高超声速飞行器的干扰补偿 Terminal 滑模控制

曾宪法 王小虎 张 晶 申功璋

(北京控制与电子技术研究所, 北京 100038) (北京航空航天大学 自动化科学与电气工程学院, 北京 100191)

摘 要: 研究了一种基于干扰补偿 Terminal 滑模的高超声速飞行器姿态控制方法. 针对传统 Terminal 滑模控制存在的奇异问题,提出了一种简单的改进型 Terminal 滑模面,通过在平衡点附近从非线性滑模面切换至高增益线性滑模面,避免了控制奇异问题,同时保持了较高的收敛速度,并对改进 Terminal 滑模控制在干扰作用下的误差收敛特性进行了理论分析. 为进一步提高控制的鲁棒性和控制精度,设计了扩张状态观测器对干扰进行估计和补偿. 进行了六自由度数学仿真验证,仿真结果表明:该方法可有效提高控制系统的控制性能和鲁棒性.

关 键 词: 姿态控制; 终端滑模; 扩张状态观测器; 干扰估计; 自适应控制

中图分类号: TP 273.2

文献标识码: A **文 章 编 号**: 1001-5965(2012)11-1454-05

Disturbance compensated terminal sliding mode control for hypersonic vehicles

Zeng Xianfa Wang Xiaohu

(Beijing Institute of Control & Electronics Technology, Beijing 100038, China)

Zhang Jing Shen Gongzhang

(School of Automation Science and Electrical Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: An attitude control approach for hypersonic vehicles based on disturbance compensated terminal sliding mode(TSM) was studied. First, a modified TSM surface which switched to high gain linear sliding mode surface while in the neighborhood of equilibrium point was proposed to overcome the singularity problem of traditional TSM, and maintain the high rate of convergence. Then the error convergence property of the proposed TSM in the presence of disturbances was analyzed theoretically. To improve the robustness and precision of TSM control, extended state observer(ESO) was designed to estimate and compensate for disturbances. Finally, 6-degree of freedom numerical simulation was carried out, and the simulation results demonstrate that the control performance and robustness are improved by the proposed method.

Key words: attitude control; terminal sliding mode; extended state observer; disturbance estimation; adaptive control

高超声速飞行器是当前国内外的研究热点之一. 由于其飞行高度和速度范围大、变化快,飞行环境恶劣,且多采用面对称气动布局和 BTT(Bank-To-Turn)控制方式,因此非线性、耦合及不确定性非常严重,导致传统 3 通道独立设计方法难以适用. 而非线性控制是解决这一控制问题的有效途径.

滑模控制是一种重要的非线性控制方法,对模型误差和外部干扰具有较好的鲁棒性. 普通滑模控制通常采用线性切换面,但该切换面在接近平衡点时误差收敛速度过慢. 终端滑模(TSM, Terminal Sliding Mode)控制是一种新的滑模控制方法,通过采用非线性切换函数实现误差有限时间收敛. 然而,TSM 控制存在奇异问题[1]. 针对该

收稿日期: 2011-06-17; **网络出版时间**: 2012-11-09 17:20

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20121109.1720.009.html

作者简介: 曾宪法(1982-),男,湖南怀化人,博士生,xianfa110@163.com.

问题,文献[1]提出了一种非奇异 TSM 滑模面,但其在远离平衡点时收敛速度较慢,且抖振较为严重;文献[2]通过修改趋近律来消除 TSM 的奇异性,但存在收敛停滞现象. 另一方面,为了削弱滑模控制的抖振现象,通常将控制量进行平滑化处理,而这将导致干扰情况下控制的鲁棒性和精度降低,为此文献[3-4]分别采用干扰观测器和参数自适应律对干扰进行估计和补偿,但难以适应干扰变化快速的情况.

本文提出了一种改进型 Terminal 滑模面,通过在平衡点附近从非线性滑模面切换至高增益线性滑模面以避免控制奇异,并保持较快的收敛速度;同时设计了 TSM 趋近律,在有限时间内趋近滑模面且削弱抖振现象;为进一步提高控制的鲁棒性和精度,设计了扩张状态观测器(ESO,Extended State Observer)对干扰进行估计和补偿.

