

文章编号: 1000-6893(2004)06-0588-05

高超声速飞行器的滑模观测器设计

刘 强, 于达仁, 王仲奇

(哈尔滨工业大学 241 教研室, 黑龙江 哈尔滨 150001)

Sliding-Mode Observer Design for a Hypersonic Vehicle

LIU Qiang, YU Da-ren, WANG Zhong-qi

(Faculty 241, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China)

摘 要: 对一个高超声速飞行器设计了滑动模态观测器来估计攻角和航迹倾角。通过实时的求解一个极点配置问题,使观测器的切换增益能够根据观测器状态的变化而改变,从而保证了观测误差的动态特性在整个飞行包线内的一致性,给出了单输出和多输出非线性系统的滑模观测器设计过程。设计和仿真算例验证了这种方法的有效性。

关键词: 高超声速飞行器; 观测器; 滑模; 极点配置; 非线性系统

中图分类号: V249 **文献标识码:** A

Abstract: A sliding mode observer is designed to estimate the angle of attack and flight path angle for a hypersonic vehicle. By solving an eigenvalue assignment problem in real time, the switching gains of the observer on the sliding surface are determined according to observer states and desired dynamic performance. Hence uniform dynamic performance of observer can be guaranteed in the full flight envelope. The design procedures for both single-output and multi-output nonlinear systems are presented. Application of the observer to a benchmark hypersonic vehicle to demonstrate its construction and performance is also presented.

Key words: hypersonic vehicle; observer; sliding mode; pole assignment; nonlinear system

由于高超声速飞行器的飞行包线很大,吸气式的冲压发动机与飞行器之间的耦合作用复杂,因此需要进行飞行/推进一体化非线性控制^[1]。在飞控系统设计中,动态逆被认为是解决非线性问题的一种有效方法^[2,3],但是它对全状态反馈的要求限制了其在高超声速飞行器上的应用。众所周知,气动加热作用会在高超声速飞行时变得很强,这时普通大气数据传感器无法正常工作。埋装式大气数据传感器(FADS)虽然被认为是高超声速飞行器大气数据测量的可行方案^[4],但是具有需要在机身上布置多个压力孔和传感器且代价较高的缺点。此外 FADS 精度的提高依赖于对高超声速下各种气动热力过程的精确建模,而这仍然有待进一步研究。

为此,提出使用观测器对攻角等难以测量的物理量进行估计。非线性系统的观测器设计理论远没有线性系统观测器理论那样完善。以往的各种设计方法多只适用于某一类型的非线性系统,并且鲁棒性往往难以保证^[5]。1987年,Slotine^[6]

提出了滑模观测器的构造形式。它的主要优点是对系统的形式没有特殊的要求,其鲁棒性只要求建模误差有界,并且没有在滑模控制中颤振和控制能量过大带来的执行机构的实现方面的问题,所以一经提出就在工程实际,尤其是电机和化工系统控制中被广泛应用^[7,8]。

传统滑模观测器的一个不足是它的切换增益是根据某一工作点确定的,并且在系统运行时固定不变,这样就无法在大范围内保证估计误差的动态品质^[9]。考虑到高超声速飞行推进一体化系统的动态特性在整个包线内变化很大,本文对传统滑模观测器进行了改进,使切换增益随着观测器状态的变化实时的进行调整,从而保证了观测误差的动态品质在整个飞行包线内的一致性。对一个高超声速飞行器纵向运动的仿真结果表明了这种方法的有效性。

1 单输出系统的变增益滑模观测器设计

考虑如下单输出的非线性系统

$$\begin{aligned}\dot{x} &= f(x, u) \\ y &= x_1\end{aligned}\quad (1)$$

其中: $x \in \mathbf{R}^n$ 和 $u \in \mathbf{R}^m$ 分别为状态向量外部输

入: y 表示可测输出。构造滑动观测器的结构如下^[8]

$$\left. \begin{aligned} \dot{\hat{x}}_1 &= f_1(\hat{x}, u) + k_1 \operatorname{sgn}(x_1 - \hat{x}_1) \\ \dot{\hat{x}}_2 &= f_2(\hat{x}, u) + k_2 \operatorname{sgn}(x_1 - \hat{x}_1) \\ &\dots \\ \dot{\hat{x}}_n &= f_n(\hat{x}, u) + k_n \operatorname{sgn}(x_1 - \hat{x}_1) \end{aligned} \right\} \quad (2)$$

