

基于干扰观测器的非线性不确定系统自适应滑模控制

于靖, 陈谋[†], 姜长生

(南京航空航天大学 自动化学院, 江苏 南京 210016)

摘要: 本文研究了一类基于非线性干扰观测器的多输入多输出非线性不确定系统的边界层自适应滑模控制方法并应用于近空间飞行器高精度姿态控制. 考虑系统存在不确定性和外部干扰上界未知的情况, 设计了基于干扰观测器的边界层自适应滑模控制器, 以消除传统滑模控制中的“抖振”现象, 使跟踪误差趋近于零. 同时, 利用李雅普洛夫方法严格证明了闭环系统的稳定性. 最后将所研究的自适应滑模控制方法, 应用于某近空间飞行器的姿态控制中, 仿真结果表明在不确定性和外部干扰作用下能保证姿态控制的稳定性, 对参数不确定具有较好的鲁棒性.

关键词: 近空间飞行器; 非线性控制; 干扰观测器; 滑模控制; 边界层控制

中图分类号: TP273 文献标识码: A

Adaptive sliding mode control for nonlinear uncertain systems based on disturbance observer

YU Jing, CHEN Mou[†], JIANG Chang-sheng

(College of Automation Engineering, Nanjing Aeronautic and Astronautic University, Nanjing Jiangsu 210016, China)

Abstract: A boundary layer adaptive sliding-mode controller is developed for a class of multi-input and multi-output (MIMO) nonlinear uncertain systems based on the nonlinear disturbance observer (NDO). The developed adaptive sliding-mode controller has been applied to the high-precision attitude control for near space vehicles. Considering the system uncertainty and the unknown upper bound of the external disturbance, we design the boundary layer adaptive sliding-mode control scheme for eliminating the chattering phenomenon appeared in the traditional sliding-mode control and making the tracking error to approach zero. The rigorous stability of the closed-loop system is proved by using the Lyapunov method. Finally, simulation results demonstrate that the proposed control scheme can achieve good control performances for the attitude control of the near space vehicle under the unknown disturbance and the system uncertainty.

Key words: near-space vehicle; nonlinear control; disturbance observer; sliding model control; boundary layer control

1 引言(Introduction)

近空间飞行器^[1](near-space vehicle, NSV)具有机动性强、飞行包络大、生存能力强等优点, 研究此类飞行器的飞行控制难度较大. 首先, 为了设计出具有高精度和强鲁棒镇定能力的控制系统, 需要在近空间飞行器控制器设计时充分考虑系统结构不确定性和外部扰动对系统的影响. 其次, 近空间飞行器控制系统存在严重的非线性特性, 各个通道之间有着强烈的耦合关系, 各气动参数和变量之间相互作用, 导致传统的解耦方法难以直接使用, 需要针对近空间飞行器发展非线性控制方法. 另外, 飞行空域中存在的较强阵风扰动和突发事件等, 都对系统的鲁棒性能和镇定能力提出了严格的要求.

滑模控制对系统参数摄动和外部干扰具有良好的

适应性和强鲁棒性, 且相对其他非线性控制方法具有运算量小、工程适用性强等特点, 有很高的理论研究价值, 并成功运用于工业控制^[2]、机器人^[3]、船舶^[4]等控制领域, 控制效果良好. 文献[5]成功设计了自适应滑模控制器, 使B747飞机在不确定执行器故障的条件下, 实现了高精度姿态跟踪. 尽管滑模控制已有大量的研究结果, 并广泛应用于不同的实际系统, 但抖振现象仍是制约其应用的主要因素. 文献[6]设计了动态滑模控制器, 并应用于直升机垂向飞行控制, 在保证直升机按预期目标垂向运动的同时又能去除舵机的抖振, 但动态滑模控制器的设计非常复杂, 难以实现. 边界层技术常用来消除传统滑模控制中的“抖振”现象^[7], 然而, 边界层的宽度和控制增益通常是确定的数值, 不同数值的边界层宽度, 或降低跟踪精度,

或抑制信号抖振. 本文通过引入自适应参数来近似复合干扰的上界和终端边界层参数, 自适应滑模控制器通过时变的边界层宽度和控制增益, 实现有效地抑制输入抖振和减小跟踪误差的目的.

在具有外界干扰和参数不确定的情况下, 为了提高近空间飞行器控制系统的跟踪精度, 目前主要有智能自适应控制方法^[8]、干扰观测器方法和鲁棒控制方法. 其中, 物理意义明确的干扰观测器技术, 在工程实现上相对简单, 常用于逼近不确定系统中的干扰. 设计系统的控制律时, 利用干扰观测器的输出, 可以抵消外界干扰对系统产生的影响. 干扰观测器主要分为线性干扰观测器和非线性干扰观测器两大类. 由于实际系统广泛存在非线性, 因而非线性干扰观测器得到了广泛研究, 但目前所研究的非线性干扰观测器要求干扰和不确定变化较慢, 甚至要求其变化率为零, 限制了其具体应用. 为了解决该问题, 国内外学者研究了一些其他的非线性干扰观测器^[9]、如模糊干扰观测器^[10]、神经网络干扰观测器^[8]、滑模干扰观测器^[11]等, 如今干扰观测器技术研究已趋于成熟. 文献[12]针对近空间飞行器飞行特性, 设计了一种基于非线性干扰观测器的新型快速终端滑模控制器, 收敛速度明显改进. 文献[13–14]基于滑模干扰观测器设计了控制器并应用于近空间飞行器. 因此可将干扰观测器技术引入到近空间飞行器控制律的设计中, 以此来抵消干扰对系统的影响.

受文献[15]的启发, 本文给出一种新的边界层自适应方法——基于梯度下降法, 根据时变的跟踪误差设计边界层宽度自适应律, 不断调节边界层宽度来减小误差, 且在此基础上引入干扰观测器, 放宽非线性干扰观测器的限制条件, 利用干扰观测器在线逼近复合干扰, 将估计值反馈给滑模控制器进行实时补偿. 仿真表明该控制方案能提高控制精度, 改善稳态阶段的控制效果, 较好地消除了滑模控制存在的抖振现象.

