\mathbf{x}} + \mathbf{f}(\boldsymbol{\eta}, \mathbf{y}_a) + \mathbf{L}_1(\mathbf{y} - \hat{\mathbf{y}}) \\ \hat{\mathbf{y}} = \mathbf{C}\hat{\mathbf{x}} \end{cases} \quad (14)$$

其中, $\hat{\mathbf{x}}$ 为 \mathbf{x} 的估计值, $\hat{\mathbf{y}}$ 为 \mathbf{y} 的估计值, \mathbf{L}_1 为观测器增益矩阵且 $\{\mathbf{C}, \mathbf{A}\}$ 能观,则 \mathbf{L}_1 可按极点配置的方法进行设计。

定义系统状态 \mathbf{x} 和系统位置输出 \mathbf{y} 的估计误差分别为 $\tilde{\mathbf{x}} = \mathbf{x} - \hat{\mathbf{x}}$, $\tilde{\mathbf{y}} = \mathbf{y} - \hat{\mathbf{y}}$,则:

$$\begin{cases} \dot{\tilde{\mathbf{x}}} = \bar{\mathbf{A}}_1 \tilde{\mathbf{x}} + \mathbf{g}_a(\boldsymbol{\eta})\lambda_a \mathbf{b}_a + \mathbf{D}_a(\boldsymbol{\eta}, t) - \mathbf{L}_1 \mathbf{d}_p \\ \tilde{\mathbf{y}} = \mathbf{C}\tilde{\mathbf{x}} + \mathbf{d}_p \end{cases} \quad (15)$$

其中: $\bar{\mathbf{A}}_1 = \mathbf{A} - \mathbf{L}_1 \mathbf{C}$,且渐进稳定。

当 $t < t_a$ 时,加速度计无故障, $\tilde{\mathbf{y}}$ 可表示为:

$$\begin{aligned} \tilde{\mathbf{y}}(t) &= \mathbf{C}e^{\bar{\mathbf{A}}_1(t-t_a)}\tilde{\mathbf{x}}(0) + \mathbf{C} \int_0^t e^{\bar{\mathbf{A}}_1(t-\tau)} (\mathbf{D}_a(\boldsymbol{\eta}, \tau) - \mathbf{L}_1 \mathbf{d}_p) d\tau + \\ &\quad \mathbf{d}_p(t) = \mathbf{h}_a(t) + \mathbf{e}_a(t) + \mathbf{d}_p(t) \end{aligned} \quad (16)$$

其中: $\mathbf{h}_a(t) = \mathbf{C}e^{\bar{\mathbf{A}}_1(t-t_a)}\tilde{\mathbf{x}}(0)$ 指数收敛到零, $\mathbf{e}_a(t) = \mathbf{C} \int_0^t e^{\bar{\mathbf{A}}_1(t-\tau)} (\mathbf{D}_a(\boldsymbol{\eta}, \tau) - \mathbf{L}_1 \mathbf{d}_p) d\tau$ 表示,在忽略滤波器误差的影响时,通过如式(17)所示的线性滤波器对测量噪声 $\mathbf{n}_a(t)$ 和 $\mathbf{d}_p(t)$ 进行滤波后产生的零均值噪声项。

$$\dot{\mathbf{e}}_a(t) = \bar{\mathbf{A}}_1 \mathbf{e}_a(t) + (\mathbf{D}_a(\boldsymbol{\eta}, t) - \mathbf{L}_1 \mathbf{d}_p(t)) \quad (17)$$

从式(15)可见,位置输出的估计误差 $\tilde{\mathbf{y}}$ 仅与故障偏差值 \mathbf{b}_a 有关。在加速计无故障时, $E(\mathbf{e}_a(t)) = 0$, $E(\mathbf{d}_p(t)) = 0$, $\mathbf{h}_a(t)$ 指数趋近于零,则有 $E(\tilde{\mathbf{y}})$ 指数趋近于零。因此,当检测到 $E(\tilde{\mathbf{y}})$ 明显不为零时,则认为有加速度计故障产生。

2.1.2 陀螺仪故障观测器

根据式(12),设计如下陀螺仪故障观测器:

$$\dot{\hat{\boldsymbol{\eta}}} = \mathbf{R}_\eta(\phi, \theta) \mathbf{y}_\omega - \mathbf{A}_1(\hat{\boldsymbol{\eta}} - \boldsymbol{\eta}) \quad (18)$$

其中, $\hat{\boldsymbol{\eta}}$ 为欧拉角的估计值, \mathbf{A}_1 为一正定对角阵。

定义欧拉角的估计误差为 $\tilde{\boldsymbol{\eta}} = \boldsymbol{\eta} - \hat{\boldsymbol{\eta}}$,结合式(12)和(18)得到姿态角估计误差的动力学描述为:

$$\dot{\tilde{\boldsymbol{\eta}}} = -\mathbf{R}_\eta(\phi, \theta) \lambda_\omega \mathbf{b}_\omega - \mathbf{A}_1 \tilde{\boldsymbol{\eta}} - \mathbf{R}_\eta(\phi, \theta) \mathbf{n}_\omega \quad (19)$$

