

输入非线性系统的执行器故障容错控制

高 闪, 梅劲松

南京航空航天大学自动化学院, 江苏 南京 210016

基金项目: 中央高校基本科研业务费专项资金资助项目(NE2014202)

通信作者: 高闪, gs@nuaa.edu.cn 收稿/录用/修回: 2014-07-21/2014-11-06/2015-03-28

摘要

研究一类具有模型不确定性和外界干扰的非线性系统的执行器故障容错控制问题, 其中控制输入是由一个带死区、饱和的非线性函数描述. 针对执行器故障未知且在未知时间发生的特点, 采用自适应滑模变结构技术跟踪控制, 并设计基于故障补偿的容错控制算法以保证故障系统的稳定性. 最后, 通过一个实例来验证该方法的有效性.

关键词

死区、饱和/非线性
容错控制
自适应滑模
跟踪控制

中图分类号: TP273

文献标识码: A

Fault Tolerant Control of Actuator Faults for Input Nonlinear Systems

GAO Shan, MEI Jingsong

College of Automation Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016 China

Abstract

We studied the fault-tolerant control problem of actuator faults for a class of nonlinear systems with model uncertainties and external disturbances, where in the control inputs were described by nonlinear functions subject to actuator dead zone and saturation. For problems where in the actuator faults and the times of their occurrence were unknown, we designed a tracking control method based on an adaptive sliding mode variable structure technique and a fault-tolerant control algorithm based on fault compensation to guarantee the stability of the faulty systems. An example is demonstrated to verify the effectiveness of the method.

Keywords

dead-zone & saturation/non-linearity;
fault tolerant control;
adaptive sliding;
tracking control

1 引言

安全问题是设计飞行器时考虑的必要因素. 随着计算机和控制理论的发展, 系统安全引发出一个重要的领域: 容错控制. 容错控制主要是指在发生故障时, 系统仍能保证其稳定性性能^[1-5]. 在控制系统中, 故障按部件划分主要有执行器故障、传感器故障、控制器故障和被控对象故障, 其中执行器故障和传感器故障发生较多. 由于执行器故障往往危及整个系统的控制策略, 因此对执行器的可靠性要求很高, 对其进行容错控制就具有重要的现实意义. 本文考虑执行器常见的3种故障: 失效、损伤和卡死. 其中执行器失效故障和卡死故障会影响系统的结构, 故容错控制器的设计并不容易实现.

到目前为止, 有关线性系统的执行器故障容错控制研究的成果相对比较多. 文[6]针对执行器卡死故障, 提出了基于迭代学习观测器的容错控制方法; 文[7]提出了一种满足 Lipschitz 条件非线性系统执行器故障的主动容错控

制方法; 文[8]针对执行器故障提出一种集成故障检测、诊断和故障重构的控制系统. 而现实中非线性系统的存在更为广泛, 这促使我们研究非线性系统的容错控制问题. 目前处理非线性系统执行器失效故障主要有基于非线性 H_∞ 控制和基于变结构控制2种方法. 本文主要针对输入非线性系统采用自适应滑模变结构控制对未知的执行器故障进行容错控制. 由于滑模控制对参数不确定和外部扰动均具有良好的鲁棒性, 因此被认为是作为控制不确定系统的一种强有力理论. 从理论角度, 在一定意义上, 由于滑动模态可以按需要设计, 而且系统的滑模运动对控制对象的参数变化及外界干扰无关, 因此滑模变结构控制系统的鲁棒性要比一般常规连续系统强^[9-10]. 而将自适应控制与滑模变结构控制有机结合是一种新型的解决参数不确定或时变参数系统控制问题的控制策略.

实际的执行机构往往存在一些实际物理约束, 比如输出饱和特性. 这种非线性的影响在实现过程中是不可忽略的, 它的存在不但降低了系统的性能, 甚至使系统出现不

稳定特性^[11]. 这些物理约束导致传统的线性函数不能表示出执行器的特点. 例如, 卫星执行器的动量轮具有非线性、死区和饱和特性. 非线性输入系统的控制问题已越来越受关注, 如文[12-14]提出用连续低增益积分控制方法对非线性输入系统的常值参考信号进行跟踪. 文[15]给出了在控制饱和度下非线性离散系统稳定的一些结果, 这些饱和建模为非线性死区且满足改进的扇区条件.

本文针对一类非线性系统执行器故障提出了一种新的容错控制方法. 考虑到执行器的特点, 系统的输入信号用带死区的非线性描述. 基于滑模和自适应技术, 设计容错控制律保证故障系统的稳定. 并将其应用到 F-16 飞机执行器故障跟踪控制问题中, 以此来证明该方法的可实现性和应用性.