其中: \hat{x} 为状态的估计值。定义 $\tilde{x}_i = x_i - \hat{x}_i, f_i = f_i(\hat{x}, u), f_i = f_i - \hat{f}_i, i = 1, \dots, n$ 。式(1)减去式(2)可得估计误差的动态方程

$$\left. \begin{aligned} \dot{\tilde{x}}_1 &= f_1 - k_1 \operatorname{sgn}(\tilde{x}_1) \\ \dot{\tilde{x}}_2 &= f_2 - k_2 \operatorname{sgn}(\tilde{x}_1) \\ &\dots \\ \dot{\tilde{x}}_n &= f_n - k_n \operatorname{sgn}(\tilde{x}_1) \end{aligned} \right\} \quad (3)$$

定义滑动平面 $s = \tilde{x}_1$, 由变结构控制理论, 它的到达条件为

$$s \dot{s} = \tilde{x}_1 [f_1 - k_1 \operatorname{sgn}(\tilde{x}_1)] < 0 \quad (4)$$

易知只需 $k_1 > |f_1|$ 即可满足上式。如果考虑观测器的建模误差, 那么只需相应的增加切换增益 k_1 即可, 这也说明滑模观测器对有界的模型不确定性具有鲁棒性。

注意到式(3)是一个具有不连续右项的微分方程, 根据 Philippov 的等效动态理论^[10], 它等效为在滑动面两侧的两个系统的凸组合, 即

$$\left. \begin{aligned} \dot{\tilde{x}}_1 &= (f_1 + k_1) + (1 - \lambda)(f_1 - k_1) \\ \dot{\tilde{x}}_2 &= (f_2 + k_2) + (1 - \lambda)(f_1 - k_2) \\ &\dots \\ \dot{\tilde{x}}_n &= (f_n + k_n) + (1 - \lambda)(f_n - k_n) \end{aligned} \right\} \quad (5)$$

其中: $\lambda = 1$ 。当系统进入滑动面之后有 $\dot{s} = 0$, 即

$$(f_1 + k_1) + (1 - \lambda)(f_1 - k_1) = 0 \quad (6)$$

由此可以求得 $\lambda = (k_1 - f_1) / (2k_1)$ 。将其带入到式(5)中就得到在滑动面上的误差动态方程

$$\left. \begin{aligned} \dot{\tilde{x}}_2 &= f_2 - (k_2/k_1) f_1 \\ \dot{\tilde{x}}_3 &= f_3 - (k_3/k_1) f_1 \\ &\dots \\ \dot{\tilde{x}}_n &= f_n - (k_n/k_1) f_1 \end{aligned} \right\} \quad (7)$$

下面的任务是选择 $k_i, i = 2, \dots, n$, 使观测误差渐进收敛, 并且具有一定的动态品质。由于对状态的估计用于控制系统的状态反馈, 因此误差动态的极点与相应状态的期望闭环极点相比应该非主导极点。此外, 为了保证较小的调整时间和较大的响应速度, 误差动态还要有具有合适的阻尼。

不难将误差系统(7)在观测器的工作点 \hat{x} 附近线性展开, 并最终可整理成如下形式

$$\dot{\tilde{x}}_r = H(\hat{x}) \tilde{x}_r \quad (8)$$

其中: $\tilde{x}_r = [\tilde{x}_2 \dots \tilde{x}_n]^T$,

$$H(\hat{x}) = \begin{bmatrix} \frac{\partial f_2}{\partial x_2} & \dots & \frac{\partial f_2}{\partial x_n} \\ \dots & \ddots & \dots \\ \frac{\partial f_n}{\partial x_2} & \dots & \frac{\partial f_n}{\partial x_n} \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} k_2 \\ k_1 \\ \dots \\ k_n \\ k_1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \frac{\partial f_1}{\partial x_2} & \dots & \frac{\partial f_1}{\partial x_n} \\ \dots & \dots & \dots \end{bmatrix} \quad (9)$$

$$= A_r(\hat{x}) - k_r C_r(\hat{x})$$

其中: A_r, k_r 和 C_r 的含义自明。注意 A_r 和 C_r 与观测器的状态 \hat{x} 有关。确定 k_r 的传统方法是首先假设观测器在某一工作点附近运动, 此时 A_r 和 C_r 为常数矩阵, 根据线性系统理论, 只要 (A_r, C_r) 可观, k_r 就可根据期望的动态特性通过配置 $H(\hat{x})$ 的极点来求取。这种方法对于工作状态变化范围不大的非线性系统而言无疑简单而实用, 但是对于在较大范围内运行的非线性系统来说, 观测误差的动态品质就有可能在偏离设计点处恶化, 甚至无法渐进收敛。

