

基于双观测器并行结构的四旋翼无人机故障检测与重构

宫 勋, 赵常均, 王 丽, 白 越

(中国科学院 长春光学精密机械与物理研究所, 长春 130033)

摘 要: 以四旋翼飞行器执行单元增益型故障的检测与重构为研究内容, 设计基于滑模观测器的故障检测算法. 针对飞行器姿态控制系统的驱动单元冗余特性, 提出一种并行双降维观测器与超螺旋算法相结合的故障重构算法. 对所提出的算法进行了理论分析, 并通过数值仿真验证了所提出算法的有效性.

关键词: 驱动单元故障检测; 降维观测器; 双观测器并行; 超螺旋算法

中图分类号: TP273

文献标志码: A

Faults detection and reconstruction for quad-rotor aircraft based on double-observers parallel structure

GONG Xun, ZHAO Chang-jun, WANG Li, BAI Yue

(Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Sciences, Changchun 130033, China.

Correspondent: GONG Xun, E-mail: as1123@163.com)

Abstract: The fault detection and reconstruction method based on actuator gain-fault of a quad-rotor aircraft is proposed. A sliding-mode fault observer is designed to detect the fault. In consideration of the actuation redundancy characteristic, a fault reconstruction algorithm is proposed based on paralleled double-observers and a super-twisting algorithm. The theoretical analysis on the proposed methods is given, and the numerical simulation verifies the effectiveness of the proposed methods.

Keywords: actuator fault detection; reduced-order observer; paralleled double-observers; super-twisting algorithm

0 引 言

为了提高四旋翼飞行器的可靠性, 保证其能够自动地识别故障并处理故障, 容错技术已逐渐被引入飞行器的控制系统设计之中. 这是一种能够自主补偿故障影响并维持系统控制效果的先进控制方法, 并已被广泛应用于航空航天控制的多个领域^[1-3]. 容错飞行控制系统一般由故障诊断与控制重构两个环节组成, 目前已有相关研究主要集中在四旋翼飞行器故障条件下的控制重构问题上^[4-6], 而对于四旋翼无人机执行机构的故障诊断, 特别是增益型故障的检测与重构的研究较少.

故障诊断是构建无人机容错控制系统的关键环节, 其作用就是在故障发生之后, 能够第一时间检测到故障的发生与位置. 目前, 基于观测器的故障诊断技术是较常用的设计方法, 文献[7-9]在这一方面的研究中取得了较好的效果. 针对四旋翼飞行器的执行机构故障检测问题, 本文首先设计一种基于滑模观测

器的故障检测算法, 利用系统输入与姿态信息实现故障的快速检测. 但受到飞行器姿态控制的驱动冗余特性的影响, 该方法只能检测故障的发生, 而不能确定故障的发生位置与程度. 对此本文又提出一种基于双降维观测器并行结构的故障检测方法, 利用四旋翼飞行器的姿态驱动特性, 将4个执行器分为两组分别设计故障观测器, 对比两组观测器的输出结果可准确地检测故障的发生并定位故障位置. 此外, 本文还设计了一种故障重构算法, 可利用观测器的输出信号对故障进行重构, 并分析扰动信号对重构精度的影响. 由于重构算法中需要用到的飞行器姿态角加速度数据无法由传感器直接读取, 引入超螺旋算法^[10]对角加速度信息进行估计. 相关研究内容在理论分析的基础上, 还通过数值仿真进行了验证, 获得了较好的检测和重构效果.

1 故障条件下的飞行器姿态动力学模型

四旋翼飞行器的结构如图1所示. 图中: 坐标系

收稿日期: 2014-04-07; 修回日期: 2014-12-03.

基金项目: 国家自然科学基金项目(61304017, 11372309).

作者简介: 宫勋(1982—), 男, 助理研究员, 博士, 从事多旋翼飞行器飞行控制系统设计、故障诊断与容错重构的研究;
赵常均(1986—), 男, 博士生, 从事多旋翼飞行器飞控系统的软、硬件设计的研究.

