无人机防滑刹车系统输出受限容错控制

孙辉, 闫建国, 屈耀红

(西北工业大学 自动化学院, 陕西 西安 710129)

摘 要:研究了基于滑模观测器的无人机防滑刹车系统执行机构故障的容错控制方法。在考虑外界不确定干扰的同时,对执行机构故障的防滑刹车系统进行建模,构造非线性滑模观测器,利用滑模等值原理重构出执行机构故障值。将重构出的故障引入补偿控制律设计中,并结合障碍李雅普诺夫函数反演方法设计容错控制律,使得输出滑移率保持在一定约束区间内,通过构造干扰自适应估计器,消除了未知干扰和模型不确定性对系统的影响,基于李雅普诺夫理论及相关原理证明了该闭环系统半全局一致最终有界,最后通过仿真验证了所提方法的有效性。

关 键 词:反步;故障重构;李雅普诺夫函数;容错控制器;闭环控制;无人机;MATLAB
中图分类号:TP237 **文献标志码**:A **文章编号**:1000-2758(2017)03-0355-09

在近二十年来,反馈式的防滑刹车控制律有效的应用于各类飞机防滑控制中[1-3]。然而,飞机防滑刹车系统数学模型却具有一定的非线性和不确定性。众多论文研究均是基于滑移速度控制式多门限偏压调节(PBM)的控制方法应用于防滑刹车控制律设计,但是由于防滑刹车系统常存在低速打滑现象,故而控制效果并不理想。现有的控制方式大多是基于最佳滑移率控制来设计相应的防滑刹车控制律[4-5],但这类设计均没有考虑刹车系统出现故障时处置策略。若刹车控制的执行机构一旦出现故障,不仅无法完成正常刹车,有时会使得飞机偏离跑道,造成不可避免的飞行事故。容错控制作为飞机着陆研究的基础和关键技术,对保障飞机的安全运行具有重要的意义。

基于观测器的鲁棒型故障重构技术广泛的被用于故障诊断领域中,常见的方法有基于状态观测器、基于神经网络观测器、基于卡尔曼滤波估计器和基于自适应观测器的故障重构[6]。基于卡尔曼滤波估计器、神经网络观测器和基于自适应观测器的故障重构方法对参数的依赖性较强,容易受系统参数的变化影响。由于滑模观测器具有较强的鲁棒性,对系统的不确定性和非线性不敏感,可以达到故障重构的目的。文献[7]将滑模观测器应用于直流电机传感器故障的容错控制中,采用误差等效注入算法设计滑模观测器来重构传感器故障,取得了较好的控制效果。但在该文献中被控对象被简化为线性系统来进行考虑,其实效性较差,结论很难推广至非线性系统。文献[8]提出一种新型的滑模观测器设计方法,将传感器故障通过虚拟状态转换,等效为执行机构故障,重新设计二阶滑模观测器来检测和重构传感器故障。文献[9]针对非线性系统执行机构故障提出了一种非线性鲁棒滑模观测器,可以以任意精度来在线估计执行机构故障,但是其使用线性矩阵不等式(LMI),对滑模参数进行选择,增加了估计系统的复杂度,而且该观测器的设计是在故障上界已知的前提下进行的,具有一定的保守性。文献[10]提出一种滑模观测器的设计方法,用于对非线性系统中的传感器、执行器和被控对象的故障检测,然而该文献仅考虑了故障检测并未考虑重构,并不能应用于容错控制器设计当中。

基于滑移率控制的防滑刹车系统设计,研究的重点在于调节滑移率使其对于不同跑道路面设定最优值进行跟踪,通常根据滑移率与结合系数的关系,将刹车工作点描述为位于稳定或不稳定区域[11]。这就要求了控制器的设计必须要满足一定的输出受限条件,使得系统总是工作在稳定区域内。近几年,

收稿日期:2016-10-15 **基金项目**:国家自然科学基金(60974146、61473229)资助
作者简介:孙辉(1985—),西北工业大学博研究生,主要从事非线性系统故障诊断与容错控制的研究。

基于反步设计的容错控制方法设计层出不穷。文献[12]将模糊理论同反步控制方法相结合,提出基于反步控制的模糊自适应容错方法,应用模糊理论来估计模型中的未知非线性不确定项,设计滤波器用于估计系统中不可测状态,最后结合反步控制理论推导出容错控制律,得到了较理想的仿真效果。但是,文中的执行机构故障类型,被假设为已知。实际中系统发生故障时,故障类型往往不可准确获知的。该方法的推广具有一定的局限性。障碍李雅普诺夫函数结合反步控制方法首先被应用于解决 Brunovsky 形式非线性系统的输出受限问题。文献[13]针对严反馈非线性系统,提出通过合适的参数选择,考虑输出受限,将反步法应用于该系统控制器设计中,获得无超调控制效果。P T Keng 等学者[14]探索性研究了非对称障碍李雅普诺夫函数,放宽了应用初始条件,使其作为一种通用型方法。以上文献,仅考虑非线性系统在正常工况下的稳定控制,并未考虑执行器故障时的状况,同时也未考虑外部未知扰动和不确定项时的系统稳定控制。

针对上述问题,考虑无人机防滑刹车系统输出受限和执行机构故障,本文提出一种基于非线性滑模观测器的主动容错反演动态面控制方法。设计滑模观测器,采用滑模等值原理,实时重构出执行机构故障值,然后采用障碍李雅普诺夫函数的反演方法来设计容错控制器,将重构出的故障值作为控制器补偿项,用于容错控制,最终使得系统输出有界,并且消除由外界未知干扰和模型不确定项对闭环容错系统的影响。该策略用于无人机防滑容错控制器设计,可以保证滑移率在任意状态下均能在约束区间内,在系统存在未知扰动或不确定项时,系统可以实现及时稳定跟踪,同时提高了系统的鲁棒性和容错能力。

