

文章编号: 1000-8055(2010)05-1169-08

自适应二阶动态 terminal 滑模在近空间 飞行器控制中的应用

蒲 明, 吴庆宪, 姜长生, 程 路

(南京航空航天大学 自动化学院

模式识别与智能系统实验室, 南京 210016)

摘 要: 为克服滑模抖振, 设计了二阶动态 terminal 滑模, 得到在时间本质上连续的控制, 并使滑模面在有限时间内收敛。然后采用非线性干扰观测器逼近复合干扰, 通过在控制器中设置自适应补偿项, 放宽了非线性干扰观测器的假设条件, 不再要求复合干扰变化率为零。基于李雅普诺夫理论, 严格证明了系统稳定性。最后将提出的控制方案应用于近空间飞行器姿态角跟踪仿真实验, 仿真结果表明了该控制方案的有效性及其优越性。

关 键 词: 近空间飞行器; 二阶动态 terminal 滑模控制; 有限时间收敛; 克服抖振; 非线性干扰观测器; 自适应控制

中图分类号: V249.1

文献标识码: A

Application of adaptive second-order dynamic terminal sliding mode control to near space vehicle

PU Ming, WU Qing-xian, JIANG Chang-sheng, CHENG Lu

(Laboratory of Pattern Recognition and Intelligent Systems,
College of Automation Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,
Nanjing 210016, China)

Abstract: In order to overcome chattering problem, a second-order dynamic terminal sliding mode control scheme was proposed. The terminal sliding mode control speeds up the convergence of tracking error and the second-order dynamic sliding mode control obtains continuous controller in time domain by embedding discontinuous functions into the first-order differential of controller and making the sliding surface and its derivatives equal to zero. Thereafter, a nonlinear disturbance observer was used to approximate compound disturbance. Adaptive compensation term was added to the controller, relaxing the prerequisite of nonlinear disturbance observer. The system was proved stable based on Lyapunov theorem. Finally, the simulation applied to near space vehicle has demonstrated the superiority and effectiveness of the control scheme.

Key words: near space vehicle; second-order dynamic terminal sliding mode control; finite time convergence; overcome chattering; nonlinear disturbance observer; adaptive control

收稿日期: 2009-04-22; 修订日期: 2009-08-25

基金项目: 国家自然科学基金重大研究计划(90716028)

作者简介: 蒲明(1981-), 男, 四川绵阳人, 博士生, 主要研究方向为飞行控制, 滑模控制. E-mail: msznuaa@163.com

近空间是指距地面 20~100 km 的空域,它处于现有航空飞行器和航天飞行器涉足之外的空域.该区域的最大特点是空气极度稀薄,环境温度变化复杂,大气压力低,臭氧和太阳辐射强.飞行器在其中实现高速飞行时,阻力小,消耗的能量少,但环境恶劣,受到的强风干扰严重.近空间飞行器(near space vehicle, 简称 NSV)具有续航时间长,飞行速度快,覆盖范围广,常规武器难以攻击等优点,在执行侦察监视,通信中继,兵力投送等方面具有极大的战略价值.目前以美国为首的各国竞相发展近空间飞行器,取得了一些成果,如“全球鹰”(global hawk)、“海象”(walrus)、“高空飞艇”(HAA)等^[1-2].

NSV 的飞行具有激烈快时变、严重非线性、强耦合、不确定四大特点,在控制性能上要求具有大范围非线性强鲁棒自适应控制能力.本文目的在于针对以上飞行条件,设计跟踪速度快,精度高,鲁棒性强的控制器.

传统滑模为使系统运动进入并保持在滑模面上,控制输入在不同控制器间来回切换,使得输入不连续,这是存在抖振的主要原因^[3]. Terminal 滑模理论上不存在抖振^[4],但是 terminal 滑模的无抖振仅仅是自身不含不连续项所具有的特性,而对于自适应项等引入的不连续项造成的抖振,则无法解决^[5-6].动态滑模将不连续函数嵌入到控制器的导数项中去,得到时间域上连续的控制器,能够很好的克服抖振.而高阶(r 阶)滑模选取控制器,不仅让切换函数等于零,而且使得切换函数的一阶导数直至 $r-1$ 阶导数也等于零,控制项作用在切换函数的 r 阶导数上.当高阶滑模的总滑模阶数 $r = \sum_{i=1}^m r_i > m$ 时,其中 r_i 为高阶滑模各分量的阶数, m 为设计系统中输入维数,滑模面 $\sigma_i^{(k_i)}$ ($i = 1, \dots, m; k_i = 1, \dots, r_i$) 可能含有输入的各阶导数^[7-8],这正是高阶滑模和动态滑模的衔接点.文献[9]将二阶动态滑模应用于飞机俯仰角控制,文献[10-11]将二阶动态滑模应用于机械臂跟踪.但均未考虑不确定性和外扰动对系统的影响;文献[12]首先设计辅助控制系统,等效的略去不确定项,再设计二阶动态滑模控制器,该方法对于快时变高度非线性系统在强烈外扰动下的情况,仍然不能很好地解决问题.

自然地,可以考虑采用干扰观测器逼近复合干扰.但高阶动态滑模引入了控制器的导数,同时也引入了干扰观测器输出的导数,这使得大多

成熟的干扰观测器难以同高阶动态滑模结合.而从下文公式可以看出非线性干扰观测器(nonlinear disturbance observer, 简称 NDO)本身的结构特别适合与二阶动态滑模结合.

