

引用格式:文成馥,江驹,余朝军,等.高超声速飞行器超螺旋滑模自适应控制[J].电光与控制,2020,27(2):1-5. WEN C Y, JIANG J, YU C J, et al. Super-twisting sliding mode adaptive control of hypersonic vehicle[J]. Electronics Optics & Control, 2020, 27(2):1-5.

## 高超声速飞行器超螺旋滑模自适应控制

文成馥, 江驹, 余朝军, 朱平  
(南京航空航天大学, 南京 210016)

**摘要:** 针对具有强耦合性、严重非线性等特性的高超声速飞行器控制问题,提出了一种改进的自适应二阶滑模控制方法。首先,在高超声速飞行器纵向模型中加入不确定因素,建立了具有参数不确定性、模型不确定性以及干扰的控制模型;其次,在所建立模型的基础上,利用类二次型 Lyapunov 函数设计了基于 super-twisting 算法的二阶滑模自适应控制器;最后,仿真结果表明,对具有未知上界不确定性的系统,该方法设计的控制器较普通二阶滑模控制器,有更好的跟踪效果以及鲁棒性。

**关键词:** 高超声速飞行器; super-twisting; 自适应控制; 二阶滑模; 不确定性

**中图分类号:** V249 **文献标志码:** A **doi:**10.3969/j.issn.1671-637X.2020.02.001

## Super-Twisting Sliding Mode Adaptive Control of Hypersonic Vehicle

WEN Chengyu, JIANG Ju, YU Chaojun, ZHU Ping  
(Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

**Abstract:** Aiming at the problem of hypersonic vehicle control with strong coupling and severe nonlinearity, an improved adaptive second-order sliding mode control method is proposed. Firstly, uncertain factors are added to the longitudinal model of hypersonic vehicle, and a control model with parameter uncertainties, model uncertainties and interferences is established. Secondly, based on the established model, an adaptive second-order sliding mode controller based on super-twisting algorithm is designed by using quadratic Lyapunov function. Finally, the simulation results show that: Compared with the common second-order sliding mode controller, the controller designed in this method has better tracking effect and robustness for systems with unknown upper bound uncertainty.

**Key words:** hypersonic vehicle; super-twisting; adaptive control; second-order sliding mode; uncertainty

### 0 引言

飞行速度超过5倍声速的飞行器被称为高超声速飞行器,其因具有飞行速度快、反应时间短、突防能力强、飞行范围大等特点,在民用和军事方面均有着十分重要的研究意义。

高超声速飞行器的飞行速度相当快,飞行环境相当复杂,以至于在飞行过程中存在严重的不确定性<sup>[1-2]</sup>,此外,高超声速飞行器还具有激烈快时变、强耦合、严重非线性等特性<sup>[3]</sup>,给飞行控制系统的设计增加了

难度。

近年来,由于高超声速飞行器应用前景十分广阔,国内外许多学者都投身于高超声速飞行器控制问题的研究。20世纪50年代,WUNCH首次提出变结构控制的概念,经过几十年的演变,由于其对不确定性具有完全鲁棒性,已经成为非线性控制设计的重要方法,但其存在高频抖振。为了抑制抖振,并尽可能地保留鲁棒性,文献[4-7]提出了高阶滑模的思想;文献[8]将二阶滑模控制算法应用于高超声速飞行器的控制,成功避免了抖振,但其假设不确定性导数上界已知,在现实当中难以实现;文献[9]通过自适应调整控制器增益,以确保在不确定性导数上界存在但未知时,仍能较好控制效果,但其主要针对参数不确定性。

本文针对具有未知上界不确定性以及外部干扰的高超声速飞行器,利用类二次型 Lyapunov 函数设计了

收稿日期:2019-03-12 修回日期:2019-03-30

基金项目:国家自然科学基金(61673209);江苏省研究生科研与实践创新计划项目(KYCX18\_0303)

