

# 基于二阶滑模的 BTT 导弹反演滑模控制

朱 凯, 齐乃明, 秦昌茂

(哈尔滨工业大学航天学院航天工程与力学系, 黑龙江 哈尔滨 150001)

**摘 要:** 针对具有非匹配不确定性的倾斜转弯(bank-to-turn, BTT)导弹非线性动力学模型, 基于反演思想和二阶终端滑模控制方法, 设计了一种新的 BTT 导弹反演滑模控制器。反演设计的每一步均采用滑模控制对不确定性进行补偿, 并在最后一步设计中采用非奇异二阶终端滑模控制, 既能防止抖振对舵机造成损坏, 又减小了累积误差。采用精确微分器解决“计算膨胀”问题, 并证明了跟踪误差最终有界。仿真结果表明, 通过适当选取设计参数, 跟踪误差将收敛到原点附近任意小的邻域内。

**关键词:** 倾斜转弯导弹; 反演控制; 二阶滑模控制; 终端滑模; 非奇异

**中图分类号:** TP 273

**文献标志码:** A

## Backstepping sliding mode control for BTT missiles based on second-order sliding mode

ZHU Kai, QI Nai-ming, QIN Chang-mao

(School of Astronautics, Harbin Inst. of Technology, Harbin 150001, China)

**Abstract:** Based on backstepping design and second-order sliding mode control, a new backstepping sliding mode controller is designed for bank-to-turn (BTT) missiles nonlinear dynamics with unmatched uncertainties. Sliding mode control is used in each step of the backstepping design to compensate for uncertainty, and nonsingular second-order sliding mode control is used in the last step of the backstepping design. In this way, the chattering problem which does harm to rudders can be avoided, meanwhile, the accumulated error is reduced. Computation explosion is reduced by introducing an exact robust differentiator, and the tracking error of the system is proved ultimately bounded. Simulation result shows that the tracking errors converge to an arbitrary small neighborhood of the origin by adjusting the design parameters of the controller.

**Keywords:** bank-to-turn(BTT) missile; backstepping control; second-order sliding mode control; terminal sliding mode; nonsingular

## 0 引 言

倾斜转弯(bank-to-turn, BTT)导弹通过最大升力面的旋转来获得机动能力, 其滚转角速度远大于侧滑转弯(slide-to-turn, STT)导弹, 使俯仰通道与偏航通道之间存在强烈的耦合。而导弹飞行空域和速度的变化又使 BTT 导弹气动参数发生大范围的变化, 因而 BTT 导弹的动力学模型具有严重的不确定性和非线性。

滑模控制能够实现解耦控制, 并且对匹配不确定性具有不变性。因此, 学者们采用滑模控制方法对导弹的姿态控制问题进行了大量的研究。文献[1]采用滑模控制方法研究了 BTT 导弹的解耦控制问题, 但动力学模型中没有考虑不确定性的影响。文献[2]采用双滑模控制方法设计了 BTT 导弹自动驾驶仪, 通过将系统状态限定在两个滑模面

之间, 降低了控制量的切换频率, 有效地削弱了滑动模态的抖振。文献[3]为了解决滑模控制的抖振问题, 将模糊控制与滑模控制相结合, 并将这种方法应用于 BTT 导弹自动驾驶仪的设计。

反演设计方法是一种非线性反馈控制方法, 它从系统的第一个状态子系统开始设计, 基于 Lyapunov 稳定性理论一步一步地反推控制律, 可以有效解决非线性系统的非匹配不确定性问题。但传统的自适应反演设计方法要求系统的不确定性满足可参数化假设, 且存在“计算膨胀”问题<sup>[4]</sup>。将滑模控制方法与反演控制方法相结合, 既可以简化反演控制的设计, 又增加了系统对非匹配不确定性的鲁棒性, 因而近年来受到了大量学者的关注。文献[5]为补偿不确定性的影响, 在反演设计中每一步均采用滑模方法设计虚拟控制量。但是由于采用了范数型切换函数代替符号切换函

