

## 四旋翼飞行器的容错姿态稳定控制

宫勋, 王丽

(长春光学精密机械与物理研究所, 长春 130033)

**摘要:** 在近十年间,飞行系统的可靠性问题得到了飞行控制领域越来越多的重视。以一种全新的垂直起降飞行器——四旋翼飞行器作为研究对象,设计具有高可靠性的姿态稳定控制系统,为了补偿执行机构发生故障给飞行控制品质带来的影响,一种主动容错技术将被应用于姿态控制系统的设计中,主要设计了一个基于状态观测器技术的鲁棒故障检测环节与一个可容错重构的姿态控制器,在设计控制系统的同时,还对于故障检测的鲁棒性与快速性、重构控制系统的稳定性进行了理论分析。最后通过数值仿真,对容错控制系统中各个环节的效果进行了验证。

**关键词:** 四旋翼飞行器; 姿态控制; 故障检测; 基于模型的状态观测器

中图分类号: V275+.1; TP273.2 文献标志码: A 文章编号: 1671-637X(2014)07-0014-05

## Attitude Stability Control of the Quad-Rotor Aircraft Based on Fault-Tolerant Technology

GONG Xun, WANG Li

(Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, CAS, Changchun 130033, China)

**Abstract:** Throughout the last decade, more and more attentions have been focused on the reliability of flight system in the aircraft control. In this paper, a high-reliability attitude stability control system was designed for a novel VTOL unmanned aerial vehicle (UAV), a quad-rotor aircraft. In order to compensate for the influence of the actuator fault to the aircraft control, an active fault-tolerant control system was introduced into the attitude control system. This scheme was composed of two components: A robust fault detection module using the model-based observation approach and a reconfigurable controller. The robustness and stability of the fault-tolerant control scheme were also analyzed theoretically. The availability of the proposed scheme was verified through numerical simulation.

**Key words:** quad-rotor aircraft; attitude control; fault detection; model-based observation

### 0 引言

如何提高飞行器的可靠性已成为飞行器控制与设计领域内的一个重要研究内容,特别是对于无人飞行器,保证其能够自动地识别故障并处理故障已成为提高飞行器自主能力的关键环节。容错控制技术就是当控制系统出现了一定程度范围内的故障时,能够自主补偿故障产生的影响并维持系统控制效果的一种先进控制方法<sup>[1]</sup>,已被广泛应用于航空航天控制领域<sup>[2-4]</sup>。

四旋翼无人机属于一种微小型旋翼式无人飞行器,具有外形简单、结构紧凑、灵活机动等优点,已成为

无人机领域内的研究热点<sup>[5]</sup>。近几年来,随着四旋翼无人机被应用于实际任务中,针对其容错飞行控制的研究也逐渐开展,并取得了一定的成果。文献[6]提出一种基于滑模控制的容错重构配置策略,保证了无人机在执行机构出现故障时能够安全降落,但其研究内容仅限于失效故障,对于增益型故障没有涉及;文献[7]则针对驱动旋翼的增益型故障设计了自适应容错控制系统,可对多个驱动单元的故障进行处理,但缺少针对故障检测环节的深入分析;文献[8]尽管对四旋翼飞行器的驱动单元失效与增益故障都进行了研究,但只考虑了一个单元出现故障的情况,并且对故障的检测问题也没有涉及。

### 1 问题的描述

#### 1.1 飞行器的动力学分析

首先选取飞行器的机体坐标系  $Ox_b y_b z_b$  以及地面

收稿日期:2013-09-02

修回日期:2013-12-18

基金项目:国家自然科学基金(61304017)

作者简介:宫勋(1982—),男,吉林长春人,博士,助理研究员,研究方向为飞行器控制系统设计。

坐标系  $Ox_g y_g z_g$  作为进行飞行器动力学分析的基准。四旋翼无人飞行器的结构如图1所示。

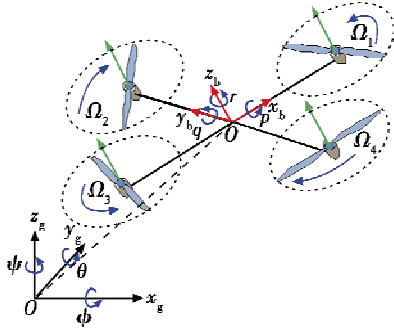


图1 四旋翼飞行器结构图

Fig.1 The scheme of a quad-rotor aircraft

图1中,  $\Omega_i, i=1,2,3,4$ , 表示4个旋翼的转速。飞行器的前、后两旋翼沿顺时针方向旋转, 而左、右两旋翼则沿逆时针旋转。这种旋翼的配置方法可以保证为飞行器提供所需的升力以及偏航力矩, 而飞行器的俯仰(滚转)运动可以通过调节前后(左右)2个旋翼的转速差来实现。

