

基于ESO的复合滑模面非奇异terminal滑模控制

马悦悦, 唐胜景, 郭杰

(北京理工大学宇航学院, 北京 100081)

摘要: 针对传统非奇异terminal滑模控制存在的收敛缓慢和控制输入抖振的问题, 提出采用复合滑模面函数和扩张状态观测器的控制器设计方法. 首先, 结合复合滑模面, 采用分阶段控制律提高系统收敛速度; 然后, 在此基础上使用扩张状态观测器在线估计并补偿系统的不确定量, 以有效削弱系统未建模动力学导致的抖振; 最后, 分别证明了以上两种方法的有限时间收敛特性. 仿真结果验证了所提出方法的有效性, 体现了系统的快速收敛和强鲁棒性等特点.

关键词: terminal滑模; 收敛时间; 抖振; 复合滑模面; 扩张状态观测器

中图分类号: TP13

文献标志码: A

Nonsingular terminal sliding mode control with compound sliding surface based on ESO

MA Yue-yue, TANG Sheng-jing, GUO Jie

(School of Aerospace Engineering, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China. Correspondent: TANG Sheng-jing, E-mail: tangsj@bit.edu.cn)

Abstract: According to the slow convergence and control input chattering phenomenon in traditional nonsingular terminal sliding mode(NTSM) control, a controller design method based on the compound sliding surface and the extended state observer(ESO) is proposed. A staged controller is adopted combined with the compound sliding surface to accelerate the convergence speed. On this basis, the ESO is used for real-time estimation and compensation of system uncertainty, which effectively weakens the chattering caused by un-modeled system dynamics. The finite time convergence properties of the two methods are proved respectively. Simulation results verify the effectiveness of the proposed methods, and show fast convergence and strong robustness of the control system.

Keywords: terminal sliding mode; convergence time; chattering; compound sliding surface; extended state observer

0 引言

滑模变结构控制因其理想的鲁棒性而得到了人们的广泛关注. 采用线性滑模面的传统变结构控制系统收敛时间趋于无穷, terminal滑模(TSM)控制方法的提出解决了有限时间收敛的问题, 非线性滑模面的引入给系统带来了更好的响应性能.

为了避免传统TSM方法中出现的奇异问题, 文献[1]提出了一种非奇异terminal滑模(NTSM)控制方法; 在此基础上, 文献[2]提出了基于指数趋近律的NTSM方法, 以提高系统到达滑模面的速度; 然而, 针对当系统在远离平衡点的位置进入滑动模态时又存在收敛缓慢的问题, 文献[3]对滑模面进行了改进, 提出了一种非奇异快速terminal滑模控制方法, 提高了系统处于滑动模态时的收敛速度; 文献[4]不仅改进

了滑模面形式, 还利用终端吸引子思想构造了新的趋近律; 文献[5]在上述研究的基础上设计了一种指数形式的快速terminal滑模面. 因为文献[3-5]提出的方法都存在收敛停滞的问题, 对控制参数的选择有严格要求, 因此, 对于NTSM控制系统的收敛速度问题仍需深入研究.

抖振是滑模控制方法的固有缺陷, 为此, 人们一直致力于研究削弱甚至消除抖振的方法. 当控制系统动力学具有较大不确定性时, 为了保证系统的鲁棒性, 控制量的抖振现象会更加严重, 这使得对系统不确定性的处理成为关键. 扩张状态观测器(ESO)理论的出现, 为处理控制系统中的不确定量提供了新的方式. ESO是由韩京清^[6-7]提出的自抗扰控制方法的核心部分, 它能在线实时地估计出系统不确定量的大

收稿日期: 2013-11-11; 修回日期: 2014-05-09.

基金项目: 国家自然科学基金项目(11202024).

作者简介: 马悦悦(1988—), 男, 博士生, 从事飞行器总体设计、飞行动力学与控制的研究; 唐胜景(1959—), 男, 教授, 博士生导师, 从事飞行器总体设计、飞行动力学与控制等研究.

小. 文献[8]严格证明了在满足特定条件下的ESO的收敛性, 使ESO在理论上获得了较大突破. 大量研究表明, ESO突出的扰动观测能力使其在控制工程领域具有巨大的应用价值^[9-11], 而将ESO与本身就具有强鲁棒性的滑模控制方法相结合, 会使控制系统具有更加优异的性能^[12-13].

