DOI:10.11918/j.issn.0367-6234.201611078

考虑输入饱和的高超声速飞行器反步法控制

祝 姣[1,3],陈万春[1],马洪忠[2],杨志红[3]

(1.北京航空航天大学 宇航学院,北京 100191;2.中国航天科工集团第三研究院 无人机技术研究所,
北京 100074;3.北京空天技术研究所,北京 100074)

摘 要:为解决输入饱和、参数不确定和气动弹性影响下的高超声速飞行器控制问题,提出一种基于反步法的非线性鲁棒自适应控制方法.针对高超声速飞行器纵向通道控制问题,将其分解为速度子系统和高度子系统分别进行控制器设计.首先,基于 Lyapunov 稳定原理设计了参数估计自适应律来处理输入受限情况的速度跟踪控制问题,即使出现推力饱和也能保证系统稳定性;然后,采用自适应反步法对高度子系统进行分层递推设计,通过引入自适应律对不确定参数进行在线实时估计,以提高控制器的鲁棒性,并且实现了高度的稳定跟踪;同时利用微分跟踪器来获取虚拟控制指令导数;采用鸭翼与升降舵联动控制策略,通过选取合适的联动控制增益可以同时消除控制面与升力耦合带来的非最小相位特性和控制输入对一阶弹性模态的激励;最后,基于 LaSalle 不变集原理证明了闭环控制系统的稳定性.仿真结果表明,所设计的控制器能够有效处理弹性高超声速飞行器的气动参数不确定和控制饱和问题,并且具有良好的闭环跟踪性能.

关键词:高超声速飞行器;输入饱和;不确定性;反步法;自适应;跟踪微分器

中图分类号:V249.1 **文献标志码**:A **文章编号**:0367-6234(2018)04-102-08

Adaptive backstepping control of a flexible hypersonic vehicle with input saturations

ZHU Jiao[1,3], CHEN Wanchun[1], MA Hongzhong[2], YANG Zhihong[3]

(1.School of Astronautics, Beihang University, Beijing 100191, China; 2.UAV Technology Institute, The Third Academy of CASIC, Beijing 100074, China; 3.Beijing Aerospace Technology Institute, Beijing 100074, China)

Abstract: This paper proposes a robust nonlinear control strategy based on adaptive backstepping method to cope with flight control for an air-breathing hypersonic vehicle with input saturation, parameter uncertainties and flexible effects. For the hypersonic-vehicle longitudinal control problem, the controller is designed separately for the velocity and height subsystems. An adaptation law derived from Lyapunov stability principle is adopted for the design of velocity subsystem controller to deal with engine physical limits, the stability of input saturation system is guaranteed. To improve robustness, a backstepping method with adaptive parameter online estimation is introduced to realize the stable tracking of altitude reference trajectory. By choosing a desirable inter-connect gain, the canard works in conjunction with the elevator to suppress the first-order mode under the excitation of control input and improve non-minimum phase behaviour. The derivatives of virtual control are achieved via a tracking differentiator. Based on the LaSalle-Yoshizawa theorem, the proposed control design is proved to be stable. Simulation results show the effectiveness of the control strategy despite the presence of parameter uncertainty, input saturation and aeroelastic effects.

Keywords: hypersonic vehicle; input saturations; uncertainty; backstepping; adaptive; tracking differentiator

吸气式高超声速飞行器由于自身复杂的动力学特性和大跨度的飞行包线,呈现出多学科耦合、强非线性以及强不确定性的特点[1].此外,当燃油当量比指令过大,会引发超燃冲压发动机的热阻塞问题,需要考虑控制输入饱和问题.基于线性化模型进行控制器设计[2-5],无法实现飞行器的大范围控制.在以往研究中,多种非线性控制方法多应用于高超声速飞行器[6-7],已取得较好的效果.对于严反馈形式的飞行动力学模型,反步法控制策略由于递推思路清晰且实现简单,在飞行控制中受到学者们广泛的关注.

文献[8-9]针对弹性高超声速飞行器设计了一种基于反步法的鲁棒自适应控制器,文中用鸭翼来辅助攻角跟踪期望航迹角,升降舵控制跟踪角速度,并将弹性模态视为内动态,取得较好的控制效果,但理论上,鸭翼和升降舵指令之间存在代数环问题,会引起系统的震荡.文献[10-11]针对含有非匹配不确定性的模型设计了抗干扰反演控制器,但均没有考虑气动弹性的影响.文献[12-14]针对弹性高超声速飞行器,设计基于滑模方法的反演控制器,但都没有同时考虑攻角/推力耦合和控制输入受限问题.文献[15]以推力和升降舵为控制变量设计了无人

收稿日期:2016-11-18
作者简介:祝 姣(1988—),女,博士研究生;
陈万春(1964—),男,教授,博士生导师
通信作者:陈万春,wanchun_chen@buaa.edu.cn

机鲁棒自适应控制器,能够有效处理无人机推力饱和以及参数不确定问题.而对于飞行器机体弹性振动,由于其主要激励源来自于舵面产生的控制力,文献[16]指出,通过采用多舵面联合控制,可实现在满足对刚体运动控制的同时避免激励指定的低阶弹性运动模态,能够有效抑制弹性振动.

本文将解决考虑输入饱和与气动参数不确定的弹性高超声速飞行器模型的非线性控制问题,对速度和高度子系统分别进行控制器设计,采用动态逆和反步法分别设计虚拟控制量和实际控制量,利用自适应律估计含有不确定性的气动参数,根据 Lyapunov 稳定性理论设计考虑输入受限的混合自适应律,以解决燃油当量比指令饱和问题,采用鸭翼与升降舵联动控制策略消除控制舵面对一阶弹性模态的激励,并利用非线性微分观测器来获取虚拟指令的微分信号,最后通过仿真对比验证了所设计控制器的有效性.

1　高超声速飞行器动力学模型

弹性高超声速飞行器纵向运动方程描述如下[9]:

$$\begin{cases}\dot{V}=\dfrac{1}{m}(T\cos\alpha-D-mg\sin(\theta-\alpha)),\\ \dot{h}=V\sin(\theta-\alpha),\\ \dot{\alpha}=q+\dfrac{1}{mV}(-T\sin\alpha-L+mg\cos(\theta-\alpha)),\\ \dot{\theta}=q,\\ \dot{q}=M_y/I_{yy},\\ \ddot{\eta}_i=-2\xi_i\omega_i\dot{\eta}_i-\omega_i^2\eta_i+N_i.\end{cases}$$

式中:5 个刚体状态变量包括:速度 V、高度 h、攻角 α、俯仰角 θ、俯仰角速率 q;6 个弹性变量包括:前三阶弹性模态 $\eta_i(i=1,2,3)$ 以及相应的速度变量 $\dot{\eta}_i(i=1,2,3)$;m 为飞行器质量;g 为重力加速度;I_{yy} 为俯仰转动惯量;T、D、L、M、N_i 分别为发动机推力、阻力、升力、俯仰力矩和弹性模态广义力,其曲线拟合形式的力和力矩表达式分别如下:

$$\begin{cases}T\approx\bar{q}S[C_{T,\Phi}(\alpha)+C_T(\alpha)+C_T^{\eta}\boldsymbol{\eta}],\\ L\approx\bar{q}SC_L(\alpha,\delta_e,\delta_c,\boldsymbol{\eta}),\\ D\approx\bar{q}SC_D(\alpha,\delta_e,\delta_c,\boldsymbol{\eta}),\\ M\approx z_T T+\bar{q}S\bar{c}C_M(\alpha,\delta_e,\delta_c,\boldsymbol{\eta}),\\ N_i\approx\bar{q}S[N_i^{\alpha^2}\alpha^2+N_i^{\alpha}\alpha+N_i^{\delta_e}\delta_e+N_i^{\delta_c}\delta_c+N_i^{\eta}\boldsymbol{\eta}],i=1,2,3.\end{cases}$$