2 问题描述(Problem description)

考虑如下的不确定多输入多输出(multi-input and multi-output, MIMO)非线性系统:

$$\begin{cases} \dot{\boldsymbol{x}} = \boldsymbol{F}(\boldsymbol{x}) + \boldsymbol{G}(\boldsymbol{x})\boldsymbol{u} + \boldsymbol{D}(t, \boldsymbol{x}, \boldsymbol{u}), \\ \boldsymbol{y} = \boldsymbol{x}, \end{cases} \quad (1)$$

其中: $\boldsymbol{F}(\boldsymbol{x}) \in \mathbb{R}^n$ 为系统状态函数向量, $\boldsymbol{G}(\boldsymbol{x}) \in \mathbb{R}^{n \times n}$ 为系统控制增益函数矩阵, $\boldsymbol{x} \in \mathbb{R}^n$ 为系统状态向量, $\boldsymbol{y} \in \mathbb{R}^n$ 为输出向量, $\boldsymbol{u} \in \mathbb{R}^n$ 为输入向量,

$\boldsymbol{D}(t, \boldsymbol{x}, \boldsymbol{u}) = \Delta\boldsymbol{F}(\boldsymbol{x}, \boldsymbol{u}) + \boldsymbol{d}(t)$, $\Delta\boldsymbol{F}(\boldsymbol{x}, \boldsymbol{u}) \in \mathbb{R}^n$ 为系统的不确定性项, $\boldsymbol{d}(t) \in \mathbb{R}^n$ 为外部未知有界干扰向量, $\boldsymbol{F}(\boldsymbol{x}) : \mathbb{R}^n \rightarrow \mathbb{R}^n$,

$$\boldsymbol{G}(\boldsymbol{x}) = [\boldsymbol{g}_1(\boldsymbol{x}) \ \cdots \ \boldsymbol{g}_n(\boldsymbol{x})] : \mathbb{R}^n \rightarrow \mathbb{R}^{n \times n}.$$

其中 $\boldsymbol{F}(\boldsymbol{x})$ 与 $\boldsymbol{g}_1(\boldsymbol{x}), \boldsymbol{g}_2(\boldsymbol{x}), \cdots, \boldsymbol{g}_n(\boldsymbol{x})$ 为关于 \boldsymbol{x} 的充

分光滑函数, 对于向量 $\boldsymbol{\chi} = (\chi_1, \chi_2, \cdots, \chi_n)^T$, 范数定义为 $\|\boldsymbol{\chi}\| = \sqrt{\chi_1^2 + \chi_2^2 + \cdots + \chi_n^2}$.

本文的控制目标是对不确定多输入多输出非线性系统(1)设计鲁棒滑模自适应控制, 使得系统输出跟踪有界参考信号 $\boldsymbol{y}_d = \boldsymbol{x}_d = (x_{d1}, x_{d2}, \cdots, x_{dn})^T$.

定义跟踪误差为

$$\boldsymbol{e} = \boldsymbol{y} - \boldsymbol{x}_d = \boldsymbol{x} - \boldsymbol{x}_d = (x_1 - x_{d1}, x_2 - x_{d2}, \cdots, x_n - x_{dn})^T. \quad (2)$$

考虑式(1)–(2)可得

$$\dot{\boldsymbol{e}} = \dot{\boldsymbol{x}} - \dot{\boldsymbol{x}}_d = \boldsymbol{F}(\boldsymbol{x}) + \boldsymbol{G}(\boldsymbol{x})\boldsymbol{u} + \boldsymbol{D}(t, \boldsymbol{x}, \boldsymbol{u}) - \dot{\boldsymbol{x}}_d. \quad (3)$$

为了设计鲁棒滑模自适应控制, 滑模面 $\boldsymbol{\sigma}$ 设计为

$$\boldsymbol{\sigma} = \boldsymbol{C}\boldsymbol{e} = [\sigma_1 \ \cdots \ \sigma_n]^T, \quad (4)$$

其中:

$$\boldsymbol{C} = \begin{bmatrix} c_{11} & c_{12} & \cdots & c_{1n} \\ c_{21} & c_{22} & \cdots & c_{2n} \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ c_{n1} & c_{n2} & \cdots & c_{nn} \end{bmatrix},$$

$c_{ij} > 0$ 使 $c_{in}s^{n-1} + c_{i(n-1)}s^{n-2} + \cdots + c_{i1}$ Hurwitz 稳定且 $(\boldsymbol{C}\boldsymbol{G}(\boldsymbol{x}))^{-1}$ 存在.

同时, 系统的复合干扰满足如下假设:

假设 1 对于不确定MIMO非线性系统(1)中存在的复合干扰, 存在未知正常数 β 和 η_d 使得 $\|\boldsymbol{D}(t, \boldsymbol{x}, \boldsymbol{u})\| \leq \beta$ 和 $\|\dot{\boldsymbol{D}}(t, \boldsymbol{x}, \boldsymbol{u})\| \leq \eta_d$ 成立.

3 基于干扰观测器的自适应滑模控制器设计 (Design of sliding mode controller based on disturbance observer)

由于系统存在不确定性和外界干扰, 为减小外界干扰对系统的影响, 提高系统控制精度, 将引入干扰观测器逼近系统的干扰. 文献[12]研究的非线性干扰观测器(nonlinear disturbance observer, NDO), 结构简单, 运算量小, 不需要假设复合干扰变化非常慢, 放宽了对复合干扰变化率的限制, 且可获得高精度的估计值. 干扰观测器设计为如下形式^[12]:

$$\begin{cases} \hat{\boldsymbol{D}}(t, \boldsymbol{x}, \boldsymbol{u}) = \boldsymbol{z} + \boldsymbol{Q}(\boldsymbol{x}), \\ \dot{\boldsymbol{z}} = -\boldsymbol{L}(\boldsymbol{x})\boldsymbol{z} - \boldsymbol{L}(\boldsymbol{x})(\boldsymbol{Q}(\boldsymbol{x}) + \boldsymbol{F}(\boldsymbol{x}) + \boldsymbol{G}(\boldsymbol{x})\boldsymbol{u}), \end{cases} \quad (5)$$

其中: $\hat{\boldsymbol{D}}(t, \boldsymbol{x}, \boldsymbol{u}) \in \mathbb{R}^n$ 为NDO的输出, \boldsymbol{z} 为NDO内部状态向量, $\boldsymbol{L}(\boldsymbol{x}) = \frac{\partial \boldsymbol{Q}(\boldsymbol{x})}{\partial \boldsymbol{x}}$, $\boldsymbol{Q}(\boldsymbol{x}) = (Q_1(\boldsymbol{x}), Q_2(\boldsymbol{x}), \cdots, Q_n(\boldsymbol{x}))^T \in \mathbb{R}^n$ 为待设计的非线性函数向量.