2 系统描述

考虑具有非线性死区、饱和特性输入函数的线性时不变系统:

$$\dot{\mathbf{x}}(t) = \mathbf{A}\mathbf{x}(t) + \mathbf{B}\boldsymbol{\phi}(\mathbf{u}) + \mathbf{g}(\mathbf{x}(t), t) \quad (1)$$

$$\mathbf{y}(t) = \mathbf{C}\mathbf{x}(t) \quad (2)$$

其中, $\mathbf{x} \in \mathbb{R}^n$ 表示系统的状态; $\mathbf{u} \in \mathbb{R}^m$ 表示系统的输入; $\mathbf{y} \in \mathbb{R}^l$ 表示可测量的输出信号; $\mathbf{g}(\mathbf{x}(t), t)$ 表示外界对系统的干扰; \mathbf{A} 、 \mathbf{B} 、 \mathbf{C} 表示适当维数的实常数矩阵, 其中 (\mathbf{A}, \mathbf{C}) 是可观测对, (\mathbf{A}, \mathbf{B}) 是可控对; $\boldsymbol{\phi}(\mathbf{u}) = [\phi(u_1), \phi(u_2), \dots, \phi(u_m)]^T \in \mathbb{R}^m$ 是带有死区、饱和特性的非线性输入函数向量.

$\boldsymbol{\phi}(\mathbf{u})$ 函数满足以下假设, 其中 $\|\cdot\|$ 表示欧拉范数.

假设 1(文[12]) 具有非线性输入函数 $\boldsymbol{\phi}(\mathbf{u})$ 的控制信号 $\mathbf{u}(t)$ 受饱和值 u_{\max} 和死区值 u_0 的约束可表示为

$$\begin{aligned} u_i(t) - u_0 &\leq u_{\max}, & \text{for } u_i(t) \geq u_0 \\ u_i(t) + u_0 &\leq -u_{\max}, & \text{for } u_i(t) \leq -u_0 \end{aligned} \quad (3)$$

进一步, 引入文[12]的函数 $\chi(\cdot)$ 可将式(3)改写为

$$\boldsymbol{\phi}(u_i) = \begin{cases} \chi(u_i - u_0) \cdot (u_i - u_0), & u_i \geq u_0 \\ \chi(u_i + u_0) \cdot (u_i + u_0), & u_i \leq -u_0 \end{cases} \quad (4)$$

其中,

$$\chi(u_i - u_0) = \begin{cases} \frac{u_{\max}}{u_i - u_0}, & \text{for } u_i - u_0 > u_{\max} \\ 1, & \begin{cases} \text{if } u_i - u_0 \leq u_{\max}, & \text{for } u_i \geq u_0 \\ \text{if } u_i + u_0 \geq -u_{\max}, & \text{for } u_i \leq -u_0 \end{cases} \\ \frac{-u_{\max}}{u_i + u_0}, & \text{for } u_i + u_0 < -u_{\max} \end{cases}$$

式中, μ_i 是定常数, 满足 $\mu_i \in \{0, 1\}$. 对于 $i = 1, 2, \dots, m$, 有 $0 < \mu_i \leq \chi_i(u_i - u_0) \leq 1$. 根据文[16]可知执行器故障 $\mathbf{u}(t)$ 可描述为

$$\mathbf{u}(t) \triangleq \mathbf{v}(t) + \boldsymbol{\sigma}(\bar{\mathbf{u}} - \mathbf{v}(t)) \quad (5)$$

其中, $\mathbf{v}(t) = [v_1, v_2, \dots, v_m]^T \in \mathbb{R}^m$ 是实控制输入向量, $\bar{\mathbf{u}} = [\bar{u}_1, \bar{u}_2, \dots, \bar{u}_m]^T$ 是故障执行器向量. 根据文[16], 定义为

$$\boldsymbol{\sigma} \triangleq \text{diag}\{\sigma_1, \sigma_2, \dots, \sigma_m\} \quad (6)$$

其中, $\sigma_i \in \{0, 1\}$ ($i = 1, 2, \dots, m$) 表示执行器发生故障.

当第 i 个执行器发生故障时 $\sigma_i = 1$, 这时 $u_i(t) = \bar{u}_i$; 否则 $\sigma_i = 0$. 故障系统(1)可转化为

$$\dot{\mathbf{x}}(t) = \mathbf{A}\mathbf{x}(t) + \mathbf{B}(\mathbf{I} - \boldsymbol{\sigma})\boldsymbol{\phi}(\mathbf{v}) + \mathbf{B}\boldsymbol{\sigma}\boldsymbol{\phi}(\bar{\mathbf{u}}) + \mathbf{g}(\mathbf{x}(t), t) \quad (7)$$

其中, $\boldsymbol{\phi}(\mathbf{v}) = [\phi_1(v_1), \phi_2(v_2), \dots, \phi_m(v_m)]^T \in \mathbb{R}^m$.