数, 仅能保证每一步的跟踪误差收敛到原点附近的一个小邻域内, 多步反推后造成较大的累计误差。文献[6]在反演法的最后一步中采用滑模控制, 并将这种控制方法用于反舰导弹的侧向控制中, 但未考虑滑模控制的抖振问题。文献[7]将二阶滑模控制方法与反演思想相结合, 消除了抖振现象。但由于采用了线性二阶滑模面, 状态子系统对上一步虚拟控制量的跟踪误差不能在有限时间内收敛到原点, 因此增加了累积误差。二阶终端滑模控制方法不仅可以有效消除高频抖振, 并且所设计的二阶终端滑模超曲面能够保证系统状态在有限时间内到达平衡点。但是在趋近终端滑模面的过程中, 尤其是在原点附近, 控制量可能发生奇异<sup>[8]</sup>。为了解决终端滑模控制在原点附近可能发生奇异的问题, 文献[8]改进了终端滑模超曲面的设计, 给出了非奇异的二阶终端滑模控制律。

本文针对 BTT 导弹的非线性块控制模型, 将反演控制和二阶终端滑模控制相结合, 分两步反推控制律。在第一步设计中采用范数型切换函数代替传统滑模的非连续切换函数, 获得了平滑的虚拟控制量, 解决了非连续虚拟控制量无法被角速度块精确跟踪的问题; 在最后一步设计中采用非奇异的二阶终端滑模控制, 既能防止抖振对舵机造成损坏, 又减小了累积误差。适当选择设计参数, 可以将跟踪误差限定在原点附近一个任意小的邻域内。

### 1 BTT 导弹数学模型

令系统状态  $x_1 = [\alpha \ \beta \ \gamma]^T$ ,  $x_2 = [\omega_x \ \omega_y \ \omega_z]^T$ , 控制量  $u = [\delta_x \ \delta_y \ \delta_z]^T$ , 则 BTT 导弹可描述为如下具有不确定性的“标准块控制型”非线性系统

$$\dot{x}_1 = f_1(x_1) + g_1(x_1)x_2 + d_1 \tag{1}$$

$$\dot{x}_2 = f_2(x_1, x_2) + g_2 u + d_2 \tag{2}$$

式中

$$f_1(x_1) = \begin{bmatrix} \bar{a}_1 \\ \cos \beta \\ 0 \end{bmatrix}^T$$

$$f_2(x_1, x_2) = \begin{bmatrix} \bar{c}_1 \omega_x + \frac{J_y - J_z}{J_x} \omega_y \omega_z \\ \bar{b}_1 \omega_y + \bar{b}_2 \beta + \frac{J_z - J_x}{J_y} \omega_x \omega_z \\ \bar{a}_1 \omega_z + \bar{a}_2 \alpha + \frac{J_x - J_y}{J_z} \omega_x \omega_y \end{bmatrix}$$

$$g_1(x_1) = \begin{bmatrix} -\cos \alpha \tan \beta & \sin \alpha \tan \beta & 1 \\ \sin \alpha & \cos \alpha & 0 \\ 1 & -\tan \theta \cos \gamma & \tan \theta \sin \gamma \end{bmatrix}$$

$$g_2 = \text{diag} [\bar{c}_3, \bar{b}_3, \bar{a}_3]$$

$$d_1 = \begin{bmatrix} (\Delta a_1 \alpha + a_3 \delta_z) / \cos \beta \\ \Delta b_1 \beta + b_2 \delta_y \\ 0 \end{bmatrix}$$

$$d_2 = \begin{bmatrix} \Delta c_1 \omega_x + \Delta c_3 \delta_x \\ \Delta b_1 \omega_y + \Delta b_2 \beta + \Delta b_3 \delta_y \\ \Delta a_1 \omega_z + \Delta a_2 \alpha + \Delta a_3 \delta_z \end{bmatrix}$$