为简化设计, $\boldsymbol{L}(\boldsymbol{x})$ 一般设计为对角矩阵的形式, 即 $\boldsymbol{L}(\boldsymbol{x}) = \text{diag}\{L_1(\boldsymbol{x}), L_2(\boldsymbol{x}), \cdots, L_n(\boldsymbol{x})\}$, $L_i(\boldsymbol{x}) > 0$, $i = 1, 2, \cdots, n$ 或 $\boldsymbol{L} = \text{diag}\{L_1, L_2, \cdots, L_n\}$,

$L_i > 0, i = 1, 2, \dots, n.$

令 NDO 估计误差为^[12]

$$e_D = \tilde{D}(t, \mathbf{x}, \mathbf{u}) = \mathbf{D}(t, \mathbf{x}, \mathbf{u}) - \hat{\mathbf{D}}(t, \mathbf{x}, \mathbf{u}),$$

则 NDO 的估计误差 $e_D(\infty)$ 将渐近收敛到一个有限半径的闭球 B 内^[12], 其半径满足

$$\beta_d = \max\left\{\frac{\eta_d}{L_i(x)}, i = 1, 2, \dots, n\right\}, \quad (6)$$

且对于未知正数 η_d , 总能选择设计参数阵 $\mathbf{L}(\mathbf{x})$ 使得非线性干扰观测器的估计误差满足下式:

$$\|e_D\| < \beta_d. \quad (7)$$

具体证明过程参考文献[12].

在误差收敛的干扰观测器的基础上, 自适应滑模控制器设计为

$$\mathbf{u} = -(\mathbf{C}\mathbf{G}(\mathbf{x}))^{-1}[\mathbf{C}\mathbf{F}(\mathbf{x}) - \mathbf{C}\dot{\mathbf{x}}_d + \mathbf{C}\hat{\mathbf{D}} + k\boldsymbol{\sigma} + \hat{\beta}_d\|\mathbf{C}\|\text{sgn}\boldsymbol{\sigma}], \quad (8)$$

其中: $k > 0, \text{sgn}\boldsymbol{\sigma} = [\text{sgn}\sigma_1 \ \dots \ \text{sgn}\sigma_n]^T, \hat{\beta}_d$ 的自适应律为

$$\dot{\hat{\beta}}_d = \gamma\|\mathbf{C}\|\|\boldsymbol{\sigma}\|. \quad (9)$$

为证明闭环系统稳定性, Lyapunov 函数选为

$$\mathbf{V} = \frac{1}{2}\boldsymbol{\sigma}^T\boldsymbol{\sigma} + \frac{1}{2\gamma}\tilde{\beta}_d^2, \quad (10)$$

其中 $\tilde{\beta}_d = \beta_d - \hat{\beta}_d$ 且 $\dot{\tilde{\beta}}_d = \dot{\beta}_d - \dot{\hat{\beta}}_d = -\dot{\hat{\beta}}_d$.

对 \mathbf{V} 求导可得

$$\dot{\mathbf{V}} = \boldsymbol{\sigma}^T\dot{\boldsymbol{\sigma}} - \frac{1}{\gamma}\dot{\hat{\beta}}_d\tilde{\beta}_d, \quad (11)$$

其中

$$\begin{aligned} \dot{\boldsymbol{\sigma}} &= \mathbf{C}\dot{\mathbf{e}} = \mathbf{C}(\dot{\mathbf{x}} - \dot{\mathbf{x}}_d) = \\ &\mathbf{C}\mathbf{F}(\mathbf{x}) + \mathbf{C}\mathbf{G}(\mathbf{x})\mathbf{u} - \mathbf{C}\dot{\mathbf{x}}_d + \mathbf{C}\mathbf{D}(t, \mathbf{x}, \mathbf{u}). \end{aligned} \quad (12)$$

将 \mathbf{u} 代入式(12)可得

$$\begin{aligned} \dot{\boldsymbol{\sigma}} &= \mathbf{C}\mathbf{F}(\mathbf{x}) + \mathbf{C}\mathbf{G}(\mathbf{x})\{-\mathbf{C}\mathbf{G}(\mathbf{x})^{-1}[\mathbf{C}\mathbf{F}(\mathbf{x}) - \\ &\mathbf{C}\dot{\mathbf{x}}_d + k\boldsymbol{\sigma} + \mathbf{C}\hat{\mathbf{D}} + \hat{\beta}_d\|\mathbf{C}\|\text{sgn}\boldsymbol{\sigma}]\} - \\ &\mathbf{C}\dot{\mathbf{x}}_d + \mathbf{C}\mathbf{D}(t, \mathbf{x}, \mathbf{u}) = \\ &\mathbf{C}e_D - k\boldsymbol{\sigma} - \hat{\beta}_d\|\mathbf{C}\|\text{sgn}\boldsymbol{\sigma}. \end{aligned} \quad (13)$$

将式(13)代入式(11)可得

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{V}} &= \boldsymbol{\sigma}^T[\mathbf{C}e_D - k\boldsymbol{\sigma} - \hat{\beta}_d\|\mathbf{C}\|\text{sgn}\boldsymbol{\sigma}] - \frac{1}{\gamma}\dot{\hat{\beta}}_d\tilde{\beta}_d \leq \\ &\|\mathbf{C}\|\|\boldsymbol{\sigma}\|\beta_d - k\boldsymbol{\sigma}^T\boldsymbol{\sigma} - \hat{\beta}_d\|\mathbf{C}\|\sum_i|\sigma_i| - \frac{1}{\gamma}\dot{\hat{\beta}}_d\tilde{\beta}_d \leq \\ &\|\mathbf{C}\|\|\boldsymbol{\sigma}\|\beta_d - k\boldsymbol{\sigma}^T\boldsymbol{\sigma} - \|\mathbf{C}\|\|\boldsymbol{\sigma}\|\hat{\beta}_d - \\ &\frac{1}{\gamma}\gamma\|\mathbf{C}\|\cdot\|\boldsymbol{\sigma}\|\tilde{\beta}_d = \\ &\|\mathbf{C}\|\|\boldsymbol{\sigma}\|(\beta_d - \hat{\beta}_d - \tilde{\beta}_d) - k\boldsymbol{\sigma}^T\boldsymbol{\sigma} = -k\boldsymbol{\sigma}^T\boldsymbol{\sigma}. \end{aligned} \quad (14)$$