1　高超声速飞行器姿态控制问题

高超声速飞行器的姿态运动方程为

$$\dot{\boldsymbol{x}} = \boldsymbol{g}(\boldsymbol{x})\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{b}} \tag{1}$$

$$\dot{\boldsymbol{\omega}}_{\mathrm{b}} = \boldsymbol{J}^{-1}\boldsymbol{M} \tag{2}$$

式中,$\boldsymbol{x}=[\varphi,\psi,\gamma]^{\mathrm{T}}$,$\varphi,\psi,\gamma$ 分别为俯仰角、偏航角和滚转角;$\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{b}}=[\omega_{x1},\omega_{y1},\omega_{z1}]^{\mathrm{T}}$,$\omega_{x1},\omega_{y1},\omega_{z1}$ 分别为滚转、偏航和俯仰角速度;$\boldsymbol{M}=\boldsymbol{M}_{\mathrm{A}}+\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{b}}\times(\boldsymbol{J}\cdot\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{b}})$为合力矩,$\boldsymbol{M}_{\mathrm{A}}$ 为气动力矩,$\boldsymbol{J}$ 为转动惯量矩阵,$\boldsymbol{M}_{\mathrm{A}}$,$\boldsymbol{J}$ 和 $\boldsymbol{g}(\boldsymbol{x})$的具体定义可参见文献[5].

为方便控制器设计,本文根据式(1)和式(2),进一步建立姿态角与力矩之间的运动模型.

由式(1)可得

$$\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{b}} = \boldsymbol{g}^{-1}(\boldsymbol{x})\dot{\boldsymbol{x}} \tag{3}$$

对式(3)求一阶导,可得

$$\dot{\boldsymbol{\omega}}_{\mathrm{b}} = \boldsymbol{g}^{-1}(\boldsymbol{x})\ddot{\boldsymbol{x}} + \boldsymbol{f}(\boldsymbol{x},\dot{\boldsymbol{x}}) \tag{4}$$

式中

$$\boldsymbol{f}(\boldsymbol{x},\dot{\boldsymbol{x}}) = \begin{bmatrix} -\cos\psi\dot{\psi}\dot{\varphi} \\ -\sin\psi\sin\gamma\dot{\psi}\dot{\varphi} + \cos\psi\cos\gamma\dot{\gamma}\dot{\varphi} - \sin\gamma\dot{\psi}\dot{\gamma} \\ -\sin\psi\cos\gamma\dot{\psi}\dot{\varphi} - \cos\psi\sin\gamma\dot{\gamma}\dot{\varphi} - \cos\gamma\dot{\psi}\dot{\gamma} \end{bmatrix}$$

将式(2)代入式(4),整理即可建立姿态角与力矩之间的姿态运动方程为

$$\ddot{\boldsymbol{x}} = \boldsymbol{G}(\boldsymbol{x})\boldsymbol{U} + \boldsymbol{F}(\boldsymbol{x},\dot{\boldsymbol{x}}) \tag{5}$$

式中

$$\boldsymbol{U} = \boldsymbol{M}$$

$$\boldsymbol{F}(\boldsymbol{x},\dot{\boldsymbol{x}}) = -\boldsymbol{g}(\boldsymbol{x})\boldsymbol{f}(\boldsymbol{x},\dot{\boldsymbol{x}})$$

$$\boldsymbol{G}(\boldsymbol{x}) = \boldsymbol{g}(\boldsymbol{x})\boldsymbol{J}^{-1}$$

考虑到不确定性及干扰的存在,将式(5)中的名义模型与不确定及干扰部分分离可得

$$\ddot{\boldsymbol{x}} = \boldsymbol{G}_0(\boldsymbol{x})\boldsymbol{U} + \boldsymbol{F}_0(\boldsymbol{x},\dot{\boldsymbol{x}}) + \boldsymbol{D} \tag{6}$$

式中,$\boldsymbol{G}_0(\boldsymbol{x})$,$\boldsymbol{F}_0(\boldsymbol{x},\dot{\boldsymbol{x}})$为名义模型部分;$\boldsymbol{D}$ 为模型不确定性及外部干扰的总和.