注 1 式(7)描述的执行器故障系统可写为 $\dot{\mathbf{x}}(t) = \mathbf{A}\mathbf{x}(t) + \mathbf{B}\boldsymbol{\phi}(\mathbf{v}) + \mathbf{E}\mathbf{f}(t) + \mathbf{g}(\mathbf{x}(t), t)$, 其中 $\mathbf{E} \triangleq \mathbf{B}\boldsymbol{\sigma}$, $\mathbf{f}(t) \triangleq \boldsymbol{\phi}(\bar{\mathbf{u}}) - \boldsymbol{\phi}(\mathbf{v})$.

假设 2(文[16]) (\mathbf{A}, \mathbf{B}) 是已知稳定的, 且存在非空的故障模式集合 Σ , 满足

$$\text{rank}[\mathbf{B}(\mathbf{I} - \boldsymbol{\sigma})] = \text{rank}[\mathbf{B}], \quad \forall \boldsymbol{\sigma} \in \Sigma$$

注 2 假设 2 表明故障容错控制器的解存在, 且能调节可能的执行器故障.

假设 3(文[13]) 存在非正常数 l_1, l_2 使得

$$\|\mathbf{g}(\mathbf{x}(t), t)\| \leq l_1 \|\mathbf{x}\| + l_2, \quad \forall \mathbf{x} \in \mathbb{R}^n$$

下面讨论具有非线性输入的执行器故障跟踪问题. 期望轨迹由下面的模型描述:

$$\dot{\mathbf{x}}_m(t) = \mathbf{A}_m \mathbf{x}_m(t) + \mathbf{B}_m \mathbf{r}_d(t) \quad (8)$$

$$\mathbf{y}_m(t) = \mathbf{C}_m \mathbf{x}_m(t) \quad (9)$$

其中, $\mathbf{x}_m(t) \in \mathbb{R}^n$ 是所期望的状态轨迹, $\mathbf{y}_m(t)$ 是期望的输出轨迹, $\mathbf{r}_d(t) \in \mathbb{R}^{m_d}$ 是参考输入, \mathbf{A}_m 和 \mathbf{B}_m 是适当位数的实常数矩阵. 定义跟踪误差为: $\mathbf{e}(t) = \mathbf{x}(t) - \mathbf{x}_m(t)$, 得到误差动态系统如下:

$$\dot{\mathbf{e}}(t) = \mathbf{A}\mathbf{e}(t) + (\mathbf{A} - \mathbf{A}_m)\mathbf{x}_m + \mathbf{B}(\mathbf{I} - \boldsymbol{\sigma})\boldsymbol{\phi}(\mathbf{v}) + \mathbf{B}\boldsymbol{\sigma}\boldsymbol{\phi}(\bar{\mathbf{u}}) + \mathbf{g}(\mathbf{x}(t), t) - \mathbf{B}_m \mathbf{r}_d(t) \quad (10)$$

3 容错控制器的设计

采用滑模和自适应控制技术构建容错控制器. 考虑到输入信号的非线性和死区性, 滑模方法用于容错控制器的补偿设计. 首先, 线性滑模面设计如下:

$$\mathbf{S}(t) = \mathbf{L}(\mathbf{y} - \mathbf{y}_m) = \mathbf{L}\mathbf{C}\mathbf{e}(t) \quad (11)$$

其中, $\mathbf{S}(t) = [s_1(t), s_2(t), \dots, s_m(t)]^T$ 是滑模面向量, $\mathbf{L} \in \mathbb{R}^{m \times p}$ 是特定的矩阵使得矩阵 $\mathbf{L}\mathbf{C}\mathbf{B}$ 式非奇异. 设 $\tilde{\mathbf{S}}(t) = [\tilde{s}_1(t), \tilde{s}_2(t), \dots, \tilde{s}_m(t)]^T = \mathbf{B}^T \mathbf{C}^T \mathbf{L}^T \mathbf{S}(t)$, 容错控制律设计如下:

$$v_i = \begin{cases} -(\beta_i k \hat{\rho}_i \hat{\gamma}_i + \delta) \frac{\tilde{s}_i(t)}{\|\tilde{\mathbf{S}}(t)\|_m} + u_0, & \tilde{s}_i(t) < 0 \\ 0, & \tilde{s}_i(t) = 0 \\ -(\beta_i k \hat{\rho}_i \hat{\gamma}_i + \delta) \frac{\tilde{s}_i(t)}{\|\tilde{\mathbf{S}}(t)\|_m} - u_0, & \tilde{s}_i(t) > 0 \end{cases} \quad (12)$$