这种四旋翼飞行器可被视为一种具有空间六自由度的运动刚体, 将其动力学模型分解为相关的2个子系统<sup>[9]</sup>, 即平动模型与转动模型, 并通过 Newton-Euler 方程进行求解。此外, 考虑到飞行器一般工作于较低飞行速度的情况, 将涡环状态、挥舞运动等外部扰动统一视为一个未知扰动力矩(或力)。选取向量  $\xi = [\phi, \theta, \psi]^T$ , 表示四旋翼飞行器的欧拉角, 而向量  $\omega = [p, q, r]^T$ , 表示飞行器的角速度在其机体坐标系下的投影, 这样飞行器的姿态转动动力学方程就可由 Newton-Euler 方程得到

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

式中, 向量  $M$  为由旋翼驱动单元提供的合力矩。可以表示为

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

式中:  $k_1$  为旋翼的升力系数;  $k_2$  为反扭力矩系数;  $l$  表示旋翼转轴到飞行器机体中心的距离。式(1)中的动量矩  $H$  可被表示为  $H = \text{diag}(I_x p, I_y q, I_z r)$ , 其中,  $I_i, i=x, y, z$ , 表示飞行器的转动惯量,  $\Delta M$  则为飞行器受到的未知力矩的统一表示。

飞行器姿态转动的运动学方程用来表示飞行器的角速度  $\omega$  与其欧拉角速率  $\dot{\xi}$  之间的转换关系, 通过机体坐标系与地面坐标系之间的转换矩阵求取, 可以得到

$$\dot{\xi} = T \cdot \omega \quad (3)$$

式中, 转换矩阵  $T \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$  的表达形式见文献[10]。

选取向量  $P = [x, y, z]^T$ , 代表飞行器在惯性空间  $E$  中的位置, 则其平动的动力学方程可表示为

$$m\ddot{P} = R \cdot F + [0 \ 0 \ -mg]^T + \Delta F \quad (4)$$

式中:  $R$  是一个由飞行器姿态角决定的正交转换矩阵<sup>[11]</sup>; 升力  $F$  可表示为

$$F = [0 \ 0 \ k_1(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2)]^T \quad (5)$$

而  $\Delta F$  为未建模外力的统一表示。

## 1.2 驱动单元故障模型

驱动单元的增益型故障一般是指其操纵面出现了部分损伤, 而使其只能提供所期望控制量的一部分量<sup>[12]</sup>。在本文中, 这种故障可由一个乘法算式表示为

$$\Omega_i^2 = \alpha_i \Omega_{ic}^2, \quad i=1,2,3,4 \quad (6)$$

式中:  $\Omega_{ic}$  为控制系统向旋翼  $i$  发出的指令转速; 效率系数  $\alpha_i$  为旋翼  $i$  发生故障的程度, 其中,  $\alpha = 0$ , 表示一种“完全失效”故障,  $\alpha = 1$ , 则表示无故障发生, 而  $0 < \alpha < 1$ , 即为“增益型”故障。因此, 可以在飞行器的动力学模型中加入一个  $4 \times 4$  的对角矩阵函数  $f(t)$  来表示各个旋翼驱动单元可能出现的故障情况, 且其满足条件

$$f(t) = \begin{cases} \text{diag}(1, 1, 1, 1), & t < T_0 \\ \text{diag}(\alpha_1, \alpha_2, \alpha_3, \alpha_4), & t \geq T_0 \end{cases} \quad (7)$$