为了保证观测误差的动态品质在全局范围内的一致性, 根据观测器状态的变化来实时的调整切换增益 k_r 。事实上, 形如式(9)的极点配置问题的解并不唯一, 线性系统理论中给出了一个基于 Buss-Gura 公式的解析算法^[11]。由于现在的计算机性能不难实现其实时性, 因此, 这种实时调整切换增益的方法在工程实际中是可行的。

2 多输出系统的变增益滑模观测器设计

从式(2)可以看出, 滑模观测器的结构实际上就是在原系统各个微分方程的右端增加一个与输出误差有关的校正项 $k_i \operatorname{sgn}(s), i = 1, \dots, n$, 然后设计 k_1 保证滑模面的到达条件, 设计 k_2, \dots, k_n 保证滑动面上估计误差的收敛。多输出系统的滑模观测器也是基于同样的原理, 不同之处在于需要构造多个滑动面。相应地, 构造观测器的时候也要根据各个状态跟输出之间的关系来选择相应的输出误差校正项。下面以 2 个输出的非线性系统为例对设计方法进行说明, 多于 2 个输出的非线性系统的滑模观测器的设计与此类似。

考虑如下具有 2 个可测输出的非线性系统

$$\left. \begin{aligned} \dot{x} &= f(x, u) \\ y_1 &= x_1 \\ y_2 &= x_2 \end{aligned} \right\} \quad (10)$$

定义滑模面 $s_1 = \tilde{x}_1, s_2 = \tilde{x}_2$ 。据各个状态与两个滑模面对应的可测状态之间的关系可以将状

态向量 x 分成 x_a 和 x_b 两部分。对于某一个状态与两个滑模面都有关的情况,可以任意选取一个滑模面来构造观测器,因此总是可以实现 x_a 和 x_b 无共有元素,即 $x = [(x_a)^T \quad (x_b)^T]^T$ 。假设在式(10)中它们对应的微分方程的右端分别为 $f_a(x, u)$ 和 $f_b(x, u)$ 。如果在所构造的观测器中状态 x_a 和 x_b 对应的校正项分别为 $k_a \text{sgn}(s_1)$ 和 $k_b \text{sgn}(s_2)$,则构造观测器的形式如下

$$\begin{aligned} \dot{\hat{x}}_a &= f_a(\hat{x}_a, x_b, u) + k_a \text{sgn}(s_1) \\ \dot{\hat{x}}_b &= f_b(\hat{x}_a, x_b, u) + k_b \text{sgn}(s_2) \end{aligned} \quad (11)$$

按照第1小节中的推导过程,最终可得到误差系统的小扰动线性化方程

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} \dot{\tilde{x}}_{r,a} \\ \dot{\tilde{x}}_{r,b} \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} \frac{\partial f_{r,a}}{\partial x_{r,a}} & \frac{\partial f_{r,a}}{\partial x_{r,b}} \\ \frac{\partial f_{r,b}}{\partial x_{r,a}} & \frac{\partial f_{r,b}}{\partial x_{r,b}} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \tilde{x}_{r,a} \\ \tilde{x}_{r,b} \end{bmatrix} - \\ & \begin{bmatrix} k_{r,a} & 0 \\ k_1 & 0 \\ 0 & k_{r,b} \\ 0 & k_2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \frac{\partial f_1}{\partial x_{r,a}} & \frac{\partial f_1}{\partial x_{r,b}} \\ \frac{\partial f_2}{\partial x_{r,a}} & \frac{\partial f_2}{\partial x_{r,b}} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \tilde{x}_{r,a} \\ \tilde{x}_{r,b} \end{bmatrix} \\ &= (A_r(\hat{x}) - K_r C_r(\hat{x})) \begin{bmatrix} \tilde{x}_{r,a} \\ \tilde{x}_{r,b} \end{bmatrix} \\ &= H(\hat{x}) \begin{bmatrix} \tilde{x}_{r,a} \\ \tilde{x}_{r,b} \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (12)$$

其中各个符号的定义规则同上一小节。首先根据到达条件求解 k_1 和 k_2 ,然后求解 K_r 配置 $H(\hat{x})$ 的极点到期望极点处来保证滑动面上系统的动态品质。值得说明的是,同式(9)中的 k_r 不同,式(12)中的 K_r 是一个矩阵,这时 $H(\hat{x})$ 的极点配置不能够再象单输出系统的滑模观测器设计中使用的 Buss-Gura 公式求解,文献[12]中给出了这一问题的算法。对于低阶的系统而言,也可以通过待定系数法推导得到其解析解。