式中, 符号“—”代表参数的标称值; “ $\Delta$ ”代表摄动值;  $d_1$ 、 $d_2$  为不确定项; 其他符号含义参见文献[2]。 $d_1$ 、 $d_2$  主要为气动参数摄动引起的不确定性, 由于舵偏产生的气动力很小, 本文将其视为扰动, 作为  $d_1$  中的部分不确定项。

### 2 BTT 导弹反演滑模控制器设计

由 BTT 导弹非线性块控制模型可知, 姿态角方程中的不确定性为非匹配不确定性, 角速度方程中的不确定性为匹配不确定性。因此, 本文将反演思想与滑模控制方法相结合, 提高控制系统对非匹配不确定性的鲁棒性, 减小跟踪误差。为方便控制系统设计, 首先给出如下假设和引理。

**假设 1** 控制量及其导数有界

$$\|u\| \leq D_1, \quad \|\dot{u}\| \leq D_2$$

式中,  $D_1$ 、 $D_2$  为已知常数。

在实际飞行中, 导弹气动舵的舵偏角度和舵偏速率都受到一定的限制, 因此上述假设成立。

**假设 2** 不确定项  $d_1$ 、 $d_2$  及导数  $\dot{d}_2$  有界

$$\|d_i\| \leq \varphi_i(\|x_1\|, \|x_2\|), \quad i = 1, 2$$

$$\|\dot{d}_2\| \leq \varphi_3(\|x_1\|, \|x_2\|)$$

式中,  $\varphi_1$ 、 $\varphi_2$ 、 $\varphi_3$  为已知的非负函数。

通过分析式(1)和式(2)及假设 1 可知, 当气动参数摄动范围已知时, 假设 2 成立。

**引理 1**<sup>[9]</sup> 存在正常数  $\alpha_m, \beta_m, \theta_m \in \mathbf{R}$ , 使  $g_1(x_1)$  对所有满足  $|\alpha| \leq \alpha_m, |\beta| \leq \beta_m, |\theta| \leq \theta_m$  的  $\alpha, \beta, \theta \in \mathbf{R}$  均可逆。

引入误差状态向量  $z_1, z_2 \in \mathbf{R}^3$

$$z_1 = x_1 - x_{1d} \tag{3}$$

$$z_2 = x_2 - x_{2d} \tag{4}$$

式中,  $x_{1d}$ 、 $x_{2d}$  为系统期望的状态轨迹,  $x_{1d}$  由制导系统给出,  $x_{2d}$  为控制系统给出的虚拟控制信号。

由式(1)~式(4)可得, 误差的动态方程为

$$\dot{z}_1 = f_1(x_1) + g_1(x_1)x_2 + d_1 - \dot{x}_{1d} \tag{5}$$

$$\dot{z}_2 = f_2(x_1, x_2) + g_2 u + d_2 - \dot{x}_{2d} \tag{6}$$

**第 1 步** 采用滑模控制方法设计虚拟控制量  $x_{2d}$ , 补偿姿态角块中不确定性的影响。

采用传统滑模控制方法设计的虚拟控制量, 由于具有不连续的符号函数而无法被角速度块精确跟踪, 造成较大的跟踪误差。因此, 本文采用范数型切换函数代替符号切换函数, 得到如下连续的虚拟控制量

$$x_{2d} = -g_1^{-1}(x_1) \left[ f_1(x_1) + k z_1 + \rho \frac{z_1}{(\varepsilon_1^T z_1 + \varepsilon_1^2)^{1/2}} - \dot{x}_{1d} \right] \tag{7}$$

式中,  $k = \text{diag} [k_1, k_2, k_3]$ ;  $\varepsilon_1, k_i$  为正的设计参数; 开关增益  $\rho$  由式(12)给出。