式中:升降舵偏角 δ_e、鸭翼 δ_c、燃油当量比 Φ 分别为控制输入;$\bar{q}$ 为飞行动压;S、$\bar{c}$ 分别为气动参考面积和平均气动弦长;z_T 为推力偏心臂长;气动力和力矩系数拟合函数形式如下:

$$\begin{cases}C_{T,\Phi}(\alpha)=C_T^{\Phi\alpha^3}\alpha^3+C_T^{\Phi\alpha^2}\alpha^2+C_T^{\Phi\alpha}\alpha+C_T^{\Phi},\\ C_T(\alpha)=C_T^3\alpha^3+C_T^2\alpha^2+C_T^1\alpha+C_T^0,\\ C_M(\alpha,\delta,\boldsymbol{\eta})=C_M^{\alpha^2}\alpha^2+C_M^{\alpha}\alpha+C_M^{\delta_e}\delta_e+C_M^{\delta_c}\delta_c+C_M^0+C_M^{\eta}\boldsymbol{\eta},\\ C_L(\alpha,\delta,\boldsymbol{\eta})=C_L^{\alpha}\alpha+C_L^{\delta_e}\delta_e+C_L^{\delta_c}\delta_c+C_L^0+C_L^{\eta}\boldsymbol{\eta},\\ C_D(\alpha,\delta,\boldsymbol{\eta})=C_D^{\alpha^2}\alpha^2+C_D^{\alpha}\alpha+C_D^{\delta_e^2}\delta_e^2+C_D^{\delta_e}\delta_e+C_D^{\delta_c^2}\delta_c^2+C_D^{\delta_c}\delta_c+C_D^0+C_D^{\eta}\boldsymbol{\eta},\\ C_j^{\eta}=[C_j^{\eta_1}\quad 0\quad C_j^{\eta_2}\quad 0\quad C_j^{\eta_3}\quad 0],j=T,M,L,D\\ N_i^{\eta}=[N_i^{\eta_1}\quad 0\quad N_i^{\eta_2}\quad 0\quad N_i^{\eta_3}\quad 0],i=1,2,3.\end{cases}$$

式中,$N_i^{(\cdot)}$、$C_T^{(\cdot)}$、$C_M^{(\cdot)}$、$C_L^{(\cdot)}$、$C_D^{(\cdot)}$ 均为拟合得到的气动系数.

本文拟采用鸭翼舵面与升降舵联动的控制策略,达到如下目的:1)通过选取联动控制增益为 $k_{ec}=-C_L^{\delta_e}/C_L^{\delta_c}$,消除控制舵面与升力的耦合,避免非最小相位特性;2)选择合理的鸭翼的布局位置,调整 $N_i^{\delta_c}$ 的值,满足 $N_i^{\delta_e}+k_{ec}N_i^{\delta_c}=0$,以消除控制舵面对一阶模态的激励.

鸭翼和升降舵联动控制避免了控制输入对一阶弹性模态的激励,弹性方程中与 α 有关的项可视为外部激励力,从而不影响一阶弹性模态的稳定性,其稳定性依靠自身的结构阻尼可保证.二、三阶弹性模态频率较高,控制增益对二、三阶弹性模态影响较小,其稳定性也能依靠自身的结构阻尼保证.

2　控制器设计

在本文的设计中,将高超声速飞行器纵向通道分解为速度子系统和高度子系统,其中速度子系统由燃油当量比控制,高度子系统由鸭翼舵面和升降舵面进行联动控制.

2.1　速度子系统

采用自适应动态逆控制方法设计速度子系统.将推力表达式代入速度动力学方程,速度跟踪误差的动力学方程为

$$m\dot{\tilde{V}}=\frac{1}{2}\rho V^2S[C_{T,\Phi}(\alpha)\Phi+C_T(\alpha)]\cos\alpha-\frac{1}{2}\rho V^2SC_D-mg\sin\gamma-m\dot{V}_r.\tag{1}$$

定义不确定参数向量 $\boldsymbol{\theta}_1\in\boldsymbol{R}^{14}$ 如下:

$$\boldsymbol{\theta}_1=[C_T^{\Phi\alpha^3},C_T^{\Phi\alpha^2},C_T^{\Phi\alpha},C_T^{\Phi},C_T^3,C_T^2,C_T^1,C_T^0,C_D^{\alpha^2},C_D^{\alpha},C_D^{\delta_e^2},C_D^{\delta_e},C_D^{\delta_c^2},C_D^{\delta_c},C_D^0,m]^{\mathrm{T}}.$$

式(1)可写成为

$$m\dot{\tilde{V}} = \boldsymbol{\theta}_1^{\mathrm{T}}[\boldsymbol{B}_1(\boldsymbol{x})\boldsymbol{\Phi} - \boldsymbol{\varphi}_1(\boldsymbol{x},\boldsymbol{u},\boldsymbol{y}_r)], \tag{2}$$

其中，$\boldsymbol{\varphi}_1(\boldsymbol{x},\boldsymbol{u},\boldsymbol{y}_r)$、$\boldsymbol{B}_1(\boldsymbol{x})$分别为如下形式：

$$\boldsymbol{\varphi}_1(\boldsymbol{x},\boldsymbol{u},\boldsymbol{y}_r) = \bar{q}S[\boldsymbol{0}_{1\times4}, -\alpha^3\cos\alpha, -\alpha^2\cos\alpha, -\alpha\cos\alpha, -\cos\alpha, \alpha^2, \alpha, \delta_e^2, \delta_e, 1, (g\sin\gamma + \dot{V}_r)/\bar{q}S]^{\mathrm{T}},$$

$$\boldsymbol{B}_1(\boldsymbol{x}) = \bar{q}S[\alpha^3\cos\alpha, \alpha^2\cos\alpha, \alpha\cos\alpha, \cos\alpha, \boldsymbol{0}_{1\times12}]^{\mathrm{T}}.$$

2.1.1 不考虑推力饱和

从图 1 可知，在给定的攻角范围内，$C_{T,\Phi}(\alpha)\neq 0$，从而推出，对于所有给定范围内的攻角和动压，$\boldsymbol{\theta}_1^{\mathrm{T}}\boldsymbol{B}_1(\boldsymbol{x})\neq 0$均成立.