从而, 得出以下结论:

$$\dot{\mathbf{V}} \leq 0. \quad (15)$$

因为 $\dot{\mathbf{V}}$ 为负半定, \mathbf{V} 是一个非递增函数, 即 $\boldsymbol{\sigma}$ 是有界的, 跟踪误差 \mathbf{e} 也是有界的, 因为参考输出 \mathbf{y}_d 及其微分 $\dot{\mathbf{y}}_d$ 是有界的, 所以系统输出 \mathbf{y} 及其微分 $\dot{\mathbf{y}}$ 是有界的. 此外, 因为 $\dot{\mathbf{V}}$ 是负半定, 又可以得出估计误差 $\tilde{\mathbf{D}}$ 和 $\tilde{\beta}_d$ 也是有界的. 从而有界的估计值 $\hat{\mathbf{D}}$ 和 $\hat{\beta}_d$ 能保证系统输入 \mathbf{u} 有界的. 根据 Barbalat 定律, $\boldsymbol{\sigma}$ 是渐进稳定, 即 $\lim_{t \rightarrow \infty} \boldsymbol{\sigma}(t) = 0$, 从而跟踪误差 \mathbf{e} 也是渐进稳定的, 即 $\lim_{t \rightarrow \infty} \mathbf{e} = 0$.

上述的基于干扰观测器的自适应滑模控制器设计可归纳为如下定理:

定理 1 对不确定 MIMO 非线性系统(1), 如果干扰观测器设计为式(5), 自适应律设计为式(9)的形式, 在所设计的基于干扰观测器的滑模控制器(8)作用下, 闭环非线性系统(1)的跟踪误差渐进稳定.

4 基于干扰观测器的边界层自适应滑模控制器设计 (Design of boundary layer adaptive sliding mode controller based on disturbance observer)

上节设计的基于干扰观测器的滑模控制器中含有符号函数, 势必会引起输入控制器的抖振现象, 影响近空间飞行器的飞行稳定性和安全性. 边界层技术常用来消除传统滑模控制的“抖振”现象. 然而, 边界层宽度和控制增益往往是确定的数值, 并不能很好地保证跟踪控制精度. 本节基于梯度下降法, 根据时变的滑模面 $\boldsymbol{\sigma}$ 设计 β_d 和 λ 的自适应律, 不断调节 β_d 和边界层宽度 λ 的值来减小滑模面 $\boldsymbol{\sigma}$, 达到减小跟踪误差 \mathbf{e} 的目的. 给出一种新的适用于 MIMO 非线性系统的边界层自适应方法解决抖振问题, 且保证跟踪控制精度.

基于干扰观测器的边界层自适应滑模控制律设计为

$$\mathbf{u} = -(\mathbf{C}\mathbf{G}(\mathbf{x}))^{-1}[\mathbf{C}\mathbf{F}(\mathbf{x}) - \mathbf{C}\dot{\mathbf{x}}_d + \mathbf{C}\hat{\mathbf{D}} + k\boldsymbol{\sigma} + \|\mathbf{C}\|\boldsymbol{\phi}(\hat{\lambda}, \boldsymbol{\sigma})\hat{\beta}_d], \quad (16)$$

其中:

$$\begin{aligned} \boldsymbol{\phi}(\hat{\lambda}, \boldsymbol{\sigma}) &= [\phi_1(\hat{\lambda}, \sigma_1) \ \dots \ \phi_n(\hat{\lambda}, \sigma_n)]^T, \\ k &> 0, \end{aligned}$$

$$\phi_i(\hat{\lambda}, \sigma_i) = \frac{1 - \exp(-\hat{\lambda}\sigma_i)}{1 + \exp(-\hat{\lambda}\sigma_i)}$$

为 $[-1, 1]$ 之间连续函数. 其中参数 $\hat{\lambda}$ 确定连续函数 $\phi_i(\hat{\lambda}, \sigma_i)$ 的陡度. 自适应滑模控制器通过时变的边界层宽度和控制增益, 达到有效地消除输入抖振和跟踪误差的目的. 为了使系统稳定, 需要选择合适的参数自适应律使得 $\boldsymbol{\sigma}^T\dot{\boldsymbol{\sigma}} < 0$. 采用梯度下降法设计新的参

数自适应律:

$$\dot{\hat{\beta}}_d = \eta \phi(\hat{\lambda}, \sigma)^T ((CG(x))^{-1})^T \left(\frac{\partial x}{\partial u}\right)^T C^T \sigma, \quad (17)$$

$$\dot{\hat{\lambda}} = \mu \hat{\beta}_d \varphi(\hat{\lambda}, \sigma)^T ((CG(x))^{-1})^T \left(\frac{\partial x}{\partial u}\right)^T C^T \sigma, \quad (18)$$

其中:

$$\varphi(\hat{\lambda}, \sigma) = \left[\frac{\sigma_1 \exp(-\hat{\lambda}\sigma_1)}{(1 + \exp(-\hat{\lambda}\sigma_1))^2} \quad \frac{\sigma_2 \exp(-\hat{\lambda}\sigma_2)}{(1 + \exp(-\hat{\lambda}\sigma_2))^2} \right. \\ \left. \dots \quad \frac{\sigma_n \exp(-\hat{\lambda}\sigma_n)}{(1 + \exp(-\hat{\lambda}\sigma_n))^2} \right]^T,$$

μ 和 η 为大于零的设计参数,在实际应用中,当采样时间较小时,可用 $\frac{\Delta x}{\Delta u}$ 代替 $\frac{\partial x}{\partial u}$.

为分析系统的稳定性,选取Lyapunov方程为

$$V = \frac{1}{2} \sigma^T \sigma, \quad (19)$$

则有

$$\dot{V} = \frac{\partial V}{\partial \sigma} \frac{\partial \sigma}{\partial e} \frac{\partial e}{\partial x} \frac{\partial x}{\partial u} \left(\frac{\partial u}{\partial \hat{\beta}_d} \frac{\partial \hat{\beta}_d}{\partial t} + \frac{\partial u}{\partial \hat{\lambda}} \frac{\partial \hat{\lambda}}{\partial t} \right) = \\ \frac{\partial V}{\partial \sigma} \frac{\partial \sigma}{\partial e} \frac{\partial e}{\partial x} \frac{\partial x}{\partial u} \frac{\partial u}{\partial \hat{\beta}_d} \frac{\partial \hat{\beta}_d}{\partial t} + \frac{\partial V}{\partial \sigma} \frac{\partial \sigma}{\partial e} \frac{\partial e}{\partial x} \frac{\partial x}{\partial u} \frac{\partial u}{\partial \hat{\lambda}} \frac{\partial \hat{\lambda}}{\partial t}. \quad (20)$$