作者简介:文成馥(1994—),男,重庆人,硕士生,研究方向为先进飞行控制技术。

一类鲁棒自适应高阶滑模控制器,以实现飞控系统有限时间收敛,并抑制传统滑模控制中产生的抖振。

## 1 高超声速飞行器动力学模型

### 1.1 高超声速飞行器纵向模型

根据文献[10]得到高超声速飞行器纵向动力学模型为

$$\begin{cases} \dot{V} = \frac{T \cos \alpha - D}{m} - \frac{\mu \sin \gamma}{r^2} \\ \dot{\gamma} = \frac{L + T \sin \alpha}{mV} - \frac{(\mu - V^2 r) \cos \gamma}{Vr^2} \\ \dot{h} = V \sin \gamma \\ \dot{\alpha} = q - \dot{\gamma} \\ \dot{q} = M/I_{yy} \end{cases} \quad (1)$$

式中: $m$ 为飞行器质量; $V$ 表示飞行速度; $\gamma$ 表示航迹倾斜角; $h$ 表示飞行高度; $\alpha$ 表示飞行迎角; $q$ 表示俯仰角速率; $I_{yy}$ 表示纵向转动惯量; $r = R + h$ 表示飞行器地心距, $R$ 表示地球半径; $\mu = 3.986 \times 10^{14} \text{ m}^3/\text{s}^2$ 为地球重力常数。发动机的推力 $T$ 、飞行器的升力 $L$ 、飞行器的阻力 $D$ 、俯仰力矩 $M$ 分别表示为

$$\begin{cases} T = \frac{1}{2} \rho V^2 S_w C_T \\ L = \frac{1}{2} \rho V^2 S_w C_L \\ D = \frac{1}{2} \rho V^2 S_w C_D \\ M = \frac{1}{2} \rho V^2 S_w c_A C_M \end{cases} \quad (2)$$

式中: $S_w$ 为机翼浸润面积; $c_A$ 为平均气动弦长; $\rho$ 为空气密度。文献[10]中提供了巡航飞行状态下 $C_T$ 、 $C_L$ 、 $C_D$ 和 $C_M$ 的拟合公式。

将高超声速飞行器的发动机推力系统等效为一个二阶系统模型

$$\ddot{\beta} = -2\zeta\omega_n \dot{\beta} - \omega_n^2 \beta + \omega_n^2 \beta_c \quad (3)$$

式中: $\beta_c$ 为发动机节流阀的调定值;阻尼比 $\zeta$ 为0.7;固有频率 $\omega_n$ 为5(此处固有频率参考相关文献,已将其做数值处理,故无单位)。

### 1.2 飞行器的不确定性及干扰分析

本文研究的不确定性及干扰可分为两类。

1) 参数不确定性以及干扰。

根据上述所建立的模型以及对不确定性来源的分析,高超声速飞行器的参数不确定性可表示为

$$\begin{cases} m = m_0 + \Delta m & S = S_0 + \Delta S \\ I_{yy} = I_{yy0} + \Delta I_{yy} & \bar{c} = \bar{c}_0 + \Delta \bar{c} \\ \rho = \rho_0 + \Delta \rho & C_L = C_{L0} + \Delta C_L \\ C_T = C_{T0} + \Delta C_T & C_M = C_{M0} + \Delta C_M \end{cases} \quad (4)$$

式中:下标为0的参数表示参数标称部分; $\Delta *$ 为参数不确定部分。

2) 模型不确定性以及外部干扰。

建模的不确定性以及外部的干扰可表示为

$$\begin{cases} \dot{V} = \dot{V}_0 + \Delta \dot{V} \\ \dot{q} = \dot{q}_0 + \Delta \dot{q} \end{cases} \quad (5)$$

式中: $\dot{V}_0$ 和 $\dot{q}_0$ 为模型标称部分; $\Delta \dot{V}$ 和 $\Delta \dot{q}$ 为模型不确定部分。

## 2 鲁棒控制器设计

### 2.1 反馈精确线性化

根据文献[11],对速度 $V$ 求三阶导,对高度 $h$ 求四阶导后,微分表达式中出现输入量 $\beta_c$ 和 $\delta_c$ ,将其作为整体提取出来后得到精确反馈线性化模型为

$$\begin{bmatrix} \ddot{V} \\ \ddot{h}^{(4)} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} f_v \\ f_h \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} b_{11} & b_{12} \\ b_{21} & b_{22} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \beta_c \\ \delta_c \end{bmatrix} \quad (6)$$