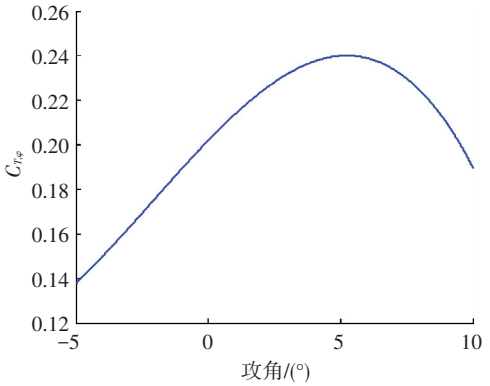


图 1 $C_{T,\Phi}(\alpha)$ 随攻角的变化范围

Fig.1 $C_{T,\Phi(\alpha)}$ as a function of angle of attack

参数 $\boldsymbol{\theta}_1$ 的估计值记为$\hat{\boldsymbol{\theta}}_1$，定义估计误差$\tilde{\boldsymbol{\theta}}_1 = \boldsymbol{\theta}_1 - \hat{\theta}_1$.速度误差子系统的 Lyapunov 方程取为如下形式

$$W_V(\tilde{V},\tilde{\boldsymbol{\theta}}_1) = \frac{\sigma_1}{2}(m\tilde{V}^2 + \tilde{\boldsymbol{\theta}}_1^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\Gamma}_1^{-1}\tilde{\boldsymbol{\theta}}_1). \tag{3}$$

式中：$\sigma_1>0$ 为以比例因子，$\boldsymbol{\Gamma}_1\in\boldsymbol{R}^{14\times14}$为对角正定矩阵.自适应更新律和控制指令取如下形式：

$$\begin{aligned}\dot{\hat{\boldsymbol{\theta}}}_1 &= -\tilde{V}\boldsymbol{\Gamma}_1[\boldsymbol{B}_1(\boldsymbol{x})\boldsymbol{\Phi} - \boldsymbol{\varphi}_1(\boldsymbol{x},\boldsymbol{u},\boldsymbol{y}_r)],\\ \boldsymbol{\Phi} &= \frac{1}{\hat{\boldsymbol{\theta}}_1^{\mathrm{T}}\boldsymbol{B}_1(\boldsymbol{x})}[-k_1\tilde{V} + \boldsymbol{\varphi}_1(\boldsymbol{x},\boldsymbol{u},\boldsymbol{y}_r)^{\mathrm{T}}\hat{\boldsymbol{\theta}}_1].\end{aligned} \tag{4}$$

式中，$k_1>0$ 为反馈增益.对 Lyapunov 方程(3)进行求导，并将式(4)代入，可得

$$\begin{aligned}\dot{W}_V &= \sigma_1\tilde{V}\boldsymbol{\theta}_1^{\mathrm{T}}[\boldsymbol{B}_1(\boldsymbol{x})\boldsymbol{\Phi} - \boldsymbol{\varphi}_1(\boldsymbol{x},\boldsymbol{u},\boldsymbol{y}_r)] +\\ &\quad \sigma_1\tilde{\boldsymbol{\theta}}_1^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\Gamma}_1^{-1}\dot{\tilde{\boldsymbol{\theta}}}_1 = -\sigma_1k_1\tilde{V}^2,\end{aligned} \tag{5}$$

易知，W_V 为正定且径向无界的函数，$\dot{W}_V\leqslant 0$，因此可以得出 $\tilde{V},\tilde{\boldsymbol{\theta}}_1$ 为全局有界的，且 $\tilde{V}$ 收敛到零.

2.1.2 考虑推力饱和

为了维持超燃冲压发动机的正常工作，燃油当量比需要限制在一定的范围之内.记最大可用燃油当量比为 $\overline{\Phi}$，此外，燃油当量比指令必须为正，因此燃油当量比满足 $\Phi\in[0,\overline{\Phi}]$.

假设 1 速度参考指令 V_r 对燃油当量比指令的需求不会违反燃油当量比的限制.

假设 1 可以描述为方程(2)可以达到平衡状态时，即

$$\boldsymbol{\theta}_1^{\mathrm{T}}[\boldsymbol{B}_1(\boldsymbol{x})\boldsymbol{\Phi} - \boldsymbol{\varphi}_1(\boldsymbol{x},\boldsymbol{u},\boldsymbol{y}_r)] = 0, \tag{6}$$

式(6)成立时，$\Phi\in[0,\overline{\Phi}]$.

由图 1 易知，在本文研究的攻角范围内，有 $\boldsymbol{\theta}_1^{\mathrm{T}}\boldsymbol{B}_1(\boldsymbol{x})>0$成立，因此由(6)可以推出

$$\frac{\boldsymbol{\theta}_1^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\varphi}_1(\boldsymbol{x},\boldsymbol{u},\boldsymbol{y}_r)}{\boldsymbol{\theta}_1^{\mathrm{T}}\boldsymbol{B}_1(\boldsymbol{x})}\in[0,\overline{\Phi}]. \tag{7}$$

显然，由式(7)推导出如下两个不等式成立：

$$\boldsymbol{\theta}_1^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\varphi}_1(\boldsymbol{x},\boldsymbol{u},\boldsymbol{y}_r)\geqslant 0, \tag{8}$$

$$\boldsymbol{\theta}_1^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\varphi}_1(\boldsymbol{x},\boldsymbol{u},\boldsymbol{y}_r)\leqslant\boldsymbol{\theta}_1^{\mathrm{T}}\boldsymbol{B}_1(\boldsymbol{x})\overline{\Phi}. \tag{9}$$

下面，分别从燃油当量比超出上边界 $\overline{\Phi}$ 和下边界 0 两种情况来分析.

1) $\Phi=\overline{\Phi}$.如果控制解算得到的燃油当量比指令大于等于 $\overline{\Phi}$，则根据控制律(4)有

$$\frac{1}{\hat{\boldsymbol{\theta}}_1^{\mathrm{T}}\boldsymbol{B}_1(\boldsymbol{x})}[-k_1\tilde{V} + \boldsymbol{\varphi}_1(\boldsymbol{x},\boldsymbol{u},\boldsymbol{y}_r)^{\mathrm{T}}\hat{\boldsymbol{\theta}}_1]\geqslant\overline{\Phi},$$

即

$$\boldsymbol{\varphi}_1(\boldsymbol{x},\boldsymbol{u},\boldsymbol{y}_r)^{\mathrm{T}}\hat{\boldsymbol{\theta}}_1 - \hat{\boldsymbol{\theta}}_1^{\mathrm{T}}\boldsymbol{B}_1(\boldsymbol{x})\overline{\Phi}\geqslant k_1\tilde{V}, \tag{10}$$

此时，有 $\Phi=\overline{\Phi}$，代入方程(5)可得

$$\begin{aligned}\dot{W}_V &= \sigma_1\tilde{V}[\boldsymbol{\theta}_1^{\mathrm{T}}\boldsymbol{B}_1(\boldsymbol{x})\overline{\Phi} - \boldsymbol{\theta}_1^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\varphi}_1(\boldsymbol{x},\boldsymbol{u},\boldsymbol{y}_r)] +\\ &\quad \sigma_1\tilde{\boldsymbol{\theta}}_1^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\Gamma}_1^{-1}\dot{\tilde{\boldsymbol{\theta}}}_1.\end{aligned} \tag{11}$$

下面将从 $\tilde{V}\geqslant 0$ 和 $\tilde{V}<0$ 两种情况进行讨论.