本文其余章节安排如下:第一节针对一类 MIMO(多输入多输出)非线性仿射系统,以李导数为基础给出高阶动态滑模设计过程;第二节首先给出 NDO 方程和常规的假设,然后放宽原有假设条件,并分析放宽假设条件后 NDO 逼近性能;第三节设计 NSV 基于 NDO 的二阶动态 terminal 滑模控制器,并严格证明系统稳定性;第四节将所设计控制方案进行仿真实验,检验其有效性;第五节对全文进行总结.

1 二阶动态 terminal 滑模

考虑 MIMO 非线性仿射系统

$$\dot{x} = f(x) + g(x)u \quad (1)$$

其中 $x \in \mathbf{R}^n$, $f(x): \mathbf{R}^n \rightarrow \mathbf{R}^n$, $g(x) = [g_1(x), \dots, g_m(x)]: \mathbf{R}^n \rightarrow \mathbf{R}^{n \times m}$, $u \in \mathbf{R}^m$. $f(x)$, $g(x)$, u 中各元为充分光滑的函数,且满足局部 Lipschitz 条件.设 $\sigma = \psi(x): \mathbf{R}^n \rightarrow \mathbf{R}^m$ 为系统(1)的切换函数向量. $\psi(x)$ 的选取需满足下列假设.

假设 1: 进入滑模面 $\sigma = 0$ 后,系统在滑模面上的滑模运动能保证 x 收敛到平衡点.

假设 2^[13]: σ 对于 u 有相对阶向量 $(r_1, r_2, \dots, r_m)$,即对于 x ,有任意

$$L_{g_j} L_f^{k_i} \psi_i(x) = 0$$

至少存在一个

$$L_{g_j} L_f^{r_i-1} \psi_i(x) \neq 0,$$

$$0 \leq k_i < r_i - 1; i = 1, \dots, m; j = 1, \dots, m;$$

且矩阵

$$\begin{pmatrix} L_{g_1} L_f^{(r_1-1)} \psi_1(x) & \cdots & L_{g_m} L_f^{(r_1-1)} \psi_1(x) \\ \vdots & & \vdots \\ L_{g_1} L_f^{(r_m-1)} \psi_m(x) & \cdots & L_{g_m} L_f^{(r_m-1)} \psi_m(x) \end{pmatrix}$$

对于 x 可逆.

注 1: 假设 1 的目的在于使下述二阶动态滑模设计过程具有广泛的适用性,而不是仅仅局限于某一种滑模面.假设 2 实际是多输入多输出非线性系统相对阶向量的定义.

根据上述条件可以得到

$$\sigma_i^{(k)} = L_f^k \psi_i(x)$$

$$k = 0, 1, \dots, r_i - 1; i = 1, \dots, m, \text{ 下同.}$$

$$\sigma_i^{(r_i)} = L_f^{r_i} \psi_i(x) + \sum_j^m L_{g_j} L_f^{r_i-1} \psi_i(x) u_j \quad (2)$$

对式(2)再求导,可以得到显含控制量导数的式子如下:

$$\begin{aligned} \sigma_i^{(r_i+1)} &= L_f^{r_i+1} \psi_i(x) + \\ &\sum_j^m L_{g_j} L_f^{r_i} \psi_i(x) u_j + \sum_j^m L_f L_{g_j} L_f^{r_i-1} \psi_i(x) \dot{u}_j + \\ &\sum_{\tilde{j}=1}^m \sum_{j=1}^m L_{g_{\tilde{j}}} L_{g_j} L_f^{r_i-1} \psi_i(x) u_j u_{\tilde{j}} + \\ &\sum_j^m L_{g_j} L_f^{r_i-1} \psi_i(x) \dot{u}_j \end{aligned} \quad (3)$$

将式(3)写为矩阵形式

$$\sigma^{(r+1)} = \Xi_1(x, u) + \Xi_2(x) \dot{u} \quad (4)$$

其中

$$\begin{aligned} \sigma^{(r+1)} &= [\sigma_1^{(r_1+1)} \quad \cdots \quad \sigma_m^{(r_m+1)}]^T \\ \Xi_1(x, u) &= \begin{bmatrix} L_{g_1} \sum_j^m L_{g_j} L_f^{r_1-1} \psi_1(x) u_j & \cdots & L_{g_m} \sum_j^m L_{g_j} L_f^{r_1-1} \psi_1(x) u_j \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ L_{g_1} \sum_j^m L_{g_j} L_f^{r_m-1} \psi_m(x) u_j & \cdots & L_{g_m} \sum_j^m L_{g_j} L_f^{r_m-1} \psi_m(x) u_j \end{bmatrix} \end{aligned}$$

$$\Xi_2(x) = \begin{bmatrix} L_{g_1} L_f^{(r_1-1)} \psi_1(x) & \cdots & L_{g_m} L_f^{(r_1-1)} \psi_1(x) \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ L_{g_1} L_f^{(r_m-1)} \psi_m(x) & \cdots & L_{g_m} L_f^{(r_m-1)} \psi_m(x) \end{bmatrix}$$

取新的切换函数

$$\begin{aligned} \Theta &= \sigma_i^{(r_i)} + \lambda_{i1} \sigma_i^{(r_i-1)} + \cdots + \\ &\lambda_{i(r_i-1)} \dot{\sigma}_i + \lambda_{i r_i} \sigma_i + \lambda_{i(r_i+1)} \end{aligned} \quad (5)$$