3 高超声速飞行器的滑模观测器设计

Winged-cone 是一个在 NASP 计划中用于研究的高超声速概念飞行器。其几何和惯性参数,气动数据库和发动机推力模型等已经公开,是高超声速飞行研究的一个标准模型。本节将使用上文的方法对 Winged-cone 的纵向运动模型设计滑模观测器以估计攻角和航迹倾角。

3.1 纵向运动模型

不考虑地球的自转,考虑大气密度和重力加

速度随高度的变化,假定飞行器在平静大气中运动,同时不考虑飞机的气动弹性变形,其纵向运动方程为

$$\left. \begin{aligned} \dot{h} &= V \sin \mu \\ \dot{q} &= M/I \\ \dot{\gamma} &= (L + T \sin \alpha) / (mV) - [(\mu - V^2/r) \cos \alpha] / (Vr^2) \\ \dot{\alpha} &= q - \dot{\gamma} \\ \dot{V} &= (T \cos \alpha - D) / m - \mu \sin \alpha / r^2 \end{aligned} \right\} \quad (13)$$

式中: h, q, γ, α, V 分别表示飞行器的高度、俯仰角速度、航迹倾角、攻角和速度; T, D, L 和 M 分别表示推力、阻力、升力和俯仰转动转矩; m, I 和 μ 分别表示飞行器的质量、俯仰转动惯量和重力常数; $r = R + h$ (R 为地球半径)。控制量为舵偏角 δ_E 和油门位置 δ_F ,它们与升力、俯仰力矩和推力有关,在式(13)没有显式出现。为了下文推导过程的简洁,把式(13)写成如下形式

$$\left. \begin{aligned} \dot{x}_i &= f_i(x, u) \quad (i = 1, 2, 3, 5) \\ \dot{x}_4 &= x_2 - f_3(x, u) \end{aligned} \right\} \quad (14)$$

其中: $x = [h \quad q \quad \gamma \quad \alpha \quad V]^T$; $u = [\delta_F \quad \delta_E]^T$ 。

3.2 滑模观测器的构造

如前文所述,在高超声速下 V 和 h 通过改进的大气数据传感器可以测量, q 仍然使用亚声速时使用的俯仰速率陀螺测量。现在的任务是设计滑模观测器,根据这些可测量和系统输入 u 和对状态 x 进行估计。

注意到系统具有 3 个可测量,理论上可以构造 3 个滑模面,但是针对具体的问题而言,往往并没有必要根据所有的输出都构造相应的滑模面。滑模面的选择和观测器的构造应该遵循在保证能观性前提下尽量简单的原则。这里定义滑动面 $s_1 = h - \hat{h} = \tilde{x}_1$ 和 $s_2 = q - \hat{q} = \tilde{x}_2$ 。对式(14)构造滑模观测器如下

$$\left. \begin{aligned} \dot{\tilde{x}}_1 &= \hat{f}_1(\hat{x}, u) + k_1 \text{sgn}(\tilde{x}_1) \\ \dot{\tilde{x}}_2 &= \hat{f}_2(\hat{x}, u) + k_2 \text{sgn}(\tilde{x}_2) \\ \dot{\tilde{x}}_3 &= \hat{f}_3(\hat{x}, u) + k_3 \text{sgn}(\tilde{x}_1) \\ \dot{\tilde{x}}_4 &= \hat{x}_2 - \tilde{x}_3 + k_4 \text{sgn}(\tilde{x}_2) \end{aligned} \right\} \quad (15)$$

从物理意义上来说,航迹倾角与爬升速率密切相关,而攻角又是俯仰角与航迹倾角之差,所以把高度误差和俯仰速率误差定义为滑模面,并在此基础上构造形如式(15)的观测器结构是一种合理的方案。

3.3 切换增益的求取和仿真结果

根据式(14)和式(15)可以得到误差动态方程

$$\begin{aligned} \dot{\tilde{x}}_1 &= f_1 - k_1 \text{sgn}(\tilde{x}_1) \\ \dot{\tilde{x}}_2 &= f_2 - k_2 \text{sgn}(\tilde{x}_2) \\ \dot{\tilde{x}}_3 &= f_3 - k_3 \text{sgn}(\tilde{x}_1) \\ \dot{\tilde{x}}_4 &= \dot{x}_2 - f_3 + k_3 \text{sgn}(\tilde{x}_1) - k_4 \text{sgn}(\tilde{x}_2) \end{aligned} \quad (16)$$