当 $\tilde{V}\geqslant 0$，沿用式(4)所示的更新律，代入式(11)，并利用式(10)得到

$$\dot{W}_V = \sigma_1\tilde{V}[\hat{\boldsymbol{\theta}}_1^{\mathrm{T}}\boldsymbol{B}_1(\boldsymbol{x})\overline{\Phi} - \hat{\boldsymbol{\theta}}_1^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\varphi}_1(\boldsymbol{x},\boldsymbol{u},\boldsymbol{y}_r)]\leqslant -k_1\sigma_1\tilde{V}^2,$$

因此，$\dot{W}_V$ 为半负定的.

当 $\tilde{V}<0$，停止自适应律的更新，即$\dot{\hat{\boldsymbol{\theta}}}_1=0$，代入式(11)，并利用式(9)得到

$$\dot{W}_V = \sigma_1\tilde{V}[\boldsymbol{\theta}_1^{\mathrm{T}}\boldsymbol{B}_1(\boldsymbol{x})\overline{\Phi} - \boldsymbol{\theta}_1^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\varphi}_1(\boldsymbol{x},\boldsymbol{u},\boldsymbol{y}_r)]\leqslant 0,$$

因此，$\dot{W}_V$ 为半负定的.

2) $\Phi=0$.当控制解算的燃油当量比指令为负，则根据控制律(4)有

$$\frac{1}{\hat{\boldsymbol{\theta}}_1^{\mathrm{T}}\boldsymbol{B}_1(\boldsymbol{x})}\left[-k_1\tilde{V} + \boldsymbol{\varphi}_1(\boldsymbol{x},\boldsymbol{u},\boldsymbol{y}_r)^{\mathrm{T}}\hat{\boldsymbol{\theta}}_1\right]\leqslant 0, \tag{12}$$

此时，将 $\Phi=0$ 代入方程(5)有

$$\dot{W}_V = \sigma_1 \widetilde{V}[-\boldsymbol{\theta}_1^{\mathrm{T}} \boldsymbol{\varphi}_1(\boldsymbol{x},\boldsymbol{u},\boldsymbol{y}_r)] + \sigma_1 \tilde{\boldsymbol{\theta}}_1^{\mathrm{T}} \boldsymbol{\Gamma}_1^{-1} \dot{\tilde{\boldsymbol{\theta}}}_1. \tag{13}$$

当 $\widetilde{V} \leqslant 0$ 时,继续沿用式更新律(4),代入式(13),并根据式(12),可得

$$\dot{W}_V = \sigma_1 \widetilde{V}[-\boldsymbol{\theta}_1^{\mathrm{T}} \varphi_1(\boldsymbol{x},\boldsymbol{u},\boldsymbol{y}_r)] + \sigma_1 \tilde{\boldsymbol{\theta}}_1^{\mathrm{T}} \boldsymbol{\Gamma}_1^{-1} \dot{\tilde{\boldsymbol{\theta}}}_1 =$$

$$-\sigma_1 \widetilde{V} \hat{\boldsymbol{\theta}}_1^{\mathrm{T}} \boldsymbol{\varphi}_1(\boldsymbol{x},\boldsymbol{u},\boldsymbol{y}_r) \leqslant -k_1 \sigma_1 \widetilde{V}^2,$$

成立.

当 $\widetilde{V}>0$,停止自适应律的更新,即 $\dot{\hat{\boldsymbol{\theta}}}_1 = 0$,代入式(13),并根据式(8),可得

$$\dot{W}_V = -\sigma_1 \widetilde{V} \boldsymbol{\theta}_1^{\mathrm{T}} \boldsymbol{\varphi}_1(\boldsymbol{x},\boldsymbol{u},\boldsymbol{y}_r) \leqslant 0.$$

综上所述,控制律和自适应律可选取为如下形式:

$$\boldsymbol{\Phi} = \frac{1}{\hat{\boldsymbol{\theta}}_1^{\mathrm{T}} \boldsymbol{B}_1(\boldsymbol{x})}[-k_1 \widetilde{V} + \boldsymbol{\varphi}_1(\boldsymbol{x},\boldsymbol{u},\boldsymbol{y}_r)^{\mathrm{T}} \hat{\boldsymbol{\theta}}_1],$$

$$\dot{\hat{\boldsymbol{\theta}}}_1 = \begin{cases} 0, & \text{if } \boldsymbol{\Phi} < 0 \text{ and } \widetilde{V} \geqslant 0; \\ 0, & \text{if } \boldsymbol{\Phi} \geqslant \bar{\boldsymbol{\Phi}} \text{ and } \widetilde{V} \leqslant 0; \\ -\widetilde{V} \boldsymbol{\Gamma}_1[\boldsymbol{B}_1(\boldsymbol{x})\boldsymbol{\Phi} - \boldsymbol{\varphi}_1(\boldsymbol{x},\boldsymbol{u},\boldsymbol{y}_r)], & \text{其他.} \end{cases}$$

式中 $k_1>0$,$\boldsymbol{\Gamma}_1 = \boldsymbol{\Gamma}_1^{-1}>0$,则能够保证 $\widetilde{V}$ 和 $\hat{\boldsymbol{\theta}}_1$ 全局稳定,并且 $\widetilde{V} \to 0$.

2.2　高度子系统

采用递推形式的自适应反步法对高度子系统进行控制,采用鸭翼与升降舵联动控制的策略.

2.2.1　高度控制

以弹道倾角 $\gamma=\theta-\alpha$ 作为虚拟控制变量对高度进行跟踪.当 γ 较小时,有 $\sin\gamma \approx \gamma$ 成立,高度跟踪误差的动态方程可表示为

$$\dot{\tilde{h}} = V\sin\gamma - \dot{h}_r \approx V\gamma - \dot{h}_r.$$

选取航迹角指令为

$$\gamma_d = -k_2 \tilde{h} + \dot{h}_r / V, \tag{14}$$

式中,$k_2>0$.定义航迹角跟踪误差为 $\tilde{\gamma}=\gamma-\gamma_d$,则高度跟踪指令的误差方程为

$$\dot{\tilde{h}} = -k_2 V \tilde{h} + V\tilde{\gamma}. \tag{15}$$

定义 Lyapunov 函数 $W_h = \frac{1}{2}\tilde{h}^2$,对其进行求导,并将式(15)代入,则有

$$\dot{W}_h = -k_2 V \tilde{h}^2 + V\tilde{\gamma}\tilde{h}. \tag{16}$$

2.2.2　航迹角控制

选择攻角 α 实现航迹角的稳定跟踪控制.航迹角的误差方程为

$$\dot{\tilde{\gamma}} = \frac{1}{mV}\left[\bar{q}SC_L^{\alpha}\alpha + T\sin\alpha - mg\cos\gamma + \bar{q}S(C_L^{\delta_e^r}\delta_e + C_L^{\delta_e^c}\delta_c + C_L^0) - mV\dot{\gamma}_{cmd}\right]. \tag{17}$$

从式(17)可以看到,由于 $T\sin\alpha$ 项中包含了 α 的非线性项,为了使得式(17)满足严反馈形式,需要对攻角非线性项进行处理.本文采用对 $\bar{q}SC_L^{\alpha}\alpha + T\sin\alpha$ 进行一阶泰勒展开的方式.

定义 α 的参数化函数如下

$$f(\alpha,x) = \bar{q}SC_L^{\alpha}\alpha + T\sin\alpha.$$

为保证发动机正常工作,攻角必须保持在很小的变化范围.在初始攻角附近的选择常值 α^*,将 $f(\alpha,x)$ 绕 α^* 进行一阶泰勒展开得到:

$f(\alpha,x) = f(\alpha^*,x) + f'(\alpha^*,x)(\alpha-\alpha^*) + o(\alpha-\alpha^*)$,作为 $\alpha-\alpha^*$ 的高阶项,$o(\alpha-\alpha^*)$ 可以近似为零.