当 $t < t_a$ 时,陀螺仪并未发生故障,则有:

$$\begin{aligned} \tilde{\boldsymbol{\eta}}(t) &= e^{-\mathbf{A}_1(t-t_a)} \tilde{\boldsymbol{\eta}}(0) - \int_0^t e^{-\mathbf{A}_1(t-\tau)} \mathbf{R}_\eta(\phi, \theta) \mathbf{n}_\omega d\tau = \\ &\quad \mathbf{h}_\omega(t) + \mathbf{e}_\omega(t) \end{aligned} \quad (20)$$

其中: $\mathbf{h}_\omega(t) = e^{-\mathbf{A}_1(t-t_a)} \tilde{\boldsymbol{\eta}}(0)$ 指数收敛到零, $\mathbf{e}_\omega(t) = -\int_0^t e^{-\mathbf{A}_1(t-\tau)} \mathbf{R}_\eta(\phi, \theta) \mathbf{n}_\omega d\tau$ 表示通过如式(21)所示的线性滤波器对测量噪声 $\mathbf{n}_\omega(t)$ 进行滤波后产生的零均值噪声项。

$$\dot{\mathbf{e}}_\omega(t) = -\mathbf{A}_1 \mathbf{e}_\omega(t) - \mathbf{R}_\eta(\phi, \theta) \mathbf{n}_\omega \quad (21)$$

从式(19)可见,姿态角 $\boldsymbol{\eta}$ 的估计误差 $\tilde{\boldsymbol{\eta}}$ 仅与故障偏差值 \mathbf{b}_ω 有关。在陀螺仪无故障时, $E(\mathbf{e}_\omega(t)) = 0$, $\mathbf{h}_\omega(t)$ 指数趋近于零,则有 $E(\tilde{\boldsymbol{\eta}})$ 指数趋近于零。因此,当检测到 $E(\tilde{\boldsymbol{\eta}})$ 明显不为零时,则认为有陀螺仪故障产生。

如上所述,上述两种故障观测器的设计使得其只敏感于一种传感器故障。在此基础上,由式(16)和(20)生成的残差 $\tilde{\mathbf{y}}(t)$ 和 $\tilde{\boldsymbol{\eta}}(t)$ 作为结构残差用于故障隔离,具体的故障检测与隔离规则如下:

1) 无任何故障时, $E(\tilde{\mathbf{y}}(t)) \rightarrow 0$, $E(\tilde{\boldsymbol{\eta}}(t)) \rightarrow 0$ 。

2) 若 $E(\tilde{\boldsymbol{\eta}}(t)) \rightarrow 0$, $E(\tilde{\mathbf{y}}(t))$ 中的 $E(\mathbf{h}_a(t))$ 、 $E(\mathbf{e}_a(t))$ 、 $E(\mathbf{d}_p(t))$ 任一项明显不同于零,则加速度计发生故障。

3) 若 $E(\tilde{\mathbf{y}}(t)) \rightarrow 0$, $E(\tilde{\boldsymbol{\eta}}(t))$ 中的 $E(\mathbf{h}_\omega(t))$ 、 $E(\mathbf{e}_\omega(t))$



任一项明显不同于零,则陀螺仪发生故障。

4) 若 $E(\bar{y}(t))$ 中的 $E(\boldsymbol{h}_a(t))$ 、 $E(\boldsymbol{e}_a(t))$ 、 $E(\boldsymbol{d}_p(t))$ 任一项明显不同于零,且 $E(\bar{\eta}(t))$ 中的 $E(\boldsymbol{h}_\omega(t))$ 、 $E(\boldsymbol{e}_\omega(t))$ 任一项明显不同于零,,则加速度计和陀螺仪同时发生故障。

2.2 传感器故障偏差的非线性自适应观测器设计

2.2.1 加速度计故障偏差观测器

根据式(12),用以估计加速度计故障偏差值的非线性自适应观测器可表示为:

$$\begin{cases} \dot{\hat{x}} = A\hat{x} + f(\boldsymbol{\eta}, \mathbf{y}_a) + \mathbf{g}_a(\boldsymbol{\eta})\hat{b}_a + \mathbf{L}_2(\mathbf{y} - \hat{y}) + \boldsymbol{\Omega}\hat{b}_a \\ \dot{\boldsymbol{\Omega}} = (A - \mathbf{L}_2\mathbf{C})\boldsymbol{\Omega} + \mathbf{g}_a(\boldsymbol{\eta}) \\ \hat{y} = \hat{C}\hat{x} \end{cases} \quad (22)$$

其中, \hat{b}_a 为加速度计故障偏差 b_a 的估计值, \mathbf{L}_2 为观测器增益矩阵。

定义加速度计输出估计误差 $\tilde{y}_a = \mathbf{y}_a - \hat{y}_a$,基于Lyapunov综合方法设计用于更新 \hat{b}_a 的参数自适应律为:

$$\dot{\hat{b}}_a = \Delta\boldsymbol{\Omega}^T\mathbf{X}^T\tilde{y}_a \quad (23)$$