$Ox_b y_b z_b$ 与 $Ox_e y_e z_e$ 分别表示机体坐标系与地面坐标系, $\Omega_i (i = 1, 2, 3, 4)$ 代表了4个旋翼的转速. 通过调节各个旋翼的转速, 利用旋翼间的转速差可实现飞行器各个方向上的姿态转动控制.

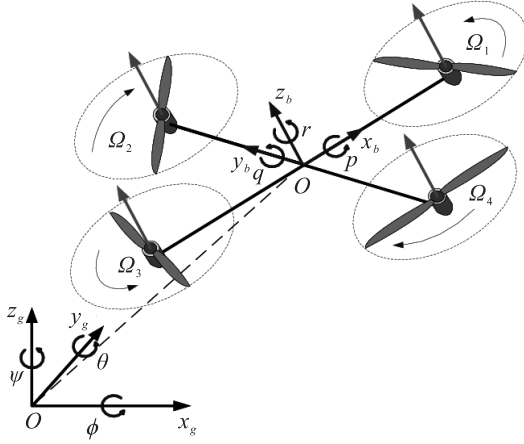


图1 四旋翼无人机结构

1.1 飞行器姿态转动动力学分析

定义飞行器的角速度向量 $\omega = [\omega_x, \omega_y, \omega_z]^T$, 转动惯量 $I_i, i = x, y, z$, 以及动量矩 $H = \text{diag}(I_x \omega_x, I_y \omega_y, I_z \omega_z)$. 飞行器的姿态转动动力学方程可由 Newton-Euler 方程得到, 即

$$\frac{dH}{dt} = \frac{\delta H}{\delta t} + \omega \times H = M + \Delta M. \quad (1)$$

其中: 向量 M 为由旋翼提供的合力矩, 可表示为

$$M = \begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} lk_1(\Omega_4^2 - \Omega_2^2) \\ lk_1(\Omega_3^2 - \Omega_1^2) \\ k_2(\Omega_2^2 + \Omega_4^2 - \Omega_1^2 - \Omega_3^2) \end{bmatrix}, \quad (2)$$

k_1 为升力系数, k_2 为反扭力矩系数, l 为旋翼转轴到飞行器机体中心的距离; ΔM 表示未知的扰动力矩, 满足有界条件 $\|\Delta M\| \leq \rho(t)$, 且函数 $\rho(t)$ 为已知.

1.2 驱动单元故障对飞行器姿态运动的影响

本文主要针对驱动单元增益型故障的检测与重构问题进行研究, 这种故障一般是指某个旋翼面出现了部分损伤, 而只能提供一部分期望升力, 可由如下乘法算式表示:

$$\Omega_i^2 = f_i(t) \Omega_{ic}^2, \quad i = 1, 2, 3, 4. \quad (3)$$

其中: Ω_{ic} 表示控制系统向旋翼 i 发出的指令转速; f_i 为效率系数, 代表旋翼 i 发生故障的程度. 当 $f_i = 0$ 时表示一种“完全失效”故障; 当 $f_i = 1$ 时表示无故障发生; 而当 $0 < f_i < 1$ 时即为“增益型”故障. 因此, 可在飞行器的动力学模型中加入一个 4×4 的对角矩阵函数来表示各个旋翼驱动单元可能出现的故障情况, 且满足条件

$$F(t) = \begin{cases} \text{diag}(1, 1, 1, 1), & t < T_0; \\ \text{diag}(f_1, f_2, f_3, f_4), & t \geq T_0. \end{cases} \quad (4)$$

其中 T_0 表示发生故障的时间. 定义状态变量 $x = [x_1, x_2, x_3]^T = [\omega_x, \omega_y, \omega_z]^T$, 输出变量 y 和输入变量 $u = [u_1, u_2, \dots, u_4]^T = [\Omega_1^2, \Omega_2^2, \Omega_3^2, \Omega_4^2]^T$, 由式(1)~(3), 以及(5)可得到存在执行单元故障和未知扰动时, 四旋翼飞行器的姿态运动动力学模型为

$$\begin{cases} \dot{x} = g(x, t) + J^{-1}(BF(t)u + \Delta M), \\ y = x. \end{cases} \quad (5)$$