高超声速飞行器姿态控制问题可描述为:给定姿态角指令,解算合理的力矩指令,通过舵面分配获得舵偏指令,最终使飞行器姿态以期望的动态实现对指令的跟踪.

为使飞行器姿态运动满足期望的动态特性,本文建立如下二阶形式姿态角指令模型为

$$\frac{x_{ic}}{r_i} = \frac{\omega_i^2}{s^2 + 2\xi_i\omega_i s + \omega_i^2} \tag{7}$$

式中,$i=1,2,3$ 分别表示 3 个通道;ξ_i 和 ω_i 分别为 3 个通道阻尼比和自然频率;r_i 为外部输入;x_{ic} 为指令模型的输出,下标 c 代表指令.

2　高超声速飞行器姿态控制律设计

2.1　改进的 Terminal 滑模面

传统的 Terminal 滑模面通常定义为[6]

$$\boldsymbol{s} = \dot{\boldsymbol{e}} + \boldsymbol{c}_1\boldsymbol{e} + \boldsymbol{c}_2|\boldsymbol{e}|^p\mathrm{sgn}(\boldsymbol{e}) \tag{8}$$

式中,$\boldsymbol{e}=\boldsymbol{x}_{\mathrm{c}}-\boldsymbol{x}$,$\boldsymbol{x}_{\mathrm{c}}$ 为指令;$\boldsymbol{c}_1=\mathrm{diag}(c_{11},c_{12},c_{13})$;$\boldsymbol{c}_2=\mathrm{diag}(c_{21},c_{22},c_{23})$;$\boldsymbol{s}=[s_1,s_2,s_3]^{\mathrm{T}}$;$0<p<1$,$|\boldsymbol{e}|^p\mathrm{sgn}(\boldsymbol{e})=[|e_1|^p\mathrm{sgn}(e_1),|e_2|^p\mathrm{sgn}(e_2),|e_3|^p\mathrm{sgn}(e_3)]^{\mathrm{T}}$;sgn(·)表示符号函数.

基于式(8)得到的控制律中含有$|e_i|^{p-1}$项,故控制量在 e_i 趋于 0 时将趋于无穷大,产生奇异.

为克服上述奇异问题,本文给出如下改进的 Terminal 滑模面:

$$\boldsymbol{s} = \dot{\boldsymbol{e}} + \boldsymbol{c}_1\boldsymbol{e} + \boldsymbol{c}_2T(\boldsymbol{e}) \tag{9}$$

式中

$$T(\boldsymbol{e}) = [T(e_1),T(e_2),T(e_3)]^{\mathrm{T}}$$

$$T(e_i) = \begin{cases} |e_i|^p\mathrm{sgn}(e_i) & |e_i| > \rho_i \\ \rho_i^{p-1}e_i & \text{其他} \end{cases}$$

式中,ρ_i 为正常数.

综上可知,当误差大于 ρ_i 时,式(9)仍为传统 Terminal 滑模面,实现快速收敛;而当误差小于 ρ_i 时,切换至高增益线性滑模面,以避免控制奇异问题,同时还可保持较高的收敛速度.

2.2　TSM 姿态控制律

对式(9)求导,可得

$$\dot{\boldsymbol{s}} = \ddot{\boldsymbol{e}} + \boldsymbol{c}_1\dot{\boldsymbol{e}} + \boldsymbol{c}_2T'(\boldsymbol{e}) \tag{10}$$

式中,$T'(\boldsymbol{e})=[T'(e_1),T'(e_2),T'(e_3)]^{\mathrm{T}}$ 为 $T(\boldsymbol{e})$的一阶导数,其中

$$T'(e_i) = \begin{cases} p|e_i|^{p-1}\dot{e}_i & |e_i| > \rho_i \\ \rho_i^{p-1}\dot{e}_i & \text{其他} \end{cases}$$

将式(6)代入式(10)可得

$$\dot{\boldsymbol{s}} = \ddot{\boldsymbol{x}}_c - \boldsymbol{G}_0(\boldsymbol{x})\boldsymbol{U} - \boldsymbol{F}_0(\boldsymbol{x},\dot{\boldsymbol{x}}) - \boldsymbol{D} + \boldsymbol{c}_1\dot{\boldsymbol{e}} + \boldsymbol{c}_2\boldsymbol{T}'(\boldsymbol{e}) \tag{11}$$