其中 Δ 是一个对称正定的学习率矩阵。

关于所设计参数自适应律的稳定性存在如下定理。

定理1 假设加速度计传感器发生故障在 t_a 时,在 T_a 时刻检测到故障,且 $T_a > t_a > 0$,那么,对于在任意 $t > T_a$ 时,如果存在常数 $\alpha_1 \geq \alpha_0 > 0$ 和 $T_0 > 0$,有:

$$\alpha_1 I \geq \frac{1}{T_0} \int_{t_a}^{t+T_0} \boldsymbol{\Omega}^T \mathbf{C}^T \mathbf{C} \boldsymbol{\Omega} d\tau \geq \alpha_0 I \quad (24)$$

则由式(22)和式(23)构成的自适应观测器中所有的信号均有界,且 $E(\bar{x})$ 和 $E(\bar{b}_a)$ 指数收敛于零。

证明 定义状态变量的估计误差为 $\bar{x} = x - \hat{x}$,根据式(13)与式(22)可得,状态变量估计误差的表达式为:

$$\dot{\bar{x}} = \bar{A}_2\bar{x} - \mathbf{g}_a(\boldsymbol{\eta})\bar{b}_a - \boldsymbol{\Omega}\dot{\bar{b}}_a + \mathbf{D}_a(\boldsymbol{\eta}, t) + \mathbf{L}_2\mathbf{d}_p \quad (25)$$

其中: $\bar{A}_2 = A - \mathbf{L}_2\mathbf{C}$, $\bar{b}_a = \hat{b}_a - b_a$ 表示参数估计误差。

而 $\mathbf{g}_a(\boldsymbol{\eta}) = \dot{\boldsymbol{\Omega}} - (A - \mathbf{L}_2\mathbf{C})\boldsymbol{\Omega}$,代入式(25)中有:

$$\dot{\bar{x}} = \bar{A}_2\bar{x} - (\dot{\boldsymbol{\Omega}} - \bar{A}_2\boldsymbol{\Omega})\bar{b}_a - \boldsymbol{\Omega}\dot{\bar{b}}_a + \mathbf{D}_a(\boldsymbol{\eta}, t) + \mathbf{L}_2\mathbf{d}_p \quad (26)$$

由假设1有, $\dot{\bar{b}}_a = \dot{\hat{b}}_a$,同时令 $\bar{x} = \tilde{x} + \boldsymbol{\Omega}\bar{b}_a$,则式(26)为:

$$\dot{\bar{x}} = \bar{A}_2\bar{x} + \mathbf{D}_a(\boldsymbol{\eta}, t) + \mathbf{L}_2\mathbf{d}_p \quad (27)$$

由于 $\{A, C\}$ 完全能观测, \bar{A}_2 是渐进稳定的。由假设2可知 $\mathbf{D}_a(\boldsymbol{\eta}, t)$ 和 $\mathbf{L}_2\mathbf{d}_p$ 均是有界的,因此 \bar{x} 有界。

结合式(23)的参数自适应律,且 $\tilde{y} = \mathbf{C}(\bar{x} - \boldsymbol{\Omega}\bar{b}) + \mathbf{d}_p$,有:

$$\dot{\bar{b}}_a = -\Delta\boldsymbol{\Omega}^T\mathbf{C}^T\mathbf{C}\boldsymbol{\Omega}\bar{b}_a + \Delta\boldsymbol{\Omega}^T\mathbf{C}^T\mathbf{C}\hat{x} + \Delta\boldsymbol{\Omega}^T\mathbf{C}^T\mathbf{d}_p \quad (28)$$

注意式(24)给出的条件为参数收敛提供了所需的持续激励条件^[18]。结合文献[19]的定理2.2可知式(28)中的齐次项是渐进稳定的。由式(22)可知, $\boldsymbol{\Omega}$ 有界。由假设2可知 \bar{x} 、 \bar{b}_a 均有界,则 \tilde{x} 也有界,因此,自适应观测器中所有的信号均有界。

对式(27)进行期望值的计算,结合 $E(\mathbf{n}_a(t)) = 0$ 和 $E(\mathbf{d}_p(t)) = 0$,可得:

$$\frac{d}{dt}(E(\bar{x})) = \bar{A}_2E(\bar{x}) + E(\mathbf{D}_a(\boldsymbol{\eta}, t) + \mathbf{L}_2\mathbf{d}_p) = \bar{A}_2E(\bar{x}) \quad (29)$$

显然,由于 \bar{A}_2 的渐进稳定性, $E(\bar{x})$ 也是渐进稳定的。同

样,对式(28)进行期望值的计算,可得:

$$\frac{d}{dt}(E(\bar{b}_a)) = -\Delta\boldsymbol{\Omega}^T\mathbf{C}^T\mathbf{C}\boldsymbol{\Omega}E(\bar{b}_a) \quad (30)$$