考虑如下 Lyapunov 函数

$$V_1 = \frac{1}{2} \mathbf{z}_1^T \mathbf{z}_1 \quad (8)$$

对  $V_1$  求导,并将式(4)和式(5)代入,得

$$\dot{V}_1 = \mathbf{z}_1^T \dot{\mathbf{z}}_1 = \mathbf{z}_1^T [\mathbf{f}_1(\mathbf{x}_1) + \mathbf{g}_1(\mathbf{x}_1) \mathbf{z}_2 + \mathbf{g}_1(\mathbf{x}_1) \mathbf{x}_{2d} + \mathbf{d}_1 - \dot{\mathbf{x}}_{1d}] \quad (9)$$

若角速度块能够实现精确跟踪,即  $\mathbf{z}_2 = 0$ ,有

$$\dot{V}_1 = \mathbf{z}_1^T [\mathbf{f}_1(\mathbf{x}_1) + \mathbf{g}_1(\mathbf{x}_1) \mathbf{x}_{2d} + \mathbf{d}_1 - \dot{\mathbf{x}}_{1d}] \quad (10)$$

将  $\mathbf{x}_{2d}$  代入式(10),得

$$\dot{V}_1 = \mathbf{z}_1^T \left[ -\mathbf{k} \mathbf{z}_1 - \rho \frac{\mathbf{z}_1}{(\mathbf{z}_1^T \mathbf{z}_1 + \varepsilon_1^2)^{1/2}} + \mathbf{d}_1 \right] \leq -\lambda_{\min}(\mathbf{k}) \|\mathbf{z}_1\|^2 - \|\mathbf{z}_1\| \left[ \frac{\rho \|\mathbf{z}_1\|}{(\mathbf{z}_1^T \mathbf{z}_1 + \varepsilon_1^2)^{1/2}} - \varphi_1 \right] \quad (11)$$

式中,  $\lambda_{\min}(\mathbf{k})$  为正定对角阵  $\mathbf{k}$  的最小特征值。

选取开关增益  $\rho$  为

$$\rho = \eta \varphi_1 \quad (12)$$

式中,  $\eta$  为设计参数,  $\eta > 1$ 。将式(12)代入式(11),得

$$\dot{V}_1 \leq -\lambda_{\min}(\mathbf{k}) \|\mathbf{z}_1\|^2 - \varphi_1 \|\mathbf{z}_1\| \left[ \frac{\eta \|\mathbf{z}_1\|}{(\mathbf{z}_1^T \mathbf{z}_1 + \varepsilon_1^2)^{1/2}} - 1 \right] \quad (13)$$

当误差状态  $\mathbf{z}_1$  满足  $\|\mathbf{z}_1\| > \varepsilon_1 / (\eta^2 - 1)^{1/2}$  时,有

$$\dot{V}_1 \leq -\lambda_{\min}(\mathbf{k}) \|\mathbf{z}_1\|^2 \quad (14)$$

这意味着误差状态  $\mathbf{z}_1$  最终有界稳定<sup>[5]</sup>

$$\|\mathbf{z}_1\| \leq \frac{\varepsilon_1}{(\eta^2 - 1)^{1/2}} \quad (15)$$

因此,当角速度块跟踪误差  $\mathbf{z}_2 = 0$  时,在虚拟控制(7)的作用下,适当选择参数  $\varepsilon_1$ 、 $\eta$ ,可将姿态角跟踪误差  $\mathbf{z}_1$  限定在原点附近任意小的一个邻域内。

**第 2 步** 设计控制律  $\mathbf{u}$ ,使角速度块跟踪误差  $\mathbf{z}_2$  在有限时间内收敛到零。

若仍按照第 1 步的方法设计控制律,则仅能保证跟踪误差  $\mathbf{z}_2$  收敛到原点附近的一个邻域内,必将增加反演控制的累积误差。采用传统滑模控制虽然可以使  $\mathbf{z}_2$  在有限时间内收敛到原点,但抖振现象会对舵机造成损害。因此,本文采用二阶滑模思想设计不连续量  $\dot{\mathbf{u}}$ ,使系统在有限时间内到达  $\mathbf{z}_2 = 0$ ,从而保证系统对参数摄动的鲁棒性并得到连续的控制  $\mathbf{u}$ 。