其中: $g(x, t)$ 为已知非线性函数, 可由式(1)求得; $J = \text{diag}(I_x, I_y, I_z)$ 为转动惯量矩阵; 输入矩阵 B 可表示为

$$B = \begin{bmatrix} 0 & -lk_1 & 0 & lk_1 \\ -lk_1 & 0 & lk_1 & 0 \\ -k_2 & k_2 & -k_2 & k_2 \end{bmatrix}.$$

2 驱动单元故障诊断

2.1 驱动单元故障对飞行器姿态运动的影响

为了对驱动单元故障进行检测, 由飞行器的姿态运动模型(5)可以设计如下形式的降维滑模鲁棒观测器:

$$\begin{cases} \dot{\bar{x}} = A(\bar{x} - x) + g(x, t) + J^{-1}(Bu + v(\bar{x}, x, t)), \\ \bar{y} = \bar{x}, \\ v(\bar{x}, x, t) = \rho(t)P(x - \bar{x})\|P(x - \bar{x})\|. \end{cases} \quad (6)$$

其中: $\bar{x}$ 为观测器的状态变量, $\bar{y}$ 为输出变量, 系数矩阵 A 和 P 满足以下假设条件.

假设 1 对于正定矩阵 P , 存在某个正定矩阵 Q 使代数方程 $A^T P + PA = -Q$ 成立.

定义观测误差 $e = x - \bar{x}$, 则由式(5)和(6)可得观测误差动态方程为

$$\begin{aligned} \dot{e} = & \\ & Ae + J^{-1}(B(F(t) - I)u + \Delta M - v(\bar{x}, x, t)). \end{aligned} \quad (7)$$

由 Lyapunov 函数 $V = e^T P e$, 其沿误差方程(7)的微分方程可表示为

$$\begin{aligned} \dot{V} = & \\ & 2e^T \|PJ^{-1}B(F(t) - I)\| u - 2e^T PJ^{-1}v + \\ & 2e^T PJ^{-1}\Delta M + e^T(A^T P + PA)e. \end{aligned} \quad (8)$$

当没有执行单元发生故障, 即 $F(t) = I_4$ 时, 由式(8)可进一步得到

$$\begin{aligned} \dot{V} = & \\ & -e^T Q e + 2e^T PJ^{-1}\Delta M - 2e^T PJ^{-1}v \leq \\ & -e^T Q e + 2\|e^T P\| J^{-1}\rho(t) - 2e^T PJ^{-1}v \leq \\ & -e^T Q e, \end{aligned} \quad (9)$$

由 LaSalle's 不变性原理可以得到以下定理.

定理 1 在假设 1 成立, 且没有驱动单元出现故

障的情况下,滑模观测器(6)能渐近收敛估计飞行器姿态控制系统(5)的状态量。

定义观测器(6)的观测误差 e 为残差信号,用来判定故障的发生。由于观测器对未知扰动 ΔM 具有鲁棒性,可保证在没有故障的情况下残差会渐近收敛到零;而当驱动单元出现故障时,残差会受到它的影响。因此,通过对如下关于残差的逻辑分类

$$\begin{cases} \|e\| \leq \lambda, \text{ no fault happens;} \\ \|e\| > \lambda, \text{ some faults happen} \end{cases}$$

进行检查,便可以确定是否有故障发生,其中 λ 为设定的故障检测界线。

2.2 基于双观测器并行的故障重构算法

上节提出的基于滑模观测器的故障检测算法仅可通过检测残差信号判定故障的发生,而无法实现故障的隔离与重构。下面提出一种故障重构方法,在检测到故障的同时确定故障的位置和估计故障的大小。由四旋翼飞行器姿态运动方程(5)可知,该系统属于一种输入冗余系统,不满足滑模观测器^[11]、未知扰动观测器^[12]的故障重构匹配条件,单靠一个观测器难以实现准确的故障定位与估计。因此,下面将设计具有一种双观测器并行结构的故障隔离与重构算法,系统的结构如图2所示。