式中,  $T_0$  表示故障的发生时间。

## 1.3 带有驱动单元故障的四旋翼飞行器动力学模型

为保证在驱动单元发生增益型故障的情况下飞行器依然能够保持指定姿态, 在本小节中选取向量  $\eta = [z, \phi, \theta, \psi]^T$ , 作为研究对象模型的状态量。而由于在悬停状态下滚转角  $\phi$  与俯仰角  $\theta$  一般要保持在零度, 则式(3)中的转换矩阵  $T$  可以简化为一个单位矩阵。综上所述, 定义  $\eta_1 = \eta$  与  $\eta_2 = \dot{\eta}$  就可以得到存在执行单元故障与未知扰动时, 四旋翼飞行器悬停状态下的动力学模型为

$$\begin{bmatrix} \dot{\eta}_1 \\ \dot{\eta}_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \eta_2 \\ A(\eta_1, \eta_2) + B(\eta_1)f(t)\Omega_c + \Delta d \end{bmatrix} \quad (8)$$

式中: 函数矩阵  $A(\eta_1, \eta_2)$  与  $B(\eta_1)$  可以由式(1), 式(3), 式(4)与式(5)推导得出; 而向量  $\Delta d$  表示由  $\Delta F$  与  $\Delta M$  组成的未知扰动, 且满足有界假设  $|d_i| \leq \rho_i$ 。

## 2 飞行器容错姿态稳定控制

本节的主要工作是设计四旋翼飞行器的容错姿态稳定控制系统, 在保证飞行器能够稳定跟踪期望姿态信号的同时, 还能对其高度位置进行准确调节。整套容错控制系统由飞行器的故障检测环节与可重构控制器2个主要部分组成。本节在设计过程中还将对容错系统的鲁棒性与稳定性进行分析。

## 2.1 构造故障检测环节

为了能够迅速响应驱动单元故障并简化检测算法以便于其在实时系统中的应用,在本节中将采用基于模型的状态观测器技术设计飞行器的故障检测单元。考虑到对于实际的四旋翼飞行器,其状态向量  $\boldsymbol{\eta}_2$  可由机载的传感器准确、快速地测量,因此将其作为观测器的估计变量。定义  $\hat{\boldsymbol{\eta}}_2$  为  $\boldsymbol{\eta}_2$  的估计值,则由动力学模型式(8)可以得到故障检测观测器为

$$\dot{\hat{\boldsymbol{\eta}}}_2 = -\mathbf{G}(\hat{\boldsymbol{\eta}}_2 - \boldsymbol{\eta}_2) + \mathbf{A}(\boldsymbol{\eta}_1, \boldsymbol{\eta}_2) + \mathbf{B}(\boldsymbol{\eta}_1) \cdot \boldsymbol{\Omega}_c \quad (9)$$

式中,  $\mathbf{G} = \text{diag}(g_1, g_2, g_3, g_4)$ , 是一个正定的4维对角矩阵,表示观测器的极点。这样,当取  $\boldsymbol{\varepsilon} = \boldsymbol{\eta}_2 - \hat{\boldsymbol{\eta}}_2$  为状态估计误差时,由式(8)与式(9)就可以得到  $\boldsymbol{\varepsilon}$  的动态特性方程为

$$\dot{\boldsymbol{\varepsilon}} = -\mathbf{G}\boldsymbol{\varepsilon} + \mathbf{B}(\mathbf{f}(t)\boldsymbol{\Omega}_c - \boldsymbol{\Omega}_c) + \Delta\mathbf{d} \quad (10)$$

在本文中选取  $\boldsymbol{\varepsilon}$  为故障检测的残差信号,而由于存在未建模扰动,使得即便没有故障发生  $\boldsymbol{\varepsilon}$  仍然不能保证收敛到零。因此,为了防止故障检测过程中出现误报现象,在残差决策部分加入一个死区环节,即有

$$\begin{cases} |\varepsilon_i| \leq \bar{\varepsilon}_i, \forall i \in [1, 2, 3, 4], & \text{无故障} \\ |\varepsilon_i| > \bar{\varepsilon}_i, \exists i \in [1, 2, 3, 4], & \text{发生故障} \end{cases} \quad (11)$$

式中,  $\bar{\varepsilon}_i$  为死区环节的阈值。由文献[13]的定理1可知,利用残差动态模型式(10)与残差判定关系式(11)可以得到故障检测时间为

$$\dot{\boldsymbol{\varepsilon}}_i = -g_i \boldsymbol{\varepsilon}_i + \Delta\mathbf{d}_i \quad (12)$$

由于未知扰动满足有界假设  $|\mathbf{d}_i| \leq \rho_i$ , 则求解式(12)可以得到

$$|\boldsymbol{\varepsilon}_i(t)| \leq \rho_i \int_0^t e^{-g_i(t-\tau)} d\tau = \frac{\rho_i}{g_i} (1 - e^{-g_i t}) \quad (13)$$