选取如下零阶滑动流形

$$\boldsymbol{\sigma} = \mathbf{z}_2 \quad (16)$$

为保证二阶滑模控制算法具有鲁棒性,可在  $\boldsymbol{\sigma}$  子空间引入辅助滑模面  $\mathbf{s}$ ,根据 Lyapunov 稳定性理论设计滑模控制律,使  $\boldsymbol{\sigma}$  和  $\dot{\boldsymbol{\sigma}}$  在有限时间内到达辅助滑模面  $\mathbf{s} = 0$ ,并沿辅助滑模面滑动,最后稳定在  $\boldsymbol{\sigma} = 0$  上<sup>[10]</sup>。若选择线性辅助滑模面,则只能保证  $\boldsymbol{\sigma}$  渐进地趋近原点,不能保证在有限时间内收敛到原点,也会增加累积误差。

本文选择如下非奇异二阶终端滑模面<sup>[8]</sup>

$$\mathbf{s} = \boldsymbol{\beta}^{-1} \dot{\boldsymbol{\sigma}}^{p/q} + \boldsymbol{\sigma} \quad (17)$$

式中,  $\boldsymbol{\beta} = \text{diag} [\beta_1, \beta_2, \beta_3]$ ,  $\beta_i$  为设计参数,  $\beta_i > 0$ ;  $p$ 、 $q$  为奇

数,且  $1 < p/q < 2$ ;  $\dot{\boldsymbol{\sigma}}^{p/q} = [\dot{\sigma}_1^{p/q} \ \dot{\sigma}_2^{p/q} \ \dot{\sigma}_3^{p/q}]^T$ 。

当系统在  $t_r$  时刻到达辅助滑模面  $\mathbf{s} = 0$  后,将在有限时间  $t_s$  内到达  $\boldsymbol{\sigma} = \dot{\boldsymbol{\sigma}} = 0$

$$t_s = \frac{p}{(p-q)} \max_{i=1,2,3} (\sigma_i(t_r)^{\frac{p}{p-q}}) \min_{i=1,2,3} \beta_i$$

因此,只需设计控制律使不确定子系统(2)能够到达并稳定在辅助滑模  $\mathbf{s} = 0$ ,即可实现子系统(2)对虚拟控制  $\mathbf{x}_{2d}$  的精确跟踪。

由  $\mathbf{g}_2$  为对角阵且对角线上各元素均不为零可知,  $\mathbf{g}_2$  可逆,因此可采用如下控制策略

$$\mathbf{u} = \mathbf{u}_{eq} + \mathbf{u}_s \quad (18)$$

式中

$$\mathbf{u}_{eq} = -\mathbf{g}_2^{-1} \mathbf{f}_2(\mathbf{x}_1, \mathbf{x}_2) \quad (19)$$

$$\mathbf{u}_s = \int \dot{\mathbf{u}}_s dt \quad (20)$$

$$\dot{\mathbf{u}}_s = -\mathbf{g}_2^{-1} [(q/p) \boldsymbol{\beta} \boldsymbol{\sigma}^{2-p/q} + k_g \text{sign}(\mathbf{s})] \quad (21)$$