针对一类二阶非线性不确定系统, 本文分析了传统NTSM方法的缺点. 为了解决系统收敛缓慢的问题, 提出一种基于复合滑模面的NTSM控制方法, 相应的控制过程被分为两个阶段, 从而加快了系统收敛. 在此基础上, 为了削弱控制量的抖振现象, 利用ESO对系统不确定量的实时估计值对控制律进行改进, 在不损失系统鲁棒性的前提下大大削弱了抖振. 本文分别对上述两种方法进行了理论分析, 并通过仿真结果验证了所提出方法的有效性.

1 非奇异 terminal 滑模控制

考虑以下二阶 SISO 非线性不确定系统:

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2, \\ \dot{x}_2 = f(x_1, x_2) + g(x_1, x_2) + u. \end{cases} \quad (1)$$

其中: x_1, x_2 为系统状态变量; f 为状态变量的光滑非线性函数; g 代表系统的不确定性和干扰, 满足条件 $|g| \leq l_g$ 且 $l_g > 0$; u 为控制输入. 文献[2]提出的基于指数趋近律的NTSM方法采用的滑模面函数 s 和控制律 u 分别为

$$s = x_1 + \frac{1}{\beta} x_2^{p/q}, \quad (2)$$

$$u = -\beta \frac{q}{p} x_2^{2-p/q} - f - ks - (l_g + \delta) \text{sgn}(s). \quad (3)$$

其中: $\beta > 0$; p 和 q 是正奇数, 且 $1 < p/q < 2$; $k > 0$; $\delta > 0$. x_2 的指数大于零, 故该控制律非奇异. 在该控制律作用下, 系统快速到达滑模面, 在滑模面上有 $s = 0$, 即 $\dot{x}_1 = -(\beta x_1)^{q/p}$. 由于 x_1 的指数小于1, 当状态远离平衡点时, 收敛速度较慢. 另外, 为了保证系统的鲁棒性, l_g 通常取值较大, 而切换增益的大小直接影响抖振的幅值, 故控制律(3)会出现明显的抖振现象.

2 改进非奇异 terminal 滑模控制

2.1 基于复合滑模面的 terminal 滑模控制

由上文分析可知, 当系统处于滑动模态时, 收敛较慢的原因为 x_1 的指数小于1. 一个直观的想法是, 当 $|x_1|$ 较大时令指数取值增大, 这样在状态远离平衡点的区域可以增大 x_1 导数的绝对值, 从而加快收敛. 基于该想法, 本文提出一种基于复合滑模面的非奇异 terminal 滑模控制方法(NTSMC). 针对系统(1), 定义以下两个滑模面函数:

$$s_1 = x_1 + \frac{1}{\beta} \text{sgn}(x_2) |x_2|^v, \quad (4)$$

$$s_2 = x_2 + \beta^{1/v} \text{sgn}(x_1) |x_1|^w. \quad (5)$$

其中: $\beta > 0, 1 < v < 2, w > 1$. 当 $|x_1| < 1$ 时, 取滑模面 $s_1 = 0$; 当 $|x_1| \geq 1$ 时, 取滑模面 $s_2 = 0$. 整个系统的滑模面如图1所示. 相应地, 取控制律为

$$u_1 = -\frac{\beta}{v} \text{sgn}(x_2) |x_2|^{2-v} - f - ks_1 - (l_g + \delta) \text{sgn}(s_1), \quad (6)$$

$$u_2 = -w\beta^{1/v} |x_1|^{w-1} x_2 - f - ks_2 - (l_g + \delta) \text{sgn}(s_2). \quad (7)$$

当 $|x_1| < 1$ 时, 取控制律 u_1 ; 当 $|x_1| \geq 1$ 时, 取控制律 u_2 . 由参数取值范围易验证控制律(6)和(7)是非奇异的.

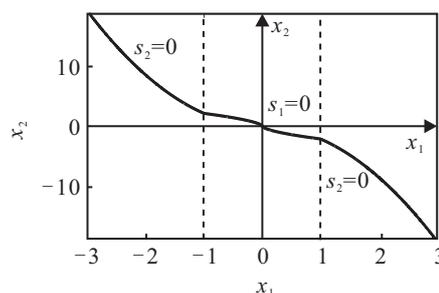


图1 复合滑模面示意图

定理1 对于非线性系统(1), 取滑模面(4)和(5), 在控制律(6)和(7)的作用下, 系统将在有限时间内到达滑模面(4), 最终于有限时间内收敛至零.