为了实现有限时间到达滑模面,且削弱抖振现象,设计 TSM 趋近律为

$$\dot{\boldsymbol{s}} = -\boldsymbol{k}_1\boldsymbol{s} - \boldsymbol{k}_2 |\boldsymbol{s}|^{\frac{1}{2}}\mathrm{sgn}(\boldsymbol{s}) \tag{12}$$

式中,$\boldsymbol{k}_1 = \mathrm{diag}(k_{11}, k_{12}, k_{13})$;$\boldsymbol{k}_2 = \mathrm{diag}(k_{21}, k_{22}, k_{23})$,均为大于零的常数.

结合式(11)和式(12)设计 TSM 姿态控制律为

$$\boldsymbol{U}_{\mathrm{TSM}} = \boldsymbol{G}_0^{-1}(\boldsymbol{x})[\ddot{\boldsymbol{x}}_c - \boldsymbol{F}_0(\boldsymbol{x},\dot{\boldsymbol{x}}) + \boldsymbol{c}_1\dot{\boldsymbol{e}} + \boldsymbol{c}_2\boldsymbol{T}'(\boldsymbol{e}) + \boldsymbol{k}_1\boldsymbol{s} + \boldsymbol{k}_2|\boldsymbol{s}|^{\frac{1}{2}}\mathrm{sgn}(\boldsymbol{s})] \tag{13}$$

式中,$\ddot{\boldsymbol{x}}_c$ 可利用式(7)获得,即

$$\ddot{\boldsymbol{x}}_c = \boldsymbol{\omega}^2(\boldsymbol{r} - \boldsymbol{x}_c) - 2\boldsymbol{\xi}\boldsymbol{\omega}\dot{\boldsymbol{x}}_c \tag{14}$$

式中,$\boldsymbol{r} = [r_1, r_2, r_3]^{\mathrm{T}}$;$\boldsymbol{\xi} = \mathrm{diag}(\xi_1, \xi_2, \xi_3)$ 和 $\boldsymbol{\omega} = \mathrm{diag}(\omega_1, \omega_2, \omega_3)$分别为 3 通道期望模型的阻尼比和自然频率.

假设 1 干扰 $\boldsymbol{D} = [D_1, D_2, D_3]^{\mathrm{T}}$ 有界,即满足:$|D_i| \leqslant \bar{D}_i (i = 1,2,3)$.

定理 1 对于系统(6),当有界干扰 $\boldsymbol{D}$ 存在时,若采用式(13)所示的 TSM 控制律,则

1) 3 通道滑模变量 s_i 将收敛到滑模面的邻域 $|s_i| \leqslant \Delta_i (i = 1,2,3)$,且

$$\Delta_i = \left(\frac{-k_{2i} + \sqrt{k_{2i}^2 + 4k_{1i}\bar{D}_i}}{2k_{1i}} \right)^2$$

2) 系统误差将收敛至平衡点的邻域:$|e_i| \leqslant \Delta_i/(c_{1i} + c_{2i}\rho_i^{p-1})(i = 1,2,3)$.

证明 1) 将式(13)代入式(11)可得

$$\dot{\boldsymbol{s}} = -\boldsymbol{k}_1\boldsymbol{s} - \boldsymbol{k}_2|\boldsymbol{s}|^{\frac{1}{2}}\mathrm{sgn}(\boldsymbol{s}) - \boldsymbol{D} \tag{15}$$

由于式(15)为 3 通道解耦形式,因此本文仅以俯仰通道为例进行推导.

