

基于非线性干扰观测器的变几何进气道 飞行器自适应模糊控制

窦立谦¹, 毛 奇^{1†}, 苏沛华¹, 胡超芳^{1,2}

(1. 天津大学 电气自动化与信息工程学院, 天津 300072;
2. 系统控制与信息处理教育部重点实验室, 上海 200240)

摘要: 可移动唇罩式变几何进气道高超声速飞行器是指飞行器发动机前端设有一个能沿着来流方向前后平移的唇罩, 从而能够实现飞行器的最大气流捕获, 以提高发动机的机动性能。针对变几何进气道飞行器强非线性以及存在参数不确定性等特点, 提出一种基于非线性干扰观测器的自适应模糊控制策略。首先, 基于反步思想将变几何进气道飞行器模型分解为速度子系统和高度子系统, 并将其转化为严反馈形式控制系统; 其次, 利用模糊逻辑系统并结合自适应技术在线逼近模型参数不确定项; 再次, 采用非线性干扰观测器补偿模糊系统逼近误差和飞行器建模误差; 最后, 通过仿真结果表明所设计的控制器能对飞行器速度和高度参考指令实现准确、稳定地跟踪, 并验证了变几何进气道飞行器的优势。

关键词: 可移动唇罩; 高超声速飞行器; 自适应模糊控制; 非线性干扰观测器; 参数不确定; 跟踪控制

中图分类号: V448.2 文献标志码: A

Adaptive fuzzy control for air-breathing hypersonic vehicle with variable geometry inlet based on nonlinear disturbance observer

DOU Li-qian¹, MAO Qi^{1†}, SU Pei-hua¹, HU Chao-fang^{1,2}

(1. School of Electrical and Information Engineering, Tianjin University, Tianjin 300072, China; 2. Key Laboratory of System Control and Information Processing, Ministry of Education, Shanghai 200240, China)

Abstract: The variable geometry inlet air-breathing hypersonic vehicle (VGIAHV) with movable translating cowl refers to a vehicle that has a lip in the forefront of scramjet inlet, and it is helpful to achieve the maximum capture of air stream and dramatically improve the aerodynamic performance. Considering the characters of high nonlinearity and parameter uncertainties of VGIAHV, an adaptive fuzzy control strategy based on nonlinear disturbance observer (NDO) is proposed in this paper. Firstly, the dynamic model of the VGIAHV is decomposed as a velocity subsystem and an altitude subsystem based on the backstepping method, and it is transformed into a strict form model. Then, the fuzzy logic system (FLS) combined with the adaptive technique is introduced to approximate the uncertainty terms online. Furthermore, the nonlinear disturbance observer is employed to estimate and compensate the approximation errors of the fuzzy system and modeling errors of the vehicle. Simulation results demonstrate the effectiveness of this designed controller in tracking velocity and altitude commands of the vehicle accurately and stably, and show the advantages of the variable geometry inlet for the VGIAHV.

Keywords: movable translating cowl; hypersonic vehicle; adaptive fuzzy control; nonlinear disturbance observer; parameter uncertainty; tracking control

0 引言

吸气式高超声速飞行器一般是指在临近空间内能够实现大于5马赫速度飞行, 且能在大气层中完成远程飞行的一类飞行器。因其兼具航空和航天器的特点, 且能实现高速巡航和突防、空天自主往返等多

种飞行任务和飞行环境, 故在航空航天和民用领域都有着很大的发展潜力和应用前景^[1-2]。然而, 由于高超声速飞行器在大范围飞行包线内以高马赫数飞行, 其在飞行过程中对机体工况的变化和飞行环境的改变非常敏感, 飞行器极易受到气动力参数变化的影响;

收稿日期: 2018-01-04; 修回日期: 2018-03-14。

基金项目: 国家自然科学基金项目(61673294); 系统控制与信息处理教育部重点实验室开放课题基金项目(Scip201608)。

责任编辑: 张庆灵。

[†]通讯作者. E-mail: maoqi1118@tju.edu.cn.

加之高超声速飞行器采取机身发动机一体化的独特外形设计,导致飞行器系统呈现强非线性和强耦合性特点^[3-4].因此,高超声速飞行器的飞行控制系统设计变得极具挑战性.

传统的定几何进气道飞行器(fixed geometry inlet air-breathing hypersonic vehicle, AHV-FGI)在低马赫飞行或者飞行加速度较大的情形下,进气道无法捕获足够的自由来流,从而影响发动机机动性能^[5].由于变几何进气道可以通过改变进气道的几何形状而大大地提升发动机的性能,激发了许多学者将变几何进气道应用于高超声速飞行器的研究,这也成为高超声速飞行器的一个研究热点.目前,变几何进气道主要有:美国X-43A使用的旋转唇罩式变几何进气道^[6],日本ATREX计划使用的轴对称式变几何进气道^[7],法国ONERA机构提出的平移唇罩式变几何进气道等方案^[8-9].实验研究表明,变几何进气道对高超声速飞行器的气动性能影响显著.文献[10]基于一种低阶控制模型,分析了3种变几何进气道的性能;文献[11]使用CFD(computational fluid dynamics)技术,对一种定几何混压式轴对称超声速进气道进行了数值分析;文献[12]设计了二元变几何进气道的气动方案与调节规律.