式中, $f_v, f_h, b_{11}, b_{12}, b_{21}$ 和 $b_{22}$ 在文献[11]给出。

式(6)表示标称模型在精确线性化后的结果,当存在不确定性后,精确线性化模型应表示为

$$\begin{bmatrix} \ddot{V} \\ \ddot{h}^{(4)} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} f_v \\ f_h \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \Delta_1 \\ \Delta_2 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} b_{11} & b_{12} \\ b_{21} & b_{22} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \beta_c \\ \delta_c \end{bmatrix} \quad (7)$$

式中, $\Delta_i (i=1,2)$ 表征复合干扰项。

### 2.2 自适应鲁棒控制器设计

定义飞行速度与高度跟踪误差

$$\begin{cases} e_v = V - V_d \\ e_h = h - h_d \end{cases} \quad (8)$$

选取以下积分滑模面

$$s = \begin{bmatrix} s_v \\ s_h \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \ddot{e}_v + 3\lambda_v \dot{e}_v + 3\lambda_v^2 e_v + \lambda_v^3 \int_0^t e_v(\tau) d\tau \\ \ddot{e}_h + 4\lambda_h \dot{e}_h + 6\lambda_h^2 e_h + 4\lambda_h^3 e_h + \lambda_h^4 \int_0^t e_h(\tau) d\tau \end{bmatrix} \quad (9)$$

式中, $\lambda_v$ 和 $\lambda_h$ 为待设计的正数。

设计适当的控制律,使得 $s$ 信号快速趋近或者到达滑模面(即 $s=0$ )上,则可快速消除跟踪误差<sup>[12]</sup>。本文选取基于super-twisting算法的二阶滑模自适应控制方法,其形式为

$$\begin{cases} \dot{s} = -\eta_1 \sqrt{|s|} \text{sgn}(s) + \sigma \\ \dot{\sigma} = -\eta_2 \text{sgn}(s) - \eta_3 \frac{1}{\sqrt{|s|}} + \dot{\Delta} \end{cases} \quad (10)$$

式中, $\Delta = [\Delta_1 \quad \Delta_2]^T$ 是未知上界复合干扰。

为达到形如式(10)的趋近动态,选用如下控制律和自适应律

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} \beta_c \\ \delta_c \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} b_{11} & b_{12} \\ b_{21} & b_{22} \end{bmatrix}^{-1} \left( \begin{bmatrix} \ddot{V}_d \\ h_d^{(4)} \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} f_v \\ f_h \end{bmatrix} + \right. \\ &\quad \left. \begin{bmatrix} -3\lambda_v \ddot{e}_v - 3\lambda_v^2 \dot{e}_v - \lambda_v^3 e_v \\ -4\lambda_h \ddot{e}_h - 6\lambda_h^2 \dot{e}_h - 4\lambda_h^3 \dot{e}_h - \lambda_h^4 e_h \end{bmatrix} + \right. \\ &\quad \left. \begin{bmatrix} -\eta_{v1} \sqrt{|s_v|} \operatorname{sgn}(s_v) - \int_0^t (\eta_{v2} \operatorname{sgn}(s_v(\tau)) + \eta_{v3} \frac{1}{\sqrt{|s_v(\tau)|}}) d\tau \\ -\eta_{h1} \sqrt{|s_h|} \operatorname{sgn}(s_h) - \int_0^t (\eta_{h2} \operatorname{sgn}(s_h(\tau)) + \eta_{h3} \frac{1}{\sqrt{|s_h(\tau)|}}) d\tau \end{bmatrix} \right) \end{aligned} \quad (11)$$

$$\begin{cases} \dot{\eta}_i = \left( \omega_i \sqrt{\frac{\chi_i}{2}} \right) \operatorname{sat} \left( \left| \frac{s}{\varepsilon} \right| \right) & i=1,2 \\ \dot{\eta}_3 = \begin{cases} \left( \omega_3 \sqrt{\frac{\chi_3}{2}} \right) \operatorname{sat} \left( \left| \frac{s}{\varepsilon} \right| \right) + 2|b|\chi_3 + \frac{2|c\sigma|\chi_3}{\sqrt{|s|}} & s \neq 0 \\ 0 & s = 0 \end{cases} \end{cases} \quad (12)$$

