高超声速飞行器抗干扰反步滑模控制

后德龙 王 青 王 通 董朝阳

(北京航空航天大学 飞行器控制一体化技术重点实验室, 北京 100191) (北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191)

摘 要: 针对存在参数不确定及外部扰动下的高超声速飞行器轨迹跟踪控制问题, 研究了一种基于反步法的抗干扰滑模控制设计方法. 将非线性高超声速飞行器动力学模型表达为严反馈形式分步进行设计. 采用滑模控制方法进行每步的控制器设计, 并提出采用扩展状态观测器(ESO, Extended State Observer)方法实现对参数不确定及外部扰动产生的内外干扰进行估计, 继而在控制中补偿. 扩展状态观测器能保证对干扰的估计收敛到真值附近的邻域内, 从而能够保证较好的补偿效果. 通过0.5°附加干扰攻角和25%的气动参数偏差下的非线性高超声速飞行器动力学模型仿真结果验证了该抗干扰滑模控制方案对内外干扰的抑制效果和闭环系统良好的跟踪性能.

关 键 词: 高超声速飞行器; 反步法; 抗干扰; 扩展状态观测器; 滑模控制

中图分类号: TP 273

文献标识码: A **文 章 编 号**: 1001-5965(2014)01-0080-06

Disturbance rejection sliding mode control of hypersonic vehicle based on backstepping method

Hou Delong Wang Qing Wang Tong

(Science and Technology on Aircraft Control Laboratory, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Dong Chaoyang

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

Abstract: A kind of disturbance rejection sliding mode control based on backstepping method was studied for trajectory tracking control problem of hypersonic flight vehicle in the presence of uncertain parameters and external disturbances. The nonlinear hypersonic vehicle dynamics model was translated into the strict feedback form under reasonable hypothesis. Sliding-mode control was used in the design of each step. The parameters uncertainty and external disturbances were regarded as disturbance to the system. Directed at the disturbances problem, the estimate method using extended state observer was put forwards. The disturbances were compensated in the controller based on the value estimated. The estimate value of disturbance from extended state observer was in a small neighborhood of the true value, so that the compensating effect can be guaranteed. The simulation based on the nonlinear model under 0.5° additional angle and 25% aerodynamic coefficient offset validates the disturbances rejection ability and good tracking performance of the closed loop system.

Key words: hypersonic flight vehicle; backstepping method; disturbance rejection; extended state observer; sliding mode control

收稿日期: 2013-03-15; **网络出版时间**: 2013-10-16 16:11

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20131016.1611.005.html

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(61074027,61273083)

作者简介: 后德龙(1988-),男,安徽芜湖人,博士生,dlh8855@163.com.

目前,在具有参数不确定的线性高超声速飞行器控制系统设计方面,国内外文献主要采用自适应控制[1]、鲁棒控制[2]以及基于线性变参数(LPV,Linear Parameter Varying)系统[3-4]的方法.由于高超声速飞行器自身复杂的动力学特性和苛刻的飞行条件,使得其动力学模型具有高度非线性[5],因此基于线性系统设计的控制器可能无法保证飞行稳定性和性能.

在非线性控制领域,反步法是一类非常有效的控制策略[6-8].文献[6]在输入输出线性化的基础上,采用动态逆和反步法结合设计了高超声速飞行器的控制器.文献[7]则结合反步法与神经网络方法实现了对迎角与速度指令的稳定跟踪.文献[8]提出了一种基于指令滤波的鲁棒自适应 Backstepping 设计方法.然而,上述控制器的设计过程中均未考虑外部扰动的影响.事实上,外部扰动会对控制系统的效果产生较大的影响,因此在进行控制系统设计时应该予以考虑.

本文基于扩展状态器提出了一种抗干扰反步滑模控制方案,解决了存在不确定参数和外部扰动下的高超声速飞行器非线性控制问题.