1 问题描述

考虑包含执行机构故障的刹车系统数学模型为不确定非线性系统。建立刹车系统模型时不考虑飞机的横侧向运动,假设所有主机轮的作动机构均具有一致性和同步性,因此刹车控制系统可以简化为仅对单个机轮的控制[5],而本文主要应用于基于滑移率设计的防滑刹车控制系统,则滑移率 δ 可以被定义为

$$\delta = \frac{V_x - R_{vb}\omega_w}{V_x} \tag{1}$$

对(1)式两边求导可得

$$\dot{\delta} = f(\delta) + \frac{R_{vb}}{V_x J}T_b \tag{2}$$

式中

$$f(\delta) = -\frac{\delta}{V_x}F_1 + \frac{F_1}{V_x} - \frac{R_{vb}}{V_x}F_2 \tag{3}$$

式中,V_x 为飞机速度,ω_w 为机轮速度,T_b 为刹车力矩,δ 为滑移率,F_1、F_2 和其他飞机机轮建模相关参数的定义详见文献[5],结合系数 μ 同滑移率 δ 之间具备非线性关系即

$$\mu(\delta) = D\sin(C\arctan(B\delta)) \tag{4}$$

其中,表 1 展示出 μ-δ 相关参数的定义。由于执行机构系统是由无刷直流电机构成,而电机是由电压输入来控制的 ,通过改变电压大小可以获得相应的刹车力矩,从而作用至刹车盘。故而将无刷直流电机当作系统的执行机构进行建模可得[15]

$$\begin{aligned} \dot{T}_b &= K_w\omega_m \\ \dot{\omega}_m I_m &= K_t i_m - T_L \\ U &= \dot{i}_m L + Ri_m + K_e\omega_m \end{aligned} \tag{5}$$

式中,$T_L = \eta T_b$,η 为输出力矩与负载力矩比值。无刷直流电机所有相关参数定义详见文献[15]。

综合(1)式至(5)式可得系统的非线性数学模型为

$$\begin{cases} \dot{\delta} = f(\delta) + \dfrac{R_{vb}}{V_x J}T_b, \dot{T}_b = K_w\omega_m \\ \dot{\omega}_m = \dfrac{K_t}{I_m}i_m - \dfrac{T_L}{I_m}, \dot{i}_m = -\dfrac{R}{L}i_m - \dfrac{K_e}{L}\omega_m + \dfrac{U}{L} \end{cases} \tag{6}$$

根据公式(6)所示,由(3)式、(4)式可知飞机刹车系统是一个较强的不确定非线性系统。

表 1 μ-δ 关系参数示意

飞机跑道状态	干柏油跑道	湿柏油跑道	结冰跑道
D	0.8	0.4	0.2
C	1.534 4	2.019 2	2.087 5
B	14.032 6	8.209 8	7.201 8

对于上述的刹车系统运动模型,为了分析简便,本文将其变换为状态空间方程的形式,考虑包含执行器故障的防滑刹车不确定非线性系统,定义

$$\begin{cases} x_1 = \delta, x_2 = T_b, x_3 = \omega_m, \\ x_4 = i_m, u = U \end{cases} \tag{7}$$

(6)式可以写成如下形式

$$\begin{cases}\dot{x}_1 = f_1(x_1) + g_1 x_2,\\ \dot{x}_2 = g_2 x_3,\\ \dot{x}_3 = f_3(x_2) + g_3 x_4,\\ \dot{x}_4 = f_4(x_3, x_4) + g_4 \bar{u} + d(t)\end{cases} \tag{8}$$

式中,执行机构的故障模型可以表示为 $\bar{u} = u + f_s(t)$,$f_s(t)$ 为故障时控制输出电压的偏移量。式中

$$f_1(x_1) = f(\delta) \quad g_1 = \frac{R_{vb}}{V_x J} \quad g_2 = K_w$$

$$f_3(x_2) = -\frac{\eta}{I_m} x_2 \quad g_3 = \frac{K_t}{I_m} \tag{9}$$

$$f_4(x_3, x_4) = -\frac{K_e}{L} x_3 - \frac{R}{L} x_4 \quad g_4 = \frac{1}{L}$$

本文考虑的偏差型执行机构故障,具体指无刷直流电机的输入控制电压发生故障,电压出现时变波动,即发生时变型偏差故障。

假设 1　对于非线性系统函数 $f_i(\bar{x}_i)$,其满足 Lipschitz 条件,既有

$$\| f_i(\bar{\boldsymbol{x}}_i) - f_i(\bar{\boldsymbol{x}}_i) \| \leqslant \gamma_i \| \bar{\boldsymbol{x}}_i - \bar{\boldsymbol{x}}_i \| \tag{10}$$

式中,$\bar{\boldsymbol{x}}_i = [x_1, x_2, \cdots x_i]^{\mathrm{T}}$,$i = 1,2,\cdots,n$,$\gamma_i$ 为已知正常数。

假设 2　在(8)式中,$d(t)$,可以被认为是外界扰动和建模不确定项的集合,假设总是存在一个正常数 D,如下所示

$$| d(t) | \leqslant D \tag{11}$$

式中,常数 D 的值未知。

综上所述,本文研究目的为:根据包含故障的防滑刹车非线性模型(8),通过构造相应的滑模观测器使其所有状态估计误差渐进收敛,并利用滑模等效原理来完成执行机构输入电压故障的重构,考虑执行机构故障重构值,在保证系统输出受限的情况下,设计相应的容错控制律。

2　执行机构故障重构律设计

对于考虑执行机构故障的系统(8),针对所有状态量。故障重构误差为 $\boldsymbol{x}_i$,可令 $e_i = \boldsymbol{x}_i - \hat{\boldsymbol{x}}_i (i = 1, \cdots, n)$。故障重构误差为 $\tilde{f}_s = f_s - \hat{f}_s$,设计滑模观测器为

$$\begin{cases}\dot{\hat{x}}_1 = f_1(\hat{x}_1) + g_1 \hat{x}_2 + v_1\\ \dot{\hat{x}}_2 = g_2 \hat{x}_3 + v_2\\ \dot{\hat{x}}_3 = f_3(\hat{x}_2) + g_3 \hat{x}_4 + v_3\\ \dot{\hat{x}}_4 = f_4(\hat{x}_3, \hat{x}_4) + g_4 u + g_4 \hat{f}_s + v_3\end{cases} \tag{12}$$