式中:  $b, c$  为任意常数;  $\omega_i (i=1, 2, 3)$ ,  $\chi_i (i=1, 2, 3)$  为正数;  $\operatorname{sat}(\cdot)$  为饱和函数;  $\eta_i = [\eta_{vi} \ \eta_{hi}]^T (i=1, 2, 3)$ ;  $\varepsilon$  为很小的正数。

根据式(7)~式(9)可计算得出式(11)控制器, 将式(11)与式(12)代入式(9)积分滑模面的导数  $\dot{s}$  中, 可得趋近动态式(10)。明确了控制律算法步骤, 接下来证明闭环控制系统的稳定性以及收敛时间特性, 其由定理1给出。

假设1<sup>[13]</sup> 假设复合干扰  $\Delta$  连续可微, 且

$$|\dot{\Delta}| \leq E \quad (13)$$

式中,  $E$  为  $\dot{\Delta}$  的上界。

**定理1** 针对式(1)系统, 选择式(11)控制律和式(12)自适应律, 若未知复合干扰  $\Delta$  满足假设1, 则  $s$  在有限时间内收敛到  $\varepsilon$  邻域内, 实现式(1)系统有限时间内稳定控制。

证明

$$\text{取向量 } \zeta = [\sqrt{|s|} \operatorname{sgn} s \ \sigma]^T, \text{ 并令 } A = \begin{bmatrix} -\frac{\eta_1}{2} & \frac{1}{2} \\ -\eta_2 & 0 \end{bmatrix}, B =$$

$[0 \ 1]^T$ 。对向量  $\zeta$  求一次导

$$\dot{\zeta} = \begin{bmatrix} \frac{1}{2\sqrt{|s|}} \dot{s} \\ \dot{\sigma} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{2\sqrt{|s|}} [-\eta_1 \sqrt{|s|} \operatorname{sgn} s + \sigma] \\ -\eta_2 \operatorname{sgn} s - \eta_3 \frac{1}{\sqrt{|s|}} + \dot{\Delta} \end{bmatrix} = \frac{1}{\sqrt{|s|}} [A\zeta + B(\dot{\Delta} - \eta_3)] \quad (14)$$

令  $C = \dot{\Delta} - \eta_3$ , 则  $\dot{\zeta} = \frac{1}{\sqrt{|s|}} [A\zeta + BC]$ 。

由于  $A$  为 Hurwitz 矩阵, 则对任意正定对称矩阵

$Q$ , 存在一个正定对称矩阵  $P$ , 满足  $A^T P + PA = -Q$ 。

取正定对称矩阵  $P = \begin{bmatrix} a & b \\ b & c \end{bmatrix}$ , 则可求得  $Q =$

$$\begin{bmatrix} a\eta_1 + 2b\eta_2 & -\frac{a}{2} + \frac{b}{2}\eta_1 + c\eta_2 \\ -\frac{a}{2} + \frac{b}{2}\eta_1 + c\eta_2 & -b \end{bmatrix}。 \text{ 当 } Q \text{ 的所有}$$

顺序主子式均大于零时, 则  $Q$  正定, 即满足

$$\begin{cases} a\eta_1 + 2b\eta_2 > 0 \\ ab\eta_1 + 2b^2\eta_2 + (c\eta_2 + \frac{1}{2}b\eta_1 - \frac{1}{2}a)^2 < 0 \end{cases} \quad (15)$$

