

倾斜转弯高超声速飞行器滚动通道的自适应全局积分滑模控制*

熊柯, 夏智勋, 郭振云

(国防科技大学 航天与材料工程学院, 湖南 长沙 410073)

摘要:针对倾斜转弯高超声速飞行器滚动通道控制中初始误差大、系统参数不确定和干扰严重的问题,设计了一种自适应全局积分滑模控制方法。该方法在滑模控制参数中引入了自适应调节律来逼近系统参数摄动和干扰的上界,保证了整个控制过程中的滑模可达性,在此基础上,设计了一种基于全局积分滑模面的自适应滑模控制器,消除了稳态误差,同时大大削弱了系统参数不确定和干扰对系统的动态影响,并使系统在初始阶段就处于滑模态,解决了大的初始误差引起的超调问题。理论分析和仿真结果验证了本文所提方法的有效性。

关键词:倾斜转弯;高超声速;自适应控制;全局积分滑模

中图分类号:TJ765.2 **文献标志码:**A **文章编号:**1001-2486(2012)02-0114-05

Adaptive global integral sliding mode control for roll-channel of bank-to-turn hypersonic vehicle

XIONG Ke, XIA Zhixun, GUO Zhenyun

(College of Aerospace and Materials Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: Due to the large initial errors, uncertainties and disturbances in roll-channel of bank-to-turn hypersonic vehicle, an adaptive global integral sliding mode control approach is proposed. An adaptive parameter adjuster control rule was introduced into the sliding mode control, with the adaptive law adjusting parameter of the sliding mode controller to approximate the upper bound of parameter uncertainties and disturbances, which ensures the reachability of the sliding-mode during the whole control process. On the basis of this, an adaptive sliding mode control based on global integral sliding-mode is proposed. With this mode, the steady-state tracking error was eliminated while the system lies on the sliding-mode from beginning of any initial state. It also can avoid large overshoots due to the large initial errors and can effectively weaken the dynamic influence of parameters uncertainties and disturbances. Theoretical analysis and simulation results show the effectiveness of the proposed global integral sliding mode control scheme.

Key words: bank-to-turn; hypersonic; adaptive control; global integral sliding mode

倾斜转弯技术可以满足高超声速飞行器气动外形与冲压发动机兼容的要求,充分利用飞行器的高升阻比,这种控制方式在做机动时,滚动控制系统迅速把飞行器的最大升力面转到理想的机动方向,由俯仰控制系统在飞行器的最大升力面内产生所需的机动加速度,因此滚动角初始误差会比较大。由于飞行器在高超声速飞行中系统参数不确定性严重,同时还会受到各种干扰^[1-8],因此,滚动通道自动驾驶仪要保证快速、精确控制,需要具有良好的跟踪能力、抗干扰能力和适应系统参数变化能力。

滑模变结构控制是一种很好的鲁棒设计工具,系统一旦进入滑模态,不仅以降阶方式运行,而且其性能可以事先设计,因而一直受到关

注^[9-10],为了解决系统参数摄动和外界干扰引起的稳态误差问题和增强传统滑模控制的鲁棒性,文献[11-12]率先在滑模面的设计中引入积分项,然而,在初始误差较大的情况下,积分会出现饱和效应,引起较大的超调和驱动机构的饱和,甚至导致系统不稳定^[13]。防止出现积分饱和的一个有效办法是消除滑模到达阶段^[14]。本文提出一种基于全局积分滑模面的鲁棒自适应控制方法,使系统在初始阶段就到达滑模态,同时采用自适应调节律和滑模函数反馈削弱了系统参数不确定和外界干扰对系统的影响,因而系统具有全程鲁棒性,理论分析和仿真结果表明控制器可以很好地抑制系统的稳态误差和超调。

* 收稿日期:2011-04-01

基金项目:国家自然科学基金资助项目(10302031)

作者简介:熊柯(1981—),男,湖南桃江人,博士研究生,E-mail:xiongke192@sina.com;