显然,根据式(24)可知, $E(\bar{b}_a)$ 也是渐进稳定的。由于 $\bar{x} = \tilde{x} + \boldsymbol{\Omega}\bar{b}_a$,则 $E(\tilde{x})$ 也是渐进稳定的。定理得证。

2.2.2 陀螺仪故障偏差观测器

根据式(12),基于Lyapunov方法设计用以估计陀螺仪故障偏差的自适应观测器为:

$$\begin{cases} \dot{\hat{\eta}} = -A_2(\hat{\eta} - \boldsymbol{\eta}) + R_\eta(\phi, \theta)\mathbf{y}_\omega - R_\eta(\phi, \theta)\hat{b}_\omega \\ \dot{\hat{b}}_\omega = \Delta R_\eta(\phi, \theta)^T(\hat{\eta} - \boldsymbol{\eta}) \end{cases} \quad (31)$$

其中: $\hat{\eta}$ 表示欧拉角 $\boldsymbol{\eta}$ 的估计值, \hat{b}_ω 表示陀螺仪故障偏差的估计值。 A_2 与 Δ 为正定矩阵。

为了保证参数的收敛性, $R_\eta(\phi, \theta)$ 需满足如下条件:

$$\alpha_1 I_3 \geq \frac{1}{T_0} \int_{t_a}^{t+T_0} R_\eta(\phi, \theta)^T R_\eta(\phi, \theta) d\tau \geq \alpha_0 I_3 \quad (32)$$

其中:常数 $\alpha_1 \geq \alpha_0 > 0$ 和 $T_0 > 0$ 。 I_3 表示 3×3 单位矩阵。定义欧拉角估计误差 $\tilde{\eta} = \boldsymbol{\eta} - \hat{\eta}$,陀螺仪故障偏差的估计为 $\bar{b}_\omega = \mathbf{b}_\omega - \hat{b}_\omega$ 。关于所设计参数自适应律的稳定性存在如下定理。

定理2 假设陀螺仪传感器在 t_a 时发生故障,在 T_a 时刻检测到故障,且 $T_a \geq t_a \geq 0$ 。对于在任意 $t > T_a$ 时,在满足式(32)给定的条件下,则由式(31)表示的自适应观测器中 $E(\tilde{x})$ 和 $E(\bar{b}_\omega)$ 均指数收敛于零。

证明 如式(31)所示的自适应观测器的状态与参数的估计误差可表示为:

$$\begin{cases} \dot{\tilde{\eta}} = -A_2\tilde{\eta} + R_\eta(\phi, \theta)\bar{b}_\omega - R_\eta(\phi, \theta)\mathbf{n}_\omega \\ \dot{\bar{b}}_\omega = -\Delta R_\eta(\phi, \theta)^T\tilde{\eta} \end{cases} \quad (33)$$

由假设2有, \mathbf{n}_ω 有界,则扰动项 $R_\eta(\phi, \theta)\mathbf{n}_\omega$ 也有界,显然式(33)中的信号均有界。对式(33)进行期望值的计算,结合 $E(\mathbf{n}_\omega(t)) = 0$,可得:

$$\begin{cases} \frac{d}{dt}(E(\tilde{\eta})) = -A_2E(\tilde{\eta}) + R_\eta(\phi, \theta)E(\bar{b}_\omega) \\ \frac{d}{dt}(E(\bar{b}_\omega)) = -\Delta R_\eta(\phi, \theta)^TE(\tilde{\eta}) \end{cases} \quad (34)$$

令 $\xi_1 = E(\tilde{\eta})$, $\xi_2 = E(\bar{b}_\omega)$,则式(34)可表示为:

$$\begin{bmatrix} \dot{\xi}_1 \\ \dot{\xi}_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -A_2 & R_\eta(\phi, \theta) \\ -\Delta R_\eta(\phi, \theta)^T & 0_{3 \times 3} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \xi_1 \\ \xi_2 \end{bmatrix} \quad (35)$$

其中, $0_{3 \times 3}$ 表示 3×3 零矩阵。根据文献[20]的定理可知, $[\xi_1 \ \xi_2]^T = [0 \ 0]^T$ 是指数收敛于零的。定理得证。

3 实验研究

搭建的室内实验平台系统结构如图3所示。整个系统由课题组研制的四旋翼无人飞行器、Vicon运动捕捉系统以及地面站三部分组成。在飞行过程中,四旋翼无人飞行器的姿态信息和位置信息通过Vicon运动捕捉系统获取,采样频率1Hz,通过TCP/IP协议实现与地面站的通信。地面站通过XTend远距离射频模块连接四旋翼无人飞行器,实现数据快速可靠的传输与参数的在线调整。