式中,切换项为 $v_i = L_i \mathrm{sgn}(e_i)$ $(i = 1,2,3,4)$。$\mathrm{sgn}(\cdot)$ 为符号函数,L_i 为正常数,且为观测器增益。e_i 为观测器估计系统状态量的误差。根据(12)式,可将状态估计误差方程表示为

$$\begin{cases}\dot{e}_1 = f_1(x_1) - f_1(\hat{x}_1) + g_1 e_2 - v_1\\ \dot{e}_2 = g_2 e_3 - v_2\\ \dot{e}_3 = f_3(x_2) - f_3(\hat{x}_2) + g_3 e_4 - v_3\\ \dot{e}_4 = f_4(x_3, x_4) - f_4(\hat{x}_3, \hat{x}_4) + g_4 \tilde{f}_s - v_4 + d(t)\end{cases} \tag{13}$$

定理 1　对于发生执行机构故障的非线性系统(8),若满足假设条件 1、2,从而设计观测器(12),选取足够大的正常数的 $L_i (i = 1,2,3,4)$,同时选取

$$\hat{f}_s = \Gamma e_4 g_4 \tag{14}$$

为执行机构故障重构律,且估计误差 $e_i (i = 1,2,3,4)$ 渐进收敛于零。

证明　选择 Lyapunov 函数为

$$V_i = \frac{1}{2} e_i^2 \tag{15}$$

对(15)式两端求导,由(13)式可得

$$\begin{aligned}\dot{V}_i &= e_i \dot{e}_i = \\ &e_i (f_i(x_i) - f_i(\hat{x}_i) + g_i e_{i+1} - v_i) \leqslant \\ &| e_i | (| e_i | \gamma_i + g_i | e_{i+1} | - L_i)\end{aligned} \tag{16}$$

若选取足够大 L_i,使得 $L_i > (| e_i | \gamma_i + g_i | e_{i+1} |)$,有 $\dot{V}_i < 0$,经过时间 t_i 后达到滑模状态,依据滑模等值原理可得 $\forall t > t_i, \hat{x}_i = x_i$ 使得

$$\left(\frac{L_i \mathrm{sgn}(e_i)}{g_i} \right)_{eq} = e_{i+1} \tag{17}$$

选择 Lyapunov 函数为

$$V_n = \frac{1}{2} e_n^2 + \frac{1}{2\Gamma} \tilde{f}_s^2 \tag{18}$$

对(18)式两端求导,由(13)式可得

$$\begin{aligned}\dot{V}_n &= e_n \dot{e}_n + \tilde{f}_s \tilde{f}_s \Gamma^{-1} = e_n [f_n(x_{n-1}, x_n) - \\ &f_{n-1}(\hat{x}_{n-1}, \hat{x}_n) + g_n \tilde{f}_s - v_n + d(t)] + \tilde{f}_s \tilde{f}_s \Gamma^{-1} \leqslant \\ &| e_n | [\| e_n \| \gamma_n + | D | - L_n] + \\ &e_n g_n \tilde{f}_s - \tilde{f}_s \hat{f}_s \Gamma^{-1}\end{aligned} \tag{19}$$

若选取足够大 L_n,使得 $L_n > (\| e_n \| \gamma_n + | D |)$,并

将(14) 式代入(19) 式,可得 $\dot{V}_n < 0, n = 4$。

综上所述,系统估计误差可以渐进收敛于零。证毕。

由于切换项的存在,滑模控制会产生抖振,为了减少抖振且消除抖动带来的高频干扰,本文选取双曲正切函数 $u_c = u_{c_\text{nom}} + u_{c_\text{fault}}$ 来代替观测器(14) 中的符号函数 $u_c = u_{c_\text{nom}} + u_{c_\text{fault}}$。

$$\tanh(s) = \frac{1 - e^{-\tau s}}{1 + e^{-\tau s}} \tag{20}$$

式中, τ 为正常数。

3 容错控制器设计

设计如下控制器以实现对最佳滑移率的跟踪控制

$$u_c = u_{c_\text{nom}} + u_{c_\text{fault}} \tag{21}$$

式中, u_{c_nom} 保证系统输出受限的稳定性, u_{c_fault} 用于补偿执行机构故障对滑移率跟踪控制的影响。首先设计 u_{c_nom},由定理 1 可知,利用观测器(12) 不仅可以提供估计值 $\hat{x}_3, \hat{x}_4$,而且可实现对偏差型故障精确估计。为此,本节在应用故障估计值 $\hat{f}_s(t)$ 设计容错控制器来实现对滑移率稳定跟踪控制的同时,确保系统输出值(滑移率) 满足受限区域内。为了避免高阶系统反步算法设计中的"微分膨胀现象" 出现,这里引入基于动态面控制方法,首先定义变量 $S_1 = x_1 - y_d, S_2 = x_2 - z_2, S_3 = \hat{x}_3 - z_3, S_4 = \hat{x}_4 - z_4$,定义虚拟滤波控制输入 $z_{i+1}(i = 1,2,3)$ 可得

$$\alpha_i = \tau_{i+1}\dot{z}_{i+1} + z_{i+1} \quad (i = 1,2,3) \tag{22}$$

式中, α 为反步控制中的虚拟控制输入,定义 $\chi_{i+1} = z_{i+1} - \alpha_i (i = 1,2,3)$ 为滤波误差。

步骤 1 选取非对称 Lyapunov 候选函数

$$V_1 = \frac{(1 - q(S_1))}{2}\log\frac{k_{a1}^2}{k_{a1}^2 - S_1^2} + \frac{q(S_1)}{2}\log\frac{k_{b1}^2}{k_{b1}^2 - S_1^2} + \frac{1}{2}\chi_2^2 \tag{23}$$

式中, $\log(\cdot)$ 为"$\cdot$" 的自然对数,定义收敛域为

$$k_{a1} = k_{c1} - Y_{10} \quad k_{b1} = k_{c1} - Y_{h0}$$

$$q(\cdot) = \begin{cases} 1 & 0 < \text{“}\cdot\text{”} < k_{b1} \\ 0 & -k_{a1} < \text{“}\cdot\text{”} \leqslant 0 \end{cases} \tag{24}$$

当 $S_1 = 0, z_2(0) = \alpha_1(0), -k_{a1} < S_1 < k_{b1}$,可以得到 $V_1 \geqslant 0$。