虽然可移动唇罩结构能够有效扩大飞行器的速度调节范围,有利于AHV系统的加速控制,但飞行器唇罩的移动会引起气动力和力矩的不确定变化,特别是推力会产生较大变化.此外,系统存在一些其他未知干扰,例如风扰、不确定结构力等,影响飞行器跟踪控制性能.因此,在此情形下传统的控制方法与技术,例如滑膜控制方法^[13-14]、动态面控制方法^[15]、鲁棒控制方法^[1]、自适应控制方法^[2,16]等,对于AHV-VGI系统不能消除参数不确定性的影响,对飞行器的跟踪控制性能不利.

本文在分析变几何进气道工作原理的基础上,考虑飞行器模型存在参数不确定情形的跟踪问题,提出一种基于非线性干扰观测器的自适应模糊控制策略.首先,采用模糊逻辑系统对模型中不确定项进行在线近似;其次,利用非线性干扰观测技术在线补偿模糊系统逼近误差和飞行器建模误差,并引入一阶低通滤波器以简化虚拟控制量求导运算;再次,基于Lyapunov理论证明闭环系统的一致有界性;最后,通过仿真验证所设计的控制器的有效性,同时表明变几何进气道飞行器在控制性能上的优势.

1 变几何进气道飞行器模型描述

1.1 可移动唇罩模型建立

在巡航飞行过程中,自由来流会沿着飞行器机体折转从而被进气道捕获.在一定范围内,自由来流捕

获量越多,发动机燃料的燃烧效率越高.可移动唇罩设置在发动机进气道的前端,能够沿着自由来流的方向前后移动.如图1所示,可移动唇罩向前移动 L_1 的距离,飞行器则能够额外捕获 D_2 区域的自由来流,从而实现对整个 D 区域的自由来流捕获.因此,飞行器可以根据飞行需求进行前后调节唇罩伸长量以捕获适当的进气量,进而提高飞行器发动机性能.

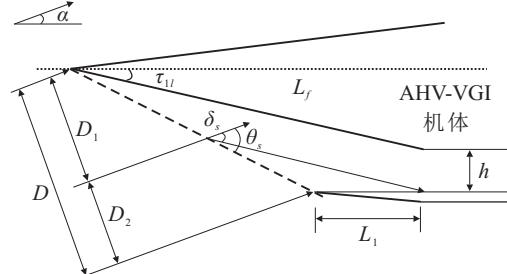


图1 可移动唇罩原理

由图1可以得到如下几何关系式:

$$L_1 = L_f - (L_f \tan \tau_{1l} + h) \cot(\theta_s - \alpha). \quad (1)$$

其中: L_1 为唇罩伸长量, $L_f = 47\text{ ft}$ 为飞行器前体长度, $\tau_{1l} = 6.2^\circ$ 为前体下转角, $h = 3.5\text{ ft}$, θ_s 为激波角, $\delta_s = \alpha + \tau_{1l}$ 为斜激波角, α 为飞行器攻角.

由式(1)可知,唇罩伸长量 L_1 为 θ_s 和 α 的函数.由文献[17]可知,激波角是关于飞行马赫数Ma和攻角的函数.在本文中,通过曲线拟合方式得到唇罩伸长量 \hat{l} 的解析表达式为

$$\hat{l} \approx C_l^\alpha \cdot \alpha + C_l^{\alpha^2} \cdot \alpha^2 + C_l^{\text{Ma}} \cdot \text{Ma} + C_l^0, \quad (2)$$

其中 C_l^α 、 $C_l^{\alpha^2}$ 、 C_l^{Ma} 、 C_l^0 为拟合系数,其具体参数值见表1.

表1 变几何进气道飞行器气动参数值

气动参数	值	气动参数	值
C_l^α	-0.2804	$C_l^{\alpha^2}$	0.0281
C_l^{Ma}	-3.151	C_l^0	31.611
C_L^α	0.0157	C_L^{Ma}	5.45e-05
$C_L^{\delta_e}$	0.0066	C_L^0	0.0046
C_D^α	1.28e-04	$C_D^{\alpha^2}$	3.59e-04
$C_D^{\delta_e}$	-1.97e-10	$C_D^{\delta_e^2}$	4.37e-05
$C_D^{\alpha\delta_e}$	9.78e-05	C_D^{Ma}	-5.32e-04
C_D^0	0.0133	C_T^α	0.0328
C_T^{Ma}	0.0026	C_T^0	-0.1520
$C_T^{\phi\alpha}$	0.3152	$C_T^{\phi\text{Ma}}$	-0.7030
C_T^ϕ	8.9227	C_M^α	0.0064
C_M^{Ma}	-0.0022	$C_M^{\delta_e}$	-0.0140
C_M^ϕ	-0.0072	C_M^0	0.0510
$C_{L,l}^\alpha$	9.02e-05	$C_{L,l}^{\text{Ma}}$	-1.317e-04
$C_{L,l}^0$	0.0012	$C_{D,l}^\alpha$	1.844e-05
$C_{D,l}^{\text{Ma}}$	-1.0037e-05	$C_{D,l}^0$	5.121e-05
$C_{T,l}^\alpha$	0.0025	$C_{T,l}^{\text{Ma}}$	-0.0045
$C_{T,l}^0$	0.0596	$C_{M,l}^\alpha$	1.529e-05
$C_{M,l}^{\text{Ma}}$	4.303e-05	$C_{M,l}^0$	-2.53e-04