证明 当 $|x_1| < 1$ 时, 取滑模面(4)和控制律(6), 为传统的NTSM控制. 若此后一直有 $|x_1| < 1$, 则系统将在有限时间内到达滑模面(4), 最终于有限时间内收敛至零. 具体证明可参见文献[2]中的定理2.

当 $|x_1| \geq 1$ 时, 取滑模面(5)和控制律(7), 将滑模面方程(5)对时间求导, 结合系统方程(1)和控制律(7), 可得

$$\begin{aligned} \dot{s}_2 &= \dot{x}_2 + w\beta^{1/v} |x_1|^{w-1} x_2 = \\ & f + g + u_2 + w\beta^{1/v} |x_1|^{w-1} x_2 = \\ & -ks_2 - \delta \text{sgn}(s_2) - (l_g \text{sgn}(s_2) - g). \end{aligned}$$

由此可知 $s_2 \dot{s}_2 < 0$, 满足滑模面到达条件. 另外, 由于 $-(l_g \text{sgn}(s_2) - g)$ 的存在, 与文献[14]提出的指数趋近律相比, 其趋近速度比按指数规律还要快, 故可在有限时间内到达滑模面 s_2 .

假设在 $|x_1| > 1$ 的区域, 系统到达了滑模面 s_2 , 到达时刻记为 t_r , 即当 $t = t_r$ 时, $s_2(t_r) = 0$. 此后系统处于滑动模态, 设 $|x_1(t_r)| > 1$ 到 $|x_1(t_r + t_s)| = 1$ 的时间为 t_s , 此阶段有 $s_2 = 0$, 即

$$\begin{aligned}x_2 + \beta^{1/v} \operatorname{sgn}(x_1) |x_1|^w &= 0, \\ \dot{x}_1 &= -\beta^{1/v} \operatorname{sgn}(x_1) |x_1|^w.\end{aligned}$$

对上式进行积分, 可得

$$\begin{aligned}\int_{x_1(t_r)}^1 |x_1|^{-w} dx_1 &= \operatorname{sgn}(x_1) \int_{t_r}^{t_r+t_s} -\beta^{1/v} dt, \\ t_s &= -\frac{1}{\beta^{1/v}(1-w)} [1 - |x_1(t_r)|^{1-w}].\end{aligned}\quad (8)$$

故状态变量于有限时间到达 $|x_1| = 1$ 处, 即点 $(1, -\beta^{1/v})$ 或 $(-1, \beta^{1/v})$, 之后系统沿滑模面 s_1 趋近于平衡点.

假设系统从 $|x_1| > 1$ 的起始点出发, 当 $|x_1| = 1$ 时状态变量尚未到达滑模面 s_2 , 此后系统取滑模面 s_1 , 变为传统的 NTSM 控制. 如前文所述, 系统于有限时间到达滑模面 s_1 , 最终到达平衡点. \square

分析式 (8), 将其看作是以 w 为自变量的函数, 定义域为 R^+ , 取 $x_1(t_r)$ 为任意大于 1 的常数, 容易验证 t_s 为不连续的单调减函数, $w = 1$ 为间断点. 因此在滑模面上, x_1 的指数取值大于 1 比取值小于 1 有更大的滑动速度, 系统会更快地到达 $|x_1| = 1$ 处.

2.2 基于 ESO 的不确定量估计与补偿

传统 NTSM 方法的另一个缺点是控制量的抖振问题. 对于系统 (1), 未建模动力学的影响十分严重. 为了消除系统的不确定量 g 的影响, 在控制律中使用了切换增益控制项 $(l_g \operatorname{sgn}(s))$, l_g 取值越大, 抖振幅度越大. 为了既能保证控制系统的鲁棒性, 又能尽可能减小抖振, 本文采用扩张状态观测器 (ESO) 实时估计并补偿系统中的不确定量.