定义 Lyapunov 函数

$$V = V_0 + \sum_{i=1}^3 \frac{1}{2\chi_i} (\eta_i - \eta_i^*)^2 \quad (16)$$

式中:  $V_0 = \zeta^T P \zeta$ ;  $\eta_i^* (i=1, 2, 3)$  为  $\eta_i (i=1, 2, 3)$  的上界值。对  $V$  求导可得

$$\dot{V} = \dot{V}_0 + \sum_{i=1}^3 \frac{1}{\chi_i} (\eta_i - \eta_i^*) \dot{\eta}_i \quad (17)$$

$$\dot{V}_0 = \dot{\zeta}^T P \zeta + \zeta^T P \dot{\zeta} =$$

$$\frac{1}{\sqrt{|s|}} \zeta^T [A^T P + PA] \zeta + \frac{1}{\sqrt{|s|}} [CB^T P \zeta + \zeta^T PBC] = -\frac{1}{\sqrt{|s|}} \zeta^T Q \zeta + \frac{1}{\sqrt{|s|}} [CB^T P \zeta + \zeta^T PBC] \quad (18)$$

令  $V_1 = -\frac{1}{\sqrt{|s|}} \zeta^T Q \zeta$ ,  $V_2 = \frac{1}{\sqrt{|s|}} [CB^T P \zeta + \zeta^T PBC]$ ,

由于  $V_0 = \zeta^T P \zeta$  为二次正定函数, 故有

$$\lambda_{\min}(P) \|\zeta\|_2^2 \leq \zeta^T P \zeta \leq \lambda_{\max}(P) \|\zeta\|_2^2 \quad (19)$$

又因  $\|\zeta\|_2^2 = |s| + \sigma^2$ , 故  $\|\zeta\|_2 \geq \sqrt{|s|}$ 。则有

$$\begin{aligned} V_1 &= -\frac{1}{\sqrt{|s|}} \zeta^T Q \zeta \leq -\frac{1}{\sqrt{|s|}} \lambda_{\min}(Q) \|\zeta\|_2^2 = \\ &= -\frac{\|\zeta\|_2}{\sqrt{|s|}} \lambda_{\min}(Q) \|\zeta\|_2 \leq -r(Q) \sqrt{V_0}(\zeta) \end{aligned} \quad (20)$$

式中,  $r(Q) = \lambda_{\min}(Q) / \lambda_{\max}(P)$ 。另外,

$$\begin{aligned} V_2 &= \frac{1}{\sqrt{|s|}} [CB^T P \zeta + \zeta^T PBC] = \\ &= 2b \operatorname{sgn} s [\dot{\Delta} - \eta_3] + \frac{2c\sigma}{\sqrt{|s|}} [\dot{\Delta} - \eta_3] \leq \\ &= 2|b| |\eta_3 - \eta_3^*| + \frac{2|c\sigma|}{\sqrt{|s|}} |\eta_3 - \eta_3^*| \end{aligned} \quad (21)$$

故式(17)可写为

$$\begin{aligned} \dot{V} &\leq -r(Q) \sqrt{V_0}(\zeta) + \left( 2|b| + \frac{2|c\sigma|}{\sqrt{|s|}} \right) |\eta_3 - \eta_3^*| + \\ &\quad \sum_{i=1}^3 \frac{1}{\chi_i} (\eta_i - \eta_i^*) \dot{\eta}_i \leq -r(Q) \sqrt{V_0}(\zeta) - \\ &\quad \sum_{i=1}^3 \frac{\omega_i}{\sqrt{2\chi_i}} |\eta_i - \eta_i^*| + \sum_{i=1}^3 \frac{1}{\chi_i} (\eta_i - \eta_i^*) \dot{\eta}_i + \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} & \left(2|b| + \frac{2|c\sigma|}{\sqrt{|s|}}\right) |\eta_3 - \eta_3^*| + \sum_{i=1}^3 \frac{\omega_i}{\sqrt{2\chi_i}} |\eta_i - \eta_i^*| \leq \\ & \quad - \min(r, \omega_1, \omega_2, \omega_3) \sqrt{V} + \\ & \sum_{i=1}^3 \left( \frac{\omega_i}{\sqrt{2\chi_i}} - \frac{1}{\chi_i} \dot{\eta}_i \right) |\eta_i - \eta_i^*| + \left(2|b| + \frac{2|c\sigma|}{\sqrt{|s|}}\right) |\eta_3 - \eta_3^*| \end{aligned} \quad (22)$$