其中, $\delta = \hat{\theta}_i + k_1 \|\mathbf{x}_m\| - k_2 \|\mathbf{r}_d\| + k_3 \|\mathbf{x}\| + k_4$, $\|\tilde{\mathbf{S}}(t)\|_m = \min(|\tilde{s}_1(t)|, |\tilde{s}_2(t)|, \dots, |\tilde{s}_m(t)|)$, $k = \|(\mathbf{C}\mathbf{B})^{-1} \mathbf{C}\mathbf{A}\|$, $k_1 = \|(\mathbf{C}\mathbf{B})^{-1} \mathbf{C}(\mathbf{A} - \mathbf{A}_m)\|$, $k_2 = \|(\mathbf{C}\mathbf{B})^{-1} \mathbf{C}\mathbf{B}_m\|$, $k_3 = \|(\mathbf{C}\mathbf{B})^{-1} \mathbf{C}\|_1$, $k_4 = \|(\mathbf{C}\mathbf{B})^{-1} \mathbf{C}\|_2$, $\beta > 1$, 参数 $\hat{\rho}_i$ 、 $\hat{\gamma}_i$ 和 $\hat{\theta}_i$ 的选择满足如下线性微分方程:

$$\dot{\hat{\theta}}_i = \|\tilde{s}_i(t)\| \quad (13)$$

$$\dot{\hat{\rho}}_i = k\beta \|\tilde{s}_i(t)\| \quad (14)$$

$$\dot{\hat{\gamma}}_i = \beta k \hat{\rho}_i \|\tilde{s}_i(t)\| \quad (15)$$

式中, $i=1, \dots, m$, $\hat{\rho}_i(0)=0, \hat{\theta}_i(0)=0, \hat{\gamma}_i(0)=\gamma_0$. γ_0 为 $\hat{\gamma}$ 的有界正初始值.

引理 1(文[17]) 对于所有满足假设 1 的非线性输入 $\phi(u)$ 控制律(12)满足:

$$\tilde{s}_i \phi(v_i) \leq -\mu_i(\beta k \hat{\rho}_i \hat{\gamma}_i + \delta) \frac{\tilde{s}_i^2(t)}{\|\tilde{S}(t)\|_m} \quad (16)$$

定理 1 在假设 1、2 下, 控制律(12)的参数由式(13)~式(15)给出, 可使得故障系统(7)稳定, 即满足 $\lim_{t \rightarrow \infty} s(t)=0$.

证明 根据假设 2, 对于 $\sigma \in \Sigma$ 存在 $\hat{\rho}_i, \hat{\theta}_i, \hat{\gamma}_i$ 满足等式 $\sum_{i=1}^m |\tilde{s}_i|(1-\sigma_i) = \sum_{i=1}^m |\tilde{s}_i|, |e(t)| = k\mu\rho_i$ 和 $\sum_{i=1}^m |\tilde{s}_i|(1-\sigma_i)\mu_i\theta_i = \sum_{i=1}^m |\tilde{s}_i|\theta_i|\phi_i(\bar{u})|$.

$$\begin{aligned} \dot{V}(t) &\leq \tilde{S}^T(t)k_e(t) + k_1x_m + \tilde{S}^T(t)\sigma\phi(\bar{u}) - \sum_{i=1}^m (1-\sigma_i)\mu_i(\beta k \hat{\rho}_i \hat{\gamma}_i + \delta) \frac{\tilde{s}_i^2(t)}{\|\tilde{S}(t)\|_m} + \\ &\tilde{S}^T(t)(k_3\|x\| + k_4) - \tilde{S}^T(t)k_2r_d(t) + \sum_{i=1}^m \mu_i(\hat{\gamma}_i - 1)\hat{\gamma}_i + \sum_{i=1}^m \mu_i(\hat{\rho}_i - \rho_i)\hat{\rho}_i + \\ &\sum_{i \neq i_1, i_2, \dots, i_q}^m \mu_i(\hat{\theta}_i - \theta_i)\hat{\theta}_i \end{aligned}$$

参数 $\hat{\rho}_i, \hat{\gamma}_i$ 和 $\hat{\theta}_i$ 的选择满足自适应律式(13)~式(15), 可得:

$$\dot{V}(t) \leq \sum_{i=1}^m \mu_i(1-\beta)k\rho_i\|\tilde{s}_i\| \quad (18)$$

不等式(18)表示 $\|\tilde{s}_i(t)\|, \hat{\rho}_i - \rho_i, \hat{\gamma}_i - \gamma_i, \hat{\theta}_i - \theta_i$ 的稳定性, 和 $\|\tilde{s}_i(t)\|$ 的一致有界性. 根据 Barbalat 引理(文[18])可得, $\lim_{t \rightarrow \infty} (\beta-1)k\rho_i\|\tilde{s}_i(t)\|=0$. 因为 $\|s_i(t)\|$ 和 $\hat{\rho}_i$ 是函数 e_i 的估计值, 并且 \tilde{s}_i 也是 e_i 的一种函数. 因此, 可得到 $\lim_{t \rightarrow \infty} \|e_i\|=0$, 即 $\lim_{t \rightarrow \infty} S(t)=0$ 证毕.

注 3 在定理 1 中, 参数 $k_1\|x_m\|, k_2\|r_d\|$ 和参考模型实现轨迹跟踪相关. 这些参数初始值的选择基于其有效性. θ_i 和系统的故障有关, 当没有故障发生时设为 0. ρ_i 是关于系统的状态, 可以选择状态的初始值和最终值. γ_i 是可调参数, 可设为 0.