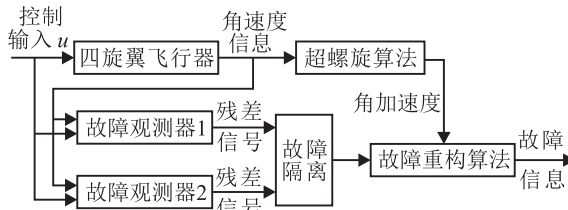


图2 双观测器并行结构的故障诊断与重构系统

首先,将飞行器的控制输入和角速度信息同时输入给两个并行的故障观测器,对比两组观测器输出的残差信号可初步确定故障的位置;然后,将相关故障信息和飞行器角加速度信息输入故障重构环节,便可实现对故障位置的确定与大小的估计。

由输入矩阵 B 的特性可知,若角速度 ω_x 不受驱动单元1和单元3的故障影响,则可设计姿态系统的1阶降维观测器1,即

$$\begin{cases} \dot{z}_1 = A_1(z_1 - x_1) + I_x^{-1}(b_1 u + v_1(z_1, x_1, t)) + g_1(x, t), \\ \bar{y}_1 = [z_1, x_1, x_2]^T, \\ v_1(z_1, x_1, t) = \rho(t)P_1(x_1 - z_1)\|P_1(x_1 - z_1)\|. \end{cases} \quad (10)$$

其中:系数矩阵 A_1 和 P_1 满足条件 $A_1^T P_1 + P_1 A_1 = -Q_1$,且有 $P_1 > 0, Q_1 > 0$; b_1 表示矩阵 B 的第1行。定义观测误差 $e_1 = \omega_x - z_1$,易知 e_1 将仅受到驱动单元2和单元4的故障影响,当驱动单元2和单元4没有故障发生时, e_1 将最后收敛到零。角速度信号 ω_y 不

受驱动单元2和单元4的影响,可建立降维观测器2,即

$$\begin{cases} \dot{z}_2 = A_2(z_2 - x_2) + I_y^{-1}(b_2 u + v_2(z_2, x_2, t)) + g_2(x, t), \\ \bar{y}_2 = [x_1, z_2, x_3]^T, \\ v_2(z_2, x_2, t) = \rho(t)P_2(x_2 - z_2)\|P_2(x_2 - z_2)\|. \end{cases} \quad (11)$$

同理,观测误差 $e_2 = \omega_y - z_2$ 将仅受到驱动单元1和单元3的故障影响,当驱动单元1和单元3没有故障发生时将最后收敛到零。这样利用误差信号 e_1 和 e_2 便可初步确定故障位置,当 e_1 超过某个阈值时,认为驱动单元2或单元4(或两者同时)发生故障;而当 e_2 超过某个阈值时,则认为故障发生在驱动单元1或单元3上,即

$$\begin{cases} |e_1| > \lambda_1, \text{ fault happens on actuator 2 or 4;} \\ |e_2| > \lambda_2, \text{ fault happens on actuator 1 or 3.} \end{cases} \quad (12)$$

这样观测器(10)和(11)并行运行,并与判定准则(12)结合,便可实现在线的故障检测与初步定位。

当 $|e_1| > \lambda_1$,即故障发生在执行单元2或单元4上时,飞行器的姿态动力学模型转化为

$$\begin{aligned} \dot{x} &= J^{-1} \left(\bar{B}_{24} \begin{bmatrix} f_2 u_2 \\ f_4 u_4 \end{bmatrix} + \bar{B}_{13} \begin{bmatrix} u_1 \\ u_3 \end{bmatrix} + \Delta M \right) + g(x, t), \\ y &= x. \end{aligned} \quad (13)$$

其中:矩阵 $\bar{B}_{24} \in R^{3 \times 2}$ 由输入矩阵 B 的第2列和第4列组成,矩阵 $\bar{B}_{13}$ 由 B 的第1列和第3列组成。由于矩阵 $G = [\bar{B}_{24}, I_3]$ 的秩等于3,无法实现故障与扰动间的解耦重构,只能得到故障的近似重构算法,即

$$\begin{bmatrix} \bar{f}_2 \\ \bar{f}_4 \end{bmatrix} = 1 + \begin{bmatrix} u_2 & 0 \\ 0 & u_4 \end{bmatrix}^{-1} (\bar{B}_{24}^T \bar{B}_{24})^{-1} \bar{B}_{24}^T \cdot (J \cdot \dot{\bar{y}}_2 - J \cdot g(x, t) - B u). \quad (14)$$