令

$$V_1 = \frac{\partial V}{\partial \sigma} \frac{\partial \sigma}{\partial e} \frac{\partial e}{\partial x} \frac{\partial x}{\partial u} \frac{\partial u}{\partial \hat{\beta}_d} \frac{\partial \hat{\beta}_d}{\partial t} = \\ \sigma^T C \frac{\partial x}{\partial u} \frac{\partial}{\partial \hat{\beta}_d} [-(CG(x))^{-1} (CF(x) - C\hat{x}_d + \\ C\hat{D} + k\sigma + \|C\|\phi(\hat{\lambda}, \sigma)\hat{\beta}_d)] \frac{\partial \hat{\beta}_d}{\partial t} = \\ \|C\| \sigma^T C \frac{\partial x}{\partial u} [-(CG(x))^{-1} \phi(\hat{\lambda}, \sigma)] \frac{\partial \hat{\beta}_d}{\partial t}. \quad (21)$$

将 $\dot{\hat{\beta}}_d$ 代入式(21)可得

$$V_1 = \|C\| \sigma^T C \frac{\partial x}{\partial u} [-(CG(x))^{-1} \phi(\hat{\lambda}, \sigma)] \cdot \\ [\eta \phi(\hat{\lambda}, \sigma)^T ((CG(x))^{-1})^T \left(\frac{\partial x}{\partial u}\right)^T C^T \sigma] = \\ -\eta \|C\| \left[\sigma^T C \frac{\partial x}{\partial u} (CG(x))^{-1} \phi(\hat{\lambda}, \sigma) \right] \cdot \\ \left[\sigma^T C \frac{\partial x}{\partial u} (CG(x))^{-1} \phi(\hat{\lambda}, \sigma) \right]^T = \\ -\eta \|C\| \nu^2, \quad (22)$$

其中 $\nu = \sigma^T C \frac{\partial x}{\partial u} (CG(x))^{-1} \phi(\hat{\lambda}, \sigma)$. 令

$$V_2 = \frac{\partial V}{\partial \sigma} \frac{\partial \sigma}{\partial e} \frac{\partial e}{\partial x} \frac{\partial x}{\partial u} \frac{\partial u}{\partial \hat{\lambda}} \frac{\partial \hat{\lambda}}{\partial t} = \\ \sigma^T C \frac{\partial x}{\partial u} \frac{\partial}{\partial \hat{\lambda}} \{-(CG(x))^{-1} [CF(x) -$$

$$C\hat{x}_d + C\hat{D} + k\sigma + \|C\|\phi(\hat{\lambda}, \sigma)\hat{\beta}_d]\} \frac{\partial \hat{\lambda}}{\partial t} = \\ \|C\| \sigma^T C \frac{\partial x}{\partial u} [-2(CG(x))^{-1} \varphi(\hat{\lambda}, \sigma)\hat{\beta}_d] \frac{\partial \hat{\lambda}}{\partial t}, \quad (23)$$

其中

$$\varphi(\hat{\lambda}, \sigma) = \left[\frac{\sigma_1 \exp(-\hat{\lambda}\sigma_1)}{(1 + \exp(-\hat{\lambda}\sigma_1))^2} \quad \frac{\sigma_2 \exp(-\hat{\lambda}\sigma_2)}{(1 + \exp(-\hat{\lambda}\sigma_2))^2} \right. \\ \left. \dots \quad \frac{\sigma_n \exp(-\hat{\lambda}\sigma_n)}{(1 + \exp(-\hat{\lambda}\sigma_n))^2} \right]^T.$$

将 $\dot{\hat{\lambda}}$ 代入式(23)可得

$$V_2 = \|C\| \sigma^T C \frac{\partial x}{\partial u} [-2(CG(x))^{-1} \varphi(\hat{\lambda}, \sigma)\hat{\beta}_d] \cdot \\ [\mu \hat{\beta}_d \varphi(\hat{\lambda}, \sigma)^T ((CG(x))^{-1})^T \left(\frac{\partial x}{\partial u}\right)^T C^T \sigma] = \\ -2\mu \|C\| \hat{\beta}_d^2 \left[\sigma^T C \frac{\partial x}{\partial u} (CG(x))^{-1} \varphi(\hat{\lambda}, \sigma) \right] \cdot \\ \left[\sigma^T C \frac{\partial x}{\partial u} (CG(x))^{-1} \varphi(\hat{\lambda}, \sigma) \right]^T = \\ -2\mu \|C\| \hat{\beta}_d^2 \nu^2 < 0, \quad (24)$$

其中 $\nu = \sigma^T C \frac{\partial x}{\partial u} (CG(x))^{-1} \varphi(\hat{\lambda}, \sigma)$.

根据式(22)和式(24)可得

$$\dot{V} = V_1 + V_2 \leq 0. \quad (25)$$

从而 V 是一个非递增函数,同上一节类似,根据Barbalat定律得出系统跟踪误差 e 渐进稳定.上述的基于干扰观测器的边界层自适应滑模控制器设计可归纳为如下定理:

定理2 在假设1条件下,对不确定MIMO非线性系统(1),干扰观测器设计为式(5)的形式,参数自适应律设计为式(17)–(18)的形式,则在所设计的基于干扰观测器边界层自适应滑模控制器(16)作用下,闭环非线性系统(1)的跟踪误差渐进稳定.

5 仿真研究(Simulation study)

本文采用近空飞行器姿态模型进行仿真,近空间飞行器6自由度12方程可参考文献[1],控制器设计仅考虑12个方程中姿态角 $\Omega = (\alpha_N, \beta_N, \mu_N)^T$ 和姿态角速度 $\omega = (p_N, q_N, r_N)^T$ 的6个方程.根据奇异摄动理论,按照带宽大小,将这6个方程表示的飞控系统分为内环 ω 和外环 Ω ,内、外环也分别称为快回路和慢回路,从而近空间飞行器不确定动态模型可表示为如下形式^[1]:

$$\dot{\Omega} = f_s(\Omega) + g_s(\Omega)\omega + \Psi_s(t, \Omega, \omega), \quad (26)$$

$$\dot{\omega} = f_f(\omega) + g_f M + \Psi_f(t, M, \omega), \quad (27)$$

其中: $\Psi_s(t, \Omega, \omega) = \Delta f_s(\Omega, \omega) + d_{Ns}(t)$, $\Psi_f(t, M, \omega) = \Delta f_f(\omega, M) + d_{Nf}(t)$,分别为慢回路和快回路

的复合干扰; $\Delta f_s(\Omega)$, $\Delta f_f(\omega)$ 分别为慢回路和快回路的模型误差; $d_{Ns}(t)$, $d_{Nf}(t)$ 为慢回路和快回路受到的扰动, M 为系统控制输入力矩; f_s , f_f 为系统状态函数向量, g_s , g_f 为系统控制增益函数矩阵, 具体形式参见文献[1].