夏智勋(通信作者),男,教授,博士,博士生导师,E-mail:xiazhixun@sina.com

1 动力学模型

倾斜转弯高超声速飞行器滚动通道的动力学方程经简化后可描述为^[15]:

$$\begin{cases} \dot{\omega}_x = c_1 \omega_x + c_3 \delta_x + d \\ \dot{\gamma} = \omega_x \end{cases} \quad (1)$$

其中 ω_x 为滚动角速度,单位是弧度/秒(rad/s), γ, δ_x 分别为滚动角和副翼偏转角,单位是弧度, c_1 为滚动力矩阻尼系数, c_3 为滚动舵面控制力矩系数, d 为干扰,假设 $|d| \leq D$ 。

由于受部分未建模的动态特性等因素的影响,系统参数 c_1, c_3 始终是变化的、不确定的,将变化的参数表示为标称参数 c_{10}, c_{30} 与摄动部分 $\Delta c_1, \Delta c_3$ 迭加的和,且 $\Delta c_1, \Delta c_3$ 满足如下要求:

$$\Delta c_1 = c_{10} \eta_1, \Delta c_3 = c_{30} \eta_3 \quad (2)$$

其中 $|\eta_1| \leq \psi_1, |\eta_3| \leq \psi_3, \psi_1, \psi_3$ 为已知正常数。于是有:

$$c_1 = c_{10} + c_{10} \eta_1, c_3 = c_{30} + c_{30} \eta_3 \quad (3)$$

2 自适应滑模控制律设计

2.1 传统滑模控制律设计

控制系统设计的目的是在系统参数 c_1, c_3 不确定和存在干扰 d 的情况下,使系统的输出 γ 跟踪参考信号 γ_c ,并使系统保持稳定且具有良好的性能。

定义跟踪误差为 $e = \gamma - \gamma_c$,系统的相对阶 $n = 2$,采用传统滑模面,即:

$$S = (d/dt + m)e = \dot{e} + me \quad m > 0 \quad (4)$$

其中 m 是滑模面斜率。

采用指数趋近律,同时考虑对参数不确定和干扰具有自适应性,取控制信号为:

$$\delta_x = \frac{-1}{c_{30}}(c_{10} \omega_x - \ddot{\gamma}_c + m\dot{e} + kS + \Delta_u \text{sign}S) \quad (5)$$

其中 $k > 0, \Delta_u = \varepsilon + \bar{\psi}_1 |c_{10}| |\omega_x| + \bar{\psi}_3 |c_{30}| |\delta_x| + \bar{D}, \varepsilon > 0, \bar{\psi}_1, \bar{\psi}_3, \bar{D}$ 为 ψ_1, ψ_3, D 的逼近值,满足 $\bar{\psi}_1 \leq \psi_1, \bar{\psi}_3 \leq \psi_3, \bar{D} \leq D$,由如下自适应律得到:

$$\bar{\psi}_1 = \frac{|S| |c_{10}| |\omega_x|}{r_1}, \bar{\psi}_3 = \frac{|S| |c_{30}| |\delta_x|}{r_3}, \bar{D} = \frac{|S|}{r_4} \quad (6)$$

其中 $r_1 > 0, r_3 > 0, r_4 > 0$ 。

定义 Lyapunov 函数为 $V = \frac{1}{2}S^2 + \frac{1}{2}r_1\bar{\psi}_1^2 + \frac{1}{2}r_3\bar{\psi}_3^2 + \frac{1}{2}r_4\bar{D}^2$,其中 $\tilde{\psi}_1 = \psi_1 - \bar{\psi}_1, \tilde{\psi}_3 = \psi_3 - \bar{\psi}_3, \tilde{D} = D - \bar{D}$ 。由于 $r_1 > 0, r_3 > 0, r_4 > 0$,所以 V 正定。

根据式(1)~(6)得到:

$$\begin{aligned} \dot{V} &= SS + r_1\tilde{\psi}_1\dot{\tilde{\psi}}_1 + r_3\tilde{\psi}_3\dot{\tilde{\psi}}_3 + r_4\tilde{D}\dot{\tilde{D}} \\ &= S(c_{10}\eta_1\omega_x + c_{30}\eta_3\delta_x + d - kS - \Delta_u \text{sign}S) - \\ &\quad r_1\tilde{\psi}_1\dot{\tilde{\psi}}_1 - r_3\tilde{\psi}_3\dot{\tilde{\psi}}_3 - r_4\tilde{D}\dot{\tilde{D}} \end{aligned} \quad (7)$$