设计虚拟控制输入 α_1 为

$$\alpha_1 = \frac{1}{g_1}\{-[(1 - q)(k_{a1}^2 - S_1^2) + q(k_{b1}^2 - S_1^2)]k_1 S_1\} + \frac{1}{g_1}(-f_1 + \dot{y}_d) \tag{25}$$

对 χ_2 求导可得

$$\dot{\chi}_2 = -\frac{\chi_2}{\tau_2} + \xi_2$$

$$\xi_2 = \frac{\partial\alpha_1}{\alpha x_1}\dot{x}_1 + \frac{\partial\alpha_1}{\alpha y_d}\dot{y}_d + \frac{\partial\alpha_1}{\alpha\dot{y}_d}\ddot{y}_d \tag{26}$$

式中,令 $|\xi_2| \leqslant M_2, M_2 \in \mathbf{R}_+$,根据 Young 不等式可得

$$|\chi_2\xi_2| \leqslant \frac{1}{2\sigma_2}\chi_2^2 M_2 + \frac{\sigma^2}{2}$$

$$g_1 S_1\chi_2 \leqslant g_{1\max}\left(S_1^2 + \frac{\chi_2^2}{4}\right) \tag{27}$$

对(23)式求导可得

$$\dot{V}_1 = \left(\frac{1 - q}{k_{a1}^2 - S_1^2} + \frac{q}{k_{b1}^2 - S_1^2}\right)S_1\dot{S}_1 + \chi_2\dot{\chi}_2 = \left(\frac{1 - q}{k_{a1}^2 - S_1^2} + \frac{q}{k_{b1}^2 - S_1^2}\right)\cdot S_1[f_1 + g_1(S_2 + \alpha_1 + \chi_2) - \dot{y}_d] - \frac{\chi_2^2}{\tau_2} + \chi_2\xi_2 \tag{28}$$

代入(25) ~ (27)式

$$\dot{V}_1 \leqslant -\left[k_1 - \left(\frac{1 - q}{k_{a1}^2 - S_1^2} + \frac{q}{k_{b1}^2 - S_1^2}\right)g_{1\max}\right]S_1^2 - \left\{\frac{1}{\tau_2} - \left[\left(\frac{1 - q}{k_{a1}^2 - S_1^2} + \frac{q}{k_{b1}^2 - S_1^2}\right)g_{1\max}\frac{1}{4} + \frac{M_2^2}{2\sigma_2}\right]\right\}\chi_2^2 + \left(\frac{1 - q}{k_{a1}^2 - S_1^2} + \frac{q}{k_{b1}^2 - S_1^2}\right)g_1 S_1 S_2 + \frac{1}{2}\sigma_2 \tag{29}$$

由(29)式可知,选取合适的参数 k_1, τ_2 可以保证 $S_1, \tilde{\chi}_2$,渐进收敛,即 $\lim\limits_{t\to\infty}S_1(t) = \lim\limits_{t\to\infty}\tilde{\chi}_2(t) = 0$。则选取

$$k_1 \geqslant \left(\frac{1 - q}{k_{a1}^2 - S_1^2} + \frac{q}{k_{b1}^2 - S_1^2}\right)g_{1\max}$$

$$\frac{1}{\tau_2} \geqslant \left[\left(\frac{1 - q}{k_{a1}^2 - S_1^2} + \frac{q}{k_{b1}^2 - S_1^2}\right)g_{1\max}\frac{1}{4} + \frac{M_2^2}{2\sigma_2}\right] \tag{30}$$

(29)式中 $0.5\sigma_2$ 为正常数。

步骤 2 设计虚拟控制输入 α_2 为

$$\alpha_2 = \frac{1}{g_2}\left[-k_2 S_2 - f_2 - \frac{\chi_2}{\tau_2} - \left(\frac{1 - q}{k_{a1}^2 - S_1^2} + \frac{q}{k_{b1}^2 - S_1^2}\right)S_2 g_1\right] \tag{31}$$

结合步骤 1,并考虑(22)式,同理对 $\tilde{\chi}_3$ 求导可得

$$\begin{cases}\dot{\chi}_3 = \dfrac{\chi_3}{\tau_3} + \xi_3 \\ \xi_3 = \dfrac{\partial \alpha_2}{\partial \bar{x}_2}\dot{\bar{x}}_2 + \dfrac{\partial \alpha_2}{\partial y_d}\dot{y}_d + \dfrac{\partial \alpha_2}{\partial \dot{y}_d}\ddot{y}_d \\ |\xi_3| \leqslant M_3,\ M_3 \in \mathbf{R}_+, \\ \bar{\boldsymbol{x}} = [x_1, x_2, \cdots, x_i]^{\mathrm{T}},\ i = 1,2,\cdots,n\end{cases} \tag{32}$$

根据 Young 不等式可得

$$|\chi_3\xi_3| \leqslant \frac{1}{2\sigma_3}\chi_3^2 M_3 + \frac{\sigma_3}{2},\ g_2 S_2 \chi_3 \leqslant g_{2\max}\left(S_2^2 + \frac{\chi_3^2}{4}\right) \tag{33}$$

选择 Lyapunov 函数为

$$V_2 = V_1 + \frac{1}{2}S_2^2 + \frac{1}{2}\chi_3^2 \tag{34}$$

代入(29)、(31)~(33)式可得

$$\begin{aligned}\dot{V}_2 \leqslant & -\left[k_1 - \left(\frac{1-q}{k_{a1}^2 - S_1^2} + \frac{q}{k_{b1}^2 - S_1^2}\right)g_{1\max}\right]S_1^2 - \\ & \left\{\frac{1}{\tau_2} - \left[\left(\frac{1-q}{k_{a1}^2 - S_1^2} + \frac{q}{k_{b1}^2 - S_1^2}\right)g_{1\max}\frac{1}{4} + \frac{M_2^2}{2\sigma_2}\right]\right\}\chi_2^2 - \\ & (k_2 - g_{2\max})S_2^2 - \left(\frac{1}{\tau_3} - \frac{g_{2\max}}{4} - \frac{M_3^2}{2\sigma_3}\right)\chi_3^2 + \\ & S_2 S_3 g_2 + \frac{\sigma_2 + \sigma_3}{2}\end{aligned} \tag{35}$$