不确定性参数向量 $\boldsymbol{\vartheta}_2$,向量 $\boldsymbol{\varphi}_2(\boldsymbol{x},\boldsymbol{y}_r,\boldsymbol{u})$ 和 $\boldsymbol{B}_2(\boldsymbol{x},\boldsymbol{y}_r,\boldsymbol{u})$ 定义如下:

$$\boldsymbol{\vartheta}_2 = [c_3(\alpha^*), c_4(\alpha^*), c_1(\alpha^*) + C_L^0, c_2(\alpha^*), m]^{\mathrm{T}},$$

$$\boldsymbol{\varphi}_2(\boldsymbol{x},\boldsymbol{y}_r,\boldsymbol{u}) = \bar{q}S[0,0,1,\boldsymbol{\Phi},(-g\cos\gamma - V\dot{\gamma}_{cmd})/\bar{q}S]^{\mathrm{T}},$$

$$\boldsymbol{B}_2(\boldsymbol{x},\boldsymbol{y}_r,\boldsymbol{u}) = \bar{q}S[1,\boldsymbol{\Phi},0,0,0]^{\mathrm{T}}.$$

航迹角误差方程重新表示为

$$\dot{\tilde{\gamma}} = \frac{1}{mV}\boldsymbol{\vartheta}_2^{\mathrm{T}}[\boldsymbol{B}_2(\boldsymbol{x},\boldsymbol{y}_r,\boldsymbol{u})(\alpha-\alpha^*) - \boldsymbol{\varphi}_2(\boldsymbol{x},\boldsymbol{y}_r,\boldsymbol{u})]. \tag{18}$$

选择 Lyapunov 方程为

$$W_{\gamma} = \frac{1}{2}m\tilde{\gamma}^2 + \frac{1}{2}\tilde{\boldsymbol{\vartheta}}_2^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\Gamma}_2^{-1}\tilde{\boldsymbol{\vartheta}}_2.$$

设计自适应律和攻角虚拟指令为:

$$\dot{\hat{\boldsymbol{\vartheta}}}_2 = -\frac{\tilde{\gamma}}{V}\boldsymbol{\Gamma}_2[\boldsymbol{B}_2(\boldsymbol{x},\boldsymbol{y}_r,\boldsymbol{u})(\alpha-\alpha^*) - \boldsymbol{\varphi}_2(\boldsymbol{x},\boldsymbol{y}_r,\boldsymbol{u})], \tag{19}$$

$$\alpha_d = \alpha^* + \frac{-k_3\tilde{\gamma} - V^2\tilde{h} + \hat{\boldsymbol{\vartheta}}_2^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\varphi}_2(\boldsymbol{x},\boldsymbol{y}_r,\boldsymbol{u})}{\hat{\boldsymbol{\vartheta}}_2^{\mathrm{T}}\boldsymbol{B}_2(\boldsymbol{x},\boldsymbol{y}_r,\boldsymbol{u})}. \tag{20}$$

式中 k_{γ} 为设计参数.定义攻角误差为 $\tilde{\alpha}=\alpha-\alpha_d$,沿着式(18)对 W_{γ} 进行求导,并将攻角虚拟指令和自适应律代入,可得到导数为

$$\dot{W}_{\gamma} = -\frac{k_3}{V}\tilde{\gamma}^2 - V\tilde{h}\tilde{\gamma} + \frac{f'(\alpha^*,x)}{V}\tilde{\gamma}\tilde{\alpha}. \tag{21}$$

2.2.3　攻角控制

攻角跟踪误差动态为

$$\dot{\tilde{\alpha}} = q - \dot{\gamma} - \dot{\alpha}_d. \tag{22}$$

定义 Lyapunov 函数为 $W_{\alpha} = \frac{1}{2}\tilde{\alpha}^2$,沿着式(22)进行求导可得

$$\dot{W}_\alpha = \tilde{\alpha}(q - \dot{\gamma} - \dot{\alpha}_d). \tag{23}$$

角速率的指令设计如下：

$$q_d = -k_4\tilde{\alpha} + \dot{\gamma} + \dot{\alpha}_d - \frac{f'(\alpha^*,x)}{V}\tilde{\gamma}. \tag{24}$$

定义角速率跟踪误差为

$$\tilde{q} = q - q_d, \tag{25}$$

将式(24)、(25)代入式(23)中可得

$$\dot{W}_\alpha = -k_4\tilde{\alpha}^2 - \frac{f'(\alpha^*,x)}{V}\tilde{\gamma}\tilde{\alpha} + \tilde{q}\tilde{\alpha}. \tag{26}$$

2.2.4 俯仰角速度控制

俯仰角速度的误差动态为

$$\dot{\tilde{q}} = \frac{z_T T + \bar{q}S\bar{c}(C_M^\alpha\alpha + C_M^{\delta_e}\delta_e + C_M^{\delta_c}\delta_c + C_M^0)}{I_{yy}} - \dot{q}_d.$$

定义不确定参数向量 $\boldsymbol{\vartheta}_3$，向量 $\boldsymbol{\varphi}_3(\boldsymbol{x},\boldsymbol{y}_r,\boldsymbol{u})$ 和 $\boldsymbol{B}_3(\boldsymbol{x})$ 如下：

$$\boldsymbol{\vartheta}_3 = \frac{S}{I_{yy}}[\bar{c}C_M^{\delta_e}, z_T C_T^{\Phi\alpha^3}, z_T C_T^{\Phi\alpha^2}, z_T C_T^{\Phi\alpha}, z_T C_T^{\Phi}, z_T C_T^3, (z_T C_T^2 + \bar{c}C_M^{\alpha^2}), (z_T C_T^1 + \bar{c}C_M^{\alpha}), (z_T C_T^0 + \bar{c}C_M^0)]^{\mathrm{T}},$$

$$\boldsymbol{\varphi}_3(\boldsymbol{x},\boldsymbol{y}_r,\boldsymbol{u}) = -\bar{q}[0,\alpha^3\Phi,\alpha^2\Phi,\alpha\Phi,\Phi,\alpha^3,\alpha^2,\alpha,1]^{\mathrm{T}},$$

$$\boldsymbol{B}_3(x) = [\bar{q},\boldsymbol{0}_{1\times 8}]^{\mathrm{T}}.$$

俯仰角速度的误差动态重新写为

$$\dot{\tilde{q}} = \boldsymbol{\vartheta}_3^{\mathrm{T}}[\boldsymbol{B}_3(\boldsymbol{x})\delta_e - \boldsymbol{\varphi}_3(\boldsymbol{x},\boldsymbol{y}_r,\boldsymbol{u})] - \dot{q}_d.$$

定义 Lyapunov 函数为

$$W_q = \frac{1}{2}\tilde{q}^2 + \frac{1}{2}\tilde{\boldsymbol{\vartheta}}_3^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\Gamma}_3^{-1}\tilde{\boldsymbol{\vartheta}}_3. \tag{27}$$