当系统进入滑动面之后有 $\tilde{x}_1 = \tilde{x}_2 = 0$, 根据上文中的 Filippov 等效动态方法可以求得此时系统的动态方程

$$\left. \begin{aligned} \dot{\tilde{x}}_3 &= f_3 - (k_3/k_1) f_1 \\ \dot{\tilde{x}}_4 &= \tilde{x}_2 - f_3 + (k_3/k_1) f_1 - (k_4/k_2) f_2 \end{aligned} \right\} \quad (17)$$

最终可推导得到其小扰动线性化方程如下

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} \dot{\tilde{x}}_3 \\ \dot{\tilde{x}}_4 \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} a_{11} & a_{12} \\ -a_{11} & -a_{12} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \tilde{x}_3 \\ \tilde{x}_4 \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} k_3/k_1 & 0 \\ -k_3/k_1 & k_4/k_2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} c_{11} & 0 \\ 0 & c_{22} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \tilde{x}_3 \\ \tilde{x}_4 \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (18)$$

其中:

$$\begin{aligned} a_{11} &= (\mu - V^2 \gamma) \sin \alpha / (V^2) \\ a_{12} &= \left(\frac{\partial L}{\partial \alpha} / \rho + T \cos \alpha \right) / (mV) \\ c_{11} &= V \cos \alpha \\ c_{22} &= \frac{1}{I} \frac{\partial M}{\partial \alpha} / \rho \end{aligned}$$

根据式(4)确定 k_1 和 k_2 以满足滑动条件之后, 系统在滑动面上的动态品质通过 k_3, k_4 的选择来保证。假设在滑动面上系统对式(18)期望的极点为 $(-1, -2)$, 不难求出相应的特征方程为

$$s^2 + d_1 s + d_0 = 0 \quad (19)$$

由于式(18)形式比较简单, 不难直接推导得到 k_3 和 k_4 的一组解析解

$$\begin{aligned} k_3 &= 0.5 k_1 (d_1 + 2 a_{11} - a_{12} + d_2) / c_{11} \\ k_4 &= 0.5 k_2 (d_1 - a_{12} - d_2) / c_{22} \\ d_2 &= \sqrt{-4 d_0 + (d_1 - a_{12})^2} \end{aligned} \quad (20)$$

在数值仿真中选取的参数为 $k_1 = 150, k_2 = 10, \lambda_{1,2} = -10 \pm 6i$ 。仿真状态为 $Ma = 8$ 时的巡航状态。观测器的仿真初值为 $\alpha_0 = 2^\circ, \dot{\alpha}_0 = -2^\circ, h$ 和 q 可测, 所以它们的初值设成与系统相同。飞行器的各个几何和惯性参数以及气动模型和数

据来自于文献[13], 冲压发动机推力的计算采用文献[14]给出的一个简化模型。图1所示为观测器的对各个状态的估计误差。从图中可以看出攻角和航迹倾角的估计误差具有很好的动态品质。图2所示为实时计算的观测器的切换增益 k_3 和 k_4 。对比图1可见, k_3 和 k_4 的值随着观测器工作状态的改变而改变, 以保证观测器的性能不变。当观测器进入稳态之后, 增益随之稳定。

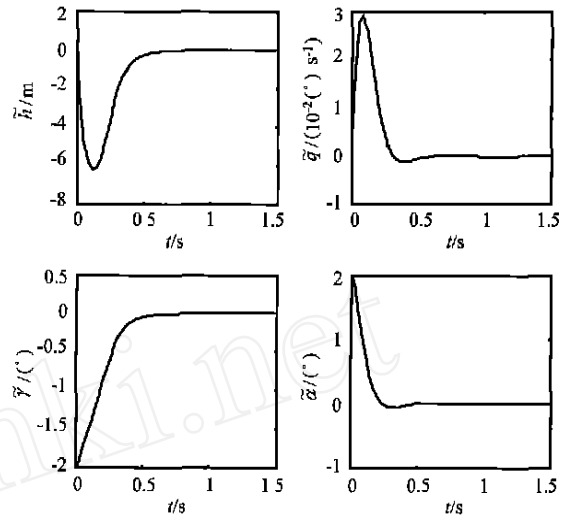


图1 滑模观测器的状态估计误差 ($Ma = 8$ 巡航状态)