ESO 将系统中的所有不确定量作为扩张状态进行实时估计. 对于系统 (1), 扩张状态为 $x_3 = g$. 本文采用文献 [8] 提出的一种非线性 ESO 模型构造观测 x_3 的 ESO, 即

$$\begin{cases} \dot{\hat{x}}_2 = \hat{x}_3 + \beta_1 \left[\frac{x_2 - \hat{x}_2}{\varepsilon} \right]^\alpha + f + u, \\ \dot{\hat{x}}_3 = \frac{1}{\varepsilon} \beta_2 \left[\frac{x_2 - \hat{x}_2}{\varepsilon} \right]^{2\alpha-1}. \end{cases}\quad (9)$$

其中: $[y]^\alpha = \operatorname{sgn}(y) |y|^\alpha$; \hat{x}_2, \hat{x}_3 为状态变量 x_2, x_3 的估计值; $\beta_1, \beta_2, \alpha, \varepsilon$ 为待定正参数. 由于系统状态 x_1 和 x_2 均可测, 取 x_2 作为 ESO 的输入, 相应的 ESO 为二阶. 当取 $\alpha = 1$ 时, 观测器 (9) 为线性 ESO.

在通过 ESO 得到扩张状态 x_3 的估计值 \hat{x}_3 后, 原控制律改为

$$\begin{aligned}u_3 &= -\frac{\beta}{v} \operatorname{sgn}(x_2) |x_2|^{2-v} - f - \hat{x}_3 - \\ &ks_1 - \delta_{\text{ESO}} \operatorname{sgn}(s_1),\end{aligned}\quad (10)$$

$$\begin{aligned}u_4 &= -w\beta^{1/v} |x_1|^{w-1} x_2 - f - \hat{x}_3 - \\ &ks_2 - \delta_{\text{ESO}} \operatorname{sgn}(s_2).\end{aligned}\quad (11)$$

分别用控制律 (10) 和 (11) 替换控制律 (6) 和 (7). 其中 δ_{ESO} 为 ESO 对不确定量的观测误差上界. 则称此控制律为基于 ESO 的 NTSMC 控制方法 (NTSMCE).

定理 2 对于非线性系统 (1), 取滑模面 (4) 和 (5), 采用式 (9), 在控制律 (10) 和 (11) 的作用下, 系统将在有限时间内到达滑模面 (4), 最终于有限时间内收敛至零.

证明 首先定义 ESO 观测误差为 $e_2 = x_2 - \hat{x}_2$, $e_3 = x_3 - \hat{x}_3$. 用式 (1) 减去 (9), 得到观测器误差动态方程为

$$\begin{cases} \dot{e}_2 = e_3 - \beta_1 \left[\frac{x_2 - \hat{x}_2}{\varepsilon} \right]^\alpha, \\ \dot{e}_3 = \dot{g} - \frac{1}{\varepsilon} \beta_2 \left[\frac{x_2 - \hat{x}_2}{\varepsilon} \right]^{2\alpha-1}. \end{cases}$$

其中: \dot{g} 为 g 的导数, 这里暗含了对不确定量 g 的可微性要求. 在满足一定条件下, ESO 的观测量将以有限时间收敛于被观测量的邻域内, 关于 ESO 的收敛性证明参见文献 [8] 中的定理 2.2. 当 ESO 稳定时, 有 $\dot{e}_2 = 0, \dot{e}_3 = 0$, 则观测误差可表示为

$$\begin{cases} |e_2| = \varepsilon |\dot{g} / \beta_2|^{\frac{1}{2\alpha-1}}, \\ |e_3| = \beta_1 |\dot{g} / \beta_2|^{\frac{1}{2\alpha-1}}. \end{cases}$$

由上式可见观测误差由参数 β_1, β_2, α 和 ε 确定. 其中最重要的参数是 ε , 尽管 \dot{g} 是未知的, 但当 $\varepsilon \rightarrow 0$ 时, 仍有 $|e_2| \rightarrow 0, |e_3| \rightarrow 0$. 若 $|e_2|$ 和 $|e_3|$ 被限制到足够小, 则 \hat{x}_2 和 \hat{x}_3 便可收敛于实际状态 x_2 和 x_3 的很小的邻域内. 这里假设 $|e_3| \leq \delta_{\text{ESO}}$.