1　问题建模

1.1　高超声速飞行器动力学模型

文献[9]采用曲线拟合的方法给出了一类吸气式高超声速飞行器动力学模型如下,本文基于该模型研究高超声速飞行器控制问题.

$$\left.\begin{aligned}\dot{V} &= \frac{T\cos\alpha - D}{m} - g\sin\gamma\\ \dot{h} &= V\sin\gamma\\ \dot{\gamma} &= \frac{L + T\sin\alpha}{mV} - \frac{g}{V}\cos\gamma\\ \dot{\alpha} &= q - \dot{\gamma}\\ \dot{q} &= \frac{M}{I_{yy}}\end{aligned}\right\} \tag{1}$$

其中,V,h,γ,α,q 分别为飞行器速度、高度、弹道倾角、攻角和俯仰角速度;m,I_{yy},g 分别为飞行器的质量、绕飞行器机体 y 轴转动惯量和重力加速度;T,D,L,M 分别为飞行器推力、阻力、升力和俯仰力矩,且力和力矩的表达形式为

$$L \approx 0.5\rho V^2 S C_L(\alpha,\delta_e)$$

$$D \approx 0.5\rho V^2 S C_D(\alpha,\delta_e)$$

$$M \approx z_T T + 0.5\rho V^2 S\bar{c}\left[C_{M,\alpha}(\alpha) + C_{M,\delta_e}(\delta_e)\right]$$

$$T \approx C_T^{\alpha^3}\alpha^3 + C_T^{\alpha^2}\alpha^2 + C_T^{\alpha}\alpha + C_T^0$$

其中,ρ 为大气密度;V 为速度;S 为参考面积;C_L 为升力系数;C_D 为阻力系数;δ_e 为升降舵偏角;$\bar{c}$ 为参考长度;$C_{M,\alpha}$ 为力矩系数中与迎角有关的项;C_{M,δ_e} 为力矩系数中与控制舵偏有关的项;C_T^0 为推力中与迎角无关的项;$C_T^{\alpha^3},C_T^{\alpha^2},C_T^{\alpha}$ 分别为推力中与迎角三次方、平方和一次方有关的项.

1.2　反步法设计模型及问题描述

在本文的设计中,将高超声速飞行器纵向通道的控制问题分解为高度子系统和速度子系统,在高度子系统的设计中,以弹道倾角指令 γ_d 代替高度指令 h_d 作为高度子系统的跟踪信号[10].定义高度跟踪误差:

$$\tilde{h} = h - h_d$$

对其进行求导可得

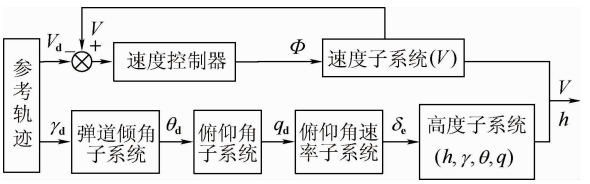
$$\dot{\tilde{h}} = \dot{h} - \dot{h}_d = V\sin\gamma - \dot{h}_d$$

因此 γ_d 可设计为

$$\gamma_d = \arcsin\left(\frac{-k_h\tilde{h} + \dot{h}_d}{V}\right)$$

其中,$k_h > 0$ 为控制增益.在下面的设计中,高度子系统均以弹道倾角子系统代替.

图 1 给出了控制系统的结构图,弹道倾角子系统要求弹道倾角跟踪给定的参考信号,速度子系统以速度作为控制指令实现对速度的跟踪.



V_d—速度指令;Φ—输入燃料当量比;θ—俯仰角;

θ_d—俯仰角指令;q_d—俯仰角速率指令.

图 1　控制系统框架图

针对弹道倾角子系统控制器的设计作以下假设.

假设 1　将弹道倾角方程和俯仰角速率方程中的推力项、弹道倾角方程中升降舵偏角 δ_e 的影响均作为干扰考虑.

在弹道倾角子系统控制器设计时,定义状态变量:

$$\boldsymbol{x} = [x_1,x_2,x_3]^{\mathrm{T}} = [\gamma,\theta,q]^{\mathrm{T}}$$

考虑上述假设,同时考虑 γ 及 q 状态方程中的参数不确定特性,将参数不确定性、假设 1 中忽略的项以及外部扰动均考虑为干扰,建立如下弹道倾角子系统控制器设计时使用的模型:

$$\dot{x}_1 = f_1(x_1,V) + g_1(V)x_2 + d_1 \tag{2}$$

$$\dot{x}_2 = f_2 + g_2 x_3 \tag{3}$$

$$\dot{x}_3 = f_3(x_1,x_2,V) + g_3(V)u + d_2 \tag{4}$$

其中

$$f_1(x_1,V) = f_{10}(x_1,V) - g_1(V)\gamma$$
$$f_{10}(x_1,V) = C_L^0 qS/mV - g\cos\gamma/V$$
$$g_1(V) = C_L^\alpha qS/mV$$
$$f_2 = 0$$
$$g_2 = 1$$
$$g_3 = qS\bar{c}c_e/I_{yy}$$
$$u = \delta_e$$
$$f_3 = qS\bar{c}(C_{M,\alpha}^{\alpha^2}(\theta-\gamma)^2 + C_{M,\alpha}^{\alpha}(\theta-\gamma) + C_{M,\alpha}^{0})/I_{yy}$$

2 控制器设计及稳定性分析

2.1 弹道倾角子系统

以下按照反步法原理进行弹道倾角子系统控制器设计.

步骤 1 定义滑模面 $S_1 = x_1 - \gamma_d$,由方程(2)得

$$\dot{S}_1 = f_1(x_1,V) + g_1(V)x_2 + d_1(t) - \dot{\gamma}_d \tag{5}$$

为了实现有限时间到达滑模面,且削弱抖振现象,定义滑模面趋近律:

$$\dot{S}_1 = -k_{11}S_1 - k_{12}|S_1|^{\frac{1}{2}}\mathrm{sgn}(S_1) \tag{6}$$

理想的名义虚拟控制器可设计为

$$x_2^{\mathrm{ref0}} = g_1^{-1}(V)[-k_{11}S_1 - k_{12}|S_1|^{\frac{1}{2}}\mathrm{sgn}(S_1) - f_1(x_1,V) - d_1(t) + \dot{\gamma}_d] \tag{7}$$

由于在实际中,干扰为未知信号. 采用扩展状态观测器(ESO, Extended State Observer)实现对未知干扰的估计[11]. 将 d_1 视为拓展状态,则系统为

$$\dot{x}_1 = f_1(x_1,V) + g_1(V)x_2 + x_{1d} \tag{8}$$
$$\dot{x}_{1d} = w(t) \tag{9}$$

其中,x_{1d}为对干扰的扩展状态;$w(t)$为干扰 $d_1(t)$ 的导数,也为未知函数,采用如下二阶形式 ESO[11]:

$$\left.\begin{aligned} E_{11} &= Z_{11} - x_1 \\ \dot{Z}_{11} &= Z_{12} + f_1(x_1,V) - \beta_{11}E_{11} + g_1(V)x_2 \\ \dot{Z}_{12} &= -\beta_{12}f_{al1}(E_{11},\lambda_1,\varepsilon_1) \end{aligned}\right\} \tag{10}$$

式中,E_{11}为对状态 x_1 的估计误差;Z_{11},Z_{12}分别为观测器输出;β_{11}和 β_{12}为观测器增益;函数 f_{al1} 定义为

$$f_{al1}(E_{11},\lambda_1,\varepsilon_1) = \begin{cases} |E_{11}|^{\lambda_1}\mathrm{sgn}(E_{11}) & |E_{11}| > \varepsilon_1 \\ E_{11}/\varepsilon_1^{1-\lambda_1} & \text{其他} \end{cases} \tag{11}$$

在获得干扰观测值后,该步的名义虚拟控制器 x_2 为

$$x_2^{\mathrm{ref}} = g_1^{-1}(V)[-k_{11}S_1 - k_{12}|S_1|^{\frac{1}{2}}\mathrm{sgn}(S_1) - f_1(x_1,V) - Z_{12} + \dot{\gamma}_d] \tag{12}$$

考虑到对名义控制器的跟踪误差,虚拟控制量 $x_2 = S_2 + x_2^{\mathrm{ref}}$. 在加入虚拟控制后,且考虑干扰情况下,滑模面趋近律为

$$\dot{S}_1 = -k_{11}S_1 - k_{12}|S_1|^{\frac{1}{2}}\mathrm{sgn}(S_1) + d_1(t) - Z_{12} + S_2$$