则

$$\Theta = \sigma^{(r+1)} + \Xi_3(x, u) \quad (6)$$

其中

$$\begin{aligned} \Theta &= [\Theta_1 \quad \cdots \quad \Theta_m]^T \\ \Xi_3(x, u) &= \begin{bmatrix} \lambda_{i1} \sigma_1^{(r_1)} + \cdots + \lambda_{i(r_1-1)} \ddot{\sigma}_1 + \lambda_{i r_1} \dot{\sigma}_1 \\ \vdots \\ \lambda_{m1} \sigma_m^{(r_m)} + \cdots + \lambda_{m(r_m-1)} \ddot{\sigma}_m + \lambda_{m r_m} \dot{\sigma}_m \end{bmatrix} \end{aligned}$$

结合极点配置技术选取其参数 λ_{ij} ($i = 1, \cdots, m; j = 1, \cdots, r_i + 1$), 使得 Θ 中各分量为 Hurwitz 多项式, 并满足其他性能要求. 为满足滑模到达条件, 这里采用指数趋近律

$$\dot{\Theta} = -\tilde{\lambda}_1 \Theta - \tilde{\lambda}_2 \operatorname{sgn}(\Theta) \quad (7)$$

参数 $\tilde{\lambda}_i = \operatorname{diag}(\tilde{\lambda}_{ij})$ 且有 $\tilde{\lambda}_{ij} > 0$ ($i = 1, 2; j = 1, \cdots, n$). 将式(4), (6)代入式(7)得

$$\begin{aligned} \dot{\Xi}_1(x, u) &= \\ \dot{\Xi}_{11}(x) + \dot{\Xi}_{12}(x) u + \dot{\Xi}_{13}(x) u + \dot{\Xi}_{14}(x, u) u \end{aligned}$$

$$\dot{\Xi}_{11}(x) =$$

$$\begin{bmatrix} L_f^{r_1+1} \psi_1(x) & \cdots & L_f^{r_m+1} \psi_m(x) \end{bmatrix}^T$$

$$\dot{\Xi}_{12}(x) =$$

$$\begin{bmatrix} L_{g_1} L_f^{r_1} \psi_1(x) & \cdots & L_{g_m} L_f^{r_1} \psi_1(x) \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ L_{g_1} L_f^{r_m} \psi_m(x) & \cdots & L_{g_m} L_f^{r_m} \psi_m(x) \end{bmatrix}$$

$$\dot{\Xi}_{13}(x) =$$

$$\begin{bmatrix} L_f L_{g_1} L_f^{r_1-1} \psi_1(x) & \cdots & L_f L_{g_m} L_f^{r_1-1} \psi_1(x) \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ L_f L_{g_1} L_f^{r_m-1} \psi_m(x) & \cdots & L_f L_{g_m} L_f^{r_m-1} \psi_m(x) \end{bmatrix}$$

$$\begin{aligned} \dot{\Xi}_1(x, u) + \dot{\Xi}_2(x) \dot{u} + \dot{\Xi}_3(x, u) &= \\ -\tilde{\lambda}_1 \Theta - \tilde{\lambda}_2 \operatorname{sgn}(\Theta) \end{aligned} \quad (8)$$

取李雅普诺夫函数 $V(\Theta)$, 根据李雅普诺夫稳定性理论及式(8)设计控制器

$$\dot{u} = \Gamma(t, x, u, \Theta, \operatorname{sgn}(\Theta)) \quad (9)$$

使得 $\dot{V}(\Theta) < 0$, 从而系统稳定, Θ 渐进收敛到零. 由式(5)可知实现 $\sigma_i = \dot{\sigma}_i = \cdots = \sigma_i^{(r_i)} = 0$ ($i = 1, \cdots, m$). 再由假设 1 知, x 收敛到平衡点.

式(9)中经过对 $\dot{u}$ 的积分有

$$\begin{aligned} u(t) &= u(0) + \int_0^t \dot{u}(\tau) d\tau = \\ u(0) &+ \int_0^t \Gamma(\tau, x, u, \Theta, \operatorname{sgn}(\Theta)) d\tau \end{aligned}$$

不连续项 $\operatorname{sgn}(\Theta)$ 被置入控制器的一阶导数中, 控制项成为连续函数.

为了加快收敛速度, 将 terminal 滑模同高阶动态滑模结合. 设计切换函数 $\sigma = \dot{x} + ax^{q/p}$, a 为参数对角阵, p, q 为 terminal 滑模设计参数. 其余步骤同上.

注 2: 本节结论还可推广到如下分块的情况

$$x = [x_1, \cdots, x_K]^T, x_i \in \mathbf{R}^{d_i}, \sum_{i=1}^K d_i = n, i = 1,$$

..., K. 这里不再讨论.

2 非线性干扰观测器

考虑含有不确定性和扰动的非线性仿射系统

$$\dot{x} = f(x) + g(x)u + \Delta f(x) + \Delta g(x)u + d(t) \quad (10)$$

其中 $x \in \mathbf{R}^n$, $u \in \mathbf{R}^m$, $\Delta f(x), f(x): \mathbf{R}^n \rightarrow \mathbf{R}^n$, $g(x), \Delta g(x): \mathbf{R}^n \rightarrow \mathbf{R}^{n \times m}$. $f(x), g(x)$ 中各元为充分光滑的函数, 且满足局部 Lipschitz 条件. $d(t) \in \mathbf{R}^n$ 为外界扰动. 将式(10)写为

$$\dot{x} = f(x) + g(x)u + \Psi(t, x) \quad (11)$$

其中 $\Psi(t, x) = \Delta f(x) + g(x)u + d(t)$. 设计 NDO 逼近该复合干扰 $\Psi(t, x)$ [14]

$$\dot{\Psi} = z + P(x) \quad (12)$$

$$\dot{z} = -L(x)z - L(x)[P(x) + f(x) + g(x)u] \quad (13)$$

其中 Ψ 为 NDO 输出, z 为 NDO 内部变量, $P(x)$ 为待设计的非线性函数, 令

$$e_{\text{ndo}} = \Psi - \Psi \quad (14)$$

取

$$L(x) = \frac{\partial P(x)}{\partial x} \quad (15)$$

在现有文献中, 均有如下假设要求.