下面证明系统 (1) 在有限时间内收敛. 分析采用滑模面 s_1 与控制律 u_3 的情况. 将滑模面方程 (4) 对时间求导, 可得

$$\begin{aligned}\dot{s}_1 &= \dot{x}_1 + \frac{v}{\beta} |x_2|^{v-1} \dot{x}_2 = \\ &x_2 + \frac{v}{\beta} |x_2|^{v-1} (f + g + u_3) = \\ &x_2 + \frac{v}{\beta} |x_2|^{v-1} \left(e_3 - \frac{\beta}{v} \operatorname{sgn}(x_2) |x_2|^{2-v} - \right. \\ &ks_1 - \delta_{\text{ESO}} \operatorname{sgn}(s_1) \left. \right) = \\ &-\frac{v}{\beta} |x_2|^{v-1} [ks_1 + (\delta_{\text{ESO}} \operatorname{sgn}(s_1) - e_3)].\end{aligned}$$

当 $x_2 \neq 0$ 时, $s_1 \dot{s}_1 < 0$, 满足滑模面到达条件; 当 $x_2 = 0$ 时, $\dot{s}_1 = 0$, 将控制律 u_3 代入系统方程 (1) 中, 可得

$$\dot{x}_2 = -ks_1 - (\delta_{\text{ESO}} \operatorname{sgn}(s_1) - e_3).$$

当 $s_1 > 0$ 时, $\dot{x}_2 < 0$; 当 $s_1 < 0$ 时, $\dot{x}_2 > 0$. 系统轨迹将穿过直线 $x_2 = 0$ 而趋向滑模面 s_1 [1]. 综上所述, 系统将以有限时间到达滑模面 s_1 , 趋近速度类似指数趋近律, 文献 [2] 称之为伪指数趋近律.

分析采用滑模面 s_2 和控制律 u_4 的情况. 将滑模面方程 (5) 对时间求导可得

$$\begin{aligned} \dot{s}_2 &= \dot{x}_2 + w\beta^{1/v}|x_1|^{w-1}x_2 = \\ &f + g + u_4 + w\beta^{1/v}|x_1|^{w-1}x_2 = \\ &-ks_2 - (\delta_{\text{ESO}}\text{sgn}(s_2) - e_3). \end{aligned}$$

由此可见, 系统满足指数趋近律, 将以有限时间到达滑模面 s_2 .

当系统处于滑动模态时, 其动态品质与 NTSMC 相同. 结合定理 1 可知定理 2 成立. \square

对比控制律 (10) 和 (11) 与控制律 (6) 和 (7) 可知, 在通过 ESO 估计并补偿系统的不确定量后, 控制律中切换增益的取值明显减小, 这样抖振幅度便会明显减小.

3 仿真研究

考虑二阶 SISO 非线性系统 (1), 可取

$$f = 2 \cos(2t), \quad g = 3 \sin(t).$$

分别采用 3 种控制方法进行数字仿真, 包括文献 [2] 提出的非奇异 terminal 滑模控制 (NTSM), 本文提出的基于复合滑模面的非奇异 terminal 滑模控制 (NTSMC) 和加入 ESO 的控制方法 (NTSMCE).

滑模面相关参数取值为 $\beta = 3, p = 5, q = 3, v = 5/3, w = 2$; 控制律相关参数取值为 $k = 5, l_g = 3, \delta = 0.01, \delta_{\text{ESO}} = 0.2$; ESO 相关参数取值为 $\beta_1 = \beta_2 = 1, \alpha = 0.8, \varepsilon = 0.1$.

图 2 给出了 NTSMC 系统的相位图. 由图 2 可以看出, 当系统从远离平衡点且远离滑模面 s_2 的位置出发时, 会在接近平衡点的位置趋近于滑模面 s_2 . 在很多情况下, 当 $|x_1| = 1$ 时系统尚未到达滑模面 s_2 . 之后系统快速趋近滑模面 s_1 , 最终趋于平衡点 $(0, 0)$. 如图 3 所示, NTSMC 与 NTSMCE 的收敛速度明显快于 NTSM, 3 种控制系统的调节时间分别是 1.50 s (NTSMC), 1.57 s (NTSMCE) 和 2.04 s (NTSM). 图 4 展示了 3 种控制方法的控制量, 图中各局部放大图展示了不同方法的控制量抖振最严重的阶段. 由图 4 可以看出, 通过 ESO 对不确定量进行估计与补偿的方法明显削弱了抖振现象, 抖振幅值大致由原先的 6 减小为 0.5 左右. 但另一方面, 基于复合滑模面的控制方法在控制的初始阶段需要较大的控制量, 这也是系统快速收敛导致的必然结果. 图 5 给出了 ESO 对不确定量 g 的观测误差, 当 ESO 稳定时, 观测误差随着 ε 的减小而减小, 故 ε 的大小为 δ_{ESO} 的取值提供了一定依据. 对于 NTSMCE 方法, 假设 ESO 可以精确地实时估计不确定量大小, 即观测误差为零, 则可取值 $\delta_{\text{ESO}} = 0$, 此时由未建模动力学造成的抖振可以完全消除, 如图 6(a) 所示; 在取 $\delta_{\text{ESO}} = 0$ 的控制律下, 实际的系统状态会存在稳态误差, 如图 6(b) 所示, 但稳态误差是相当小的. 由图 6 可见, 基于 ESO 的滑模控制