则对于正定函数:

$$V_1 = \frac{1}{2}S_1^2$$

其沿系统轨迹的导数为

$$\dot{V}_1 = S_1\dot{S}_1 = S_1(-k_{11}S_1 - k_{12}|S_1|^{\frac{1}{2}}\mathrm{sgn}(S_1) + d_1(t) - Z_{12}) + S_1g_1S_2 \tag{13}$$

步骤 2 考虑(S_1,S_2)子系统:

$$\dot{S}_2 = \dot{x}_2 - \dot{\bar{x}}_2 = x_3 - g_1^{-1}(V)\left[-k_{11}\dot{S}_1 - k_{12}\dot{S}_1\frac{1}{2}|S_1|^{-\frac{1}{2}}\mathrm{sgn}(S_1)\right] - g_1^{-1}(V)\left[-\frac{\partial f_1(x_1,V)}{\partial x_1}\dot{x}_1 + \ddot{\gamma}_d - \dot{Z}_{12}\right] \tag{14}$$

由于 $d_1(t)$,$\dot{d}_1(t)$不可获知,在设计控制器时采用 Z_{12},$\dot{Z}_{12}$代替,因此近似的 $\dot{S}_1$ 为

$$\dot{S}_1^{\mathrm{g}} = f_1(x_1,V) + g_1(V)x_2 + Z_{12} - \dot{\gamma}_d \tag{15}$$

设计该步的名义虚拟控制器 x_3 为

$$x_3^{\mathrm{ref}} = -k_{21}S_2 - k_{22}|S_2|^{\frac{1}{2}}\mathrm{sgn}(S_2) - g_1S_1 + g_1^{-1}(V)\left[-k_{11}\dot{S}_1^{\mathrm{g}} - k_{12}\dot{S}_1^{\mathrm{g}}\frac{1}{2}|S_1|^{-\frac{1}{2}}\mathrm{sgn}(S_1)\right] + g_1^{-1}(V)\left[-\frac{\partial f_1(x_1,V)}{\partial x_1}\dot{x}_1 + \ddot{\gamma}_d\right] \tag{16}$$

构造正定函数 $V_2 = V_1 + \frac{1}{2}S_2^2$,则其沿系统轨迹的导数为

$$\dot{V}_2 = \dot{V}_1 + S_2\dot{S}_2 = S_1\left[-k_{11}S_1 - k_{12}|S_1|^{\frac{1}{2}}\mathrm{sgn}(S_1) + d_1(t) - Z_{12}\right] + S_2\left\{S_1 + x_3 - g_1^{-1}(V)\cdot\left[-k_{11}\dot{S}_1 - k_{12}\dot{S}_1\frac{1}{2}|S_1|^{-\frac{1}{2}}\mathrm{sgn}(S_1)\right] -\right.$$

$$g_1^{-1}(V)\left[-\frac{\partial f_1(x_1,V)}{\partial x_1}\dot{x}_1+\ddot{\gamma}_d\right]\Bigg\}$$

考虑 $x_3=S_3+x_3^{\mathrm{ref}}$,由于

$$S_2\Bigg\{S_1+x_3-g_1^{-1}(V)\left[-k_{11}\dot{S}_1-k_{12}\dot{S}_1\frac{1}{2}|S_1|^{-\frac{1}{2}}\mathrm{sgn}(S_1)\right]-g_1^{-1}(V)\left[-\frac{\partial f_1(x_1,V)}{\partial x_1}\dot{x}_1+\ddot{\gamma}_d\right]\Bigg\}+S_2S_3=$$

$$S_2\Bigg\{-k_{21}S_2-k_{22}|S_2|^{\frac{1}{2}}\mathrm{sgn}(S_2)+g_1^{-1}(V)\cdot\left[-k_{11}\dot{S}_1^{e}-k_{12}\dot{S}_1^{e}\frac{1}{2}|S_1|^{-\frac{1}{2}}\mathrm{sgn}(S_1)\right]\Bigg\}+S_2S_3$$