由于 $|\eta_1| \leq \psi_1, |\eta_3| \leq \psi_3, |d| \leq D$,根据式(6)和(7)得到:

$$\begin{aligned} \dot{V} &\leq |S| |c_{10}| |\omega_x| |\psi_1| + |S| |c_{30}| |\delta_x| |\psi_3| + |S| |D - kS| \\ &\quad - S(\varepsilon + |c_{10}| |\omega_x| |\bar{\psi}_1| + |c_{30}| |\delta_x| |\bar{\psi}_3 + \bar{D}|) \text{sign}S - \\ &\quad \tilde{\psi}_1 |S| |c_{10}| |\omega_x| - \tilde{\psi}_3 |S| |c_{30}| |\delta_x| - \tilde{D} |S| \\ \Rightarrow \dot{V} &\leq |S| |c_{10}| |\omega_x| (\psi_1 - \bar{\psi}_1 - \tilde{\psi}_1) + |S| |c_{30}| |\delta_x| \\ &\quad (\psi_3 - \bar{\psi}_3 - \tilde{\psi}_3) + |S| (D - \bar{D} - \tilde{D}) - kS^2 - S\varepsilon \text{sign}S \\ \Rightarrow \dot{V} &\leq -kS^2 - S\varepsilon \text{sign}S \end{aligned} \quad (8)$$

由式(8)得到:当 $S \neq 0$ 时, $\dot{V} < 0$,所以系统滑动平面可达,被控系统渐近稳定。

为了消除高频颤振现象,通常对变结构控制中的符号函数项 $\text{sign}S$ 采用饱和函数来平滑,即取控制信号:

$$\delta_x = \frac{-1}{c_{30}} [c_{10}\omega_x - \ddot{\gamma}_c + m\dot{e} + kS + \Delta_u \text{sat}(S/\rho)] \quad (9)$$

其中 $\text{sat}(S/\rho)$ 为饱和函数, $\rho > 0$ 为边界层厚度, $\text{sat}(S/\rho)$ 定义为:

$$\text{sat}(S/\rho) = \begin{cases} S/\rho & |S| \leq \rho \\ \text{sign}S & |S| > \rho \end{cases} \quad (10)$$

对于式(1)描述的系统,采用式(4)定义的传统滑模面,在控制式(9)作用下系统的稳态误差由参数不确定和外界干扰引起,大小与滑模面斜率 m 、滑模趋近斜率 k 、切换项增益 Δ_u 和边界层厚度 ρ 有关^[13]。

为了抑制稳态误差,在传统滑模面中引入跟踪误差的积分项,构成如下传统积分型滑模面:

$$S = (d/dt + m)^2 \int_0^t e d\tau = \dot{e} + 2me + m^2 \int_0^t e d\tau \quad (11)$$

采用与传统滑模控制相同的设计方法,得到控制信号:

$$\delta_x = \frac{-1}{c_{30}} [c_{10}\omega_x - \ddot{\gamma}_c + 2m\dot{e} + m^2e + kS + \Delta_u \text{sat}(S/\rho)] \quad (12)$$

与传统滑模面相比,采用积分型滑模面的控制器可更好地抑制系统的稳态误差,然而在大的初始误差和扰动下,积分会出现饱和效应,引起大的超调和驱动机构的饱和,甚至使整个系统不稳定。

2.2 全局积分滑模控制律设计

为了解决传统积分型滑模面到达阶段大的初

始误差引起的超调和控制信号过大的问题,采用全局积分型滑模面,使系统在初始阶段就到达滑模态,并且通过滑模函数反馈的形式削弱系统参数不确定和干扰的影响,因而具有全程鲁棒性。