方法既有强鲁棒性, 又能极大地削弱抖振, 而想要完全消除系统中不确定量造成的抖振, 需要 ESO 完全承担抗摄动性的作用.

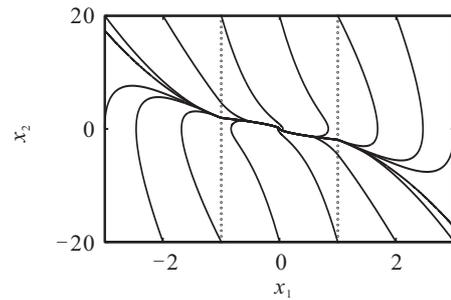


图 2 NTSMC 系统相位图

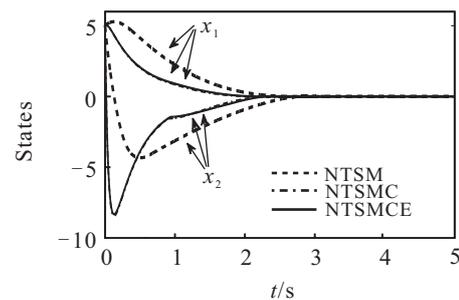
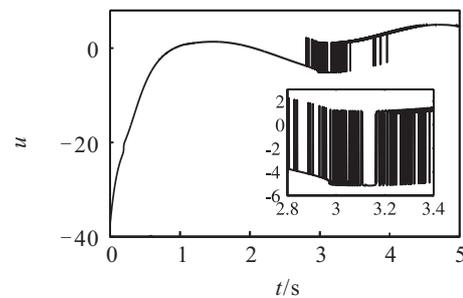
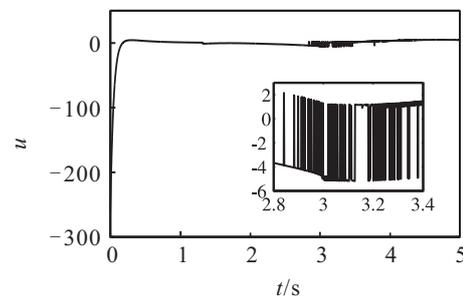


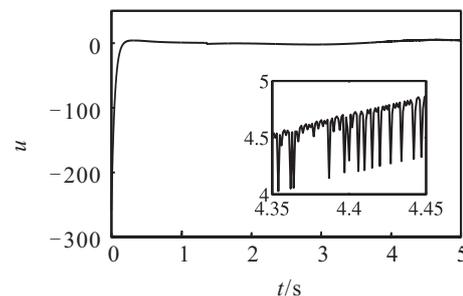
图 3 状态变量曲线



(a) NTSM 控制



(b) NTSMC 控制



(c) NTSMCE 控制

图 4 不同控制律下的控制量

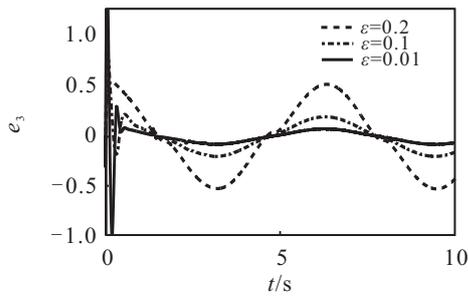
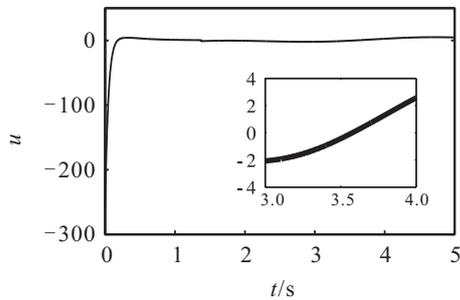
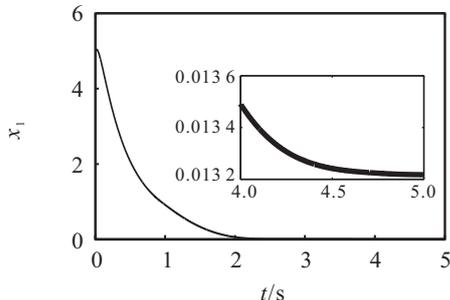