式中,开关增益  $k_g$  满足

$$k_g = \varphi_3 + \|\ddot{\mathbf{x}}_{2d}\| + \varepsilon_2 \quad (22)$$

式中,  $\varepsilon_2$  为设计参数,  $\varepsilon_2 > 0$ 。

考虑如下 Lyapunov 函数

$$V_2 = \frac{1}{2} \mathbf{s}^T \mathbf{s} \quad (23)$$

对  $V_2$  求导,将式(17)~式(21)代入,得

$$\begin{aligned} \dot{V}_2 &= \mathbf{s}^T \dot{\mathbf{s}} = \mathbf{s}^T [(p/q) \boldsymbol{\beta}^{-1} \text{diag}(\dot{\boldsymbol{\sigma}}^{p/q-1}) \ddot{\boldsymbol{\sigma}} + \dot{\boldsymbol{\sigma}}] = \\ &= \mathbf{s}^T [(p/q) \boldsymbol{\beta}^{-1} \text{diag}(\dot{\boldsymbol{\sigma}}^{p/q-1}) (\ddot{\mathbf{x}}_2 - \ddot{\mathbf{x}}_{2d}) + \dot{\boldsymbol{\sigma}}] = \\ &= \mathbf{s}^T [(p/q) \boldsymbol{\beta}^{-1} \text{diag}(\dot{\boldsymbol{\sigma}}^{p/q-1}) (\mathbf{f}'_2(\mathbf{x}_1, \mathbf{x}_2) + \mathbf{g}_2 \dot{\mathbf{u}} + \dot{\mathbf{d}}_2 - \ddot{\mathbf{x}}_{2d}) + \dot{\boldsymbol{\sigma}}] = \\ &= \mathbf{s}^T [(p/q) \boldsymbol{\beta}^{-1} \text{diag}(\dot{\boldsymbol{\sigma}}^{p/q-1}) (\mathbf{g}_2 \dot{\mathbf{u}}_s + \dot{\mathbf{d}}_2 - \ddot{\mathbf{x}}_{2d}) + \dot{\boldsymbol{\sigma}}] = \\ &= \mathbf{s}^T [(p/q) \boldsymbol{\beta}^{-1} \text{diag}(\dot{\boldsymbol{\sigma}}^{p/q-1}) (-k_g \text{sign}(\mathbf{s}) + \dot{\mathbf{d}}_2 - \ddot{\mathbf{x}}_{2d})] \leq \\ &= -\mathbf{s}^T (\varepsilon_2 p/q) \boldsymbol{\beta}^{-1} \text{diag}(\dot{\boldsymbol{\sigma}}^{p/q-1}) \text{sign}(\mathbf{s}) \leq \\ &= -(\varepsilon_2 p/q) \lambda_{\min}(\boldsymbol{\beta}^{-1} \text{diag}(\dot{\boldsymbol{\sigma}}^{p/q-1})) \|\mathbf{s}\| \quad (24) \end{aligned}$$

对式(24)的结果进行分析可知,当  $\|\mathbf{s}\| \neq 0$  时,系统最终将满足

$$\dot{V}_2 \leq -\frac{\varepsilon_2 p}{q} \lambda_{\min}(\boldsymbol{\beta}^{-1} \text{diag}(\dot{\boldsymbol{\sigma}}^{p/q-1})) \|\mathbf{s}\| < 0 \quad (25)$$

根据 Lyapunov 稳定性理论,  $\boldsymbol{\sigma}$  和  $\dot{\boldsymbol{\sigma}}$  能在有限时间内到达并稳定在辅助滑模面  $\mathbf{s} = 0$  上。分析式(17)可知,系统到达  $\mathbf{s} = 0$  后,  $\boldsymbol{\sigma}$  和  $\dot{\boldsymbol{\sigma}}$  将在有限时间内到达原点。

在子系统(2)到达  $\boldsymbol{\sigma} = 0$ ,即  $\mathbf{z}_2 = 0$  后,在虚拟控制量  $\mathbf{x}_{2d}$  的作用下,可将子系统(1)的跟踪误差限定在原点附近任意小的邻域内。因此,由式(18)~式(21)确定的真实控制量  $\mathbf{u}$  可实现对制导指令的跟踪控制。并且,由于采用了二阶滑模控制方法,通过对不连续符号函数的积分,消除了实际控制量中的抖振现象。