定义滑模面:

$$S = \dot{e} + 2me + m^2 \int_0^t e d\tau - 2me(0) \quad (13)$$

其中 $e(0)$ 为初始时刻滚动角实际值与期望值之差,这在工程上很容易获取。

考虑对参数不确定和干扰具有自适应性,同时削弱系统参数不确定和干扰对系统动态特性的影响,设计控制信号:

$$\delta_x = \frac{-1}{c_{30}} [c_{10}\omega_x - \ddot{\gamma}_c + 2m\dot{e} + m^2e + kS + \bar{\Delta} + \Delta_u \text{sat}(S/\rho)] \quad (14)$$

其中 $\bar{\Delta} = \lambda(S + kS)$, λ 为正常数。

定理 1 对于式(1)描述的系统,存在系统参数不确定和外界干扰时,采用式(13)定义的全局积分型滑模面,在控制式(14)作用下滑动模态存在且可达、系统稳态误差和由初始误差引起的超调都为零。

证明 滑动模态存在且可达的证明和传统滑模控制基本相同,不再重复,下面证明系统稳态误差和由初始误差引起的超调为零。

令 $\Delta = c_{10}\eta_1\omega_x + c_{30}\eta_3\delta_x + d$, 根据式(1) ~ (3), 式(13) 求导后在控制式(14) 作用下有:

$$\begin{aligned} \dot{S} &= \Delta - \bar{\Delta} - kS - \Delta_u \text{sat}(S/\rho) \Rightarrow \\ \dot{S} &= -kS + \frac{\Delta - \Delta_u \text{sat}(S/\rho)}{\lambda + 1} \end{aligned} \quad (15)$$

稳态误差的含义是系统稳定以后的跟踪误差,由于滑动模态存在且可达,所以能保证系统的状态收敛到以滑模面为中心的边界层内,此时 $\text{sat}(S/\rho) = S/\rho$, 于是由式(13) 和(15) 有:

$$\begin{aligned} \ddot{e} + (2m + k + \frac{\Delta_u}{\rho\lambda + \rho})\dot{e} + (m^2 + 2mk + \frac{2m\Delta_u}{\rho\lambda + \rho})e \\ + m^2(k + \frac{\Delta_u}{\rho\lambda + \rho}) \int_0^t e d\tau - 2m(k + \frac{\Delta_u}{\rho\lambda + \rho})e(0) \\ = \frac{\Delta}{\lambda + 1} \end{aligned} \quad (16)$$

Δ_u 显然是时变的,但是为了简单起见,把 Δ_u 视为常数处理,对式(16) 取拉氏变换,有:

$$\begin{aligned} s^2 e(s) - se(0) - e(0) + (2m + k + \frac{\Delta_u}{\rho\lambda + \rho})se(s) \\ - (2m + k + \frac{\Delta_u}{\rho\lambda + \rho})e(0) + (m^2 + 2mk + \frac{2m\Delta_u}{\rho\lambda + \rho})e(s) \\ + m^2(k + \frac{\Delta_u}{\rho\lambda + \rho}) \frac{e(s)}{s} - 2m(k + \frac{\Delta_u}{\rho\lambda + \rho}) \frac{e(0)}{s} \end{aligned}$$

$$= \frac{\Delta(s)}{\lambda + 1} \quad (17)$$

其中 s 为 Laplace 算子。

易知 $\Delta(s)$ 是有界的,根据拉氏变换的终值定理,系统稳态误差为:

$$\begin{aligned} e_{ss} &= \lim_{s \rightarrow 0} se(s) \\ &= \lim_{s \rightarrow 0} \frac{\frac{s}{\lambda + 1}}{(s + k + \frac{\Delta_u}{\rho\lambda + \rho})(s^2 + 2ms + m^2)} \lim_{s \rightarrow 0} \Delta(s) + \\ &\quad \lim_{s \rightarrow 0} \frac{s[s^2 + (1 + 2m + k + \frac{\Delta_u}{\rho\lambda + \rho})s + (2mk + \frac{2m\Delta_u}{\rho\lambda + \rho})]}{(s + k + \frac{\Delta_u}{\rho\lambda + \rho})(s^2 + 2ms + m^2)} e(0) \\ &= 0 \end{aligned} \quad (18)$$