Fig.1 The state estimation errors of the sliding-mode observer for winged-cone(cruising at $Ma = 8$)

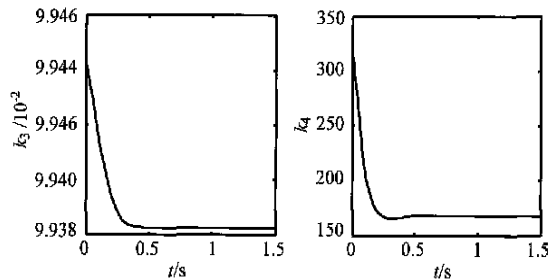


图2 滑模观测器的切换增益

Fig.2 The switching gains of the sliding observer

4 结 论

设计了滑模观测器对高超声速飞行器的攻角和航迹倾角进行了估计。为了保证观测器性能在整个飞行包线内的一致性, 观测器的切换增益根据状态的变化实时的进行调整。对高超声速飞行器 Winged-cone 的设计和仿真结果表明了这种方法的有效性。除了高超声速飞行器之外, 这种方法同样适用于其他的非线性系统。

参 考 文 献

- [1] Schmidt D K. Integrated control of hypersonic vehicles—a necessity not just a possibility[R]. AIAA-93-3761, 1993.
- [2] Enns D, Bugajski D, Hendrick R. Dynamic inversion: an evolving methodology for flight control design[J]. International Journal of Control, 1994, 59(1): 71 - 91.
- [3] 朱荣刚, 姜长生, 邹庆元, 等. 新一代歼击机超机动飞行的动态逆控制[J]. 航空学报, 2003, 24(3): 242 - 245. (Zhu R G, Jiang C S, Zou Q Y, *et al.* Study on dynamic inversion control and simulation of supermaneuverable flight of the new generation fighter[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2003, 24(3): 242 - 245.)
- [4] Stephen A W, Timothy R M. Measurement uncertainty and feasibility study of a flush airdata system for a hypersonic flight experiment[R]. NASA TM-4627, 1994.
- [5] Misawa E A, Hedrick J K. Nonlinear observers—a state of the art survey[J]. Trans ASME Journal of Dynamic Systems, Measurement and Control, 1989, 111: 344 - 352.
- [6] Slotine J J E, Hedrick J K, Misawa E A. On sliding observers for nonlinear systems[J]. Trans ASME Journal of Dynamic Systems, Measurement and Control, 1987, 109: 245 - 252.
- [7] Islam M S, Husain I, Veillette R J, *et al.* Design and performance analysis of sliding-mode observers for sensorless operation of switched reluctance motors[J]. IEEE Trans Control Systems Technology, 2003, 11(3): 383 - 389.
- [8] Tan C P, Edwards C. Sliding mode observers for detection and reconstruction of sensor faults[J]. Automatica, 2002, 38: 1815 - 1821.
- [9] Wang G, Peng S, Huang H. A sliding observer for nonlinear process control[J]. Chemical Engineering Science, 1997, 52(5): 787 - 805.
- [10] 斯洛廷, 李卫平. 应用非线性控制[M]. 北京: 国防工业出版社, 1992. 178 - 179. (Slotine J J E., Li W P. Applied nonlinear control[M]. Beijing: National Defence Industry Press, 1992. 178 - 179.)
- [11] 段广仁. 线性系统理论[M]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学出版社, 1996. 181 - 183. (Duan G R. Theory of linear system[M]. Harbin: Harbin Institute of Technology Press, 1996. 181 - 183.)
- [12] Chen C T. Linear system theory and design[M]. New York: Holt, Rinehart and Winston, 1984.
- [13] Shaughnessy J D, Pinckney S Z, McMinn J D, *et al.* Hypersonic vehicle simulation model: winged-cone configuration[R]. NASA TM-102610, 1991.
- [14] David L R, Michael R P, Lee H P. Investigation of piloting aids for manual control of hypersonic maneuvers[R]. NASA TP-3525, 1995.

作者简介:



刘 强(1976 -) 男, 河北人, 哈尔滨工业大学能源学院博士生。

于达仁(1966 -) 男, 山西人, 哈尔滨工业大学能源学院教授, 博士生导师。

王仲奇(1932 -) 男, 河北人, 工程院院士, 哈尔滨工业大学能源学院教授, 博士生导师。

(责任编辑: 李泓洁)