基于非线性干扰观测器的NSV边界层自适应滑模控制结构图如图1所示.

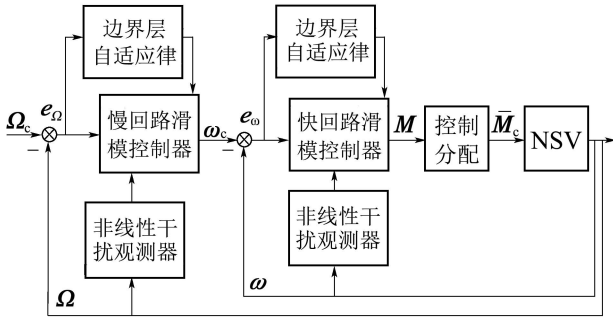


图 1 滑模控制结构图

Fig. 1 Sliding mode control structure

为验证本文研究的控制方案的有效性和优越性, 在高超声速条件下, 将上述两种控制方案用于近空间飞行器数值仿真. 为便于比较分析, 这里给出无干扰观测器的边界层自适应控制律

$$u = -(CG(x))^{-1}[CF(x) - C\dot{x}_d + k\sigma + \|C\|\phi(\hat{\lambda}, \sigma)\hat{\beta}], \quad (28)$$

其中参数自适应律为式(17)–(18)的形式, 证明过程与上节证明类似. 相应的设计参数取相同值, 各参数初始值为: 设飞行器以470 m/s的速度在高度为21 km进行巡航, 推力大小为125000 N, 质量为24500 kg. 飞行器姿态角和角速率初始状态分别为

$$\alpha_0 = 1^\circ, \beta_0 = 1^\circ, \mu_0 = -1^\circ, p_0 = q_0 = r_0 = 0,$$

参考输出信号为

$$\alpha_{Nd} = 2^\circ, \mu_{Nd} = 3 \sin(2t),$$

$$\beta_{Nd} = \begin{cases} 0^\circ, & 3(2k) \leq t < 3(2k+1), \\ 3^\circ, & 3(2k+1) \leq t < 6(k+1), \\ k = 0, 1, \dots \end{cases}$$

设在仿真零时刻开始, 气动参数施加-20%的不确定, 并同时加入时变干扰力矩

$$\Delta M =$$

$$4 \times 10^5 (\sin 5t + 0.3, \cos 5t + 0.1, \sin 6t)^T \text{ N} \cdot \text{m},$$

设置参数初始值为 $\hat{\lambda} = \hat{\beta}_d = 1$, $\mu = \eta = 2$, $r = 1.5$, $k = 10$, $C = (4 \ 3 \ 2; 1 \ 4 \ 2; 2 \ 3 \ 4)^T$, 非线性干扰观测器的设计矩阵 $Q(\Omega)$, $L(\Omega)$; $Q(\omega)$, $L(\omega)$ 取为

$$Q(\Omega) = 2[\alpha_N + \frac{\alpha_N^3}{3} \beta_N + \frac{\beta_N^3}{3} \mu_N + \frac{\mu_N^3}{3}]^T,$$

$$L(\Omega) = 2\text{diag}\{1 + \alpha_N^2, 1 + \beta_N^2, 1 + \mu_N^2\},$$

$$Q(\omega) = 6[p_N + \frac{p_N^3}{3} q_N + \frac{q_N^3}{3} r_N + \frac{r_N^3}{3}]^T,$$

$$L(\omega) = 6\text{diag}\{1 + p_N^2, 1 + q_N^2, 1 + r_N^2\}.$$

如图2所示传统自适应滑模控制曲线, 因为控制器中存在不连续符号函数, 存在较大控制误差且控制曲线出现抖振现象, 势必影响到近空间飞行器的飞行稳定性.

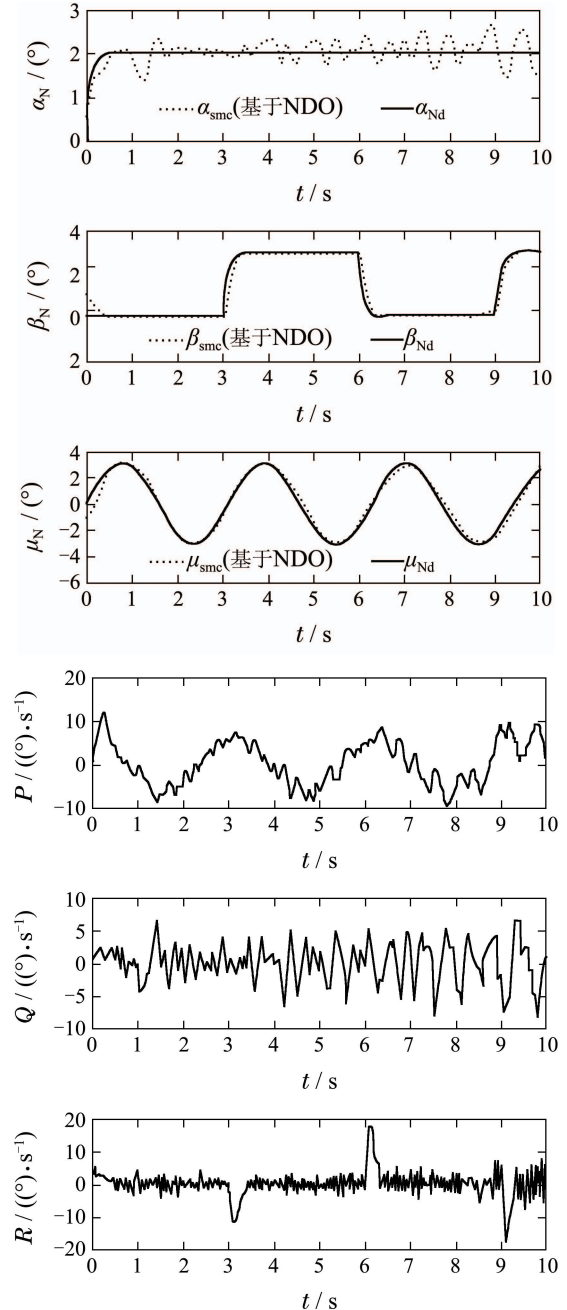


图 2 基于干扰观测器的传统自适应滑模控制姿态角和角速率仿真曲线

Fig. 2 Attitude angle and angular rate plots under traditional adaptive sliding mode control based on NDO