因为 $S(0) = 0$, 所以系统状态在运动的初始时刻就位于滑模面上,不需要到达阶段, S 为系统参数不确定和外界干扰产生的零状态响应,同样把 Δ_u 视为常数处理,对式(15) 取拉氏变换,有:

$$S(s) = \begin{cases} \frac{1}{s + k} \frac{\Delta(s) - \Delta_u}{\lambda + 1} & S > \rho \\ \frac{1}{s + k} \frac{\Delta(s) + \Delta_u}{\lambda + 1} & S < -\rho \\ \frac{1}{s + k + \frac{\Delta_u}{\rho\lambda + \rho}} \frac{\Delta(s)}{\lambda + 1} & -\rho \leq S \leq \rho \end{cases} \quad (19)$$

对式(13) 取拉氏变换,有:

$$e(s) = \frac{s + 2m}{s^2 + 2ms + m^2} e(0) + \frac{s}{s^2 + 2ms + m^2} S(s) \quad (20)$$

对式(20) 取拉氏反变换,只考虑初始误差对跟踪误差的动态影响,有:

$$e(t) = (e_n^{-mt} + mte_n^{-mt})e(0) + \Delta_s(t) \quad (21)$$

式(21) 中, $e_n^{-mt} + mte_n^{-mt}$ 是单调递减的,所以系统由初始误差引起的超调为零,定理 1 的结论是正确的。

因为 $S(0) = 0$, 由式(19) 和式(21) 可知, $S \neq 0$ 和 $\Delta_s(t) \neq 0$ 是由系统参数不确定和外界干扰 Δ 引起的,因为 Δ 是时变的、随机产生的,难以准确估计和消除,所以 $\bar{\Delta}$ 的作用是当 $\Delta \neq 0$ 时削弱 Δ 对跟踪误差 e 的影响, $\lambda = 0$ 时退化为一般的全局积分滑模控制。

由定理 1 可知,采用全局积分型滑模面的滑模控制器可很好地抑制系统的稳态误差,系统在初始阶段就到达滑模态,解决了到达阶段由于大的初始误差引起的超调,同时采用基于自适应的

全局滑模控制器削弱了系统参数不确定和外界干扰对系统的影响。

3 仿真分析

高超声速飞行器滚动通道控制系统仿真分析基于 MATLAB/SIMULINK 平台上展开。舵机时间常数为 0.01s, 阻尼系数为 0.7, 初值 $\gamma = 0, \omega_x = 0$, 滚动角指令为 $\gamma_c = 20^\circ, c_{10} = -0.0945s^{-1}, c_{30} = -169.54s^{-2}, \psi_1 = \psi_3 = 0.3, D = 0.2rad/s^2, \bar{\psi}_1, \bar{\psi}_3, \bar{D}$ 初值取 0。控制器 1 采用传统滑模面, 控制信号如式(9); 控制器 2 采用传统积分型滑模面, 控制信号如式(12); 控制器 3 采用全局积分型滑模面, 控制信号如式(14)。流场扰动造成的气动

参数误差、动力学方程线性化等引起的系统参数误差考虑极限情况, 即系统参数 $\pm 30\%$ 拉偏, 外部扰动 d 根据力矩平衡关系以等效舵偏角的形式加入。

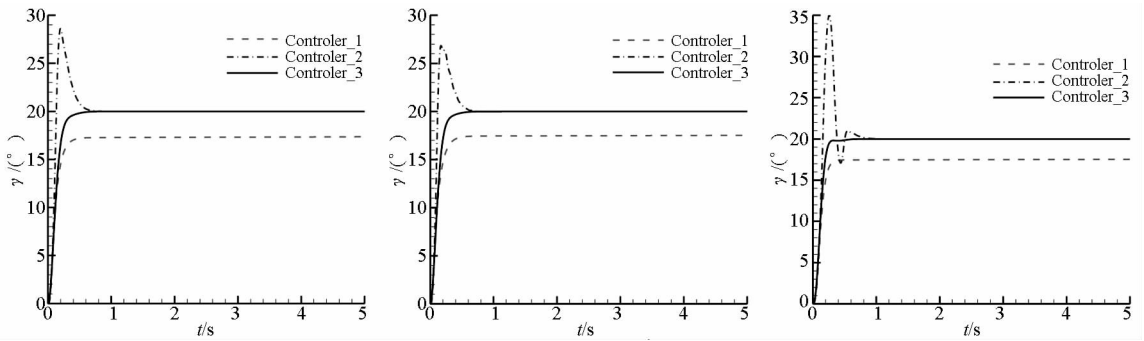
具体的仿真参数为: $m = 15s^{-1}, k = 20s^{-1}, \varepsilon = 0.5rad/s^2, r_1 = r_3 = 500rad^2/s^3, r_4 = 500s^2, \rho = 0.1rad/s, \lambda = 5, \delta_x = [-20^\circ \ 20^\circ]$ 。