因此残差决策的时变死区阈值可以选择为

$$\bar{\varepsilon}_i(t) = \frac{\rho_i}{g_i} (1 - e^{-g_i t}) \quad (14)$$

以保证故障算法的鲁棒性,避免产生误报信号。

## 2.2 设计可重构的容错控制器

由 Quad-Rotor 飞行器的故障动力学模型式(6)可知,在执行单元增益型故障的影响下,飞行器动态特性没有本质上的变化,只是由于驱动单元输出能力上的变化使得模型中的输入矩阵参数产生了变化,可以通过自适应逼近故障函数矩阵  $\mathbf{f}(t)$  并利用其补偿故障对飞行控制效果的影响。因此,本小节中设计的自重构容错控制器将包含两个部分:针对无故障情况的标称控制器以及一个辅助的自适应逼近环节。当没有故障被检测到时,利用标称控制器实现飞行器的稳定控制。而当故障检测信号产生后,辅助自适应函数被激活用以估计故障系数,容错控制器利用逼近信号重构控制算法,补偿执行单元故障对于飞行器飞行控制性能的影响。

标称控制器的设计可基于 Backstepping 反步控制理论,定义一个辅助变量  $\mathbf{z} = [\mathbf{z}_1, \mathbf{z}_2]^T$ , 满足  $\mathbf{z}_1 = \boldsymbol{\eta}_1 - \boldsymbol{\eta}_d$  以及  $\mathbf{z}_2 = \boldsymbol{\eta}_2 - \dot{\boldsymbol{\eta}}_d + T_1 \mathbf{z}_1$ ,  $\boldsymbol{\eta}_d$  表示期望的飞行器高度以及姿态角信号。这样就可以得到标称控制器输出的旋翼转速指令为

$$\boldsymbol{\Omega}_c = (\mathbf{B})^{-1} (\ddot{\boldsymbol{\eta}}_d - \mathbf{K}_1 \dot{\mathbf{z}}_1 - \mathbf{K}_2 \mathbf{z}_2 - \dot{\mathbf{z}}_1 - \mathbf{A} - \text{con}(\mathbf{z}_2) \sum_{j=1}^4 \rho_j^2) \quad (15)$$

式中,  $\mathbf{K}_1 = \text{diag}(k_1^1, k_2^1, k_3^1, k_4^1)$  与  $\mathbf{K}_2 = \text{diag}(k_1^2, k_2^2, k_3^2, k_4^2)$  均为预先设定的正定对称系数矩阵。函数  $\text{con}(\mathbf{z}_2)$  则表示为

$$\text{con}(\mathbf{z}_2) = \begin{cases} \gamma^2 \frac{\mathbf{z}_2}{\|\mathbf{z}_2\|^2}, & \|\mathbf{z}_2\| > \nu \\ 0, & \text{else} \end{cases} \quad (16)$$

式中,  $\gamma$  与  $\nu$  均为设计参数。当没有驱动单元故障发生时,在标称控制器作用下四旋翼飞行器的稳定性可由 Lyapunov 函数直接证明。

故障报警信号产生后,辅助的自适应性估计环节将被激活,标称控制器将利用其输出信号进行重构,以补偿驱动单元故障对飞行状态的影响,保证飞行器继续稳定悬停。选取  $\mathbf{q} = [q_1, q_2]$  作为估计环节的状态向量,并设计其动态特性为

$$\begin{bmatrix} \dot{q}_1 \\ \dot{q}_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} q_2 \\ \mathbf{\Gamma} \bar{\mathbf{e}}_2 + \mathbf{A}(\boldsymbol{\eta}_1, \boldsymbol{\eta}_2) + \mathbf{B} \bar{\mathbf{f}}(t) \boldsymbol{\Omega}_c + \text{con}(\bar{\mathbf{e}}_2) \sum_{j=1}^4 \rho_j^2 \end{bmatrix} \quad (17)$$