其中: $\bar{f}_2$ 和 $\bar{f}_4$ 分别表示故障系数 f_2 和 f_4 的估计值。则可以得到如下定理。

定理2 当驱动单元2或单元4出现故障时,式(14)给出了故障系数的近似估计,估计误差 $\hat{f}_i = f_i - \bar{f}_i (i = 2, 4)$ 满足

$$|\hat{f}_i| \leq (\bar{u} \cdot \lambda_{\min})^{-1} (\bar{B}_{24}) \cdot \rho(t). \quad (15)$$

其中: $\bar{u} = \max(u_2, u_4)$, $\lambda_{\min}(\bar{B}_{24})$ 为矩阵 $\bar{B}_{24}$ 的最小奇异值。

证明 由飞行器姿态方程(5)可得

$$J(\dot{x} - g(x, t)) - B u = B(F(t) - I)u + \Delta M. \quad (16)$$

当故障发生在驱动单元2或单元4上时,有 $f_1 = f_3 = 0$,则式(16)右侧可转化为

$$\bar{B}_{24} \cdot \begin{bmatrix} (f_2 - 1)u_2 \\ (f_4 - 1)u_4 \end{bmatrix} + \Delta M; \quad (17)$$

而由观测器(11)可得

$$J(\dot{\hat{y}}_2 - g(x, t)) - Bu =$$

$$\bar{B}_{24} \cdot \begin{bmatrix} (\bar{f}_2 - 1)u_2 \\ (\bar{f}_4 - 1)u_4 \end{bmatrix} + [0 \quad -A_2 e_2 + v_2(\cdot) \quad 0]^T. \quad (18)$$

进一步, 由 $\lim_{t \rightarrow \infty} e_2 = 0$ 可知 $\lim_{t \rightarrow \infty} v_2(z_2, \omega_y, t) = 0$, $\lim_{t \rightarrow \infty} \hat{y}_2 = x_2$, $\lim_{t \rightarrow \infty} \dot{\hat{y}}_2 = \dot{x}_2$. 由式(16)~(18)可得

$$\bar{B}_{24} \begin{bmatrix} (\bar{f}_2 - 1)u_2 \\ (\bar{f}_4 - 1)u_4 \end{bmatrix} = \bar{B}_{24} \begin{bmatrix} (f_2 - 1)u_2 \\ (f_4 - 1)u_4 \end{bmatrix} + \Delta M. \quad (19)$$

由此定理2得证. $\square$

同理, 当故障发生在驱动单元1或单元3上时, 可利用观测器(10)的输出信号重构故障信息

$$\begin{bmatrix} \bar{f}_1 \\ \bar{f}_3 \end{bmatrix} = 1 + \begin{bmatrix} u_1 & 0 \\ 0 & u_3 \end{bmatrix}^{-1} (\bar{B}_{13}^T \bar{B}_{13})^{-1} \bar{B}_{13}^T \cdot (J \cdot \dot{\hat{y}}_1 - J \cdot g(x, t) - Bu). \quad (20)$$

这样, 由并行的故障观测器(10)和(11), 以及故障重构算法(14)和(20)构成了四旋翼飞行器姿态控制的故障检测与重构系统. 对于该系统, 需要注意以下几点: 1) 重构算法不能实现故障信息与扰动之间的解耦, 扰动的强度决定了故障重构的精度; 2) 只能针对单一驱动单元发生故障, 2号和4号同时出现故障或者1号和3号同时出现故障的情况进行重构; 3) 由于无法实现对故障的准确重构, 需要容错控制算法具有一定的鲁棒性. 此外在一般情况下, 重构算法(14)和(20)中需要的角加速度信号 $\dot{\omega}_x$ 、 $\dot{\omega}_y$ 和 $\dot{\omega}_z$ 都无法通过机载的传感器直接获取, 因此在这里引入超螺旋观测器算法, 实时对其进行估计. 由系统模型(6)可构造如下观测器:

$$\begin{cases} \dot{q}_1 = -K_1 |s_1|^{1/2} \text{sgn}(s_1) + q_2, \\ \dot{q}_2 = -K_2 \text{sgn}(s_1), \end{cases} \quad (21)$$