从图3可以看出, 边界层自适应滑模控制很好地消除传统滑模控制律的抖振以及鲁棒项的抖振, 但跟踪

控制存在误差,仍会影响近空间飞行器的飞行品质.采用基于非线性干扰观测器的边界层自适应滑模控制结果如图4所示,通过实时地在线补偿复合干扰,从而有效地提高了控制器的控制精度和跟踪速度,系统体现出良好的鲁棒性能.通过比较图2-4中的姿态角、姿态角速度曲线可以看出飞行器在参数不确定和扰动下,有无复合干扰补偿项直接影响控制品质的好坏.仿真结果表明,在扰动情况下干扰观测器能够有效地补偿复合干扰,使系统控制效果和鲁棒性得到进一步加强.

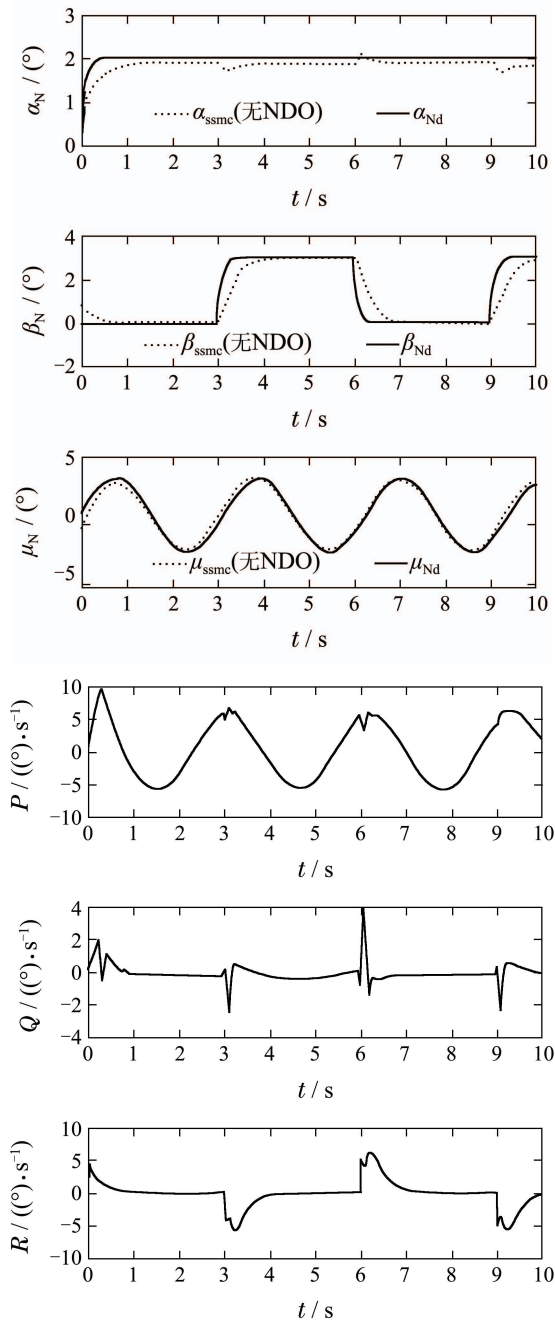


图3 边界层自适应滑模控制姿态角和姿态角速率仿真曲线
Fig. 3 Attitude angle and attitude angular rate plots under boundary layer adaptive sliding mode control without NDO

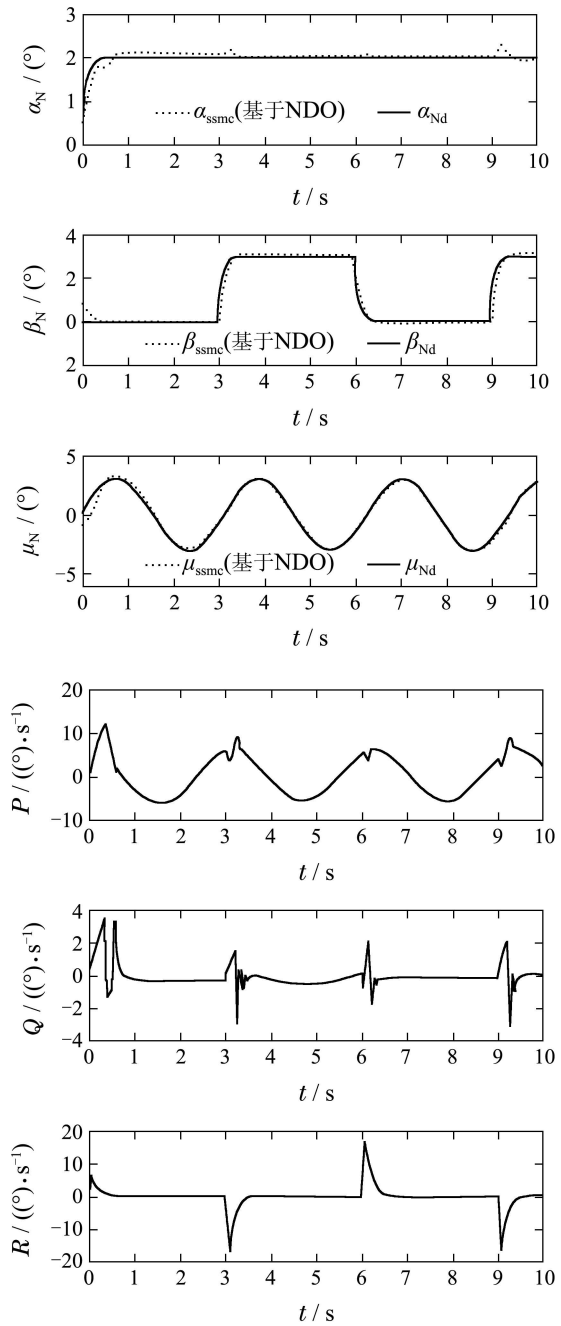


图4 基于干扰观测器的边界层自适应滑模控制姿态角和姿态角速率仿真曲线
Fig. 4 Attitude angle and attitude angular rate plots under boundary layer adaptive sliding mode control based on NDO

6 结论(Conclusions)

本文针对近空间飞行器姿态的高精度控制,研究了一类存在扰动和参数不确定的MIMO非线性系统的边界层自适应滑模控制.为了兼顾系统鲁棒性和控制精度,在传统滑模控制的基础上设计了基于干扰观测器的滑模控制和基于干扰观测器的边界层自适应滑模控制.非线性干扰观测器运算量小,反应速度较为灵敏,可以很好地逼近系统中存在的干扰,在输入通道中将观测出的干扰值抵消,减小被控系统的总干

扰. 适当的设计参数不仅可以保证非线性干扰观测器有足够大的收敛速度, 而且可使跟踪误差控制在一个预期的小范围内. 但文章还是存在一定局限性, 并没有考虑到输入受限和舵机发生故障等情况. 仿真实验结果表明, 该方法能够对干扰有非常好的逼近能力, 能有效地减小系统跟踪误差.