为确保系统闭环稳定,选取参数增益为

$$k_2 \geqslant g_{2\max},\ \frac{1}{\tau_3} \geqslant \left[\frac{g_{2\max}}{4} + \frac{M_3^2}{2\sigma_3}\right] \tag{36}$$

步骤 3　与步骤 2 同理,选取 Lyapunov 函数

$$V_3 = V_1 + V_2 + \frac{1}{2}S_3^2 + \frac{1}{2}\chi_4^2 \tag{37}$$

设计 α_3 分别为

$$\alpha_3 = \frac{1}{g_3}\left(-f_3 - \frac{\chi_3}{\tau_3} - g_2 S_2 S_3 - k_3 S_3\right) \tag{38}$$

对(37)式求导,并代入(38)式可得

$$\begin{aligned}\dot{V}_3 \leqslant & -\left[k_1 - \left(\frac{1-q}{k_{a1}^2 - S_1^2} + \frac{q}{k_{b1}^2 - S_1^2}\right)g_{1\max}\right]S_1^2 - \\ & \left\{\frac{1}{\tau_2} - \left[\left(\frac{1-q}{k_{a1}^2 - S_1^2} + \frac{q}{k_{b1}^2 - S_1^2}\right)g_{1\max}\frac{1}{4} + \frac{M_2^2}{2\sigma_2}\right]\right\}\chi_2^2 - \\ & (k_2 - g_{2\max})S_2^2 - \left(\frac{1}{\tau_3} - \frac{g_{2\max}}{4} - \frac{M_3^2}{2\sigma_3}\right)\chi_3^2 - \\ & (k_3 - g_{3\max})S_3^2 - \left(\frac{1}{\tau_4} - \frac{g_{3\max}}{4} - \frac{M_4^2}{2\sigma_4}\right)\chi_4^2 + \\ & S_3 S_4 g_3 + \frac{\sigma_2 + \sigma_3 + \sigma_4}{2}\end{aligned} \tag{39}$$

为确保系统闭环稳定,选取参数增益为

$$k_3 \geqslant g_{3\max},\ \frac{1}{\tau_4} \geqslant \left[\frac{g_{3\max}}{4} + \frac{M_4^2}{2\sigma_4}\right] \tag{40}$$

步骤 4　与之前步骤相同,选取 Lyapunov 函数

$$V_4 = V_3 + \frac{1}{2}S_4^2 + \frac{1}{2\zeta}\tilde{D}^2 \tag{41}$$

针对 $d(t)$ 的外界扰动自适应最大估计值选取为

$$\hat{D} = \zeta\left(S_4 \tanh\left(\frac{S_4}{\bar{\delta}}\right) - \psi\hat{D}\right) \tag{42}$$

式中,$\zeta, \bar{\delta}, \psi \in \mathbf{R}_+$。同时设计标称控制律 u_{c_nom} 为

$$u_{c_\mathrm{nom}} = \frac{1}{g_4}\left(-k_4 S_4 - f_4 - \frac{\chi_4}{\tau_4} - S_3 g_3\right) - \frac{1}{g_4}\hat{D}\tanh\left(\frac{S_4}{\bar{\delta}}\right) \tag{43}$$

将(41)式求导,同时将(42)式、(43)式代入,应用不等式 $|S_4| - S_4\tanh(S_4/\bar{\delta}) \leqslant 0.278\,5\bar{\delta}$[16],可得

$$\begin{aligned}\dot{V}_4 \leqslant & -\left[k_1 - \left(\frac{1-q}{k_{a1}^2 - S_1^2} + \frac{q}{k_{b1}^2 - S_1^2}\right)g_{1\max}\right]S_1^2 - \\ & \left\{\frac{1}{\tau_2} - \left[\left(\frac{1-q}{k_{a1}^2 - S_1^2} + \frac{q}{k_{b1}^2 - S_1^2}\right)g_{1\max}\frac{1}{4} + \frac{M_2^2}{2\sigma_2}\right]\right\}\chi_2^2 - \\ & (k_2 - g_{2\max})S_2^2 - \left(\frac{1}{\tau_3} - \frac{g_{2\max}}{4} - \frac{M_3^2}{2\sigma_3}\right)\chi_3^2 - \\ & (k_3 - g_{3\max})S_3^2 - \left(\frac{1}{\tau_4} - \frac{g_{3\max}}{4} - \frac{M_4^2}{2\sigma_4}\right)\chi_4^2 - \\ & k_4 S_4^2 - \frac{1}{2}\psi\tilde{D}^2 + \frac{1}{2}\psi D^2 + \frac{\sigma_2 + \sigma_3 + \sigma_4}{2} + 0.279\bar{\delta}\end{aligned} \tag{44}$$

式中,$k_4 \in \mathbf{R}_+$。

针对本文研究的非线性偏移型故障,根据(16)式和定理 1,控制补偿项可以设计为

$$u_{u_\mathrm{fault}} = -\hat{f}_s(t) = -\int_0^t \Gamma e_4 g_4 \mathrm{d}t \tag{45}$$

定理 2　针对受外部干扰与执行机构偏差故障作用的飞机防滑刹车控制系统(8),若采用滑模观测器(12)来重构故障,采用滤波器(22),引入虚拟控制量(25)、(31)、(38),和自适应律(42)并应用控制器(21)进行控制,假设 1、2 均成立,则在初始条件下,即 $\Omega_y^0 := \{S_1(0) \in \mathbf{R}: -k_{a1} < S_1 < k_{b1}\}$,信号 S_1 总是保持在一定的紧集 Ω_y 之中,且整个闭环控制系统是渐进稳定,输出误差收敛为零。

证明　根据 V_4 设定新的 Lyapunov 方程 V 为

$$V = \frac{(1 - q(S_1))}{2}\log\frac{k_{a1}^2}{k_{a1}^2 - S_1^2} + \frac{q(S_1)}{2}\log\frac{k_{b1}^2}{k_{b1}^2 - S_1^2} + \sum_{i=2}^{n}\frac{1}{2}S_i^2 + \sum_{i=2}^{n}\frac{1}{2}\chi_i^2 + \frac{1}{2\zeta}\tilde{D}^2 \tag{46}$$