其中变量 $s_1 = q_1 - x_2$. 通过选择合适的系数矩阵 K_1 和 K_2 可保证在有限时间内 $s_1 = \dot{s}_1 = 0$ 成立. 由式(21)可知, 当 $s_1 = \dot{s}_1 = 0$ 时, 有 $q_2 = \dot{q}_1 = \dot{x}_2$, 即 q_2 在有限时间内是角加速度信号的渐近估计. 这样便可在式(14)和(20)中利用 q_2 中的对应元素代替 $\dot{\omega}_x$, $\dot{\omega}_y$ 和 $\dot{\omega}_z$ 进行故障重构.

3 数值仿真

下面通过数值仿真对前文设计的故障检测与重构系统的有效性进行验证. 选用一款四旋翼原型机的真实值作为仿真模型的参数, 具体参数见文献[12]. 取四旋翼飞行器在空中的稳定悬停状态作为仿真初始状态, 旋翼的转速相等, $\Omega_i = 336.2 \text{ rad/s}$, $i = 1, 2, 3, 4$, 并引入随机扰动满足 $\|\Delta M\| < 0.15 \text{ N} \cdot \text{m}$. 在 $t_0 = 4 \text{ s}$ 的时刻, 在1号电机中引入失效20%的增益型故障, 即效率系数 $\alpha_1 = 0.8$, 则由滑模故障观测

器输出的残差信号 $\|e\|$ 如图3所示.

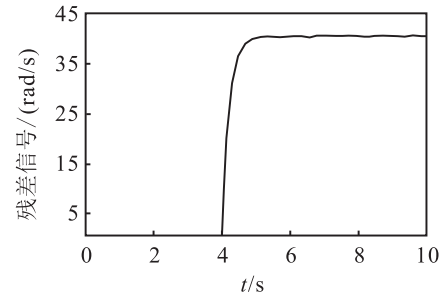


图3 故障观测残差信号

由图3可以看出, 即使在外扰的影响下, 残差信号在故障发生之前仍然能保证在门限值之内, 而在故障发生后残差值会迅速增大超出门限值, 可判定故障的发生.

当采用双观测器并行检测结构(10)和(11)时, 故障后观测器1和观测器2输出的残差信号如图4所示.

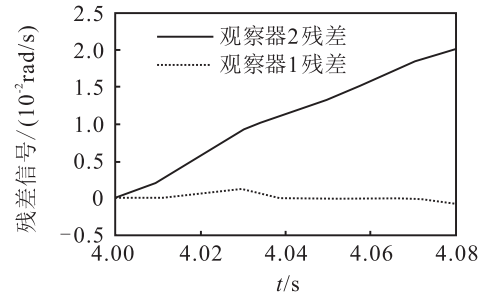


图4 并行观测残差信号

取 $\lambda_1 = \lambda_2 = 0.005$ 作为残差判定的阈值, 由图4可见, 故障发生之后观测器1的残差仍然保持在阈值之内, 即可判定驱动电机2和电机4没有故障; 而观测器2的残差则在 $t = 4.02 \text{ s}$, 已超过阈值, 可初步判定故障发生在电机1或电机3上. 之后激活相应的重构算法(20)对故障进行重构, 结果如图5所示.

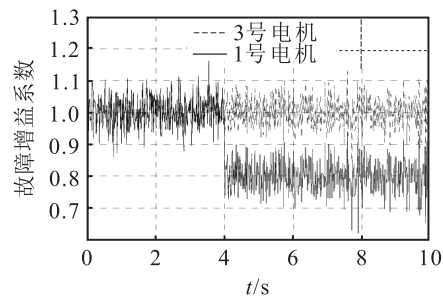


图5 故障重构信号

由图5可以确定故障发生在1号电机上. 尽管故障的重构精度受到了扰动的影响, 但电机较高的转速显著地降低了这种影响, 估计误差 $|\hat{f}_1| < 0.15$ 满足式(15).