假设 3: 式(11)中复合干扰变化非常慢, 可以

认为 $\dot{\Psi} \approx 0$.

根据假设 3, 代入式(11)~(15)有

$$\dot{e}_{\text{ndo}}(t) \approx -L(x)e_{\text{ndo}}(t)$$

解微分方程有

$$e_{\text{ndo}}(t) = [e_{\text{ndo}}^1(t), \dots, e_{\text{ndo}}^n(t)]$$

其中 $e_{\text{ndo}}^i(t) = e_{\text{ndo}}^i(0)e^{-L_i t}$, e_{ndo} 指数收敛至零.

但假设 3 在很多情况下是不成立的, 为此, 对于 Ψ 提出另外一种假设.

假设 4: 复合干扰变化率满足 $\|\dot{\Psi}\| \leq \tau$, τ 为一未知正数.

假设 4 仅要求复合干扰变化率有界, 且无需知道该界的具体数值, 无疑比假设 3 更具工程意义.

类似于前面分析, 在假设 4 下, 有

$$\dot{e}_{\text{ndo}}(t) = \dot{\Psi} - L(x)e_{\text{ndo}}(t) \quad (16)$$

解式(16)微分方程有

$$e_{\text{ndo}}(t) = [e_{\text{ndo}}^1(t), \dots, e_{\text{ndo}}^n(t)]$$

其中

$$e_{\text{ndo}}^i(t) = e_{\text{ndo}}^i(0)e^{-L_i t} + e^{-L_i t} \int_0^t \dot{\Psi}_i e^{L_i t} dt$$

将 $\dot{\Psi}_i$ 看作在有限范围内取值的系数, 因为

$\dot{\Psi}_i < \tau$, 于是有

$$e_{\text{ndo}}^i(t) \leq e_{\text{ndo}}^i(0)e^{-L_i t} + e^{-L_i t} \tau \int_0^t e^{L_i t} dt = \left[e_{\text{ndo}}^i(0) - \frac{\tau}{L_i} \right] e^{-L_i t} + \frac{\tau}{L_i} \quad (17)$$

$$e_{\text{ndo}}^i(\infty) \leq \frac{\tau}{L_i}$$

同理, 由于 $\dot{\Psi}_i > -\tau$, 可以得到误差收敛的下限

$$e_{\text{ndo}}^i(t) \geq -\frac{\tau}{L_i} + \left[e_{\text{ndo}}^i(0) + \frac{\tau}{L_i} \right] e^{-L_i t}$$

$$e_{\text{ndo}}^i(\infty) \geq -\frac{\tau}{L_i}$$

从上面分析可以看出, 不论在假设 3 还是假设 4 条件下, NDO 的误差均按照指数收敛, 收敛速度快. 但在假设 4 下, 误差收敛到一个有限半径的闭球内

$$e_{\text{ndo}}(\infty) \in B, \quad B = \{x \in \mathbf{R}^n, d(x, 0) \leq r, r = \max \left\{ \frac{\tau}{L_i} \right\}, i = 1, \dots, n\},$$

r 为闭球半径, d 为赋范空间中的距离.

注 3: 在式(17)的分析中, 采用了不等式放缩的方法, 增加了保守性, 但 NDO 最终一致有界的结论, 并不是由于增加保守性造成的, 而是 NDO 固有的特性. 如 $\Psi = \tau[\sin(t), \dots, \sin(t)]^T$, $\tau > 0$ 时, 在假设 4 下, 解微分方程得到

$$e_{\text{ndo}}^i(t) = e_{\text{ndo}}^i(0)e^{-L_i t} + \frac{\tau}{1 + L_i^2} [L_i \cos(t) + \sin(t)]$$

$$e_{\text{ndo}}^i(\infty) \in \frac{\tau}{1 + L_i^2} [-L_i, L_i]$$

当 $L_i \gg 1$ 时, 上式分析的结果同式(17)所得结果相同.

注 4: L 的取值同收敛速度成正比, 且同闭球 B 半径成反比. 当 L 同 τ 的比值较大时可以近似认为 NDO 能精确逼近干扰. 但过大的 L 会使得 NDO 的“惯性”过大, 即在复合干扰的快变时刻, NDO 与复合干扰真实值之间的误差较大, 且存在大超调和剧烈振荡, 这时 NDO 不仅不能起到补偿误差的作用, 反而会作为一种新的干扰使控制

器的性能恶化,系统动态品质变差.

3 近空间飞行器控制系统设计

3.1 近空间飞行器数学模型

在近空间飞行器六自由度十二方程中^[15],本文只考虑姿态角 Ω 和姿态角速度 ω 的六个方程.根据奇异摄动理论,按照带宽大小,将这六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.将六方程写为如下两组:

$$\Omega = f_s + g_{s1}\omega + g_{s2}\delta \quad (18)$$

$$\dot{\omega} = f_f + g_f\delta \quad (19)$$

式中姿态角 $\Omega = [\alpha \ \beta \ \mu]^T$, 其中 α, β, μ 分别为迎角,侧滑角,绕速度矢量轴的滚转角; $\omega = [p \ q \ r]^T$, 其中 p, q, r 分别为滚转角速率,俯仰角速率,偏航角速率; $\delta = [\delta \ \delta \ \delta]^T$ 表示左,右升降副翼舵和方向舵的偏转; $f_s, g_{s1}, g_{s2}, f_f, g_f$ 分别为适当维数的向量或矩阵,其各分量(或元素)为近空间飞行器状态变量以及质量,马赫数,输入的复杂非线性函数.限于篇幅,不再给出具体表达式.