为了验证本文设计的故障检测与诊断系统,在四旋翼无人飞行器在空中时,分别向加速度计和陀螺仪测量中引入人为设定的偏差,其中引入的加速度计故障偏差为 $\mathbf{b}_a = [0.15 \ 0.2 \ 0.75]^T(\text{m/s}^2)$,引入的陀螺仪故障偏差 $\mathbf{b}_\omega = [5 \ -7 \ -10]^T(\text{/s})$ 。加速度计和陀螺仪故障的引入时序



如图4所示。其中,加速度计故障的引入时间为 $t = 20\text{ s}$,陀螺仪故障的引入时间为 $t = 50\text{ s}$ 。此外,为了验证本方法在多故障情况下的有效性,在时间 $t = 100\text{ s}$ 时同时引入加速度计故障和陀螺仪故障。

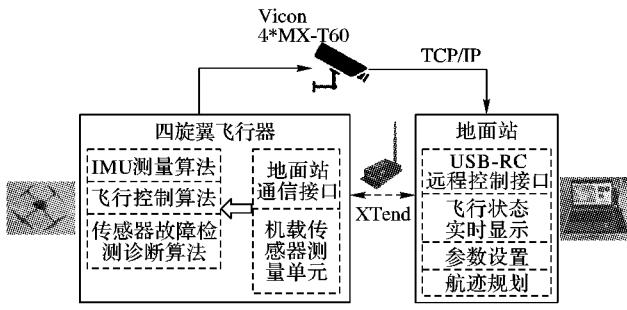


图3 室内实验平台系统结构框图

Fig. 3 Structure diagram of indoor experiment platform system

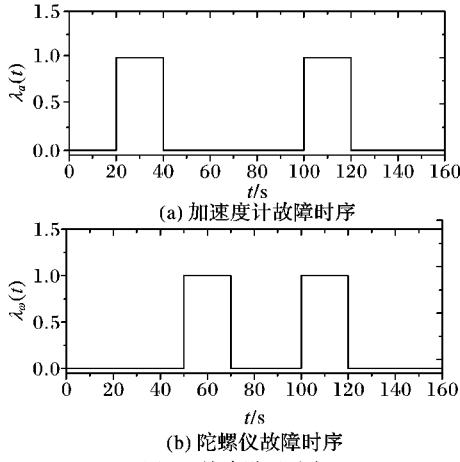


Fig. 4 Timing sequence diagram of sensor fault setting

3.1 加速度计故障实验

在 $t = 20\text{ s}$ 时,在加速度计故障偏差 $b_a = [0.15 \ 0.2 \ 0.75]^T(\text{m}/\text{s}^2)$ 引入后,通过故障观测器对故障进行检测的实验结果如图5所示。其中:图5(a)为加速度计故障观测器的观测结果,可以看出加速度计故障观测器能够从 20 s 开始快速实现对故障的检测;图5(b)为陀螺仪故障观测器的观测结果,此时并未检测到陀螺仪故障的发生,与式(13)所描述的一致,即这两种传感器故障是解耦的。

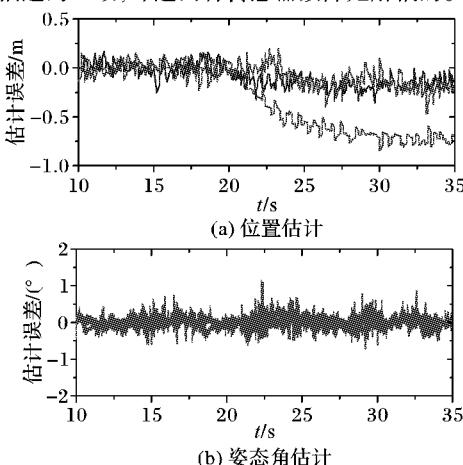


Fig. 5 Fault detection of accelerometer

在加速度计故障检测到之后,便会激活与之对应的加速度

计偏差估计器实现对故障偏差值的估计。对故障偏差的估计验证实验结果如图6所示。从图中可以看出,在 20 s 处发生故障后,对加速度计的故障偏差在故障产生 15 s 左右完成,且估计误差 \bar{b}_a 有界,估计值按照指数收敛于设定值。加速度计故障偏差观测器能够完成对加速度计故障偏差的准确估计。

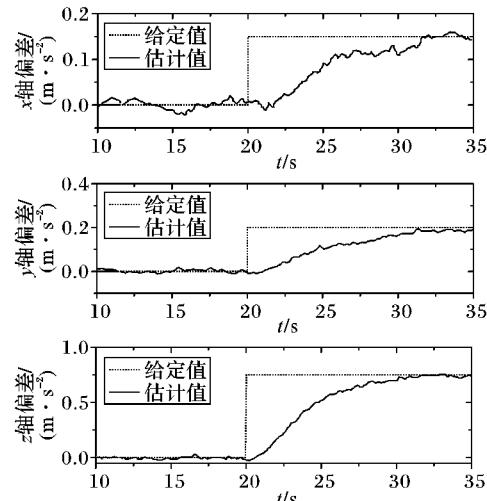


图6 加速度计故障偏差估计

Fig. 6 Fault bias estimation of accelerometer

3.2 陀螺仪故障实验

在 $t = 50\text{ s}$ 时,陀螺仪故障 $b_\omega = [5 \ -7 \ -10]^T(\text{°}/\text{s})$ 引入后,通过故障观测器对故障检测的实验结果如图7所示。其中:图7(a)为加速度计故障观测器的观测结果,可以看出并未检测到加速度计故障的发生;图7(b)为陀螺仪故障观测器的观测结果,此时陀螺仪故障观测器能够从 50 s 开始快速实现对陀螺仪故障的检测。