**注 1** 若直接根据式(7)计算  $\ddot{\mathbf{x}}_{2d}$  相当复杂,会引起“计算膨胀”问题。同时,由于系统具有不确定性,  $\dot{\boldsymbol{\sigma}}$  也无法直接通过计算得到。本文分别采用一阶微分器和二阶微分器

获得  $\hat{\sigma}$  和  $\hat{x}_{2d}$ 。采用如下鲁棒微分器可获得输入信号的任意阶精确微分<sup>[11]</sup>

$$\begin{cases} \dot{z}_{0j} = v_{0j} \\ v_{0j} = -\lambda_{0j} |z_{0j} - f_j(t)|^{\frac{n}{n-1}} \text{sign}(z_{0j} - f_j(t)) + z_{1j} \\ \dot{z}_{ij} = v_{ij}, \quad i = 1, 2, \dots, n-1 \\ v_{ij} = -\lambda_{ij} |z_{ij} - v_{(i-1)j}|^{\frac{n}{n-1}} \text{sign}(z_{ij} - v_{(i-1)j}) + z_{(i+1)j} \\ \dot{z}_{nj} = -\lambda_{nj} \text{sign}(z_{nj} - v_{(n-1)j}), \quad j = 1, 2, 3 \end{cases} \quad (26)$$

式中,  $f_j(t) \in \mathbf{R}^3$  为输入信号; 输出  $z_i \in \mathbf{R}^3$  为输入信号第  $i$  阶导数的估计值;  $\lambda_{ij}$  为设计参数,  $\lambda_{ij} > 0$ ;  $n$  为微分器的阶数, 即  $n=1$  时式(26)构成一阶微分器,  $n=2$  时式(26)构成二阶微分器。

当输入信号中无噪声时, 采用上述微分器可以精确地得到输入信号的任意阶导数; 当输入信号中含有噪声时, 由微分代替导数所造成的误差可通过适当调节  $\epsilon_2$  进行补偿。由于任意阶精确微分器是根据高阶滑模控制思想设计的, 因此可以光滑地估计未知信号的各阶导数, 估计效果与采样时间有关。

### 3 仿真研究

以某型 BTT 导弹模型为例进行仿真, 为考察气动参数大范围摄动时控制器的性能, 仿真中气动参数摄动范围为  $\pm 50\%$ 。舵机的限幅特性为: 舵偏角范围为  $\pm 40^\circ$ , 舵偏速率范围为  $\pm 500^\circ/\text{s}$ 。根据 BTT 导弹的协调要求, 直接令  $\beta_d = 0$ 。仿真结果如图 1~图 4 所示, 其中实线对应制导指令信号, 虚线对应名义模型时的跟踪曲线, 点划线对应气动参数摄动上界时的跟踪曲线, 点线对应气动参数摄动下界时的跟踪曲线。