注5: 本文坐标及舵面角等均按英美坐标系定义.

式(18), (19)中舵面角偏转向量 δ 对 $\dot{\omega}$ 有显著影响,而对 Ω 影响很小,因此可以略去 $g_{s2}\delta$ 这一项.再考虑飞行过程中气动参数变化和扰动的存在^[16],可以将式(18), (19)写为如下形式:

$$\Omega = f_s + g_s\omega_c + \Psi_s(t, x) \quad (20)$$

$$\dot{\omega} = f_f + g_f u + \Psi_f(t, x) \quad (21)$$

其中 $\Psi_s(t, x) = \Delta f_s + \Delta g_s\omega_c$, $\Psi_f(t, x) = \Delta f_f + \Delta g_f u + d(t)$ 为复合干扰, ω_c 是慢回路的虚拟控制量,同时也作为快回路状态跟踪的标称值. $\Delta f_f, \Delta g_f$ 为系统不确定性, $d(t)$ 为外界扰动,以力矩的形式作用在快回路.

控制任务是在近空间飞行器关闭发动机返航阶段和存在以上不确定性和扰动的条件下,设计二阶动态 terminal 滑模控制器(second-order dynamic terminal sliding mode controller, 简称 SODTSMC) $\dot{u}$, 使得姿态角 Ω 在有限时间内跟踪上指令信号 Ω_c , 并有效去除滑模控制器的抖振.

3.2 快回路控制器设计

针对快回路系统(式(21))设计 NDO(式

(12)), 选取非线性函数 $P(\omega)$ 使得 e_{ndo} 最终一致有界, 且满足 $L(\omega)$ 为对称正定阵^[17]. 误差动态系统存在 Lyapunov 函数 $V_{ndo}(\cdot)$ 满足

$$\dot{V}_{ndo}(\cdot) = \frac{\partial V_{ndo}(\cdot)}{\partial e_{ndo}} \dot{e}_{ndo} \leq 0 \quad (22)$$

令 $e_f = \omega - \omega_c$, 取 terminal 滑模面

$$\sigma_f = e_f + \int a_f e_f + b_f e_f^{q_f/p_f} dt \quad (23)$$

再取新的切换函数

$$\Sigma_f = \dot{\sigma}_f + c_f \sigma_f + d_f \sigma_f^{j_f/k_f} \quad (24)$$

代入式(22)~(24)

$$\begin{aligned} \dot{\Sigma}_f &= \dot{f}_f + g_f \dot{u} + \dot{\Psi}_f - \ddot{\omega}_c + a_f \dot{e}_f + \\ &b_f (e_f^{q_f/p_f})' + c_f \dot{\sigma}_f + d_f (\sigma_f^{j_f/k_f})' \end{aligned} \quad (25)$$

采用指数趋近律, 令

$$\dot{\Sigma}_f = -\lambda_{f1} \Sigma_f - \lambda_{f2} \text{sgn}(\Sigma_f) \quad (26)$$

以上设计参数满足 $\lambda_f = \text{diag}(\lambda_{f1}, \lambda_{f2}, \lambda_{f3})$, $\lambda_{fi} > 0, i = 1, 2, 3$, λ_f 分别代表 a_f, b_f, c_f, d_f , $\lambda_{f1}, \lambda_{f2} \cdot \frac{1}{2} < \frac{q_f}{p_f} < 1, \frac{1}{2} < \frac{j_f}{k_f} < 1$.

定理2: 对于近空间飞行器快回路系统(式(22)), 取自适应控制器(式(27))则系统稳定, 滑模面渐进到达, 随后跟踪误差 e_f 将在有限时间内收敛到零

$$u = u_0 + u_1 \quad (27)$$

$$u_0 = (g_f)^{-1} \left[-f_f - \Psi_f + \dot{\omega}_c - a_f e_f - b_f e_f^{q_f/p_f} - c_f \sigma_f - d_f \sigma_f^{j_f/k_f} \right]$$

$$u_1 = \int v dt$$

$$v = -\lambda_{f1} \Sigma_f - \lambda_{f2} \text{sgn}(\Sigma_f) - \tau \text{sgn}(\Sigma_f)$$

$$\dot{\tau} = \lambda_{fa} \|\Sigma_f\|, \lambda_{fa} > 0$$

证明: 可取李氏函数为

$$V = \frac{1}{2} \Sigma_f^T \Sigma_f + \frac{1}{2\lambda_{fa}} \tilde{\tau}^2 + V_{ndo}(\cdot)$$

其中

$$\begin{aligned} \tilde{\tau} &= \tau - \tau \\ \dot{\tilde{\tau}} &= -\dot{\tau} \end{aligned} \quad (28)$$