图5 不确定量观测误差



(a) 控制量

(b) 状态变量 x_1 曲线图6 $\delta_{ESO} = 0$ 时的仿真结果

4 结 论

本文针对一类带有不确定性的二阶SISO非线性系统,提出了一种基于复合滑模面的非奇异terminal滑模控制方法.与传统非奇异terminal滑模控制方法相比,该方法提高了系统的收敛速度,特别适用于系统初始状态远离平衡点的情况.在此基础上,结合ESO对控制律进行了改进,有效地削弱了抖振.本文证明了所提出控制系统的稳定性,并通过仿真结果表明了所提出方法的有效性.

参考文献(References)

- [1] Feng Y, Yu X H, Man Z H. Non-singular terminal sliding mode control of rigid manipulators[J]. Automatica, 2002, 38(12): 2159-2167.
- [2] 张巍巍,王京.基于指数趋近律的非奇异terminal滑模控制[J].控制与决策,2012,27(6):909-913.
(Zhang W W, Wang J. Nonsingular terminal sliding model control based on exponential reaching law[J]. Control and Decision, 2012, 27(6): 909-913.)
- [3] Yang L, Yang J Y. Nonsingular fast terminal sliding-mode control for nonlinear dynamical systems[J]. Int J of Robust and Nonlinear Control, 2011, 21(16): 1865-1879.

- [4] 李升波,李克强,王建强,等.非奇异快速的终端滑模控制方法[J].信息与控制,2009,38(1):1-8.
(Li S B, Li K Q, Wang J Q, et al. Nonsingular and fast terminal sliding mode control method[J]. Information and Control, 2009, 38(1): 1-8.)
- [5] 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.)
- [6] 韩京清.自抗扰控制器及其应用[J].控制与决策,1998,13(1):19-23.
(Han J Q. Auto-disturbances-rejection controller and it's applications[J]. Control and Decision, 1998, 13(1): 19-23.)
- [7] 韩京清.自抗扰控制技术——估计补偿不确定因素的控制技术[M].北京:国防工业出版社,2008:183-242.
(Han J Q. Active disturbance rejection control technique — The technique for estimating and compensating the uncertainties[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2008: 183-242.)
- [8] Guo B Z, Zhao Z L. On the convergence of an extended state observer for nonlinear systems with uncertainty[J]. Systems & Control Letters, 2011, 60(6): 420-430.
- [9] Xia Y Q, Zhu Z, Fu M Y, et al. Attitude tracking of rigid spacecraft with bounded disturbances[J]. IEEE Trans on Industrial Electronics, 2011, 58(2): 647-659.
- [10] Guo B Z, Jin F F. The active disturbance rejection and sliding mode control approach to the stabilization of the Euler — Bernoulli beam equation with boundary input disturbance[J]. Automatic, 2013, 49(9): 2911-2918.
- [11] 马悦悦,唐胜景,郭杰,等.基于自抗扰与模糊逻辑的大攻角控制系统设计[J].系统工程与电子技术,2013,35(8):1711-1716.
(Ma Y Y, Tang S J, Guo J, et al. High angle of attack control system design based on ADRC and fuzzy logic[J]. System Engineering and Electronics, 2013, 35(8): 1711-1716.)
- [12] Lu K F, Xia Y Q, Zhu Z, et al. Sliding mode attitude tracking of rigid spacecraft with disturbances[J]. J of the Franklin Institute, 2012, 349(2): 413-440.
- [13] Xia Y Q, Fu M Y. Compound control methodology for flight vehicles[M]. New York: Springer, 2013: 65-81.
- [14] 高为炳.变结构控制理论基础[M].北京:中国科学技术出版社,1990:28-29.
(Gao W B. Basic theory of variable structure control[M]. Beijing: China Science and Technology Press, 1990: 28-29.)

(责任编辑:滕蓉)