其中,$\dot{S}_1^{e}=\dot{S}_1^{g}-\dot{S}_1$. 因此

$$V_2=\dot{V}_1+S_2\dot{S}_2=$$

$$S_1(-k_{11}S_1-k_{12}|S_1|^{\frac{1}{2}}\mathrm{sgn}(S_1)+d_1-Z_{12})+S_2\Bigg\{-k_{21}S_2-k_{22}|S_2|^{\frac{1}{2}}\mathrm{sgn}(S_2)+g_1^{-1}\left[-k_{11}\dot{S}_1^{e}-k_{12}\dot{S}_1^{e}\frac{1}{2}|S_1|^{-\frac{1}{2}}\mathrm{sgn}(S_1)\right]\Bigg\}+S_2S_3$$

步骤 3　考虑(S_1,S_2,S_3)系统:

$$\dot{S}_3=f_3(x_1,x_2,V)+g_3(V)u+d_2(t)-\dot{x}_3^{\mathrm{ref}}\tag{17}$$

假设滑模面 $S_3=z_3$,则设计理想输入为

$$u'=g_3^{-1}(V)(-S_2-f_3(x_1,x_2,V)-d_2(t)+\dot{x}_3^{\mathrm{ref}})\tag{18}$$

其中

$$\dot{x}_3^{\mathrm{ref}}=-k_{21}\dot{S}_2-k_{22}\frac{1}{2}|S_2|^{-\frac{1}{2}}\mathrm{sgn}(S_2)\dot{S}_2-\dot{S}_1^{g}+g_1^{-1}(V)(-k_{11}\ddot{S}_1^{g})+g_1^{-1}(V)\left[-k_{12}\left(\frac{1}{2}\mathrm{sgn}(S_1)\cdot\ddot{S}_1^{g}|S_1|^{-\frac{1}{2}}-\frac{1}{4}|S_1|^{-\frac{3}{2}}(\dot{S}_1^{g})^2\right)\right]+g_1^{-1}(V)\left[-\frac{\partial^2 f_1(x_1,V)}{\partial^2 x_1}\dot{x}_1^2-\frac{\partial f_1(x_1,V)}{\partial x_1}\dot{x}_1+\ddot{\gamma}_d\right]$$

$\ddot{S}_1^{g}$ 如式(19)所示:

$$\ddot{S}_1^{g}=\frac{\partial f_1(x_1,V)}{\partial x_1}\dot{x}_1+g_1(V)x_3+\dot{Z}_{12}-\ddot{\gamma}_d\tag{19}$$

同样设计 ESO 实现对 d_2 的估计:

$$E_{21}=Z_{21}-x_3$$

$$\dot{Z}_{21}=Z_{22}+f_3(x_1,x_2,V)-\beta_{21}E_{11}+g_3(V)u$$

$$\dot{Z}_{22}=-\beta_{22}f_{\mathrm{al2}}(E_{21},\lambda_2,\varepsilon_2)$$

式中,E_{21}为 ESO 的估计误差;Z_{21},Z_{22}分别为 ESO 输出;β_{21}和β_{22}为 ESO 增益;函数f_{al2}定义为

$$f_{\mathrm{al2}}(E_{11},\lambda_1,\varepsilon_1)=\begin{cases}|E_{21}|^{\lambda_2}\mathrm{sgn}(E_{21}) & |E_{21}|>\varepsilon_2\\ E_{21}/\varepsilon_2^{1-\lambda_2} & \text{其他}\end{cases}$$

则控制输入表达为

$$u=g_3^{-1}(V)[-S_2-f_3(x_1,x_2,V)-Z_{22}+\dot{x}_3^{\mathrm{ref}}]\tag{20}$$

定义 Lyapunov 函数 $V_3=V_2+\frac{1}{2}S_3^2$,则其沿系统轨迹的微分为

$$\dot{V}_3=\dot{V}_2+S_3\dot{S}_3=$$

$$S_1(-k_{11}S_1-k_{12}|S_1|^{\frac{1}{2}}\mathrm{sgn}(S_1)+d_1(t)-Z_{12})+S_2\Bigg\{-k_{21}S_2-k_{22}|S_2|^{\frac{1}{2}}\mathrm{sgn}(S_2)+g_1^{-1}(V)\left[-k_{11}\dot{S}_1^{e}-k_{12}\dot{S}_1^{e}\frac{1}{2}|S_1|^{-\frac{1}{2}}\mathrm{sgn}(S_1)\right]\Bigg\}+S_3(-Z_{22}+d_2(t))$$

从 $\dot{V}_3$ 的形式可以看出,当 ESO 实现对干扰精确估计时,即$|d_1(t)-Z_{12}|$及$|d_2(t)-Z_{22}|$在一个足够小的范围内时,$\dot{V}_3<0$,从而保证了系统的有界收敛.