令

$$\lambda_{fi} = \min(\lambda_{fij}),$$

$$i = 1, 2; j = 1, 2, 3.$$

代入式(16), (21), (22), (24)~(28), 有

$$\begin{aligned} \dot{V} &= \Sigma_f^T \dot{\Sigma}_f + \tilde{\tau} \dot{\tilde{\tau}} + \dot{V}_{\text{ndo}} \left(e_{\text{ndo}} \right) \leq \\ &\Sigma_f^T [\psi_f - \dot{\psi}_f - \lambda_{f1} \Sigma_f - \lambda_{f2} \text{sgn}(\Sigma_f) - \tau \text{sgn}(\Sigma_f)] - \tilde{\tau} \|\Sigma_f\| \leq \\ &\|\Sigma_f\| \|\psi_f - \dot{\psi}_f - \Sigma_f^T l(\omega) e_{\text{ndo}} - \lambda_{f1} \Sigma_f\|^2 - \lambda_{f2} \|\Sigma_f\| - \tau \|\Sigma_f\| - \tilde{\tau} \|\Sigma_f\| \leq \\ &\|\Sigma_f\| \cdot \tau + \|\Sigma_f\| \cdot \|l(\omega)\| \cdot \|e_{\text{ndo}}\| - \lambda_{f1} \|\Sigma_f\|^2 - \lambda_{f2} \|\Sigma_f\| - \tau \|\Sigma_f\| - \tilde{\tau} \|\Sigma_f\| = \\ &\|\Sigma_f\| \left(\|l(\omega)\| \cdot \|e_{\text{ndo}}\| - \lambda_{f1} \|\Sigma_f\| - \lambda_{f2} \right) \end{aligned}$$

已知 e_{ndo} 指数收敛到闭球内, 取设计参数 $\lambda_{f1}, \lambda_{f2}$ 满足

$$\lambda_{f1} \|\Sigma_f\| + \lambda_{f2} > \|l(\omega)\| \cdot \|e_{\text{ndo}}\| + \tau, \\ \tau > 0.$$

上式可以保证 $\dot{V} < -\tau \|\Sigma_f\| < 0$, 系统稳定, 滑模面可达。

对于 terminal 滑模 $\dot{x} + ax + bx^{q/p} = 0$, 状态 x 到达 0 的时间为

$$t = \frac{p}{a(p-q)} \ln \frac{ax(0)^{(p-q)/p} + b}{b}.$$

因此 $\Sigma_f(t)$ 收敛到 0 后, $\sigma_f, \dot{\sigma}_f$ 将在有限时间内收敛到 0, 设该时间为 t_{f1} , 同理 e_f 也在有限时间收敛到 0, 设其收敛时间为 t_{f2} . 综上, e_f 收敛到零所需总时间为 $t = t_{f1} + t_{f2}$, $\exists \tilde{t} > 0, t \leq \tilde{t}$.

证毕。

注 6: 快速 terminal 滑模面 $\sigma = \dot{x} + ax + bx^{q/p}$, 在 x 远离 0 时, $\sigma \approx \dot{x} + ax$, 此时为指数收敛, 收敛速度快; 当 x 距离 0 较近时, $\sigma \approx \dot{x} + bx^{q/p}$, 是一个吸引子. 快速 terminal 滑模既保留了普通 terminal 滑模有限时间收敛的特性, 又在收敛的初始阶段加快收敛的速度。

注 7: 从式 (24), (25) 直接得到的控制律为 $\ddot{u}$ 的表达式, 但微分的引入, 不仅增加了运算量, 而且会引入新的噪声, 所以这里设计为 u 的形式。

注 8: 以上参数自适应律可以采用投影算子来设计, 保证其有界性, 本论文不再具体讨论。

注 9: 慢回路控制律设计类似于快回路, 限于篇幅, 本文不再讨论, 仅在仿真中给出设计参数值。

注 10: 状态的一阶导数可由微分观测器或直接从传感器测量等方法获得, 本文不再讨论。

4 仿真结果

在高超声速条件下, 将所设计的控制器用于近空间飞行器姿态角跟踪控制, 进行仿真实验以检验本文提出控制方案的性能. 为进行对比, 分别采用结合趋近律的 terminal 滑模控制和本文提出

的基于 NDO 的自适应二阶动态 terminal 滑模控制用于 NSV 仿真实验, 两种算法中相同参数取同样的值. 分别得到图 1 和图 2 所示结果。

各参数取值为

$$V(0) = 4584.5 \text{ m/s}, H(0) = 33.5 \text{ km}, \\ M = 136820 \text{ kg}, \Omega_c = [1 \ 0 \ -1]^T,$$

$$\omega(0) = [0 \ 0 \ 0]^T,$$

$$\Omega(0) = [0.1 \ 0 \ -0.06]^T,$$

$$a_s = b_s = \text{diag}(3, 3, 3),$$

$$c_s = d_s = \text{diag}(1, 1, 1),$$

$$\lambda_{s1} = \lambda_{s2} = \text{diag}(0.5, 0.5, 0.5),$$

$$a_f = b_f = \text{diag}(0.2, 0.2, 0.2),$$

$$c_f = d_f = \text{diag}(3, 3, 2),$$

$$\lambda_{f1} = \text{diag}(4, 3, 2),$$

$$\lambda_{fa} = 0.1, \lambda_{sa} = 0.1,$$

$$\lambda_{f2} = \text{diag}(0.5, 0.5, 0.5),$$

$$\frac{q_s}{p_s} = \frac{j_s}{k_s} = \frac{q_f}{p_f} = \frac{j_f}{k_f} = \frac{7}{9}.$$

设定快慢回路气动参数不确定性为 -50%, 外界扰动为

$$d(t) = 10^6 \cdot \sin(\pi t) [0.2 \ 1 \ 1]^T$$

NDO 中非线性函数选择为

$$p(\omega) = \left[3 \left(a + \frac{a}{3} \right) \quad 3 \left(\beta + \frac{\beta}{3} \right) \quad 3 \left(\gamma + \frac{\gamma}{3} \right) \right]^T,$$

$$L(\omega) = \begin{bmatrix} 3(1 + a^2) & 0 & 0 \\ 0 & 3(1 + \beta^2) & 0 \\ 0 & 0 & 3(1 + \gamma^2) \end{bmatrix}.$$