构造 Lyapunov 函数为

$$V_1 = 0.5s_1^2$$

求导并将式(15)中俯仰通道分量代入可得

$$\dot{V}_1 = s_1\dot{s}_1 = s_1(-k_{11}s_1 - k_{21}|s_1|^{\frac{1}{2}}\mathrm{sgn}(s_1) - D_1) = -k_{11}s_1^2 - k_{21}|s_1|^{\frac{3}{2}} - s_1D_1 \leqslant -|s_1|(k_{11}|s_1| + k_{21}|s_1|^{\frac{1}{2}} - \bar{D}_1)$$

由于根的判别式 $k_{21}^2 + 4k_{11}\bar{D}_1 > 0$,因此不等式 $k_{11}|s_1| + k_{21}|s_1|^{\frac{1}{2}} - \bar{D}_1 > 0$ 不能对于所有 $|s_1|$ 均成立,求解该不等式可得

$$|s_1| > \left(\frac{-k_{21} + \sqrt{k_{21}^2 + 4k_{11}\bar{D}_1}}{2k_{11}} \right)^2$$

这也意味着:在干扰存在的情况下,系统轨迹只能收敛到滑模面的邻域 $|s_i| \leqslant \Delta_i$,其中

$$\Delta_i = \left(\frac{-k_{2i} + \sqrt{k_{2i}^2 + 4k_{1i}\bar{D}_i}}{2k_{1i}} \right)^2 \tag{16}$$

2) 进一步考查误差收敛特性. 当系统轨迹进入滑模面邻域 $|s_1| \leqslant \Delta_1$ 之后,则由式(9)可知:

$$\dot{e}_1 + c_{11}e_1 + c_{21}T(e_1) \leqslant |s_1| \leqslant \Delta_1 \tag{17}$$

取 Lyapunov 函数为

$$V_2 = 0.5e_1^2$$

求导并将式(17)代入可得

$$\dot{V}_2 \leqslant e_1(\Delta_1 - c_{11}e_1 - c_{21}T(e_1))$$

当 $|e_1| > \rho_1$ 时,

$$\dot{V}_2 \leqslant e_1\Delta_1 - c_{11}e_1^2 - c_{21}|e_1|^{1+p} \leqslant -|e_1|(c_{11}|e_1| + c_{21}|e_1|^p - \Delta_1)$$

只需选取参数使得 $c_{11}\rho_1 + c_{21}\rho_1^p - \Delta_1 > 0$,则 $\dot{V}_2 < 0$. 由 TSM 的特性可知,误差将在有限时间内收敛至 $|e_1| \leqslant \rho_1$ 的范围内.

当 $|e_1| \leqslant \rho_1$ 时,

$$\dot{V}_2 \leqslant e_1\Delta_1 - c_{11}e_1^2 - c_{21}\rho_1^{p-1}e_1^2 \leqslant -|e_1|[(c_{11} + c_{21}\rho_1^{p-1})|e_1| - \Delta_1]$$

若 $(c_{11} + c_{21}\rho_1^{p-1})|e_1| - \Delta_1 > 0$,则 $\dot{V}_2 < 0$,这意味着系统误差将收敛至 $|e_1| \leqslant \Delta_1/(c_{11} + c_{21}\rho_1^{p-1})$ 区域. 同理可得偏航与滚转通道的误差收敛特性.

由误差收敛表达式可知,ρ_i 越小,则误差收敛速度和精度越高,同时由于 $\rho_i \neq 0$,因此不存在传统 TSM 控制的奇异问题.

2.3 基于 ESO 的干扰估计与补偿

由定理 1 可知,TSM 控制在鲁棒性和精度方面受到未知有界干扰的影响,尽管通过增大参数可减小误差,但这在一定程度上也增大了控制的保守性. 因此为提高对干扰的适应性,本文在式(13)的基础上,进一步设计了 ESO 以实现对干扰的估计.

将扰动 $\boldsymbol{D}$ 作为第 3 个状态,对式(6)进行扩张,可得

$$\left.\begin{aligned} \dot{\boldsymbol{x}}_1 &= \boldsymbol{x}_2 \\ \dot{\boldsymbol{x}}_2 &= \boldsymbol{G}_0(\boldsymbol{x}_1)\boldsymbol{U} + \boldsymbol{F}_0(\boldsymbol{x}_1,\boldsymbol{x}_2) + \boldsymbol{x}_3 \\ \dot{\boldsymbol{x}}_3 &= \dot{\boldsymbol{D}} \end{aligned}\right\} \tag{18}$$

式中,$\boldsymbol{x}_1 = \boldsymbol{x}$;$\boldsymbol{x}_2 = \dot{\boldsymbol{x}}$;$\dot{\boldsymbol{D}}$ 为扰动导数,有界.