仿真结果表明, 本文提出的两种故障检测方法都能在扰动影响下迅速检测到故障的发生, 特别是基于

双观测器并行的检测方法, 还能准确地定位故障并重构故障的幅值.

4 结 论

构造快速、准确的故障检测与重构环节是实现系统的容错控制, 保证其在故障条件下安全运行的重要基础. 本文针对四旋翼飞行器执行单元故障的检测与重构问题, 考虑到飞行器姿态控制系统的驱动冗余特性, 设计了由两个降维观测器并行构成的检测与重构算法. 该算法可有效地抑制扰动的影响, 快速地检测到故障的发生, 并实现故障隔离. 数值仿真结果表明, 所设计的故障检测与重构环节能有效地对故障特征系数进行估计. 本文的内容目前还只处于理论研究阶段, 在进一步的工作中将重点解决相关算法在原型机上的实现问题, 特别是研究如何将算法检测与硬件检测相结合, 以提高检测的精确性和快速性.

参考文献(References)

- [1] Boskovic J D, Li S M, Mehra R K. Intelligent spacecraft control using multiple models, switching and tuning[C]. Proc of the 14th IEEE Int Symposium on Intelligent Control Intelligent and Semiotics. Cambridge: IEEE Press, 1999: 84-89.
- [2] Jiang B, Xu D Z, Shi P, et al. Adaptive neural observer-based backstepping fault tolerant control for near space vehicle under control effector damage[J]. IET Control Theory and Applications, 2013, 8(9): 658-666.
- [3] Park P, Khadilkar H, Balakrishnan H, et al. High confidence networked control for next generation air transportation systems[J]. IEEE Trans on Automatic Control, 2014, 59(12): 3357-3372.
- [4] Sharifi F, Mirzaei M, Gordon B W, et al. Fault tolerant control of a quadrotor UAV using sliding mode control[C]. Proc of 2010 Conf on Control and Fault Tolerant Systems. Nice, 2010: 239-244.
- [5] Ranjbaran M, Khorasani K. Generalized fault recovery of an under-actuated quadrotor aerial vehicle[C]. Proc of 2012 American Control Conf. Montreal, 2012: 2515-2520.
- [6] Jiang H, Yu Y, Ding X, et al. A fault tolerant control strategy for quadrotor UAVs based on trajectory linearization approach[C]. Proc of 2012 IEEE Int Conf on Mechatronics and Automation. Chengdu: IEEE Press, 2012: 1174-1179.
- [7] Tan C P, Edwards C. Robust fault reconstruction in uncertain linear systems using multiple sliding mode observers in cascade[J]. IEEE Trans on Automatic Control, 2013, 55(4): 855-867.
- [8] 孙蓉, 刘胜, 张玉芳. 基于参数估计的一类非线性系统故障诊断算法[J]. 控制与决策, 2014, 29(3): 506-510.
(Sun R, Liu S, Zhang Y F. Fault diagnosis algorithm of a class of nonlinear system based on parameter estimation[J]. Control and Decision, 2014, 29(3): 506-510.)
- [9] 王恒, 居鹤华, 王玉龙. 不确定飞行控制系统中断故障检测与分离[J]. 控制与决策, 2013, 28(8): 1207-1213.
(Wang H, Ju H H, Wang Y L. Actuator outage fault detection and isolation for uncertain flight control systems[J]. Control and Decision, 2013, 28(8): 1207-1213.)
- [10] Moreno J A, Osorio M. Strict Lyapunov functions for the super-twisting algorithm[J]. IEEE Trans on Automatic Control, 2012, 57(4): 1035-1050.
- [11] 朱芳来, 岑峰, 董学平. 一种基于全维和降维观测器的故障检测和重构方法[J]. 控制与决策, 2011, 26(2): 258-262.
(Zhu F L, Cen F, Dong X P. A kind of fault detection and fault reconstruction based on full-order and reduced-order observers[J]. Control and Decision, 2011, 26(2): 258-262.)
- [12] Christopher E. A comparison of sliding mode and unknown input observers for fault reconstruction[C]. Proc of 43rd IEEE Conf on Decision and Control. Bahamas, 2004: 5279-5284.

(责任编辑: 滕 蓉)