对(46)式求导,同时考虑定理 1 和文献[17]中的引理 2,可得

$$\dot{V} \leqslant -Q_1\left[(1 - q(S_1))\log\frac{k_{a1}^2}{k_{a1}^2 - S_1^2} + q(S_1)\log\frac{k_{b1}^2}{k_{b1}^2 - S_1^2}\right] - \sum_{i=2}^{4}Q_i S_i^2 - Y_2\chi_i^2 - \sum_{j=3}^{4}Y_j\chi_i^2 - \frac{1}{2}\psi\tilde{D}^2 + c \tag{47}$$

式中,控制增益 Q_1、Q_i、Y_2、Y_j、ψ、c 分别为、

$$Q_1 = k_1((1 - q)(k_{a1}^2 - S_1^2) + q(k_{b1}^2 - S_1^2)) - g_{1\max}$$

$$Q_i = k_i - g_{i\max} \quad i = 2,3$$

$$Q_4 = k_4 + 0.5$$

$$Y_2 = \frac{1}{\tau_2} - \left[\left(\frac{1 - q}{k_{a1}^2 - S_1^2} + \frac{q}{k_{b1}^2 - S_1^2}\right)g_{1\max}\frac{1}{4} + \frac{M_2^2}{2\sigma_2}\right]$$

$$Y_j = \frac{1}{\tau_j} - \frac{g_{j\max}}{4} - \frac{M_j^2}{2\sigma_j};\ j = 3,4$$

$$c = 0.279\bar{\delta} + \frac{\sigma_2 + \sigma_3 + \sigma_4}{2} + \frac{1}{2}\psi D^2 + \frac{1}{2}\varepsilon \tag{48}$$

选取正定矩阵 $\boldsymbol{\Xi}$,$\boldsymbol{\Gamma}$,$\boldsymbol{N}$

$$\boldsymbol{\Xi} = \begin{bmatrix} Q_1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & Q_2 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & Q_3 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & Q_4 \end{bmatrix}$$

$$\boldsymbol{\Gamma} = \begin{bmatrix} Y_2 & 0 & 0 \\ 0 & Y_3 & 0 \\ 0 & 0 & Y_4 \end{bmatrix}$$

$$\boldsymbol{N} = \min(\zeta_1\psi_1, \cdots, \zeta_n\psi_n),\ n = 4$$

令 $\bar{w} = \min(\lambda_{\min}(\boldsymbol{\Xi}), \lambda_{\min}(\boldsymbol{\Gamma}), \boldsymbol{N})$,同时考虑以上正定矩阵,代入(53)式,可得

$$\dot{V} \leqslant -2\bar{w}V + c \tag{49}$$

求解(49)式简单可以得出 $0 \leqslant V \leqslant V(0) + \frac{c}{\bar{w}}$,综合以上述分析,闭环系统渐进稳定,且系统中所有信号都是半全局一致最终有界。证毕

综上所述,防滑刹车闭环容错控制系统中,非线性滑模观测器(14)为控制器补偿项的设计,提供故障估计信息 $\hat{f}_s(t)$,该估计器的设计并不依赖闭环系统稳定性,而控制器(21)则用于对偏差型故障的补偿,并保证最优滑移率受限跟踪稳定控制。

4 仿真分析

为了验证所提出的控制方法用于防滑刹车执行器故障容错控制的有效性,在 MATLAB 环境下对所提的方法进行了仿真研究。无人机在复杂路面着陆的情况时有发生,为了验证所提容错算法的可靠性,可分 2 种情况进行仿真:

1) 无人机在冰跑道上着陆是一种极限工况,对执行机构性能和控制律的设计提出了更为严苛的要求,本组验证中设置无人机着陆跑道为冰跑道,跑道参数从表 1 中选取。

2) 设置在刹车运动起始 2 s 时跑道状况从干柏油跑道切换至湿跑道,验证控制输出受限条件下的跟踪性能。同理,从表 1 中选取相应变化的跑道参数,以确保跑道模型准确。

刹车系统模型部分参数分别为:飞机质量 $m = 3\,000$ kg,前轮至重心距离 $a = 3.833$ m,主轮至重心距离 $b = 1.076$ m,主轮受刹半径 $R_{wb} = 0.165$ m,重心高度 $h = 1.32$ m。防滑控制的目标是刹车滑移率实时跟踪最优滑移率,且滑移率受限在稳定范围内。本文根据无人机不同的着陆跑道情况,设定最优滑移率可取值范围为 0.117 ~ 0.13,如:干柏油跑道选取 0.117,湿跑道取 0.12,冰跑道取 0.13。在这里选取最佳滑移率跟踪误差 S_1 受限的上下界分别为 $k_{b1} = k_{c1} - \delta_d(t)$,$k_{a1} = k_{c1} - \delta(0)$。其中,选取参数 $k_{c1} = 0.25$。无人机的着陆刹车初始速度为 $V_x(0) = 45.8$ m/s,$\omega(0) = 277.5$ rad/s,非线性观测器(12)的增益和与控制器(21)参数取值为:$\tau_2 = \tau_3 = \tau_4 = 0.001$,$L_1 = 2\,000$,$L_2 = 1\,000$,$L_3 = 9.2$,$L_4 = 0.1$,$\Gamma = 1\,500$,$k_1 = 85$,$k_2 = 35$,$k_3 = 150$,$k_4 = 100$,$\zeta_1 = 1$,$\zeta_2 = 2$,$\zeta_3 = 4$,$\zeta_4 = 3$,$\bar{\delta}_i = 1$,$\psi_i = 0.1(i = 1, \cdots, 4)$ 本文观测器的初始值状态为 $\hat{x}(0) = [0.01 \quad 1 \quad 50 \quad 10]$,选取外加扰动 $d(t) = 0.03\cos 3t$,为了验证所设计容错控制器的鲁棒性,在外加未知扰动的情况下,于刹车时间 5 s 处注入执行机构时变偏移型故障,分析控制器(21)作用下的容错控制性能。注入故障定义如下

$$f_s(t) = \begin{cases} 0 & 0 \leqslant t \leqslant 5\ \text{s} \\ 0.1\sin 2t, & t > 5\ \text{s} \end{cases} \tag{50}$$