式中:  $\bar{\mathbf{e}}_1 = \boldsymbol{\eta}_1 - \mathbf{q}_1$  与  $\bar{\mathbf{e}}_2 = \boldsymbol{\eta}_2 - \mathbf{q}_2 + \bar{\mathbf{e}}_1$  为误差变量;  $\mathbf{\Gamma}$  为预先设计的系数矩阵; 函数矩阵  $\bar{\mathbf{f}}(t) = \text{diag}(\bar{f}_1, \bar{f}_2, \bar{f}_3, \bar{f}_4)$  是对故障系数矩阵的自适应逼近,更新算法满足

$$\frac{d\bar{f}_i}{dt} = \lambda_i \sum_{j=1}^4 \bar{e}_2^j b_{ji} \Omega_c^2, \quad i = 1, 2, 3, 4 \quad (18)$$

式中:  $\lambda_i > 0, i = 1, 2, 3, 4$ , 表示式(18)的逼近速度;  $b_{ji}$  表示输入矩阵  $\mathbf{B}$  中的对应元素;  $\bar{e}_2^j$  表示误差变量  $\bar{\mathbf{e}}_2$  的第  $j$  个元素。由此可以得到,各个旋翼的期望转速信号被重构为

$$\boldsymbol{\Omega}_c = (\mathbf{B} \bar{\mathbf{f}})^{-1} [ -\mathbf{\Gamma} \cdot \bar{\mathbf{e}}_2 - \mathbf{A}(\boldsymbol{\eta}_1, \boldsymbol{\eta}_2) + \ddot{\boldsymbol{\eta}}_d - \mathbf{K}_3 \cdot \bar{\mathbf{z}}_2 - \text{con}(\bar{\mathbf{e}}_2) \sum_{j=1}^4 \rho_j^2 ] \quad (19)$$

式中:  $\bar{\mathbf{z}}_1 = \mathbf{q}_1 - \boldsymbol{\eta}_d$ ;  $\bar{\mathbf{z}}_2 = \mathbf{q}_2 - \dot{\boldsymbol{\eta}}_d + \bar{\mathbf{z}}_1$ 。

结论1 执行单元出现满足关系式(7)的增益型故障情况下,Quad-Rotor 飞行器在重构控制算法式(19)、自适应估计函数式(17)以及故障系数逼近函数式(18)的作用下,仍然可以保持稳定飞行状态。

证明 首先引入一个 Lyapunov 函数

$$V = \frac{1}{2} \bar{\mathbf{e}}_1^T \bar{\mathbf{e}}_1 + \frac{1}{2} \bar{\mathbf{e}}_2^T \bar{\mathbf{e}}_2 + \frac{1}{2} \bar{\mathbf{z}}_1^T \bar{\mathbf{z}}_1 + \frac{1}{2} \bar{\mathbf{z}}_2^T \bar{\mathbf{z}}_2 + \sum_{i=1}^4 \frac{1}{2\lambda_i} \tilde{\mathbf{f}}_i^2 \quad (20)$$

且有  $\tilde{\mathbf{f}}(t) = \mathbf{f}_r - \bar{\mathbf{f}}$ , 表示对于故障逼近的误差。

则计算其关于时间的导数可以得到

$$\begin{aligned} \dot{V} = & \bar{\mathbf{z}}_1^T \dot{\bar{\mathbf{z}}}_1 + \bar{\mathbf{z}}_2^T \dot{\bar{\mathbf{z}}}_2 + \bar{\mathbf{e}}_1^T \dot{\bar{\mathbf{e}}}_1 + \bar{\mathbf{e}}_2^T \dot{\bar{\mathbf{e}}}_2 - \sum_{i=1}^4 \frac{1}{\lambda_i} \tilde{\mathbf{f}}_i \dot{\tilde{\mathbf{f}}}_i = \\ & \bar{\mathbf{z}}_1^T (\dot{\bar{\mathbf{z}}}_2 - \dot{\bar{\mathbf{z}}}_1) + \bar{\mathbf{z}}_2^T (-K_3 \bar{\mathbf{z}}_2 + \dot{\bar{\mathbf{z}}}_1) + \bar{\mathbf{e}}_1^T (\dot{\bar{\mathbf{e}}}_2 - \dot{\bar{\mathbf{e}}}_1) + \\ & \bar{\mathbf{e}}_2^T (-\Gamma \bar{\mathbf{e}}_2 + \mathbf{B} \cdot \tilde{\mathbf{f}} \Omega_c + \Delta \mathbf{d} - \text{con}(\bar{\mathbf{e}}_2) \sum_{j=1}^4 \rho_j^2) - \\ & \sum_{i=1}^4 \tilde{\mathbf{f}}_i \dot{\tilde{\mathbf{f}}}_i \leq -\bar{\mathbf{z}}_1^T \bar{\mathbf{z}}_1 - \bar{\mathbf{z}}_2^T (K_3 - \mathbf{I}) \bar{\mathbf{z}}_2 - \\ & \bar{\mathbf{e}}_1^T \bar{\mathbf{e}}_1 - \bar{\mathbf{e}}_2^T \left( \Gamma - \left( 1 + \frac{1}{4\gamma^2} \right) \mathbf{I} \right) \bar{\mathbf{e}}_2 \end{aligned} \quad (21)$$