构造李亚普诺夫函数:

$$V(t) = \frac{1}{2}S^T(t)S(t) + \frac{1}{2} \sum_{i \neq i_1, i_2, \dots, i_q}^m \mu_i(\hat{\theta}_i - \theta_i)^2 + \frac{1}{2} \sum_{i=1}^m \mu_i(\hat{\gamma}_i - 1)^2 + \frac{1}{2} \sum_{i=1}^m \mu_i(\hat{\rho}_i - \rho_i)^2 \quad (17)$$

对李亚普诺夫函数微分:

$$\begin{aligned} \dot{V}(t) &= \tilde{S}^T(t)(CB)^{-1}C(Ae(t) + (A - A_m)x_m) + \\ &\tilde{S}^T(t)(CB)^{-1}C(g(x(t), t) - B_m r_d(t)) + \\ &\tilde{S}^T(t)(I - \sigma)\phi(v) + \tilde{S}^T(t)\sigma\phi(\bar{u}) + \\ &\sum_{i=1}^m \mu_i(\hat{\gamma}_i - 1)\dot{\hat{\gamma}}_i + \sum_{i=1}^m \mu_i(\hat{\rho}_i - \rho_i)\dot{\hat{\rho}}_i + \\ &\sum_{i \neq i_1, i_2, \dots, i_q}^m \mu_i(\hat{\theta}_i - \theta_i)\dot{\hat{\theta}}_i \end{aligned}$$

引入引理 1(16), 可得:

4 仿真例子

为了说明文中所提出的控制方法的有效性, 将所提方法用于 AFTI/F-16 飞机的纵向运动学模型中^[19]. 对应于一些限制条件, 仿真时初始值选取: 高度为 8 000 ft, 速度为 700 ft/s, 考虑机翼水平稳态飞行的状态, 模型线性化为

$$\begin{cases} \dot{x} = Ax + B\phi(u) + g(x, t) \\ y = Cx \end{cases} \quad (19)$$

其中, $x = [h, \theta, V, \alpha, q, \delta_{th}, \delta_c]^T, u = [\delta_{th}, \delta_c]^T, y = [V, \alpha, \theta, q]^T$. h 为飞行高度, V 为速度, α 为迎角, θ 为俯仰角, q 为俯仰角速度, δ_{th} 为油门杆操纵量, δ_c 为升降舵偏转角. $\phi(u)$ 是非线性输入信号, 且死区值为 0.5. 参考输入 $r_d = [5\ 000, -1]^T, g(x, t) = [l_1\|x\|e^{\sin x_1} + l_2 \sin x_2, l_1\|x\|e^{\cos x_1} + l_2 \cos x_2]^T, l_1 = 0.063\ 1, l_2 = 0.83, B_m = B, C_m = C$. 仿真实例中所采用的矩阵 A, B, C, A_m 的值为

$$A = \begin{bmatrix} 0 & 700 & 0 & -700 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0.000\ 151\ 37 & -32.17 & -0.014\ 024 & 29.467 & 0.018\ 121 & 0.001\ 569\ 8 & 0.306\ 93 \\ 1.413\ 6e-06 & 6.042\ 5e-13 & -0.000\ 130\ 97 & -1.117\ 4 & 0.926\ 72 & -3.800\ 6e-08 & -0.002\ 351\ 2 \\ 1.364\ 9e-19 & 0 & -1.264\ 5e-17 & -3.813\ 6 & -1.511\ 7 & 0 & -0.279\ 68 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -20.2 \end{bmatrix},$$

$$B = \begin{bmatrix} 0.001 & 0.002 \\ 0 & 0 \\ 11.013 & 0.167 \\ -0.001 & -0.002 \\ 0 & -0.111 \\ 1 & 0 \\ 0 & 20.2 \end{bmatrix}, A_m = \begin{bmatrix} 0 & 700 & 0 & -700 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0.000\ 151\ 4 & -32.17 & -0.014\ 02 & 29.47 & 0.018\ 12 & 0.001\ 57 & 0.306\ 9 \\ 1.414e-06 & 1.05e-13 & -0.000\ 131 & -1.117 & 0.926\ 7 & -3.801e-08 & -0.002\ 351 \\ -1.76e-19 & 0 & 0.631e-17 & -3.814 & -1.512 & 0 & -0.279\ 7 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -20.2 \end{bmatrix},$$

$$C = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 57.3 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 57.3 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 57.3 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

在文[20]中,飞机在小迎角飞行时, $\delta_e = [-25^\circ, 25^\circ]^T$, $\delta_{th} = [1\ 000, 19\ 000]^T$ lb, 在上面描述的初始条件下线性化模型时有 $\delta_{th} = 3\ 126.792\ 9$ lb, $\alpha = 0.970\ 94^\circ$, $\delta_e = -1.624\ 2^\circ$. 考虑实际飞行时气流的扰动,模拟时加入 4.5° 的迎角干扰. 根据定理 1, 可以计算出 $\beta = 1.03$, $k = 121\ 376.192$, $k_1 = 197.551\ 5$, $k_2 = 1$, $k_3 = 52\ 776$, $k_4 = 1\ 716\ 633.790\ 4$. 在这次研究中考虑 3 类执行器故障类型: 失效, 损伤和卡死. 如表 1 所示, 分别通过以下 3 种情况, 综合考虑验证所设计的控制律的有效性.