在冰跑道工况下,由图 1 可知,当采用控制器(21)进行防滑控制时,应用观测器(12)的所有状态

估计误差(归一化处理)趋近于 0,当执行机构发生故障时,状态的误差估计维持在有界范围内,可以说明本文所设计的观测器能够克服未知干扰和故障的影响。故障估计器(14)重构性能如图 2 所示。根据式(50)可知执行器在起始 5s 内正常工作,此时可以由图 2 可知观测器能在 0.5 s 内估计出无效故障,由于扰动自适应律(42)的加入使得故障重构未受到外加扰动影响,防止误报现象出现。当执行机构在地 5 s 发生故障时,所设计的观测器能够在很短的时间内实现故障的精确估计,且估计误差在 $|f_s - \hat{f}_s| \leqslant 1.7 \times 10^{-4}$,飞机速度与机轮速度对比结果如图 3,无人机着陆滑跑距离如图 4 所示,防滑刹车过程持续时间 11.2 s,刹车距离为 285 m。从仿真全程结果来看即使在 5s 之后的执行器故障状态,也并未出现明显的受刹机轮“走步现象”。最优滑移率跟踪响应如图 5 所示,滑移率全程跟踪性能良好,并未有显著的超调,防滑系统持续在稳定区域内工作。刹车力矩的响应如图 6 所示,当 5 s 执行器故障注入时,由于控制器的补偿容错处理,故而对刹车力矩的影响并不大。

在切换跑道工况下,执行机构故障的重构效果如图 7 所示,可知观测器同样能够在外部扰动作用下,以及未知故障信息的情况下实现故障的精确估计与诊断,而且进一步验证了定理 1 中的正确性。由图 8、图 9 可知,即使在系统参数发生变化时,较好的防滑刹车性能依然得以保持,当跑道情况切换时,滑移率也能较好地跟踪给定切换最佳滑移率,克服故障等未知干扰的影响。

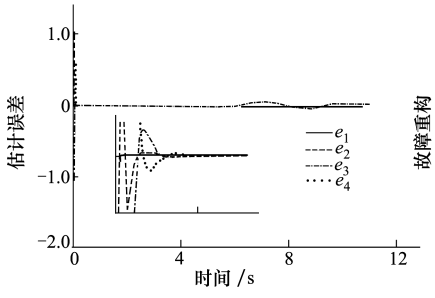


图 1　观测器估计误差

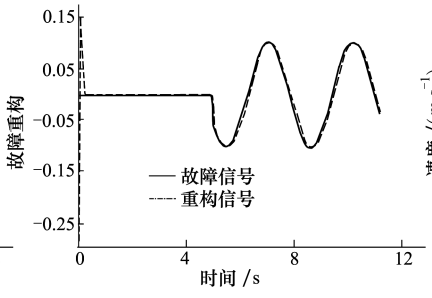


图 2　执行机构故障重构

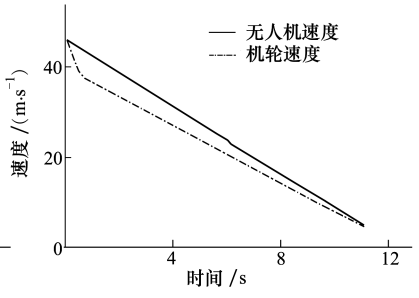


图 3　UAV 速度与机轮速度

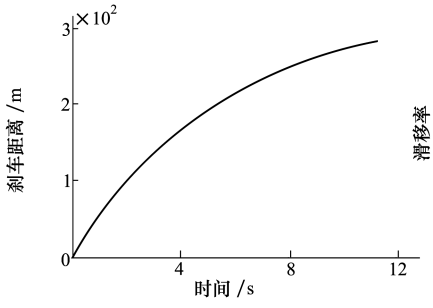


图 4　刹车距离

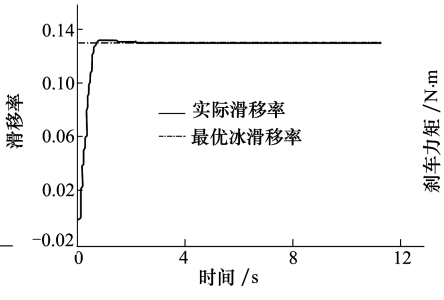


图 5　滑移率响应曲线

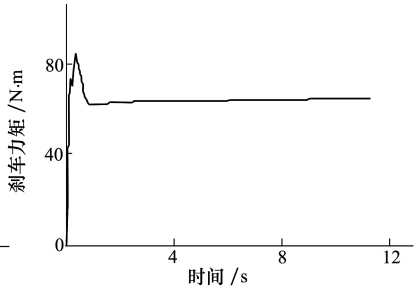


图 6　刹车力矩响应曲线

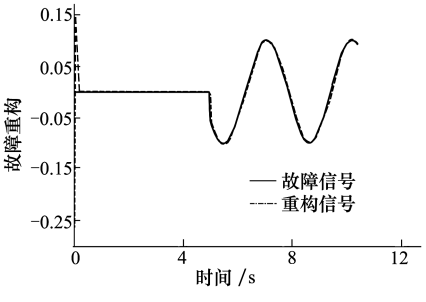


图 7　切换跑道下执行机构故障重构

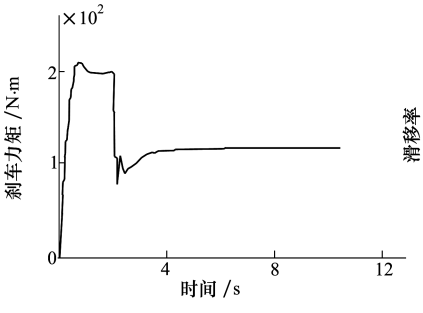


图 8　切换跑道下刹车力矩响应曲线

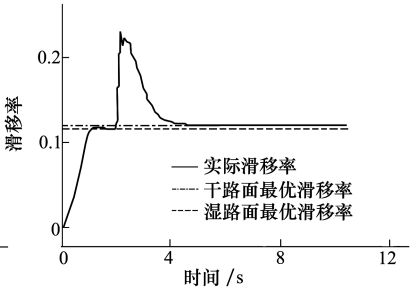


图 9　切换跑道下滑移率响应曲线

5 结 论

本文在构建无人机刹车数学模型基础上,考虑系统输出受限,外界干扰作用以及未知故障信息的情形,研究了基于滑模观测器的故障重构方法,设计了一种输出受限且收敛的主动容错控制器。自适应观测器算法可以实现对非线性偏差型故障的精确重构,且故障估计器的设计不依赖于闭环系统稳定性。将重构的故障信息用于控制器实现对故障的补偿,基于障碍李雅普诺夫方程的反步控制方法的应用,可以使得系统滑移率受限于稳定区域内。在未知扰动和执行器故障情况下,也能获得较为满意的防滑刹车效果。理论分析和仿真结果均表明了所提算法的有效性。