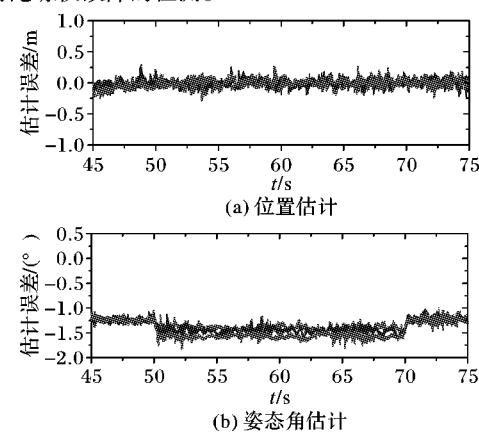


Fig. 7 Fault detection of gyroscope

在陀螺仪故障检测到之后,便会激活与之对应的陀螺仪偏差估计器实现对故障偏差值的估计。对故障偏差的估计验证实验结果如图8所示。从图中可以看出,在 50 s 处发生故障后,对陀螺仪故障的偏差估计在故障产生 5 s 左右完成,且估计误差 \bar{b}_ω 有界,估计值指数收敛于设定值。本文设计的陀螺仪故障偏差观测器能够完成对陀螺仪故障偏差的准确估计与跟踪。

3.3 多传感器故障实验

在 $t = 100\text{ s}$ 时,加速度计和陀螺仪同时发生故障,即同时引入加速度计故障 $b_a = [0.15 \ 0.2 \ 0.75]^T(\text{m}/\text{s}^2)$ 和陀螺



仪故障 $b_w = [5 \ -7 \ -10]^T (\text{°}/\text{s})$ 。

在检测加速度计和陀螺仪同时发生故障后, 对应的偏差观测器对故障偏差值的估计结果分别如图 9 和图 10 所示。其中, 图 9 为对加速度计故障偏差的估计结果, 图 10 为对陀螺仪故障偏差的估计结果。可以看出, 本文提出的故障诊断方法能够实现对多传感器故障偏差的快速估计与有效跟踪。