表 1 执行器故障
Tab.1 Actuator faults

情况(case)	油门开度(δ_{th})	升降舵(δ_e)
情况 1	损失 50%	损失 50%
情况 2	无故障	损伤
情况 3	卡死	损失 70%

情况 1: 执行器故障 $u(t)$ 定义为

$$u(t) = \begin{cases} u(t) & 0 \leq t < 3 \text{ s} \\ \begin{pmatrix} 0.5 & 0 \\ 0 & 0.5 \end{pmatrix} u(t) & t \geq 3 \text{ s} \end{cases} \quad (20)$$

它表示在第 3 s 后, δ_{th} 和 δ_e 均损失 50%, 仿真结果如图 1 所示.

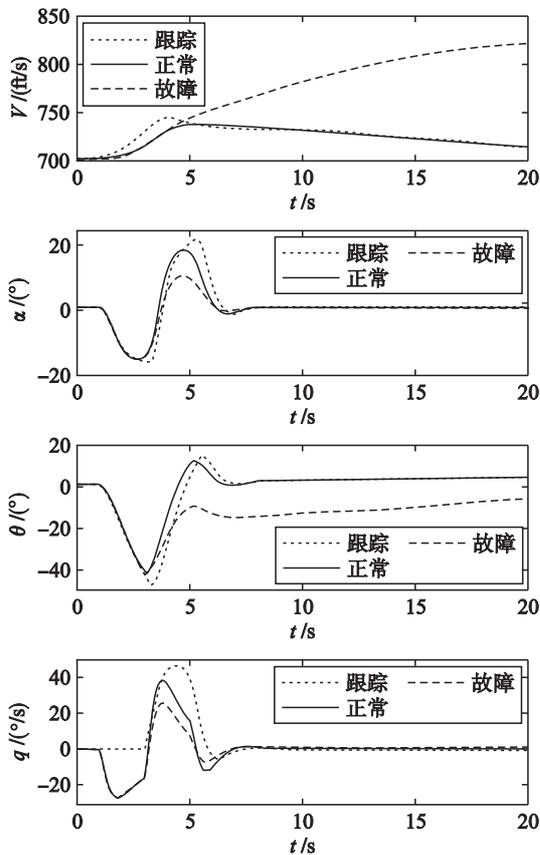


图 1 系统状态(情况 1)

Fig.1 The system states (case 1)

情况 2: 执行器故障 $u(t)$ 定义为

$$u(t) = \begin{cases} u(t) & 0 \leq t < 3 \text{ s} \\ \begin{pmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 0 \end{pmatrix} u(t) & t \geq 3 \text{ s} \end{cases} \quad (21)$$

它表示 δ_{th} 没有发生故障, δ_e 在第 3 s 后发生损伤, 仿真结果如图 2 所示.