根据文献[7],针对式(18)可设计 ESO 为

$$\left.\begin{aligned}\dot{z}_1 &= z_2 - \boldsymbol{\beta}_1\boldsymbol{\sigma}\\ \dot{z}_2 &= z_3 - \boldsymbol{\beta}_2 f_{\mathrm{al}}(\boldsymbol{\sigma},\boldsymbol{\delta}) + \\ &\quad \boldsymbol{G}_0(\boldsymbol{x}_1)\boldsymbol{U} + \boldsymbol{F}_0(\boldsymbol{x}_1,\boldsymbol{x}_2)\\ \dot{z}_3 &= -\boldsymbol{\beta}_3 f_{\mathrm{al}}(\boldsymbol{\sigma},\boldsymbol{\delta})\end{aligned}\right\} \tag{19}$$

式中,z_1,z_2,z_3 分别为对 $\boldsymbol{x}_1,\boldsymbol{x}_2,\boldsymbol{x}_3$ 的观测量;$\boldsymbol{\sigma}=[\sigma_1,\sigma_2,\sigma_3]^{\mathrm{T}}=\boldsymbol{z}_1-\boldsymbol{x}_1$;$\boldsymbol{\beta}_i=\mathrm{diag}(\beta_{i1},\beta_{i2},\beta_{i3})$;$f_{\mathrm{al}}(\boldsymbol{\sigma},\boldsymbol{\delta})=[f_{\mathrm{al}}(\sigma_1,\delta_1),f_{\mathrm{al}}(\sigma_2,\delta_2),f_{\mathrm{al}}(\sigma_3,\delta_3)]^{\mathrm{T}}$,其中 $f_{\mathrm{al}}(\sigma_i,\delta_i)=\begin{cases}|\sigma_i|^{1/2}\mathrm{sgn}(\sigma_i) & |\sigma_i|\geqslant\delta_i\\ \sigma_i/\delta_i^{1/2} & |\sigma_i|<\delta_i\end{cases}$

在获得干扰 $\boldsymbol{D}$ 的估计 z_3 之后,将其与式(13)综合可得基于干扰补偿 TSM 的姿态控制律为

$$\boldsymbol{U}=\boldsymbol{U}_{\mathrm{TSM}}-\boldsymbol{G}_0^{-1}(\boldsymbol{x})z_3 \tag{20}$$

在获得了力矩指令之后,通过舵面分配[8]即可得到期望的舵面偏角指令,本文不再赘述.

3　仿真分析

在 MATLAB/SIMULINK 中进行六自由度数学仿真,气动数据取自文献[9]. 输入指令为:在滚转、俯仰通道分别施加 10°和 5°阶跃指令,偏航通道指令为 0. 同时为验证对干扰的适应性,分别在滚转、偏航和俯仰通道施加干扰力矩为:$\boldsymbol{M}_{\mathrm{dist}}=[1.2,0.8,2.0]^{\mathrm{T}}\times10^5\sin(3t)$(N·m). 需注意的是,此时式(6)中干扰 $\boldsymbol{D}=\boldsymbol{G}_0(\boldsymbol{x})\boldsymbol{M}_{\mathrm{dist}}$.

控制律参数选取为:$\boldsymbol{\xi}=\mathrm{diag}(0.9,0.9,0.9)$,$\boldsymbol{\omega}=\mathrm{diag}(5,5,7)$,$\boldsymbol{c}_1=\mathrm{diag}(3,3,3)$,$\boldsymbol{c}_2=\mathrm{diag}(1,1,1)$,$\boldsymbol{k}_1=\mathrm{diag}(3,3,3)$,$\boldsymbol{k}_2=\mathrm{diag}(1,1,1)$.

以下分两种情况分别进行对比仿真.

1) 不引入干扰补偿. 将本文控制方法与动态逆 DI(Dynamic Inversion)控制方法进行比较,仿真曲线如图 1 ~ 图 3 所示.