仿真根据干扰不同分两种状态展开:

状态 1: 干扰作用等效为 5° 常值舵偏干扰;

状态 2: 干扰作用等效为瞬时强干扰, 仿真 2s 时刻引入幅值 10° 、持续时间 0.5s 的舵偏干扰。

仿真结果分别如图 1 和图 2 所示。



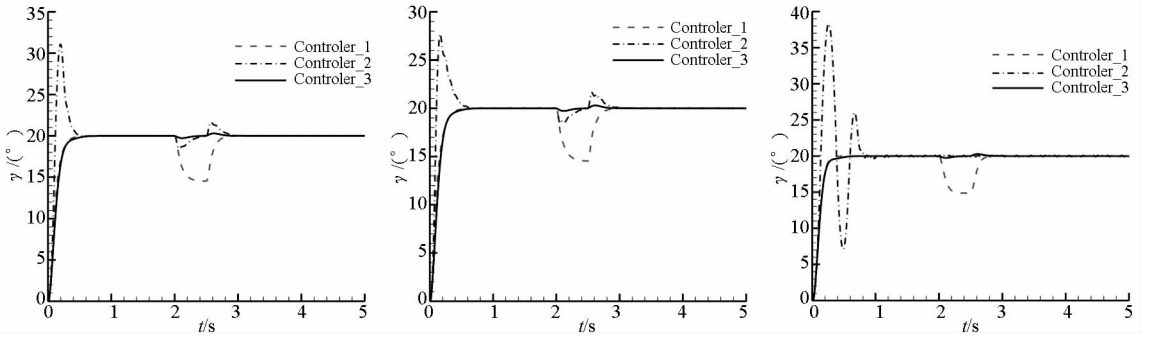
(a) 系统参数为标称值

(b) 系统参数拉偏 -30%

(c) 系统参数拉偏 +30%

图 1 状态 1 滚动角响应曲线

Fig. 1 The roll angle response at the first state



(a) 系统参数为标称值

(b) 系统参数拉偏 -30%

(c) 系统参数拉偏 +30%

图 2 状态 2 滚动角响应曲线

Fig. 2 The roll angle response at the second state

采用控制器 1 时状态 1 的稳态误差为 2.7° 左右, 采用控制器 2 和 3 时的稳态误差均为 0; 状态 2 采用控制器 1 时由于大幅值的干扰会引起 5° 左右的误差, 采用控制器 2 时也会引起最大 1.5° 的误差, 但是在控制作用下能够快速收敛到滚动角指令, 采用控制器 3 时对大幅值干扰有很好的适应性, 滚动角响应只有微小的变化。从图 1 和图 2 可以看到, 采用控制器 2 时都产生了很大的超调, 所以可以总结为控制器 1 抗干扰能力差, 控制

器 2 在大的初始误差时会产生很大的超调, 控制器 3 由于采用了全局积分滑模面, 消除了系统稳态误差和超调, 与定理 1 的结论吻合, 同时基于自适应的全局滑模控制器大大削弱了系统参数不确定和外界干扰对系统的影响。

4 结论

采用自适应滑模控制理论设计倾斜转弯高超声速飞行器滚动通道自动驾驶仪, 为了消除稳态

误差和解决积分饱和引起的超调较大及调节时间较长的问题,设计了一种基于全局积分滑模面的自适应滑模控制器,使系统在初始阶段就处于滑模态,同时在滑模趋近律参数中引入了自适应调节律来逼近系统参数摄动和干扰的上界,减小了滑模控制的保守性,同时保证了系统在整个控制过程中的滑模可达性。理论分析表明,自适应全局积分滑模控制器消除了系统参数不确定和干扰引起的稳态误差,解决了大的初始误差引起的超调问题,同时控制信号中引入的滑模函数反馈大大削弱了系统参数不确定和干扰对系统的动态影响。仿真结果验证了本文设计的控制器具有动态响应快、超调小和抗干扰性强的特性,同时对于系统参数的摄动具有自适应性。