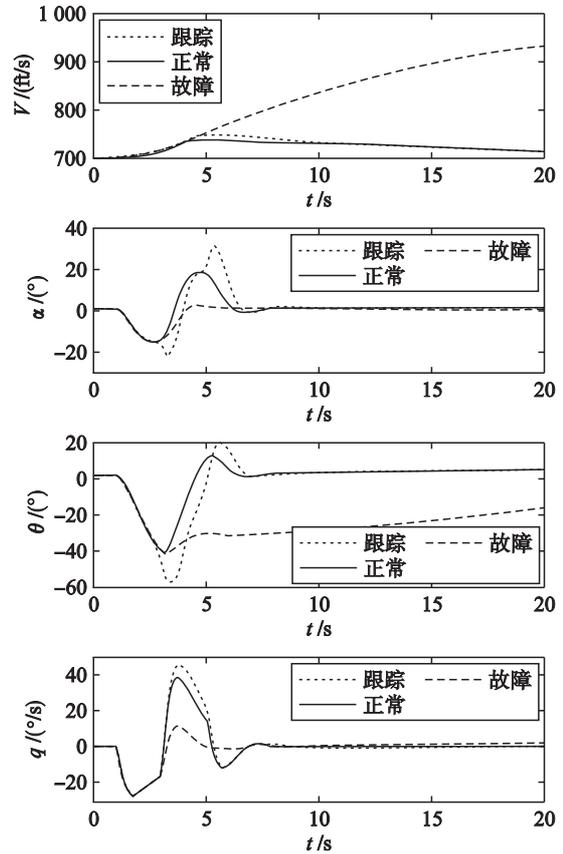


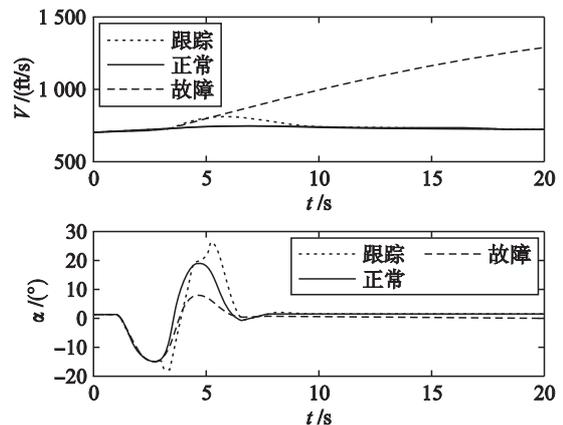
图 2 系统状态(情况 2)

Fig.2 The system states (case 2)

情况 3: 执行器故障 $u(t)$ 定义为

$$u(t) = \begin{cases} u(t) & 0 \leq t < 3 \text{ s} \\ \begin{pmatrix} 19\ 000 & 0 \\ 0 & 0.3 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} 1 \\ \delta_e \end{pmatrix} & t \geq 3 \text{ s} \end{cases} \quad (22)$$

它表示在第 3 s 后, δ_{th} 卡死在额定值, 即取最高值 $\delta_{th} = 19\ 000$ lb, δ_e 损失 70%, 仿真结果如图 3 所示.



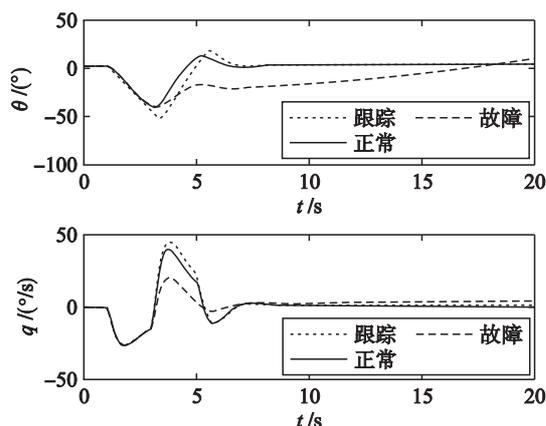


图3 系统状态(情况3)

Fig.3 The system states (case 3)

仿真结果表明, 本文所设计的容错控制对模型不确定性和外界干扰等未知信号有较强的鲁棒性. 同时能够及

时准确地控制执行器可能发生的故障, 从而保证系统实时跟踪正常理想状态. 本文故障发生在第 3 s, 俯仰角 θ 、迎角 α 和俯仰角速度 q 无论在失效、损伤还是卡死的情况下均能在第 7 s 左右很好地跟踪正常系统, 且速度 V 在失效的状态下能快速地回到正常位置. 而对于卡死和损伤, 速度的修复相对要缓慢一些, 但在第 10 s 后能恢复正常状态. 一般相隔在 7 s 左右都能满足实际操作的要求.

5 总结

本文研究一类输入具有死区、饱和非线性特性的系统执行器故障的容错控制问题. 在假设执行器故障可修复的条件下, 采用滑模和自适应控制相结合的技术设计容错控制律. 该控制律能使系统在发生未知执行器故障的情况下稳定跟踪期望的轨迹. 值得注意的是, 为了使用该容错控制方法, 系统必须有一定的冗余性. 因此如何进一步扩展该方法是今后工作的研究重点.