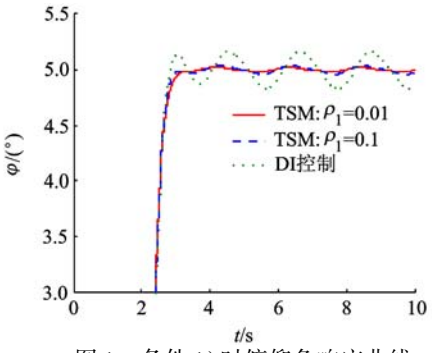

图 1　条件 1)时俯仰角响应曲线

由图 1 ~ 图 3 可知,改进的 TSM 控制方法在鲁棒性和控制精度方面均优于动态逆控制,且随着 ρ_i 的减小,控制精度不断提高. 但是 TSM 本身无法完全消除干扰的影响,而参数的增大也相应增大了控制的保守性.

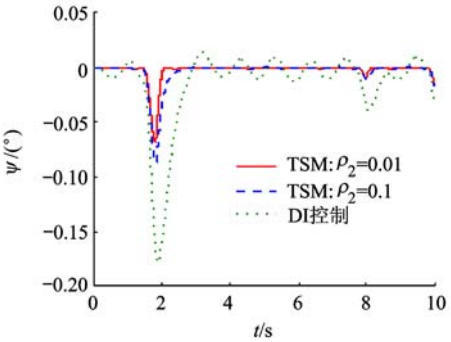

图 2　条件 1)时偏航角响应曲线

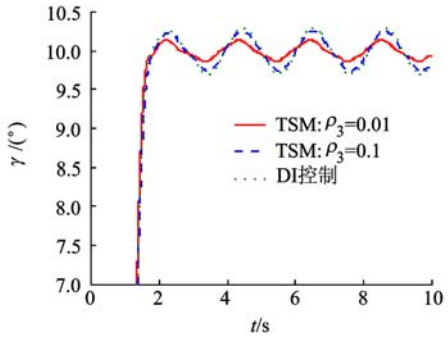

图 3　条件 1)时滚转角响应曲线

2) 引入干扰估计和补偿. ESO 参数选取为 $\delta_1=\delta_2=\delta_3=0.001$,$\boldsymbol{\beta}_1=\mathrm{diag}(39,45,45)$,$\boldsymbol{\beta}_2=\mathrm{diag}(506,674,674)$,$\boldsymbol{\beta}_3=\mathrm{diag}(2\,184,3\,360,3\,360)$. 在上述条件下,对引入和未引入干扰补偿的改进 TSM 控制进行比较,仿真结果见图 4 ~ 图 7.