当  $|s| > \varepsilon$  时,  $V > 0$ , 且式(12)等价于

$$\begin{cases} \dot{\eta}_i = \omega_i \sqrt{\frac{\chi_i}{2}} & i = 1, 2 \\ \dot{\eta}_3 = \omega_3 \sqrt{\frac{\chi_3}{2}} + 2|b|\chi_3 + \frac{2|c\sigma|\chi_3}{\sqrt{|s|}} \end{cases} \quad (23)$$

则式(22)可表示为

$$\dot{V} \leq -\min(r, \omega_1, \omega_2, \omega_3) \sqrt{V} = -k\sqrt{V} < 0 \quad (24)$$

式中,  $k = \min(r, \omega_1, \omega_2, \omega_3)$ , 大于零, 则  $s$  将可收敛于  $\varepsilon$  邻域内, 接着求取收敛时间。

根据式(24), 可求得收敛时间为  $t_F = \frac{2}{k}(\sqrt{V(0)} - \sqrt{V(t_F)})$ 。其中,  $V(0)$  为系统初始值,  $V(t_F)$  为当  $s$  进入  $\varepsilon$  邻域时的值, 由式(19)可知,  $\frac{\xi^T P \xi}{\lambda_{\max}(P)} \leq \|\xi\|^2$ , 当  $\|\xi\|^2 \leq \varepsilon$  时, 可保证  $|s| < \varepsilon$ , 则  $\xi^T P \xi \leq \varepsilon \lambda_{\max}(P)$ , 将  $V(t_F) = \varepsilon \lambda_{\max}(P)$  代入收敛时间算式, 得到收敛时间为  $t_F = \frac{2}{k}(\sqrt{V(0)} - \sqrt{\varepsilon \lambda_{\max}(P)})$ , 故  $s$  将在有限时间  $t_F$  内收敛于  $\varepsilon$  邻域内。

### 3 仿真分析

假设仿真过程中均存在参数和模型不确定性, 并在仿真时间  $30 \text{ s} \leq t \leq 40 \text{ s}$  时考虑阵风干扰。

#### 3.1 与传统二阶滑模控制对比

为了比较改进算法与传统超螺旋控制 (STC) 对未知上界干扰的鲁棒性强弱, 将进行两组仿真实验。

第1组实验将不确定参数数值减小10%作为受扰后的数值, 模型不确定和阵风干扰为:  $\Delta \dot{V} = 0.5 + 0.2 \sin t + 0.2 \cos t$ ,  $\Delta \dot{q} = 0.1 + 0.05 \sin t + 0.05 \cos t$ 。

第2组实验将不确定参数数值减小20%作为受扰后的数值, 模型不确定和阵风干扰为:  $\Delta V = 0.6 + 0.3 \sin t + 0.3 \cos t$ ,  $\Delta q = 0.5 + 0.1 \sin t + 0.1 \cos t$ 。

##### 3.1.1 较小不确定性及干扰时的仿真对比分析

第1组实验仿真结果如图1所示, 自适应律参数选取为:  $b = -0.01$ ,  $c = 0.02$ ,  $\chi_1 = \chi_2 = 20$ ,  $\chi_3 = 0.1$ ,  $\omega_1 = \omega_2 = 20$ ,  $\omega_3 = 100$ 。从图1可知, 在第1组实验不确定性和干扰条件下, 本文方法的振荡更小, 在跟踪效果上, 本文方法更优。