2.2　速度子系统

速度子系统控制器的设计也采用滑模控制方法. 选择滑模面为

$$S_V=V-V_d$$

对其进行求导并考虑推力 T 的表达式代入可得

$$\dot{V}=\frac{\bar{q}S\cos\alpha(C_{T,\Phi}(\alpha)\Phi+C_T(\alpha))-D}{m}-g\sin\gamma\tag{21}$$

从而可以表达为

$$\dot{V}=f_4(x_1,x_2,x_3,V)+g_4(x_1,x_2,x_3,V)\Phi\tag{22}$$

其中

$$f_4(x_1,x_2,x_3,V)=\bar{q}SC_T(\alpha)\cos\alpha/m-\bar{q}SC_D/m-g\sin\gamma$$

$$g_4(x_1,x_2,x_3,V)=\bar{q}SC_{T,\Phi}(\alpha)\cos\alpha/m$$

设计滑模面的趋近律为

$$\dot{S}_V=-k_{41}S_V-k_{42}|S_V|^{\frac{1}{2}}\mathrm{sgn}(S_V)\tag{23}$$

速度通道控制律为

$$\Phi=g_4^{-1}(V)(-k_{41}S_V-k_{42}|S_V|^{\frac{1}{2}}\cdot\mathrm{sgn}(S_V)-f_4(x_1,x_2,x_3,V)+\dot{V}_d)\tag{24}$$

在该控制下定义 Lyapunov 函数 $V_4=\frac{1}{2}S_V^2$,从而 $\dot{V}_4=S_V(-k_{41}S_V-k_{42}|S_V|^{\frac{1}{2}}\mathrm{sgn}(S_V))\leqslant$

$-\lambda_V V_4$,保证了速度子系统渐近收敛.

3 仿真验证

为了验证上述基于扩展状态观测器的抗干扰控制器的效果,采用前述的非线性仿真模型进行仿真分析. 飞行器跟踪方波变化的弹道倾角信号同时保持速度不变. 高超声速飞行器仿真模型采用式(1)的非线性模型,飞行器在动压保持不变的情况下,跟踪方波变化的高度信号,同时保持速度不变,初始条件 $V_0 = 2\,347.6$ m,$h_0 = 25\,908$ m,$\gamma_0 = 0°$,在此状态下进行配平计算得到 $\alpha_0 = 0.92°$,$\theta_0 = 0.92°$,$q_0 = 0(°)/s$,$\delta_e = 3.36°$,$\Phi = 0.08$. 弹道倾角子系统 3 个滑模面趋近律的系数分别为:$k_{11} = 0.5$,$k_{12} = 0.2$;$k_{11} = 1$,$k_{12} = 0.3$;$k_{11} = 2$,$k_{12} = 0.2$. 速度通道的滑模面趋近律的系数为$k_{41} = 0.8$,$k_{42} = 0.2$. 在仿真考虑将气动参数的偏差取为 25%,将质量及转动惯性的偏差取为 10%,同时考虑前述设计中忽略的 $T\sin\alpha$ 项及升降舵 δ_e 对升力 L 的影响,并加入 0.5°的风干扰附加攻角,将这些量均视为干扰. 扩展状态观测器的系数分别为 $\beta_{11} = 10$,$\beta_{12} = 10$,$\lambda_1 = 0.8$,$\varepsilon_1 = 0.000\,01$,$\beta_{21} = 10$,$\beta_{22} = 10$,$\lambda_2 = 0.8$,$\varepsilon_3 = 0.001$. 在仿真中,考虑符号函数带来颤振的影响,将符号函数采用双曲正切函数近似,即取 $\mathrm{sgn}(x) \approx \tanh(x/\varepsilon_4)$,其中,$\varepsilon_4 = 0.001$.

分别进行无干扰、加入干扰但不补偿、加入干扰且补偿 3 种情况的仿真,绘制相关的仿真曲线如图 2 ~ 图 5 所示.