由上式可得, 当参数满足条件  $K_3 - \mathbf{I} > 0$  以及  $\Gamma - \left( 1 + \frac{1}{4\gamma^2} \right) \mathbf{I} > 0$  时  $\dot{V} \leq 0$ , 即能保证自适应观测环节的状态量  $\mathbf{q}$  将渐近收敛于期望的轨迹信号  $\boldsymbol{\eta}_d$ , 飞行器的状态变量  $\boldsymbol{\eta}$  则将收敛到辅助变量  $\mathbf{q}$ 。因此可以认为  $\boldsymbol{\eta}$  将渐近收敛到轨迹信号  $\boldsymbol{\eta}_d$ , 即在执行单元出现增益型故障的情况下, 飞行器依然能够保证对于期望轨迹信号的跟踪。另外, 由式(21)也可看出, 估计值  $\tilde{\mathbf{f}}_i$  不能保证精确地收敛到故障系数  $\alpha_i$ 。且由其更新式(18)可知, 只有选取适宜的收敛参数  $\lambda_i$  才能保证在跟踪误差  $\bar{\mathbf{e}}_2$  收敛到零之前, 故障系数估计值  $\tilde{\mathbf{f}}_i$  精确逼近到  $\alpha_i$ 。

对比容错重构控制算法中自适应函数式(18)与故障检测观测器式(9)的维数可以得到: 故障检测到之前只有三维函数式(9)进行计算, 而只有故障检测到之后六维算式(18)才被激活, 因此, 这种容错结构可以有效地减少计算量。

对于主动容错控制系统, 不但要求其具有较强的鲁棒性, 能保证不出现误报现象, 还要求其对于故障有较高的敏感性, 保证在飞行器失控之前检测到故障的发生以便重构控制系统。

**结论 2** 当 Quad-Rotor 飞行器采用的故障检测如式(9)~式(11)与式(14)所示时, 标称控制系统式(15)可以保证在执行机构出现故障且故障尚未被检测到之前飞行器系统的安全运行。

**证明** 当执行单元出现故障, 则由故障检测环节式(9)~式(11)可以得到状态估计误差  $\boldsymbol{\varepsilon}$  的第  $i$  个元素满足

$$\dot{\boldsymbol{\varepsilon}}_i = -g_i \boldsymbol{\varepsilon}_i + b_i (\mathbf{f}(t) \Omega_c - \Omega_c) + \Delta \mathbf{d}_i \quad (22)$$

则由文献[13]的定理3, 可进一步解得

$$\boldsymbol{\varepsilon}_i(t) = \boldsymbol{\varepsilon}_i(T_0) e^{-g_i t} + \int_{T_0}^t e^{-g_i(t-\tau)} [b_i (\mathbf{f} - \mathbf{I}) \Omega_c(\tau) + \Delta \mathbf{d}_i(\tau)] d\tau \quad (23)$$

由于目前故障还没有被检测到, 则由式(14)与式(23)可以得到

$$\begin{aligned} \left| \int_{T_0}^t e^{-g_i(t-\tau)} b_i (\mathbf{f} - \mathbf{I}) \Omega_c(\tau) d\tau \right| & \leq \boldsymbol{\varepsilon}_i(t_0) e^{-g_i(t-T_0)} + \frac{\rho_i}{g_i} (1 - e^{-g_i t}) \\ & + \left| \int_{T_0}^t e^{-g_i(t-\tau)} \Delta \mathbf{d}_i(\tau) d\tau \right| \leq 2 \frac{\rho_i}{g_i} (1 - e^{-g_i t}) \end{aligned} \quad (24)$$