参考文献:

[1] Mirzaei A, Moallem M, Mirzaeian B, et al. Design of an Optimal Fuzzy Controller for Antilock Braking Systems[C]// Proc of the 2005 IEEE Vehicle Power and Propulsion Conf Chicago, USA, 2005: 823-828

[2] Mauer G F. A Fuzzy Logic Controller for an ABS Braking System[J]. IEEE Trans on Control Systems Technology, 1995, 3(4): 381-388

[3] Tseng H C, Chi C W. Aircraft Antilock Brake System with Neural Networks and Fuzzy Logic[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1995, 18 (5): 1113-1118

[4] 田广来,谢利理,岳开宪, 等. 飞机防滑刹车系统的最佳滑移率式控制方法研究[J]. 航空学报,2005,26(4): 461-464
Tian Guanglai, Xie Lili, Yue Kaixian, et al. Study on Optimal Control Method of an Aircraft Anti-Skid Braking System Based on Slip-Ratio[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2005, 26(4): 461-464 (in Chinese)

[5] 付龙飞,田广来,李玉忍,等. 反馈线性化飞机防滑刹车滑模变结构控制律研究[J]. 西北工业大学学报,2013,31(6): 962-966
Fu Longfei, Tian Guanglai, Li Yuren, et al. Designing an Effective Sliding Mode Variable Structure Control Law with Feedback Linearization of Aircraft Anti-Skid Braking System[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2015, 31(6): 962-966 (in Chinese)

[6] 李娟,周东华,司小胜,等. 微小故障诊断方法综述[J]. 控制理论与应用,2012,29(12): 1517-1529
Li Juen, Zhou Donghua, Si Xiaoseng, et al. Review of Incipient Fault Diagnosis Methods[J]. Control Theory & Applications, 2012, 29(12): 1517-1529 (in Chinese)

[7] Edwards C, Tan C P. Sensor Fault Tolerant Control Using Sliding Mode Observers[J]. Control Engineering Practice, 2006, 14 (8): 897-908

[8] Tan C P, Edwards C. Sliding Mode Observers for Detection and Reconstruction of Sensor Faults[J]. Automatica, 2002, 38(10): 1815-1821

[9] Yan X G, Edwards C. Nonlinear Robust Fault Reconstruction and Estimation Using a Sliding Mode Observer[J]. Automatica, 2007, 43(9): 1605-1614

[10] 黄俊杰,蒋蓁,徐新立,等. 一种非线性系统被控对象故障诊断方法[J]. 控制与决策,2014,29(05): 925-928
Huang Junjie, Jiang Zhen, Xu Xinli, et al. Method on Component Fault Diagnosis for Nonlinear Systems[J]. Control and Decision, 2014, 29(05): 925-928 (in Chinese)

[11] Tanelli M, Astolfi A, Savaresi S M. Robust Nonlinear Output Feedback Control for Brake By Wire Control Systems[J]. Automatica, 2008, 44(4): 1078-1087

[12] Huo B, Tong S, Li Y. Observer-Based Adaptive Fuzzy Fault-Tolerant Output Feedback Control of Uncertain Nonlinear Systems with Actuator Faults[J]. International Journal of Control, Automation and Systems, 2012, 10(6): 1119-1128

[13] Krstic M, Bement M. Nonovershooting Control of Strict-Feedback Nonlinear Systems[J]. IEEE Trans on Automatic Control, 2006, 51(12): 1938-1943

[14] Tee K P, Ge S S, Tay E H. Barrier Lyapunov Functions for the Control of Output-Constrained Nonlinear Systems[J]. Automatica, 2009, 45(4): 918-927

[15] 陈晓雷,林辉,李兵强,等. 飞机全电刹车系统滑移率约束反演滑模控制[J]. 上海交通大学学报,2015,49(12): 1855-1861

Chen Xiaolei, Lin Hui, Li Bingqiang, et al. Backstepping Sliding Mode Control for Aircraft Electric Braking Systems with Slip Ratio Constraint[J]. Journal of Shanghai Jiao Tong University,2015,49(12): 1855-1861 (in Chinese)

[16] Polycarpou M M, Ioannou P. A Robust Adaptive Nonlinear Control Design[C]// Proc of American Control Conference,1993: 1365-1369

[17] Ren B, Ge S S, Tee K P, et al. Adaptive Neural Control for Output Feedback Nonlinear Systems Using a Barrier Lyapunov Function[J]. IEEE Trans on Neural Networks,2010,21 (8): 1339-1345

Fault-Tolerant Control of UAV Anti-Skid Braking System with Output Constraint

Sun hui, Yan Jianguo, Qu Yaohong

(School of Automation Control,Northwestern Polytechnical University, Xi′an 710129, China)

Abstract: This paper develops a sliding mode observer-based fault-tolerant control method for actuator fault in UAV anti-skid braking system. The braking system is modeled in presence of nonlinear bias fault and external unknown disturbance. A sliding-mode observer is employed,meanwhile,the fault reconstruction law is designed by means of sliding-mode equivalent control methodology. A novel fault-tolerant control method of barrier Lyapunov function backstepping control,based on fault reconfiguration information is proposed for preventing output from violating the constraint. Furthermore,the adaptive disturbance estimator is designed to achieve unknown external disturbance rejection. It is proved that the cloosed loop system is semiglobally uniformly bounded using Lyapunov theory. Finally, simulation results are provided to show the effectiveness of the proposed approach.

Keywords: backstepping; fault reconstruction; Lyapunov function; tolerant-fault controller; closed loop control; unmanned aerial vechicles (UAV); MATLAB