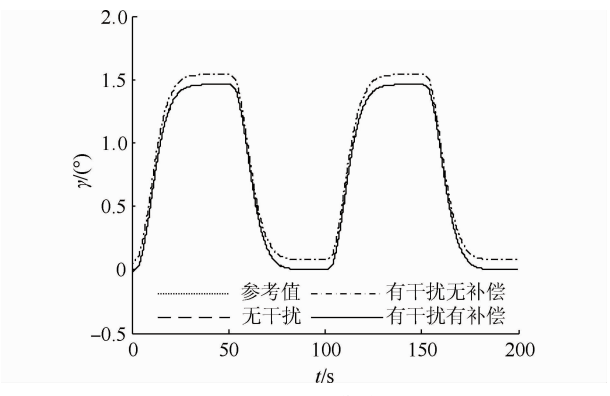


图 2 γ 跟踪曲线

图 2 给出了弹道倾角参考信号曲线、无干扰下的跟踪曲线、考虑干扰但是不加入补偿下的跟踪曲线、考虑干扰且加入补偿下的跟踪曲线. 对比曲线可以看出,在考虑干扰但不加入补偿下,弹道倾角曲线存在较大的跟踪误差,而在加入干扰补偿下,能实现对弹道倾角信号的精确跟踪.

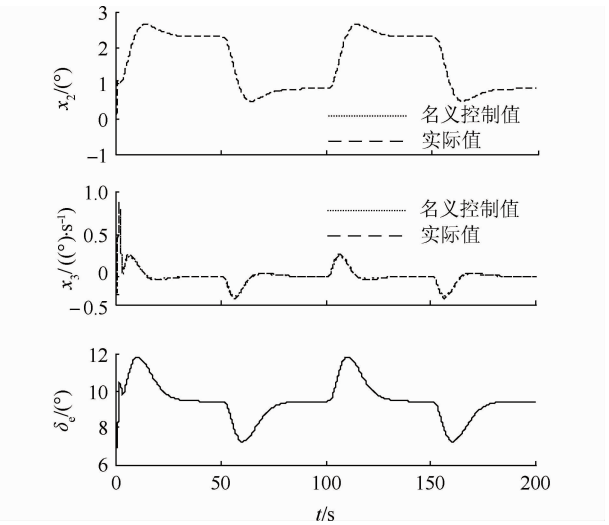


图 3 虚拟控制及输入曲线

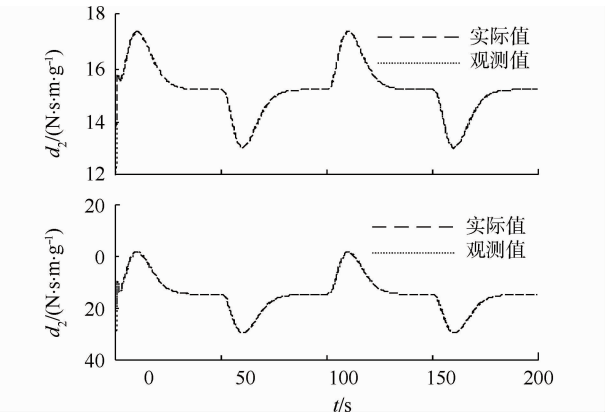


图 4 干扰观测曲线

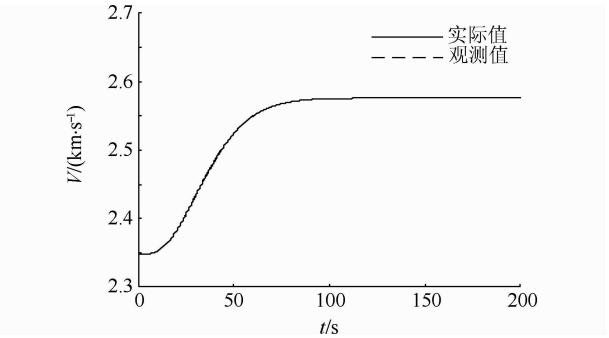


图 5 速度跟踪曲线

图 3 为考虑干扰观测器且加入干扰补偿下的控制舵偏、虚拟控制输入 x_2 及 x_3 曲线. 从图 3 中可以看出,控制舵偏在合适的范围内,虚拟控制输入精确地跟踪了名义控制指令,从而验证了控制器的效果.