设计一个 Lyapunov 函数为  $\bar{V} = \frac{1}{2} \mathbf{z}_1^T \mathbf{z}_1 + \frac{1}{2} \mathbf{z}_2^T \mathbf{z}_2$ , 则可以得到在执行单元出现增益型故障的情况下, 其关于时间的导数为

$$\begin{aligned} \dot{\bar{V}} = & \mathbf{z}_1^T \dot{\mathbf{z}}_1 + \mathbf{z}_2^T \dot{\mathbf{z}}_2 \leq -\mathbf{z}_1^T \mathbf{K}_1 \mathbf{z}_1 - \mathbf{z}_2^T \left( \mathbf{K}_2 - \frac{1}{4\gamma^2} \right) \mathbf{z}_2 + \\ & \mathbf{B}(\mathbf{f} - \mathbf{I}) \Omega_c \leq -v_T \bar{V} + \mathbf{B}(\mathbf{f} - \mathbf{I}) \Omega_c \end{aligned} \quad (25)$$

式中,  $v_T = \min \left\{ k_i^1, \left( k_i^2 - \frac{1}{4\gamma^2} \right) \right\}$ 。对式(25)的两端进行积分可以得到

$$\begin{aligned} |\bar{V}| & \leq |\bar{V}(T_0)| e^{-v_T t} + \left| \int_{T_0}^t e^{-g_i(t-\tau)} b_i \Delta \mathbf{f}_F \Omega_c(\tau) d\tau \right| \leq \\ & |\bar{V}(T_0)| e^{-v_T t} + 2 \frac{\rho_i}{g_i} (1 - e^{-g_i t}) \end{aligned} \quad (26)$$

当飞行器的执行单元出现故障之后, 标称控制系统可以保证飞行器的飞行姿态保持在一定范围之内, 直到故障检测环节发出故障信号激活自重构控制器, 同时, 这也从另一方面表明了所设计故障检测算法具有充分的快速性, 能保证飞行器系统在彻底失控之前检测到故障的发生。

### 3 仿真结果与分析

在本节中, 将通过计算机仿真对本文中设计的四旋翼飞行器主动容错控制系统的控制效果进行验证。

首先, 验证故障检测环节的鲁棒性与标称控制系统的控制效果, 在仿真中不引入执行单元的故障, 并控制飞行器从初始姿态角度  $\boldsymbol{\eta}_0 = [0.2, 0.3, 0]^T$  运动到  $\boldsymbol{\eta}_d = [0, 0, 0.5]^T$ 。故障检测算法中观测器收敛系数矩阵  $\mathbf{G}$  的参数选取为  $g_i = 5$ , 未知扰动的上界被认为  $\rho_i = 0.2$ 。图2显示了在没有执行单元故障的条件下标称控制器能精确地控制飞行器跟踪期望姿态信号, 而图3则显示了在飞行器轨迹跟踪飞行过程中故障观测器产生的残差信号曲线以及故障判定门限值的变化曲线。

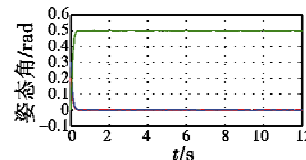


图2 无故障情况下

姿态跟踪曲线

Fig. 2 Attitude tracking curves without fault

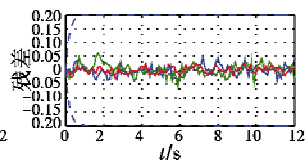


图3 观测器残差

信号曲线

Fig. 3 Residual curves of fault observer

可以看出, 尽管受到未知扰动的影响, 使得故障观测器的残差信号无法收敛到零, 但仍然一直保持在故

障检测死区区间之内,因此不会有故障信号产生,证明了故障检测算法对于未知的外部扰动具有良好的鲁棒性,可以有效地避免误报故障信号的产生。

第二次仿真中,在  $T_0 = 5 \text{ s}$  时刻,在 1 号执行单元位置引入增益型的故障,且故障系数矩阵选取为  $f_H = \text{diag}(0.7, 1, 1, 1)$ 。由图 4 所示的故障观测器的残差信号曲线可知,在约为  $T_d = 5.003 \text{ s}$  时刻,残差信号就超出了故障判定阈值,故障被检测到。而图 5 则显示了尽管执行单元故障使飞行器姿态受到了明显影响,但当故障被检测到而控制器重构算法被激活后,飞行器又重新回到了期望姿态,证明了重构控制器的控制效果。同时,仿真结果也表明了,在故障发生之后而故障信号尚未产生的时间区间内,飞行器在标称控制器的作用下依然保证了不会出现完全的失控现象,这证明了设计的故障检测环节满足了快速性要求。