图 1 中姿态角跟踪速度较快, 体现了趋近律和 terminal 滑模快速性的特点; 但跟踪误差较大, 说明在较大复合干扰下, 无干扰观测器, 仅靠滑模控制器, 不足以使近空间飞行器具备强鲁棒性; 舵面角 (图 1(d), (e), (f)) 抖振严重, 这是由于按指数趋近律设计的控制器频繁切换造成的. 图 2 中姿态角能快速跟踪标称值, 跟踪误差非常小, 舵面抖振也很好消除了. 达到了基于 NDO 的自适应二阶动态 terminal 滑模快速、高精度、强鲁棒、和有效消除抖振的设计目的。

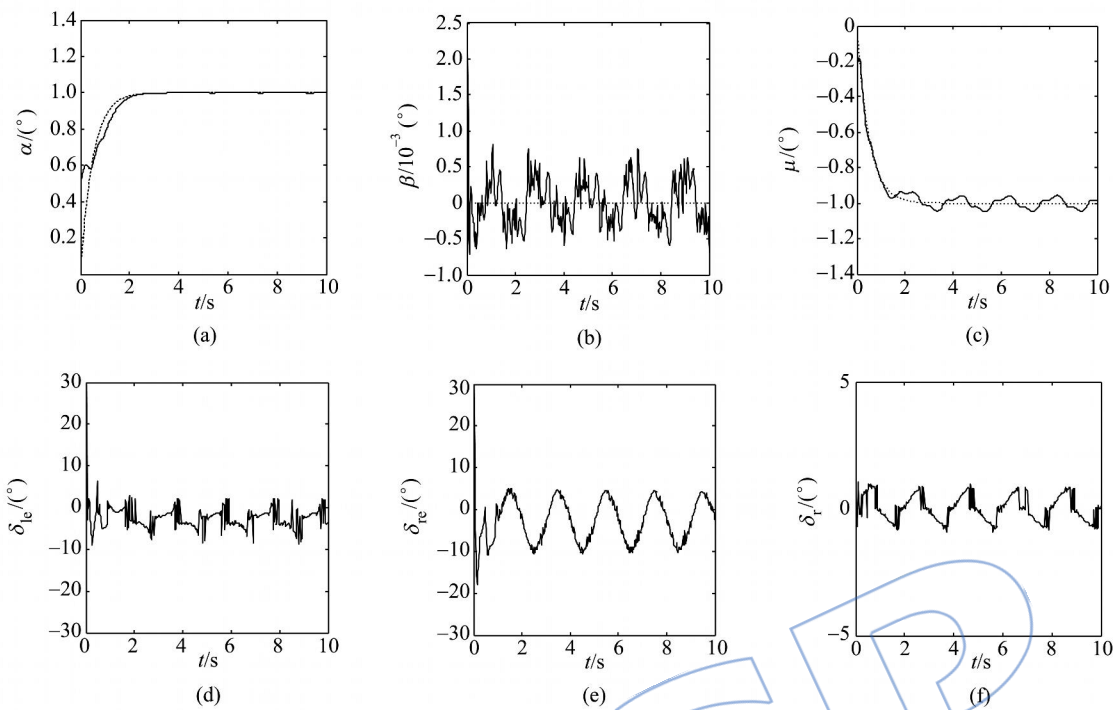


图 1 无 NDO 基于趋近律的 terminal 滑模控制的近空间飞行器姿态角跟踪仿真结果

Fig.1 Simulation results of terminal sliding mode control based on reaching law without NDO