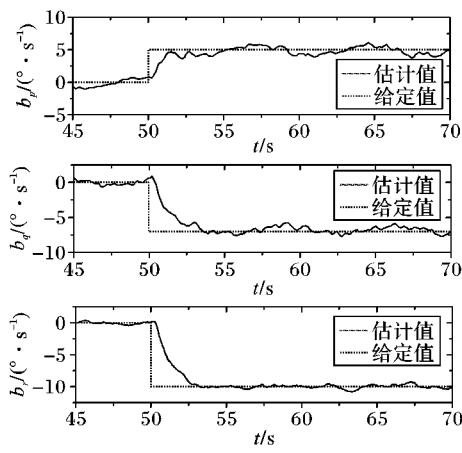


图 8 陀螺仪故障偏差估计

Fig. 8 Fault bias estimation of gyroscope

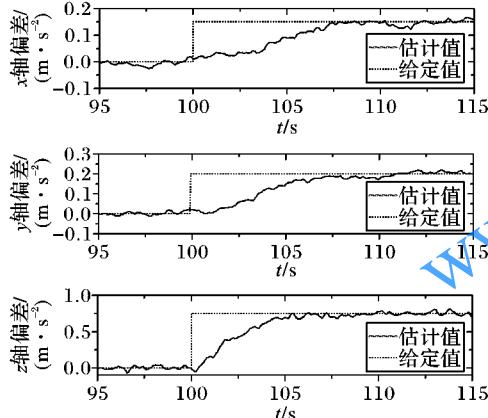


图 9 同时故障时加速度计故障偏差估计

Fig. 9 Fault bias estimation of accelerometer in simultaneous fault occurrence

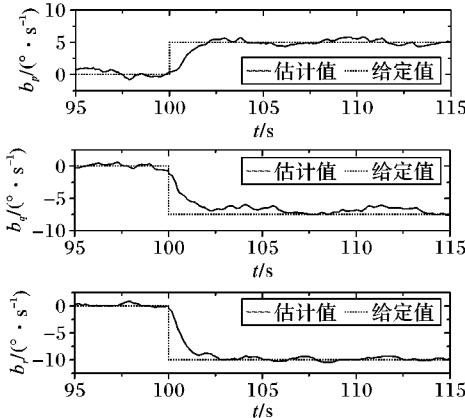


图 10 同时故障时陀螺仪故障偏差估计

Fig. 10 Fault bias estimation of gyroscope in simultaneous fault occurrence

为了验证多传感器故障条件下飞行器控制的稳定性, 设定飞行器的飞行轨迹为矩形, 在无故障条件进行飞行, 得到的姿态角曲线如图 11 中的实线所示。

在 $t = 30 \text{ s}$ 时, 在加速计和陀螺仪测量过程中引入固定偏差故障, 得到有故障条件下的姿态角曲线如图 11 中的虚线所示。

从图中可以看出, 相对于无故障发生时, 在 30 s 的故障发生时姿态角会发生短暂的波动, 本文设计的观测器能够检测到故障的发生并将其隔离, 之后得到的姿态角与无故障时基本一致, 从而保证飞行器的稳定可靠飞行。

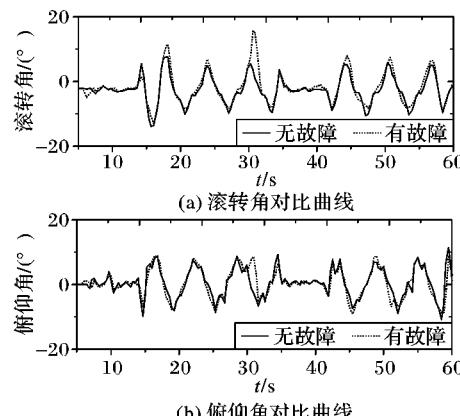


图 11 同时故障时姿态角对比曲线

Fig. 11 Attitude angle contrast curve in simultaneous fault occurrence

4 结语

构造快速、准确的传感器故障诊断环节是提高四旋翼无人飞行器系统的容错能力, 保证其在飞行作业过程中安全飞行的重要基础。本文针对四旋翼无人飞行器多传感器故障的诊断问题, 设计了基于自适应观测器的多传感器故障诊断方法。对所提出的诊断方法进行了理论分析, 并通过数值仿真和实际飞行验证了所提出方法的有效性。实验结果表明所设计的故障观测器可快速地检测到故障的发生位置, 并实现故障隔离。在多传感器发生故障后, 自适应故障偏差观测器能够准确估计各传感器故障偏差值, 有效地提高了飞行器的可靠性和安全性。

参考文献 (References)

- [1] LOPEZ-ESTRADA F R, PONSART J C, THEILLIOL D, et al. LPV model-based tracking control and robust sensor fault diagnosis for a quadrotor UAV [J]. Journal of Intelligent and Robotic Systems, 2016, 84(1/2/3/4): 163–177.
- [2] 白慧, 王红雨, 邵世煌. 基于 UIO 的四旋翼飞行器故障检测与隔离 [J]. 中国惯性技术学报, 2013, 21(1): 125–130. (BAI H, WANG H Y, SHAO S H. Fault detection and isolation for a quadrotor via unknown input observer [J]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2013, 21(1): 125–130.)
- [3] MEBARKI R, LIPPIELLO V, SICILIANO B. Vision-based and IMU-aided scale factor-free linear velocity estimator [J]. Autonomous Robots, 2017, 41(4): 1–15.
- [4] 贾彩娟, 许晖. 基于分层多模自适应滤波算法的无人机多重传感器故障诊断 [J]. 传感技术学报, 2009, 22(12): 1748–1751. (JIA C J, XU H. The hierarchical multiple model adaptive filter algorithm applied to multiple failure detection and identification of sensors for UAV [J]. Chinese Journal of Sensor and Actuators, 2009, 22(12): 1748–1751.)
- [5] AVRAM R C, ZHANG X, CAMPBELL J. Sensor fault diagnosis in quadrotors using nonlinear adaptive estimators [EB/OL]. [2018-]