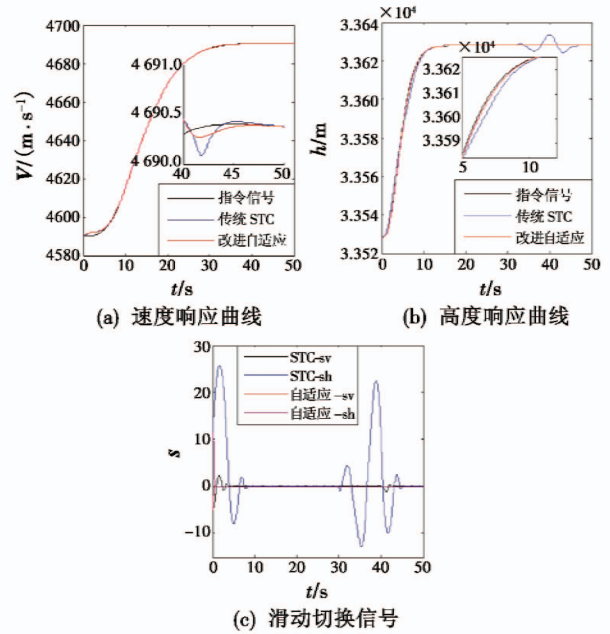


图1 第1组实验仿真结果

Fig. 1 Simulation results of Experiment 1

##### 3.1.2 较大不确定性及干扰时的仿真对比分析

第2组实验中, 仅增大了各种不确定性和干扰, 仿真结果如图2所示。

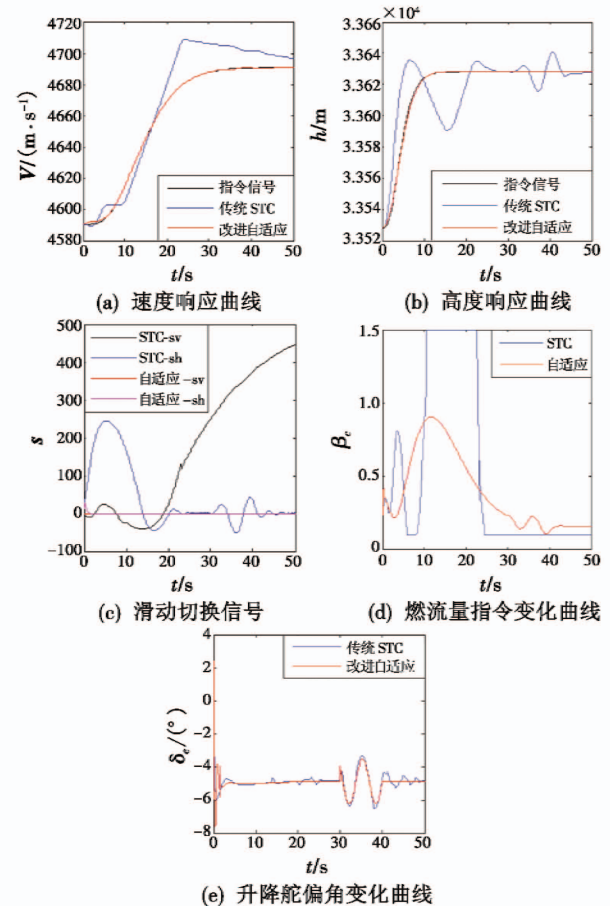


图2 第2组实验仿真结果

Fig. 2 Simulation results of Experiment 2

注:图中“STC-sv”、“STC-sh”分别表示传统超螺旋滑模控制中速度和高度的滑动切换信号,“自适应-sv”、“自适应-sh”分别表示本文改进自适应超螺旋滑模控制中速度和高度的滑动切换信号。

仿真结果表明,改进自适应算法仍能有效地跟踪指令信号,且跟踪误差很小。而传统 STC 在增大不确定性和干扰后,已经无法准确跟踪指令信号了,波动幅度大,在仿真时间内没有趋于稳定。