设计参数估计自适应律和舵面指令为

$$\dot{\hat{\boldsymbol{\vartheta}}}_3 = -\tilde{q}\boldsymbol{\Gamma}_3[\boldsymbol{B}_3(\boldsymbol{x})\delta_e - \boldsymbol{\varphi}_3(\boldsymbol{x},\boldsymbol{y}_r,\boldsymbol{u})], \tag{28}$$

$$\delta_e = \frac{-k_5\tilde{q} + \dot{q}_d + \hat{\boldsymbol{\vartheta}}_3^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\Psi}_3(\boldsymbol{x},\boldsymbol{y}_r)}{\hat{\boldsymbol{\vartheta}}_3^{\mathrm{T}}\boldsymbol{B}_3(\boldsymbol{x})}, \tag{29}$$

对式(27)进行求导，并将自适应律(28)和升降舵指令(29)代入可得

$$\dot{W}_q = -k_5\tilde{q}^2 - \tilde{q}\tilde{\alpha}. \tag{30}$$

2.3 跟踪微分器

从式(14)、(20)和式(24)可以看出，各参考指令表达式都非常复杂.为了避免重复求导困难，引入文献[13]提出的基于双曲正弦函数的微分跟踪器来估计参考指令的微分信号.将 γ_d，α_d 和 q_d 信号通过如下微分跟踪器：

$$\begin{cases}\dot{\bar{\gamma}} = \chi_1,\\ \dot{\chi}_1 = R_1^2[-a_{11}\sinh(l_{11}(\bar{\gamma} - \gamma_d)) - a_{12}\sinh(l_{12}\chi_1/R_1)];\end{cases}$$

$$\begin{cases}\dot{\bar{\alpha}} = \chi_2,\\ \dot{\chi}_2 = R_2^2[-a_{21}\sinh(l_{21}(\bar{\alpha} - \alpha_d)) - a_{22}\sinh(l_{22}\chi_2/R_2)];\end{cases}$$

$$\begin{cases}\dot{\bar{q}} = \chi_3,\\ \dot{\chi}_3 = R_3^2[-a_{31}\sinh(l_{31}(\bar{q} - q_d)) - a_{32}\sinh(l_{32}\chi_3/R_3)].\end{cases}$$

式中：$R_i>0, a_{i1}>0, a_{i2}>0, l_{i1}>0, l_{i2}>0 (i=1,2,3)$；$\bar{\gamma}$、$\bar{\alpha}$、$\bar{q}$ 均收敛于 γ_d、α_d、q_d、χ_1、χ_2、χ_3 均逼近于 $\dot{\gamma}_d$、$\dot{\alpha}_d$、$\dot{q}_d$.

3 稳定性分析

定义系统的 Lyapunov 函数如下：

$$W = W_V + W_h + W_\gamma + W_\alpha + W_q,$$

对 W 进行求导，联合式(16)、(21)、(26)和(30)以及速度子系统结论可知

$$\dot{W} = \dot{W}_V + \dot{W}_h + \dot{W}_\gamma + \dot{W}_\alpha + \dot{W}_q = \dot{W}_V - k_2 V\tilde{h}^2 - \frac{k_3}{V}\tilde{\gamma}^2 - k_4\tilde{\alpha}^2 - k_5\tilde{q}^2 \leqslant 0,$$

即 $\dot{W}$ 是半负定的.由 LaSalle 不变集原理可知，所设计的控制器能够保证 $(V,h,\gamma,\alpha,q,\hat{\boldsymbol{\vartheta}}_1^{\mathrm{T}},\hat{\boldsymbol{\vartheta}}_2^{\mathrm{T}},\hat{\boldsymbol{\vartheta}}_3^{\mathrm{T}})$ 全局稳定，且 (V,h,γ,α,q) 收敛到 $(V_{cmd},h_{cmd},\gamma_{cmd},\alpha_{cmd},0)$.

4 仿真结果

为了验证所设计控制器的有效性，针对吸气式高超声速飞行器非线性模型进行闭环系统仿真.考虑实际燃油当量比限制在[0,1]范围内，升降舵和鸭翼限制在±20°范围内.鸭翼与升降舵进行联动控制，满足 $k_{ec} = -C_L^{\delta_e}/C_L^{\delta_c}$，且 $N_i^{\delta_e} + k_{ec}N_i^{\delta_c} = 0$.

仿真初始状态参数见表 1.

表 1 仿真状态初值

Tab.1 Initial conditions

变量	h/m	V/(m·s^{-1})	α/(°)	θ/(°)	q/((°)·s^{-1})	η_i	$\dot{\eta}_i$
初值	26 212	2 392	2.419	2.419	0	0	0

α^* 选取为表 1 中的初始攻角.为了测试控制器的抗饱和性能，参考指令 V_{ref} 由幅值分别为 27.4 m/s 和 18.3 m/s 的阶梯信号通过二阶滤波器生成，滤波器自然频率 $\omega_{f1} = 1$ rad/s，阻尼比 $\zeta_{f1} = 0.9$.其中，27.4 m/s 阶跃指令将会引起燃油当量比饱和.参考指令 h_{ref} 由幅值为 60 m/s 为的阶跃信号通过二阶滤波器产生，其滤波器自然频率 $\omega_{f2} = 0.3$ rad/s，阻尼比 $\zeta_{f2} = 0.9$.考虑参数不确定性，将自适应估计参数的初始值在其真值 30% 范围内随机选取.控制器参数取为：

$k_1 = 200, k_2 = 1\times10^{-4}, k_3 = 5\times10^{-6}, k_4 = 4, k_5 = 8.$

自适应律参数为：

$\boldsymbol{\Gamma}_1 = 1\times10^{-6}\times\mathbf{I}_{16\times16}, \boldsymbol{\Gamma}_2 = 0.01\times\mathbf{I}_{5\times5}, \boldsymbol{\Gamma}_3 = 0.000\,1\times\mathbf{I}_{10\times10}.$

微分跟踪器参数为:

$$R_1 = 5, R_2 = 12, R_3 = 14,$$

$$a_{11} = a_{21} = a_{31} = a_{12} = a_{22} = a_{132} = 2,$$

$$l_{11} = l_{21} = l_{31} = l_{12} = l_{22} = l_{132} = 3.$$

对未考虑以及考虑输入饱和两种情况的进行仿真对比,仿真结果如图 2~8 所示.由图 2、3 的仿真曲线可知,在未确切知道飞行器气动参数时,速度和高度均具有良好的跟踪效果,超调量很小,且稳态误差收敛至 0.图 4 给出了航迹角、攻角和俯仰角速率的参考指令曲线和实际跟踪曲线,可以看出,航迹角、攻角和角速率等均能实现对名义参考指令的良好跟踪,且航迹角、攻角最终到达稳态值,角速率最终收敛到零,从而验证了控制器的效果.