参考文献

- [1] Blanke M, Kinnaert M, Lunze J, et al. Diagnosis and fault-tolerant control[M]. Berlin, Germany: Springer-Verlag, 2003.
- [2] 张新家, 戴冠中, 张建华. 容错控制系统综述[J]. 信息与控制, 1991, 20(1): 28-38.
Zhang X J, Dai G Z, Zhang J H. Survey of fault tolerant control system[J]. Information and Control, 1991, 20(1): 28-38.
- [3] 沈艳霞, 贺庆楠, 潘庭龙, 等. 风能转换系统 T-S 模糊鲁棒容错控制[J]. 信息与控制, 2013, 42(6): 750-757, 764.
Shen Y X, He Q N, Pan T L, et al. T-S fuzzy robust fault-tolerant control strategy for wind energy conversion system[J]. Information and Control, 2013, 42(6): 750-757, 764.
- [4] Xiao H, Wang Z D, Ji Y D, et al. Network-based fault detection for discrete-time state-delay systems: A new measurement model[J]. International Journal of Adaptive Control and Signal Processing, 2008, 22(5): 510-528.
- [5] Jiang B, Staroswiecki M, Cocquemot V. Fault accommodation for a class of nonlinear dynamic systems[J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 2006, 51(9): 1578-1583.
- [6] Chen W, Jiang J. Fault-tolerant control against stuck actuator faults[J]. IEE Proceedings - Control Theory Applications, 2005, 152(2): 138-146.
- [7] Gao Z W, Ding S X. Actuator fault robust estimation and fault-tolerant control for a class of nonlinear descriptor systems[J]. Automatica, 2007, 43(5): 912-920.
- [8] Zhang Y M, Jiang J. Active fault-tolerant control system against partial actuator failures[J]. IEE Proceedings - Control Theory Applications, 2002, 149(1): 95-104.
- [9] 刘金琨, 孙富春. 滑模变结构控制理论及其算法研究与进展[J]. 控制理论与应用, 2007, 24(3): 407-418.
Liu J K, Sun F C. Research and development on theory and algorithms of sliding mode control[J]. Control Theory & Applications, 2007, 24(3): 407-418.
- [10] 阎晓妹, 尚婷, 赵小国. 基于主动滑模控制的不确定分数阶混沌(超混沌)系统的延迟同步[J]. 信息与控制, 2015, 44(1): 1-7.
Yan X M, Shang T, Zhao X G. Lag synchronization of uncertain fractional-order chaotic (hyperchaotic) systems using active sliding mode control[J]. Information and Control, 2015, 44(1): 1-7.
- [11] 胡庆雷, 姜博严, 石忠. 基于新型终端滑模的航天器执行器故障容错姿态控制[J]. 航空学报, 2014, 35(1): 249-258.
Hu Q L, Jiang B Y, Shi Z. Novel terminal sliding mode based fault tolerant attitude control for spacecraft under actuator faults[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(1): 249-258.
- [12] Hu Q L, Ma G F, Xie L H. Robust and adaptive variable structure output feedback control of uncertain systems with input nonlinearity[J]. Automatica, 2008, 44(2): 552-559.
- [13] Hsu K C, Wang W Y, Lin P Z. Sliding mode control for uncertain nonlinear systems with multiple inputs containing sector nonlinearities and deadzones[J]. IEEE Transactions on Systems, Man and Cybernetics, Part B: Cybernetics, 2004, 34(1): 374-380.
- [14] Fliegner T, Logemann H, Ryan E P. Low-gain integral control of continuous-time linear systems subject to input and output nonlinearities[J]. Automatica, 2003, 39(3): 455-462.

- [15] Castelan E B, Moreno U F, de Pieri E R. Absolute stabilization of discrete-time systems with a sector bounded nonlinearity under control saturations[C]//IEEE International Symposium on Circuits and Systems. Piscataway, NJ, USA: IEEE, 2006: 3105–3108.
- [16] Liu Y, Tang X D, Tao G, et al. Adaptive compensation of aircraft actuation failures using an engine differential model[J]. IEEE Transactions on Control Systems Technology, 2008, 16(5): 971–982.
- [17] Gao S, Mei J S, Cheng G J, et al. Fault-tolerant control for a class of nonlinear systems with actuator fault[C]//Chinese Automation Congress (CAC). Piscataway, NJ, USA: IEEE, 2013: 193–198.
- [18] He X, Wang Z D, Zhou D H. Robust fault detection for networked systems with communication delay and data missing[J]. Automatica, 2009, 45(11): 2634–2639.
- [19] Sonneveldt L. Nonlinear F-16 model description[D]. Netherland: Delft University of Technology, 2006.
- [20] Stevens B L, Lewis F L. Aircraft control and simulation[M]. New York, USA: Wiley, 1992.

作者简介

高 闪(1990–), 女, 硕士生. 研究领域为非线性系统执行器故障的容错控制.

梅劲松(1967–), 男, 博士, 副研究员. 研究领域为无人机飞行控制技术, 自动化控制与检测技术, 超声探伤检测技术.

(上接第 462 页)

- [25] Briat C, Seuret A. A looped-functional approach for robust stability analysis of linear impulsive systems[J]. Systems & Control Letters, 2012, 61(10): 980–988.
- [26] Chen W H, Zheng W X. Input-to-state stability for networked control systems via an improved impulsive system approach[J]. Automatica, 2011, 47(4): 789–796.
- [27] Yue D, Tian E, Han Q L. A delay system method for designing event-triggered controllers of networked control systems[J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 2013, 58(2): 475–481.
- [28] Peng C, Han Q L. A novel event-triggered transmission scheme and L_2 control co-design for sampled-data control systems[J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 2013, 58(10): 2620–2626.

About Authors

TANG Bin (1979–), male, Ph.D., Associate Professor. His research interests include networked control systems, delay systems, predictive control.

LUO Jun (1989–), male, B.E., Master Degree Candidate. His research interests include networked control systems.

PENG Shiguo (1967–), male, Ph.D., Professor. His research interests include random process, impulsive systems, nonlinear systems.