参考文献 (References)

- [1] Bahm C, Baumann E, Martins J, et al. The X-43A Hyper-X Mach 7 flight 2 guidance, navigation, and control overview and flight test results[R]. AIAA 2005-3275, 2005.
- [2] Fidan B, Mirmirani M, Ioannou P A. Flight dynamics and control of air-breathing hypersonic vehicles: review and new directions[R]. AIAA 2003-7081, 2003.
- [3] Tancredi U, Grassi M, Moccia A, et al. Allowable aerodynamics uncertainties synthesis aimed at dynamics properties assessment for an unmanned space vehicle [R]. AIAA 2004-6582, 2004.
- [4] 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): 856-868.
- [5] McNamara J J, Crowell A R, Friedmann P P, et al. Approximate modeling of unsteady aerodynamics for hypersonic aeroelasticity[J]. Journal of Aircraft, 2010, 47(6): 1932-1945.
- [6] KuiPers M, Ioannou P. Robust adaptive multiple model controller design for an airbreathing hypersonic vehicle model[R]. AIAA 2008-7142, 2008.
- [7] Huo Y, Mirmirani M, Ioannou P, Kuipers M. Altitude and velocity tracking control for an airbreathing hypersonic cruise[R]. AIAA 2006-6695, 2006.
- [8] 朱云曦,史忠科. 高超声速飞行器飞行特性和控制的若干问题[J]. 飞行力学, 2005, 23(3): 5-8.
ZHU Yunxi, SHI Zhongke. Several problems of flight characteristics and flight control for hypersonic vehicles [J]. Flight Dynamics, 2005, 23(3): 5-8. (in Chinese)
- [9] 黄国勇,姜长生,王玉惠. 基于自适应 Terminal 滑模的空天飞行器再入控制[J]. 系统工程与电子技术, 2008, 30(2): 304-307.
HUANG Guoyong, JIANG Changsheng, WANG Yuhui. Robust terminal sliding mode control for ASV re-entry mode [J]. Systems Engineering and Electronics, 2008, 30(2): 304-307. (in Chinese)
- [10] Xu H J, Mirmirani M D, Ioannou P A. Adaptive sliding mode control design for a hypersonic flight vehicle [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2004, 27(5): 829-838.
- [11] Chern T L, Wu Y C. Design of integral variable structure controller and application to electrohydraulic velocity servosystems[J]. IEE Proceedings-D, 1991, 138(5): 439-444.
- [12] Chern T L, Chang J. DSP-based integral variable structure model following control for brushless DC motor drivers [J]. IEEE Trans on Power Electronics, 1997, 12(1): 53-63.
- [13] 李鹏,马建军,李文强,等. 一类不确定非线性系统的改进积分型滑模控制[J]. 控制与决策, 2009, 24(10): 1463-1472.
LI Peng, MA Jianjun, LI Wenqiang, et al. Improved integral sliding mode control for a class of nonlinear uncertain systems [J]. Control and Decision, 2009, 24(10): 1463-1472. (in Chinese)
- [14] 赵红超,顾文锦,王瑞奇. 反舰导弹的自适应全局滑模变结构控制[J]. 控制工程, 2005, 12(4): 320-353.
ZHAO Hongchao, GU Wenjin, WANG Ruiqi. Adaptive global sliding mode variable structure control for anti-ship missile [J]. Control Engineering of China, 2005, 12(4): 320-353. (in Chinese)
- [15] 张友安,杨旭,崔平远,等. BTT 导弹的神经网络自适应反馈线性化控制[J]. 航空学报, 2000, 21(1): 84-86.
ZHANG Youan, YANG Xu, CUI Pingyuan, et al. Neural networks based adaptive feedback linearization for bank-to-turn missile control [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2000, 21(1): 84-86. (in Chinese)