图 4 分别给出了扩展状态观测器对干扰 d_1 及 d_2 的观测效果,从图中可以看出,扩展状态观测器具有对干扰精确观测的能力.

图 5 给出了速度的跟踪曲线,从结果可以看出速度回路对参考信号具有很快的响应能力,实现了对速度参考指令的精确跟踪.

4　结　论

从本文的研究结果中得出以下结论:

1）基于反步法原理对高超声速飞行器纵向通道弹道倾角回路进行控制器设计是可行的,理论及仿真结果验证了控制器的设计效果;

2）可以将参数不确定性及外部扰动均考虑为干扰,在控制器设计时,采用扩展状态观测器对干扰进行观测并加以补偿;

3）干扰观测的精确与否关系到控制效果,本文采用的扩展状态观测器能实现干扰的精确观测,保证了控制系统的良好性能.

参考文献（References）

[1] Hu Xiaoxiang, Wu Ligang, Hu Changhua, et al. Adaptive sliding mode tracking control for a flexible air-breathing hypersonic vehicle[J]. Journal of the Franklin Institute, 2012, 349: 559 – 577

[2] Sigthorsson D O, Jankovsky P, Serrani A, et al. Robust linear output feedback control of an airbreathing hypersonic vehicle[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2008, 31 (4): 1052 – 1066

[3] 黄显林,葛东明. 吸气式高超声速飞行器纵向机动飞行的鲁棒线性变参数控制[J]. 宇航学报,2010,31(7):1789 – 1796
Huang Xianlin, Ge Dongming. Robust parameter-varying control for longitudinal maneuvering flight of air-breathing hypersonic vehicle [J]. Journal of Astronautics, 2010, 31(7): 1789 – 1796 (in Chinese)

[4] 张增辉,杨凌宇,申功璋. 高超声速飞行器大包线切换 LPV 控制方法研究[J]. 航空学报,2012,33(9):1706 – 1716
Zhang Zenghui, Yang Lingyu, Shen Gongzhang. Switching LPV control method in wide envelope for hypersonic vehicles[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2012, 33(9): 1706 – 1716 (in Chinese)

[5] 吴宏鑫,孟斌. 高超声速飞行器控制研究综述[J]. 力学进展,2009,39(6):756 – 765
Wu Hongxin, Meng Bin. Review on the control of hypersonic flight vehicles[J]. Advances in Mechanics, 2009, 39(6): 756 – 765 (in Chinese)

[6] 刘燕斌,陆宇平. 基于反步法的高超音速飞机纵向逆飞行控制[J]. 控制与决策,2007,22(3):313 – 317
Liu Yanbin, Lu Yuping. Longitudinal inversion flight control based on backstepping for hypersonic vehicle[J]. Control and Decision, 2007, 22(3): 313 – 317 (in Chinese)

[7] 李静,左斌,段洣毅,等. 输入受限的高超声速飞行器自适应 Terminal 滑模控制[J]. 航空学报,2012,33(2): 220 – 233
Li Jing, Zuo Bin, Duan Miyi, et al. Adaptive terminal sliding mode control for air-breathing hypersonic vehicles under control input constraints[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2012, 33(2): 220 – 233 (in Chinese)

[8] 黄喜元,王青,董朝阳. 基于 Backstepping 的高超声速飞行器鲁棒自适应控制[J]. 系统工程与电子技术,2011,33(6):1321 – 1326
Huang Xiyuan, Wang Qing, Dong Chaoyang. Robust adaptive control of hypersonic vehicles via backstepping method[J]. Systems Engineering and Electronics, 2011, 33(6): 1321 – 1326 (in Chinese)

[9] Parker J T, Serrani A, Yurkovich S, et al. Control-oriented modeling of an air-breathing hypersonic vehicle[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2007, 30(3): 856 – 869

[10] Fiorentini L, Serrani A. Adaptive restricted trajectory tracking for a non-minimum phase hypersonic vehicle model[J]. Automatica, 2012, 48: 1248 – 1261

[11] Xia Yuanqing, Zhu Zheng, Fu Mengyin, et al. Attitude tracking of rigid spacecraft with bounded disturbances[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2011, 58(2): 647 – 659