- 01-09]. http://xueshu.baidu.com/s?wd=paperuri%3A%285cf2a7fe4120064f40efbaadaf3cd9a%29&filter=sc_long_sign&tn=SE_xueshusource_2kduw22v&sc_vurl=http%3A%2F%2Fciteseerx.ist.psu.edu%2Fviewdoc%2Fdownload%3Fdoi%3D10.1.1.658.5784%26rep%3Drep1%26type%3Dpdf&ie=utf-8&sc_us=3988659877759779269.
- [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] BLANKE M, KINNAERT M, LUNZE J, et al. Diagnosis and Fault-Tolerant Control [M]. Berlin: Springer, 2006: 218–220.
- [8] 张柯, 姜斌. 基于故障诊断观测器的输出反馈容错控制设计 [J]. 自动化化学报, 2010, 36(2): 274–281. (ZHANG K, JIANG B. Fault diagnosis observer-based output feedback fault tolerant control design [J]. Acta Automatica Sinica, 2010, 36(2): 274–281.)
- [9] NGUYEN H V, BERBRA C, LESECQ S, et al. Diagnosis of an inertial measurement unit based on set membership estimation [C]// MED '09: Proceedings of the 2009 17th Mediterranean Conference on Control and Automation. Washington, DC: IEEE Computer Society, 2009: 211–216.
- [10] YOUNES Y A, NOURA H, RABHI A, et al. Sensor fault detection and isolation in the quadrotor vehicle using nonlinear identity observer approach [C]// Proceedings of the 2013 Conference on Control and Fault-Tolerant Systems. Piscataway, NJ: IEEE, 2014: 486–491.
- [11] RAFARALAHY H, RICHARD E, BOUTAYEB M, et al. Simultaneous observer based sensor diagnosis and speed estimation of unmanned aerial vehicle [C]// Proceedings of the 2008 47th IEEE Conference on Decision and Control. Piscataway, NJ: IEEE, 2008: 2938–2943.
- [12] FREDDI A, LONGHI S, MONTERIÙ A. A diagnostic thru observer for a class of unmanned vehicles [J]. Journal of Intelligent and Robotic Systems, 2012, 67(1): 61–73.
- [13] BERBRA C, GENTIL S, LESECQ S. Identification of multiple faults in an inertial measurement unit [EB/OL]. [2018-01-08]. http://www.issi.uz.zgora.pl/ACD_2009/program/Papers/17_ACD_2009.pdf.
- [14] MACDONALD J, LEISHMAN R, BEARD R, et al. Analysis of an improved IMU-based observer for multirotor helicopters [J]. Journal of Intelligent and Robotic Systems, 2014, 74(3/4): 1049–1061.
- [15] IREDLAND M L, ANDERSON D. Development of navigation algorithms for nap-of-the-earth UAV flight in a constrained urban environment [EB/OL]. [2018-01-07]. https://www.researchgate.net/publication/275349508_Development_of_Navigation_Algorithms_for_Nap-of-the-Earth_UAV_Flight_in_a_Constrained_Urban_Environment.
- [16] 廖卫中, 宗群, 马亚丽. 小型四旋翼无人机建模与有限时间控制 [J]. 控制理论与应用, 2015, 32(10): 1343–1350. (LIAO W Z, ZONG Q, MA Y L. Modeling and finite-time control for quad-rotor mini unmanned aerial vehicles [J]. Control Theory and Applications, 2015, 32(10): 1343–1350.)
- [17] AVRAM R C, ZHANG X, CAMPBELL J, et al. IMU sensor fault diagnosis and estimation for quadrotor UAVs [J]. IFAC Paperson-line, 2015, 48(21): 380–385.
- [18] ANDERSON B D O, BITMEAD R R, KOKOTOVIC P V, et al. Stability of Adaptive Systems: Passivity and Averaging Analysis [M]. Cambridge, MA: MIT Press, 1986: 137–140.
- [19] ANNASWAMY A M. Robust Adaptive Control [M]. London: Springer, 2015: 3–31.
- [20] IOANNOU P A, SUN J. Robust Adaptive Control [M]. Upper Saddle River, NJ: Prentice Hall Press, 1995: 105–120.
- [21] 薛丽. 累积和控制图参数选取方法 [D]. 郑州: 郑州大学, 2007: 28–29. (XUE L. Accumulation and control chart parameter selection method [D]. Zhengzhou: Zhengzhou University, 2007: 28–29.)

This work is partially supported by the National Natural Science Foundation of China (11372309), the Fundamental Research Fund for North University of China (XJJ2016006).

WANG Rijun, born in 1982, Ph. D., lecturer. His research interests include aircraft fault diagnosis, fault-tolerant control.

BAI Yue, born in 1979, Ph. D., associate research fellow. His research interests include micro unmanned aerial vehicle dynamics and control.

ZENG Zhiqiang, born in 1976, Ph. D., associate professor. His research interests include fault identification and diagnosis.

DUAN Nengquan, born in 1976, M. S, lecturer. His research interests include equipment manufacturing and testing.

DANG Changying, born in 1983, Ph. D., lecturer. His research interests include ray fault detection.

DU Wenhua, born in 1968, Ph. D., professor. Her research interests include machine vision inspection.

WANG Junyuan, born in 1968, Ph. D., professor. His research interests include fault diagnosis.

LI Wei, born in 1994, M. S. candidate. His research interests include image processing, pattern recognition.

LI Weixiang, born in 1973, Ph. D., associate professor. His research interests include intelligent decision, social network, image processing.

ZHANG Fan, born in 1994, M. S. candidate. His research interests include recommender system, social network.

JIE Wei, born in 1994, M. S. candidate. His research interests include image processing, pattern recognition.

(上接第 2682 页)

- [16] 单小军, 唐婷, 郑柯. GSSAC: 一种用于遥感影像配准的误匹配点检测方法 [J]. 计算机应用研究, 2016, 33(5): 1562–1565. (SHAN X J, TANG P, ZHENG K. GSSAC: false matching points detection method for remote sensing images [J]. Application Research of Computers, 2016, 33(5): 1562–1565.)

This work is partially supported by the Six Talent Peaks Project in Jiangsu Province (XXR-012).