参考文献(References):

- [1] 蒲明. 近空间飞行器鲁棒自适应滑模控制 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2011.
(PU Ming. *Robust adaptive sliding mode control for near space vehicle* [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2011.)
- [2] 解旭辉, 戴一帆, 李圣怡. 基于模糊滑模控制器的伺服跟踪控制研究 [J]. 控制理论与应用, 2003, 20(6): 913 – 918.
(XIE Xuhui, DAI Yifan, LI Shengyi. Fuzzy sliding mode controller for servo tracking control in precision machine tools [J]. *Control Theory & Applications*, 2003, 20(6): 913 – 918.)
- [3] BECERRA H M, NICOLAS L G, SAGUES C. A sliding mode control law for mobile robots based on epipolar visual servoing from three views [J]. *IEEE Transactions on Robotics*, 2011, 27(1): 175 – 183.
- [4] CHENG J, YI J, ZHAO D. Design of a sliding mode controller for trajectory tracking problem of marine vessels [J]. *IET Control Theory and Applications*, 2007, 1(1): 233 – 237.
- [5] WANG T, XIE W F, ZHANG Y M. Adaptive sliding mode fault tolerant control of civil aircraft with separated uncertainties [C] // *The 48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*. Orlando, Florida, USA: AIAA, 2010: 1 – 9.
- [6] SIRA R H, ZRIBI M, AHMAD S. Dynamical sliding mode control approach for vertical flight regulation in helicopters [J]. *IEEE Proceedings on Control Theory and Applications*, 1994, 141(1): 19 – 24.
- [7] 靳宝全, 熊诗波, 程珩. 电液位置伺服系统变速趋近律滑模控制抖振抑制 [J]. 机械工程学报, 2013, 49(10): 163 – 169.
(JIN Baoquan, XIONG Shibo, CHENG Heng. Chattering inhibition of variable rate reaching law sliding mode control for electrohydraulic position servo system [J]. *Journal of Mechanical Engineering*, 2013, 49(10): 163 – 169.)
- [8] 朱亮, 姜长生, 张春雨. 基于径向基神经网络干扰观测器的空天飞行器自适应轨迹线性化控制 [J]. 航空学报, 2007, 28(3): 673 – 677.
(ZHU Liang, JIANG Changsheng, ZHANG Chunyu. Adaptive trajectory linearization control for aerospace vehicle based on RBFNN disturbance observer [J]. *Acta Aeronautica Et Astronaut Ica Sinica*, 2007, 28(3): 673 – 677.)
- [9] 张军. 近空间飞行器非线性不确定飞行运动的鲁棒自适应控制 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2009.
(ZHANG Jun. *Robust adaptive control of nonlinear uncertain flight motion for near space vehicle* [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2009.)
- [10] 张春雨, 姜长生, 朱亮. 基于模糊干扰观测器的空天飞行器轨迹线性化控制 [J]. 航空学报, 2007, 28(1): 33 – 38.
(ZHANG Chunyu, JIANG Changsheng, ZHU Liang. Trajectory linearization control for an aerospace vehicle based on fuzzy disturbance observer [J]. *Acta Aeronautica Et Astronaut Ica Sinica*, 2007, 28(1): 33 – 38.)
- [11] 任彦, 刘正华, 周锐. 滑模干扰观测器在低速光电跟踪系统中的应用 [J]. 北京航空航天大学学报, 2013, 29(6): 835 – 840.
(REN Yan, LIU Zhenghua, ZHOU Rui. Application of low speed opto-electronic tracking system based on sliding mode disturbance observer [J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2013, 29(6): 835 – 840.)
- [12] 蒲明, 吴庆宪, 姜长生, 等. 新型快速Terminal滑模及其在近空间飞行器上的应用 [J]. 航空学报, 2011, 32(7): 1283 – 1291.
(PU Ming, WU Qingxian, JIANG Changsheng, et al. New fast terminal sliding mode and its application to near space vehicles [J]. *Acta Aeronautica Et Astronaut Ica Sinica*, 2011, 32(7): 1283 – 1291.)
- [13] 程路, 姜长生, 都延丽, 等. 基于滑模干扰观测器的近空间飞行器非线性广义预测控制 [J]. 宇航学报, 2010, 31(2): 423 – 431.
(CHENG Lu, JIANG Changsheng, DU Yanli, et al. The research of SMDO based NGPC method for NSV control system [J]. *Journal of Astronautics*, 2010, 31(2): 423 – 431.)
- [14] 张强, 吴庆宪, 姜长生, 等. 考虑执行器动态和输入受限的近空间飞行器鲁棒可重构跟踪控制 [J]. 控制理论与应用, 2012, 29(10): 1263 – 1271.
(ZHANG Qiang, WU Qingxian, JIANG Changsheng, et al. Robust reconfigurable tracking control of near space vehicle with actuator dynamic and input constraints [J]. *Control Theory & Applications*, 2012, 29(10): 1263 – 1271.)
- [15] KUO T C, HUANG Y J, CHANG S H. Sliding mode control with self-tuning law for uncertain nonlinear systems [J]. *ISA Transactions*, 2008, 47(2): 171 – 178.

作者简介:

于 靖 (1989–), 男, 硕士研究生, 目前研究方向为非线性鲁棒自适应控制和飞行控制等, E-mail: jingyu_nuaa@163.com;

陈 谋 (1975–), 男, 教授, 博士生导师, 目前研究方向为非线性控制、智能控制以及飞行控制等, E-mail: chenmou@nuaa.edu.cn;

姜长生 (1942–), 男, 教授, 博士生导师, 目前研究方向为复杂系统建模与控制等, E-mail: jiangchangsheng@nuaa.edu.cn.