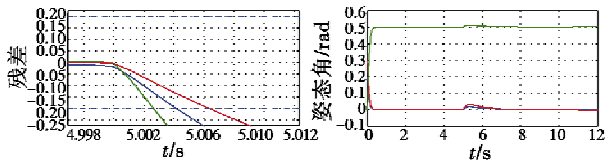


图 4 引入增益故障后观测器残差信号曲线

Fig. 4 Residual curves of fault observer with actuator fault

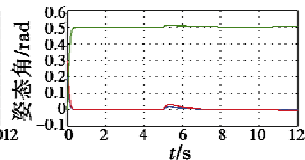


图 5 飞行器容错姿态控制曲线

Fig. 5 Attitude signals of quad-rotor aircraft under fault-tolerant control

#### 4 结束语

近些年来,容错控制技术作为一种提高飞行器系统可靠性的有效手段得到了长足的发展。本文针对四旋翼飞行器的容错问题进行了研究,设计了飞行器的主动容错控制系统,以保证其在执行单元出现故障的情况下仍能稳定跟踪期望姿态信号。数值仿真结果证明,设计的故障检测环节能够有效地克服未知扰动影响,避免误报信号的产生,并在故障发生之后快速产生故障信号;而容错自重构控制器则可以克服故障执行单元的影响,保证飞行器重新回到期望姿态。

#### 参考文献

- [1] ZHANG X, PARISINI T, POLYCARPOU M M. Adaptive fault-tolerant control of nonlinear uncertain systems; An information-based diagnostic approach [J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 2004, 49(8):1259-1274.
- [2] BOSKOVIC J D, MEHRA R K. Robust fault-tolerant control design for aircraft under state-dependent disturbances [J]. AIAA J Guid, Control Dyn, 2005, 28(5):902-917.
- [3] BOSKOVIC J D, MEHRA R K. A Decentralized fault-tolerant control system for accommodation of failures in higher-order flight control actuators [J]. IEEE Transactions on Control System Technology, 2010, 18(5):1103-1115.
- [4] LIN C L, LIU C T. Failure detection and adaptive compensation for fault tolerable flight control systems [J]. IEEE Transactions on Industrial Informatics, 2007, 3(4):323-331.
- [5] HABLY A, MARCHAND N. Global stabilization of a four rotor helicopter with bounded inputs [C]//Proceeding of the IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems, San Diego, USA, 2007:129-134.
- [6] SHARIFI F, MIRZAEI M, GORDON B W, et al. Fault tolerant control of a quadrotor UAV using sliding mode control [C]//Proceedings of the Conference on Control and Fault Tolerant Systems, Nice France, 2010:239-244.
- [7] RANJBARAN M, KHORASANI K. Generalized fault recovery of an under-actuated quadrotor aerial vehicle [C]//Proceedings of the American Control Conference, Montreal Canada, 2012:2515-2520.
- [8] JIANG H, YU Y, DING X, et al. A fault tolerant control strategy for quadrotor UAVs based on trajectory linearization approach [C]//Proceedings of the IEEE International Conference on Mechatronics and Automation, Chengdu China 2012:1174-1179.
- [9] BOUABDALLAH S, SIEGWART R. Back-stepping and sliding-mode techniques applied to an indoor micro quadrotor [C]//Proceeding of the IEEE International Conference on Robotics and Automation. Barcelona, Spain, 2005:2247-2252.
- [10] FANTONI L, LOZANO R. Non-linear control for under-actuated mechanical systems [M]. Berlin; Springer-Verlag, 2002.
- [11] RAFFO G V, ORTEGA M G, RUBIO F R. Backstepping/nonlinear hinf control for path tracking of a quadrotor unmanned aerial vehicle [C]//Proceeding of the American Control Conference, Washington USA, 2008:3356-3361.
- [12] MAYBECK P S. Application of multiple model adaptive algorithms to reconfigurable flight control [J]. Control Dynamic System, 1992(52):291-320.
- [13] GARIMELLA P, YAO B. An adaptive robust framework for model-based state fault detection [C]//Proceeding of the American Control Conference, Minnesota USA, 2006:5692-5697.