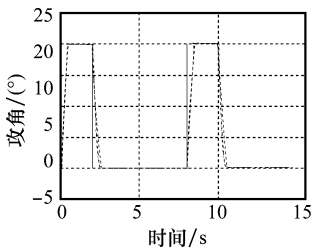


图 1 攻角响应曲线

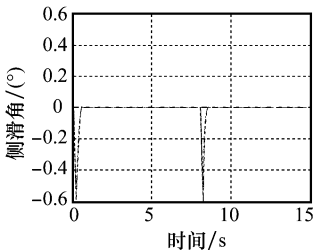


图 2 侧滑角响应曲线

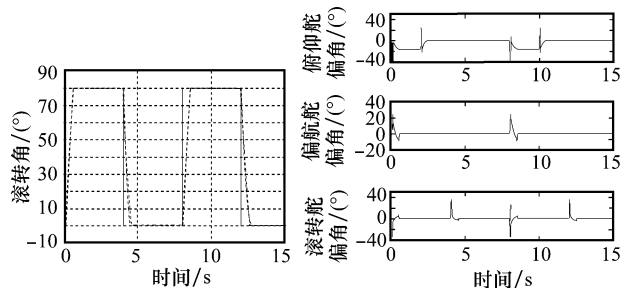


图 3 滚转角响应曲线 图 4 名义模型下舵偏角响应曲线

从仿真曲线可以看出, 三通道均能快速、准确地跟踪制导指令信号, 侧滑角满足  $|\beta| \leq 3^\circ$  的要求。在气动参数大范围摄动的情况下, 控制系统仍具有良好的动态品质和较高的跟踪精度, 具有很强的鲁棒性。由于在角速度块中采用二阶滑模控制方法设计了实际控制量, 因此明显削弱了传统滑模控制方法的抖振现象, 得到了光滑的舵偏角响应曲线。

### 4 结论

本文针对 BTT 导弹的块控制模型, 将反演控制思想和二阶终端滑模控制方法相结合, 设计了一种新颖的 BTT 导弹反演滑模控制器。由于在角速度块设计中采用了二阶终端滑模控制, 既提高了控制器的精度, 又有效削弱了抖振。解决了传统滑模控制方法对非匹配不确定性不具有鲁棒性以及控制量中存在抖振的问题, 提高了控制系统的跟踪精度, 并增强了鲁棒性。仿真结果验证了该设计方法的正确性和有效性。

### 参考文献:

- [1] 童春霞, 王正杰, 张天桥. BTT 导弹的变结构解耦控制系统设计[J]. 宇航学报, 2006, 27(1): 27-30.
- [2] 童春霞, 王正杰, 张天桥. 双滑模变结构控制的 BTT 导弹自动驾驶仪设计研究[J]. 系统仿真学报, 2005, 17(3): 518-521.
- [3] Xu Yuru, Yu Jinyong, Yuan Yuman, et al. Adaptive fuzzy sliding-mode controller for BTT missile[C]// *International Conference on Control, Automation, Robotics and Vision*, Kunming: IEEE Press, 2004: 1222-1226.
- [4] Gao Daoxiang, Sun Zengqi, Du Tianrong. Dynamic surface control for hypersonic aircraft using fuzzy logic system[C]// *Proc. of IEEE International Conference on Automation and Logistics*, Jinan: IEEE Press, 2007: 2314-2319.
- [5] Zhou Yanxia, Wu Yuxiang, Hu Yueming. Robust backstepping sliding mode control of a class of uncertain MIMO nonlinear systems[C]// *IEEE International Conference on Control and Automation*, Guangzhou, China, 2007.
- [6] 赵红超, 顾文锦, 于进勇. 反舰导弹基于反演的滑模控制[J]. 海军航空工程学院学报, 2004, 19(1): 105-108.
- [7] Zhao Hongchao, Gu Wenjin, Hu Yunan, et al. Second-order sliding mode control for aerodynamic missiles using backstepping design[C]// *Proc. of the 5th World Congress on Intelligent Control and Automation*, Hangzhou, China, 2004.
- [8] Feng Yong, Yu Xinghuo, Zheng Jianfei. Nonsingular terminal sliding mode control of uncertain multivariable systems[C]// *Proc. of the International Workshop on Variable Structure Systems*, Alghero, Italy, 2006.
- [9] 胡云安, 晋玉强, 查旭, 等. BTT 导弹块模型的鲁棒自适应设计[J]. 宇航学报, 2004, 25(2): 225-230.
- [10] 李琳. 滑模变结构控制系统抖振抑制方法研究[D]. 大连理工大学, 2006.
- [11] Cannas B, Cincotti S, Usai E. A chaotic modulation scheme based on algebraic observability and sliding mode differentiators[J]. *Chaos, Solitons and Fractals*, 2005, 26(2): 363-377.