根据这两组仿真实验结果分析可得,本文提出的改进自适应方法对于未知上界的复合干扰有很强的鲁棒性。

### 3.2 饱和函数的影响

为验证自适应律中加入饱和函数的效果,进行另一组对比实验。仿真结果见图3。

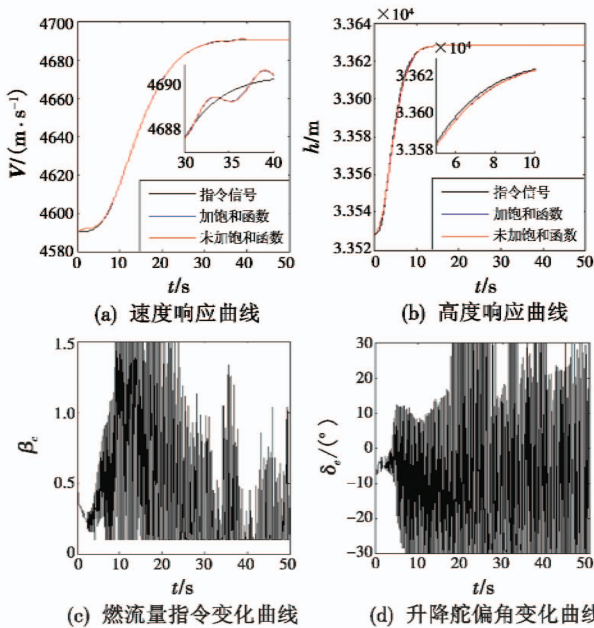


图3 第3组实验仿真结果

Fig. 3 Simulation results of Experiment 3

其中,图3(c)和图3(d)分别为没有加入饱和函数时的燃流量和升降舵偏转角的变化曲线。图2(d)和图2(e)中的红色曲线为加入饱和函数后的燃流量和升降舵偏转角的变化曲线。

从仿真结果可知:无论有无加入饱和函数,控制器均可有效跟踪指令信号,且跟踪效果基本相同。但是,没有加入饱和函数时,要达到图3(a)和图3(b)的跟踪效果,需对燃流量和升降舵偏角做如图3(c)和图3(d)所示的相应变化,在实际控制中是无法实现的,这说明该控制器已经失去了控制效果,也就说明了在自适应律中加入饱和函数的必要性。

## 4 结束语

本文研究了高超声速飞行器纵向运动的不确定性

控制问题:1)设计了一类二阶滑模自适应控制器,并利用类二次型 Lyapunov 函数给出了稳定性证明及自适应律表达式;2)仿真结果表明,该方法在考虑系统存在参数不确定性、模型不确定性以及干扰时,仍具有较好的动态性能;3)该方法处理的复合干扰是未知上界的,放宽了控制器设计条件,更切合实际,具有良好的工程实现价值;4)本文在研究中,对于模型不确定性的建模过于简单,仅以常值代之,其更为准确的建模有待深入研究。

## 参考文献

- [1] 郁嘉,杨鹏飞,严德. 高超声速飞行器模型不确定性影响分析[J]. 航空学报,2015,36(1):192-200.
- [2] 余朝军,江驹,甄子洋,等. 高超声速飞行器弹性自适应控制方法[J]. 哈尔滨工程大学学报,2018,39(6):1026-1031.
- [3] 徐文莹,江驹,甄子洋,等. 基于 Back-Stepping 鲁棒自适应动态面的近空间飞行器控制[J]. 电光与控制,2018,25(11):15-20.
- [4] 刘贺龙,何英姿,谈树萍. 绳系卫星的一种新型高阶滑模控制器设计[J]. 宇航学报,2016,37(7):839-845.
- [5] 付斌,吴兴宇,陈康,等. 反临近空间武器高阶滑模制导控制一体化方法[J]. 西北工业大学学报,2017,35(6):967-974.
- [6] ZONG Q, WANG J, TIAN B L, et al. Quasi-continuous high-order sliding mode controller and observer design for vehicle[J]. Aerospace Science and Technology, 2013, 27(1):127-137.
- [7] 王大伟,高席丰. 四旋翼无人机滑模轨迹跟踪控制器设计[J]. 电光与控制,2016,23(7):55-58,63.
- [8] YANG L, YANG J. Robust higher-order sliding mode control for an air-breathing hypersonic vehicle model[C]// The 3rd International Symposium on Systems and Control in Aeronautics and Astronautics, 2010:1110-1115.
- [9] ZONG Q, WANG J, TAO Y. Adaptive high-order dynamic sliding mode control for a flexible air-breathing hypersonic vehicle[J]. International Journal of Robust & Nonlinear Control, 2013, 23(15):1718-1736.
- [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] 刘燕斌. 高超声速飞行器建模及其先进飞行控制机理的研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2007.
- [12] 安昊. 高超声速飞行器建模及控制方法研究[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学,2013.
- [13] 谭健,周洲,祝小平,等. 快速 super twisting 算法及其在飞翼布局无人机姿态控制上的应用[J]. 控制与决策, 2016, 31(1):143-148.