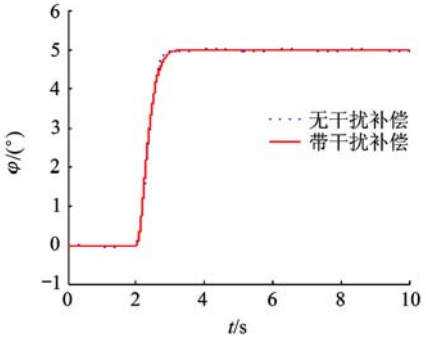

图 4　条件 2)时俯仰角响应曲线

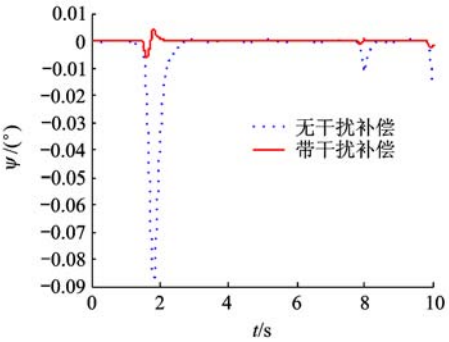

图 5　条件 2)时偏航角响应曲线

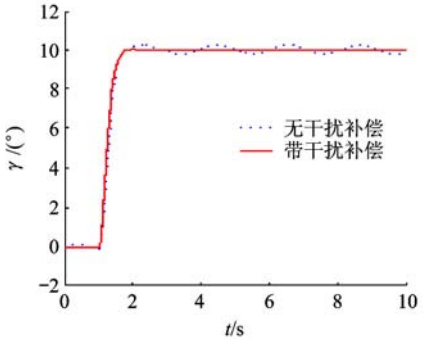

图 6 条件 2)时滚转角响应曲线

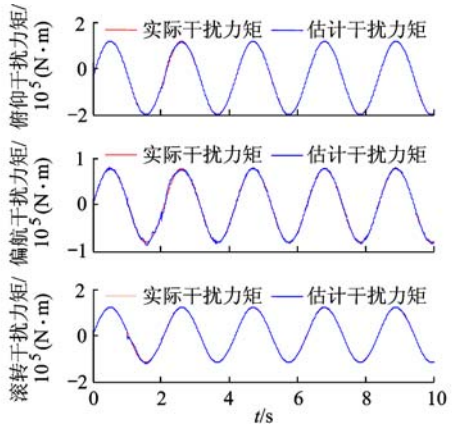

图 7 干扰估计曲线

从图 4 ~ 图 6 可知,引入干扰补偿之后,控制精度进一步提高,同时通道间耦合也进一步削弱;由图 7 可知,ESO 实现了对干扰力矩的快速、稳定估计,增强了闭环系统的干扰适应能力. 仿真结果证明了本文控制方法的有效性.

4 结 论

本文以高超声速飞行器为对象,针对传统 TSM 存在的控制奇异和鲁棒性问题,提出了改进的 TSM,在理论上分析了其误差特性,并设计了 ESO 对干扰进行估计和补偿,主要结论如下:①本文所提出的改进 TSM 不存在控制奇异问题,且收敛速度优于传统线性滑模面;②改进 TSM 以及传统 TSM 均无法完全克服未知干扰的影响;③ESO 对干扰的估计能力较强,且估计结果平滑,可以大幅改善模型依赖型控制方法的控制效果;但 ESO 参数较多,且数值通常较大,因此还需进一步研究参数对观测性能的影响以及参数的整定.

参考文献(References)

[1] Wu Yuqiang, Yu Xinghuo, Man Zhihong. Terminal sliding mode control design for uncertain dynamic systems[J]. Systems & Control Letters, 1998, 34(5): 281-287

[2] 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 Shengbo, Li Keqiang, Wang Jianqiang, et al. Nonsingular and fast terminal sliding mode control method[J]. Information and Control, 2009, 38(1): 1-8 (in Chinese)

[3] 蒲明,吴庆宪,姜长生,等. 自适应二阶动态 Terminal 滑模在近空间飞行器控制中的应用[J]. 航空动力学报,2010,25(5):1169-1176
Pu Ming, Wu Qingxian, Jiang Changsheng, et al. Application of adaptive second-order dynamic terminal sliding mode control to near space vehicle[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(5): 1169-1176 (in Chinese)

[4] Yang Liang, Yang Jianying. Robust finite-time convergence of chaotic systems via adaptive terminal sliding mode scheme[J]. Communications in Nonlinear Science and Numerical Simulation, 2011, 16(6): 2405-2413

[5] 赵汉元. 飞行器再入动力学与制导[M]. 长沙:国防科技大学出版社,1997:56-64
Zhao Hanyuan. Spacecraft reentry dynamics & guidance[M]. Changsha: Press of National University of Defense Technology, 1997: 56-64 (in Chinese)

[6] Yu Shuanghe, Yu Xinghuo, Shirinzadeh Bijan, et al. Continuous finite-time control for robotic manipulator with terminal sliding mode[J]. Automatica, 2005, 41(11): 1957-1964

[7] 韩京清. 一类不确定对象的扩张状态观测器[J]. 控制与决策,1995,10(1):85-88
Han Jingqing. The extended state observer of a class of uncertain systems[J]. Control and Decision, 1995, 10(1): 85-88 (in Chinese)

[8] 张晶,申功璋,杨凌宇. 基于逆动力学和重心估计的飞行控制系统设计[J]. 北京航空航天大学学报,2009,35(11):1315-1319
Zhang Jing, Shen Gongzhang, Yang Lingyu. Design of flight control system based on inversion dynamics and center of gravity estimation[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2009, 35(11): 1315-1319 (in Chinese)

[9] Shaughnessy J D, Pinckney S Z, McMinn J D. Hypersonic vehicle simulation model: winged-cone configuration [R]. NASA TM2102610, 1991

(编 辑:刘登敏)