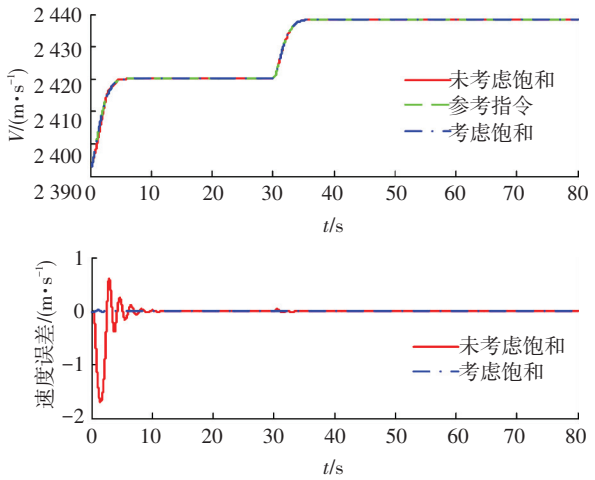


图 2　速度和速度跟踪误差仿真结果

Fig.2　Velocity tracking and tracking error

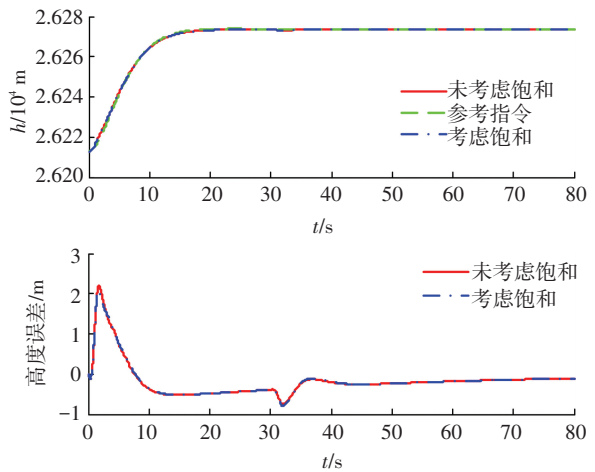


图 3　高度和高度跟踪误差仿真结果

Fig.3　Altitude tracking and tracking error

由图 5、6 可以看出,输入饱和主要出现在燃油当量比的仿真结果中,且出现在速度指令变化较大的 0~10 s 阶段,而升降舵未出现饱和现象,且由图 2 可知,在饱和阶段,速度控制跟踪性能受到一定的影响,出现较大的震荡.同时,综合图 2、5 和图 6 可知,与未考虑输入饱和设计相比,本文设计的抗饱和策略极大程度上减小了燃油当量比饱和时间和指令幅值,并显著减小了速度跟踪曲线在饱和区的震荡幅值和震荡时间,能够有效的处理速度指令过快引起的燃油当量比输入饱和问题.从图 3、6 可以看出,对燃油当量比的饱和处理,可以降低升降舵的震荡现象,但是对高度跟踪性能影响较小.

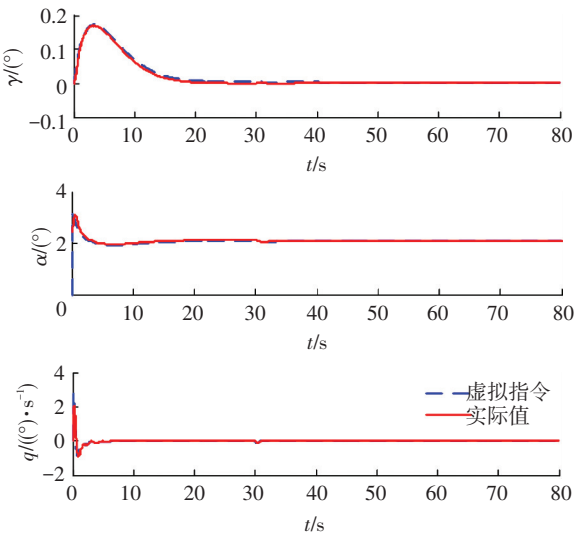


图 4　航迹角、攻角和俯仰角速率仿真结果

Fig.4　Results of flight-path angle, angle of attack and pitch rate

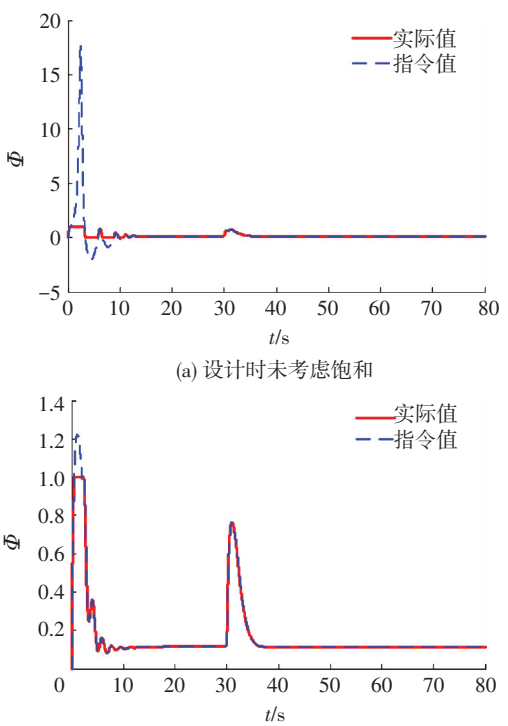
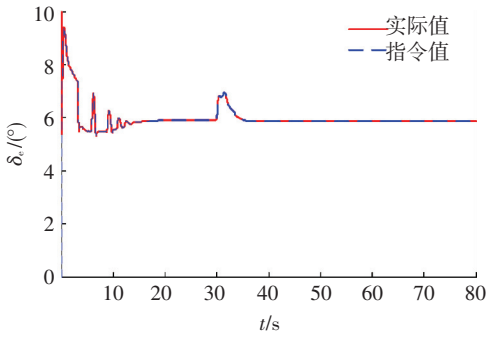
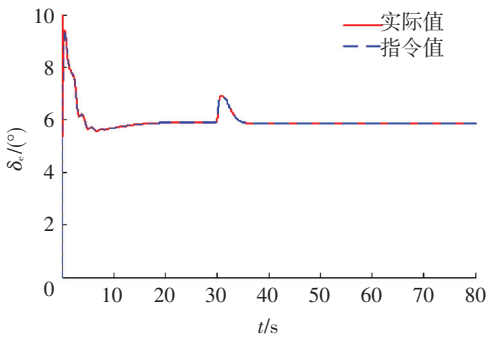


图 5　燃油当量比仿真曲线

Fig.5　Simulation results of equivalence ratio



(a) 设计时未考虑饱和



(b) 设计时考虑饱和

图 6 升降舵仿真曲线

Fig.6 Simulation results of elevator deflection

图 7 代表性的给出了不确定性参数 $\vartheta_3(9)=z_T C_T^1+cC_M^\alpha$ 的实时估计曲线，可见，在不确定性参数真值未知的情况，参数估计值能保持有界并较快的收敛到常值.