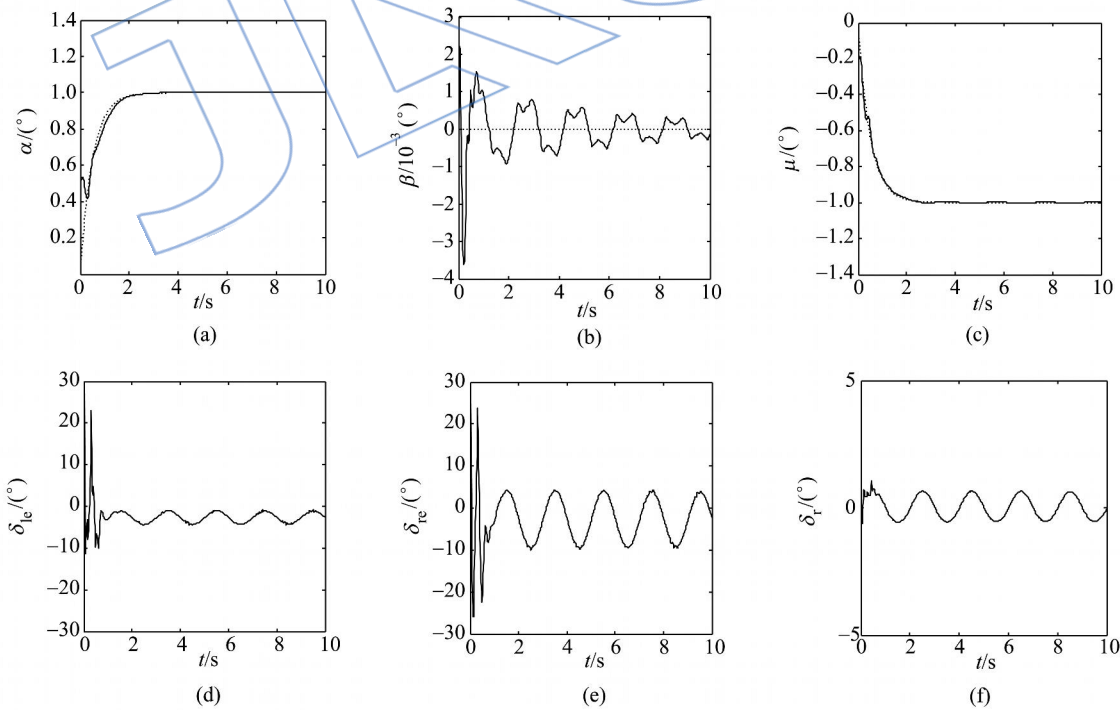


图 2 基于 NDO 的自适应二阶动态 terminal 滑模控制的近空间飞行器姿态角跟踪仿真结果

Fig.2 Simulation results of adaptive second-order dynamic terminal sliding mode control based on NDO

5 结 论

针对传统滑模存在抖振和收敛时间无穷大的缺点,本文提出了将二阶动态滑模与 terminal 滑模相结合的控制方案,用 NDO 逼近复合干扰,进一步提高收敛精度.再采用自适应控制,放宽常规 NDO 的假设条件,不再要求复合干扰变化率为零,而仅仅需要其变化率的范数有界,且无需知道该界的具体值.严格证明了系统的稳定性和跟踪误差能在有限时间内收敛到平衡点.最后将本文提出的控制方案应用于具有强烈非线性特性的近空间飞行器.仿真结果表明,该控制方案收敛速度快,跟踪精度高,鲁棒性强,并且有效消除了抖振.

参考文献:

- [1] 尹志忠,李强.近空间飞行器及其军事应用分析[J].装备指挥技术学院学报,2006,17(5):64-68.
YIN Zhizhong, LI Qiang. Analysis of near space vehicle and its military application[J]. Journal of the Academy of Equipment Command and Technology, 2006, 17(5): 64-68. (in Chinese)
- [2] Loegering G. Global hawk - a new tool for airborne remote sensing[R]. AIAA-2002-3458, 2002.
- [3] 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.
- [4] 刘金琨.滑模变结构控制 MATLAB 仿真[M].北京:清华大学出版社,2005.
- [5] 黄国勇,姜长生,王玉惠.基于快速模糊干扰观测器的 UASV 再入 Terminal 滑模控制[J].宇航学报,2007,28(2):292-297.
HUANG Guoyong, JIANG Changsheng, WANG Yuhui. Research of terminal sliding mode control based on fast fuzzy disturbance observer for UASV re-entry[J]. Journal of Astronautics, 2007, 28(2): 292-297. (in Chinese)
- [6] 胡剑波,时满宏,庄开宇,等.一类非线性系统的 Terminal 滑模控制[J].控制理论与应用,2005,22(3):495-498.
HU Jianbo, SHI Manhong, ZHUANG Kaiyu, et al. Terminal sliding mode control for a class of nonlinear systems [J]. Journal of Control Theory and Applications, 2005, 22(3): 495-498. (in Chinese)
- [7] Kung C C, Kao W J. GA - based grey fuzzy dynamic sliding mode controller design[C]// IEEE World Congress on Computational Intelligence. Anchorage, AK, USA: IEEE, 1998: 583-588.
- [8] 胡跃明.变结构控制理论与应用[M].北京:科学出版社,2003.
- [9] Levant A, Pridor A. Aircraft pitch control via second order sliding technique[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2000, 23(4): 586-594.
- [10] 晁红敏,胡跃明,吴忻生.高阶滑模控制在非完整移动机器人鲁棒输出跟踪中的应用[J].控制理论与应用,2002,19(2):253-257.
HUANG Hongmin, HU Yueming, WU Xinsheng. Application of high-order sliding mode control to robust output tracking of nonholonomic mobile robots [J]. Journal of Control Theory and Applications, 2002, 19(2): 253-257. (in Chinese)
- [11] 吴玉香,胡跃明.二阶动态滑模控制在移动机械臂输出跟踪中的应用[J].控制理论与应用,2006,23(3):411-415.
WU Yuxiang, HU Yueming. Second order dynamical sliding mode control and its application to output tracking of mobile manipulators [J]. Journal of Control Theory and Applications, 2006, 23(3): 411-415. (in Chinese)
- [12] 王艳丽,冯勇,韩向东.不确定多变量系统的高阶滑模控制[J].控制与决策,2008,23(4):455-459.
WANG Yanli, FENG Yong, HAN Xiangdong. High-order sliding mode control of uncertain multivariable systems [J]. Journal of Control and Decision, 2008, 23(4): 455-459. (in Chinese)
- [13] 胡跃明.非线性控制系统理论与应用[M].北京:国防工业出版社,2002.
- [14] Chen W H. A nonlinear disturbance observer for robotic manipulators[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2000, 47(4): 932-938.
- [15] 周丽.基于反馈递推方法的近空间飞行器鲁棒自适应控制[D].南京:南京航空航天大学,2008.
ZHOU Li. NSV adaptive robust control based on backstepping [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2008. (in Chinese)
- [16] 黄国勇.基于 Terminal 滑模的空天飞行器再入鲁棒自适应控制[D].南京:南京航空航天大学,2007.
HUANG Guoyong. Robust adaptive control of aerospace vehicles re-entry based on terminal sliding mode control [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2007. (in Chinese)
- [17] Chen W H. Nonlinear disturbance observer-enhanced dynamic inversion control of missiles [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2003, 26(1): 161-166.