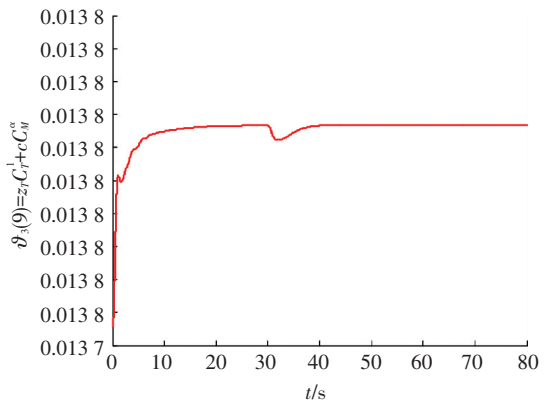
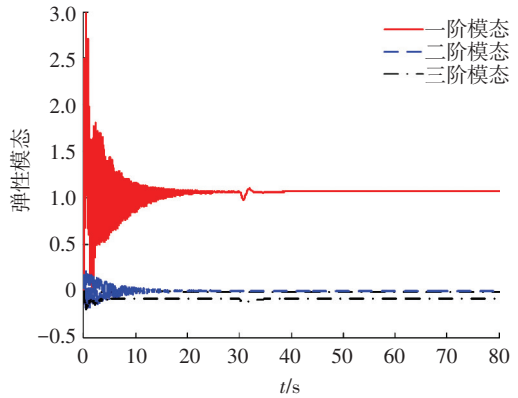


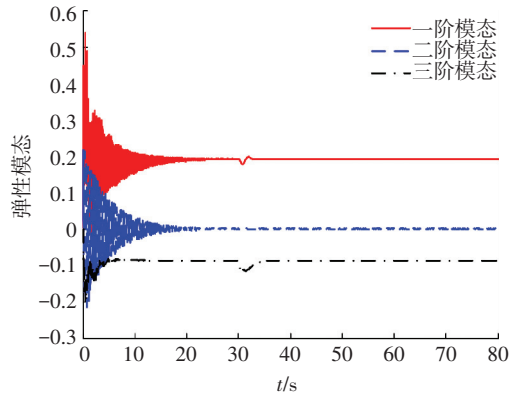
图 7 参数估计值 $\hat{\vartheta}_3(9)$ 仿真结果

Fig.7 Simulation results of estimated parameter $\hat{\vartheta}_3(9)$

由图 8 可知，在没有采用鸭翼配合控制情况下，一阶弹性模态虽然也能保持收敛，但是其震荡幅值较大，且对刚体运动较为敏感，最后的稳态值也维持在较大的数值.采用鸭翼配合时，其震荡幅值大幅减弱，且对刚体运动的变化响应较小，最后的稳态值保持在较小的幅值，这对于飞行器都是非常有利的.从图中还可以看出，二、三阶弹性模态受刚体运动影响较小，能够靠自身的结构阻尼保持稳定.



(a) 无鸭翼的情况



(b) 鸭翼联动控制情况

图 8 弹性模态仿真结果

Fig.8 Simulation results of elastic modes

5 结 论

1)在速度控制设计中考虑了油门实际限幅，所提出的自适应控制律在油门饱和情况下可以保证系统李雅普诺夫稳定性，并能有效改善饱和情况下系统的跟踪性能.

2)为解决模型参数不确定性问题，根据 Lyapunov 稳定性理论设计了实时参数估计自适应律和各级虚拟控制指令，根据 LaSalle 不变集原理，采用所提出的控制策略可保证闭环系统的所有信号都是稳定的，所有虚拟控制量的跟踪误差能够渐进收敛，实时参数估计误差是收敛的.通过引入跟踪微分器获得虚拟控制指令的导数，解决了反步法求导复杂的问题.

3)本文采用鸭翼和升降舵联动的控制策略避免了控制舵面对选定弹性模态的激励，从而保证了弹性模态的能够在较短的时间内迅速收敛.

参考文献

[1] BOLENDER M A, DOMAN D B, Nonlinear longitudinal dynamical model of an air-breathing hypersonic vehicle [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2007, 44(2):374-387. DOI:10.2514/1.23370.

[2] SCHMIDT D K. Optimum mission performance and multivariable

flight guidance for airbreathing launch vehicles[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1997, 20(6): 1157-1164. DOI:10.2514/2.4171.

[3] BUSCHEK H, CALISE A J. Uncertainty modeling and fixed-order controller design for a hypersonic vehicle model[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1997, 20(1):42-48. DOI:10.2514/2.4031.

[4] GREGORY I M, CHOWDHRY R S, MCMINN J D, et al. Hypersonic vehicle model and control law development using H_∞ and μ synthesis[J]. NASA Technical Memorandum 4562, 1994: 1-24. DOI:10.2514/6.1992-5010.

[5] 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. DOI:10.2514/1.32300.

[6] PARKER J T, SERRANI A, YURKOVICH S, et al. Control-oriented modeling of an airbreathing hypersonic vehicle[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2007, 30(3): 856-869. DOI: 10.1016/j.ast.2012.07.004.

[7] ZONG Qun, WANG Jie, TIAN Bailing, et al. Quasi-continuous high-order sliding mode controller and observer design for flexible hypersonic vehicle[J]. Aerospace Science and Technology, 2013, 27(1): 127-137. DOI: 10.1016/j.ast.2012.07.004.

[8] FIORENTINI L, SERRANI A, BOLENDER M, et al. Nonlinear robust adaptive control of flexible air-breathing hypersonic vehicles[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2009, 32(2): 401-417. DOI:10.2514/1.39210.

[9] FIORENTINI L. Nonlinear adaptive controller design for airbreathing hypersonic vehicle[D]. Columbus, Ohio: Ohio State University, 2010.

[10]后德龙, 王青, 王通. 高超声速飞行器抗干扰反步滑模控制[J]. 北京航空航天大学学报, 2014, 40(1): 80-85.
HOU Delong, WANG Qing, WANG Tong. Disturbance rejection sliding mode control of hypersonic vehicle based on backstepping method[J]. Journal of Beijing Universaty of Aeronautics and Astronautics, 2014, 40(1): 80-85.

[11]路遥, 董朝阳, 王青. 高超声速飞行器自适应反步控制器设计[J]. 航空学报, 2015, 36(3): 970-978. DOI:10.7527/S1000-6893.2014.0255.
LU Yao, DONG Chaoyang, WANG Qing. Adaptivebackstepping controller design for hypersonic vehicle[J]. Acta Aeronautica et Astrounautic Sinica, 2015, 36(3): 970-978. DOI: 10.7527/S1000-6893.2014.0255.

[12]卜祥伟,吴晓燕,陈永兴, 等. 吸气式高超声速飞行器鲁棒反演控制器设计[J]. 固体火箭技术, 2014,37(6):743-748. DOI: 10.7673/j.issn.1006-2793.2014.06.002.
BU Xiangwei, WU Xiaoyan, CHEN Yongxing, et al. Robust backstepping controller design for air-breathing hypersonic vehicles[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2014, 37(6): 743-748. DOI:10.7673/j.issn.1006-2793.2014.06.002.

[13] BU Xiangwei, WU Xiaoyan, ZHANG Rui, et al. Tracking differentiator design for the robust backstepping control of a flexible air-breathing hypersonic vehicle[J]. Journal of the Franklin Institute, 2015, 352(4):1739-1765. DOI: 10.1016/j.jfranklin.2015.01.014.

[14]李静,左斌,段洣毅,等. 输入受限的吸气式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. DOI:11-1929/V.201110T4.1505.003.
LI Jing, ZUO Bin, DUAN Miyi, et al. Adaptive Terminal sliding mode control for air-breathing hypersonic vehicle under control input saturations[J]. Acta Aeronautica et Astrounautic Sinica, 2012, 33(2): 220-233. DOI:11-1929/V.20111014.1505.003.

[15]GAVILAN F, VAZQUEZ R, ACOSTA J A, et al. Adaptive control for aircraft longitudinal dynamics with thrust saturation[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2015, 38(4): 651-661. DOI:10.2514/1.G000028.

[16] 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. DOI:10.2514/1.27830.

(编辑　张　红)