1.2 高超声速飞行器动态模型

1.2.1 高超声速飞行器纵向模型

通用的高超声速飞行器刚体模型可以由飞行器的5个刚性状态量(速度 V 、高度 h 、航迹角 γ 、攻角 α 和俯仰角速率 Q)来描述,即

$$\begin{cases} \dot{V} = (T \cos \alpha - D)/m - g \sin \gamma, \\ \dot{h} = V \sin \gamma, \\ \dot{\gamma} = (T \sin \alpha + L)/(mV) - g \cos \gamma/V, \\ \dot{\alpha} = Q - \dot{\gamma}, \\ \dot{Q} = M/I_{yy}. \end{cases} \quad (3)$$

其中: m 、 I_{yy} 、 g 分别为飞行器的质量、转动惯量和重力加速度, L 、 D 、 T 和 M 分别代表飞行器所受升力、阻力、推力和俯仰力矩.AHV-VGI与AHV-FGI数学模型的不同之处在于,AHV-VGI的气动力会受到唇罩伸长量的影响,其气动力的表达式如下:

$$\begin{cases} L = \bar{q}S \cdot (C_L + C_L^l \cdot \hat{l}), \\ D = \bar{q}S \cdot (C_D + C_D^l \cdot \hat{l}), \\ T = \bar{q} \cdot (C_T + C_T^\phi \cdot \phi + C_T^l \cdot \hat{l}), \\ M = \bar{q}S\bar{c} \cdot (C_M + C_M^l \cdot \hat{l}) + z_T T. \end{cases} \quad (4)$$

其中: $\bar{q} = 1/2\rho V^2$ 为气动压; ρ 、 S 、 \bar{c} 、 z_T 分别表示空气密度、平均气动弦长、参考面积和推力臂; C_L 、 C_D 、 C_M 、 C_T 为飞行器气动系数, C_L^l 、 C_D^l 、 C_M^l 、 C_T^l 为可移动唇罩引入的不确定项,其拟合表达式为

$$\begin{cases} C_L = C_L^\alpha \alpha + C_L^{\text{Ma}} \text{Ma} + C_L^{\delta_e} \delta_e + C_L^0, \\ C_D = C_D^\alpha \alpha + C_D^{\alpha^2} \alpha^2 + C_D^{\delta_e} \delta_e + C_D^{\delta_e^2} \delta_e^2 + C_D^{\alpha \delta_e} \alpha \delta_e + C_D^{\text{Ma}} \text{Ma} + C_D^0, \\ C_T = C_T^\alpha \alpha + C_T^{\text{Ma}} \text{Ma} + C_T^0, \\ C_T^\phi = C_T^{\phi \alpha} \alpha + C_T^{\phi \text{Ma}} \text{Ma} + C_T^\phi, \\ C_M = C_M^\alpha \alpha + C_M^{\text{Ma}} \text{Ma} + C_M^{\delta_e} \delta_e + C_M^\phi \phi + C_M^0, \\ C_L^l = C_{L,l}^\alpha \alpha + C_{L,l}^{\text{Ma}} \text{Ma} + C_{L,l}^0, \\ C_D^l = C_{D,l}^\alpha \alpha + C_{D,l}^{\text{Ma}} \text{Ma} + C_{D,l}^0, \\ C_T^l = C_{T,l}^\alpha \alpha + C_{T,l}^{\text{Ma}} \text{Ma} + C_{T,l}^0, \\ C_M^l = C_{M,l}^\alpha \alpha + C_{M,l}^{\text{Ma}} \text{Ma} + C_{M,l}^0. \end{cases} \quad (5)$$

式(5)中气动系数的具体参数值详见表1.

1.2.2 高超声速飞行器模型转化

首先给出如下假设.

假设1 飞行器模型(3)中的 $T \sin \alpha$ 项的值相对于升力 L 非常小,可以忽略不计.

基于假设1,将AHV模型(3)转化为如下严反馈

形式的控制系统:

$$\begin{cases} \dot{V} = (g_V + \Delta g_V)\phi + f_V + \Delta f_V + (f_V^l + \Delta f_V^l)\hat{l}, \\ \dot{h} = V \sin \gamma, \\ \dot{\gamma} = (g_\gamma + \Delta g_\gamma)\alpha + f_\gamma + \Delta f_\gamma + (f_\gamma^l + \Delta f_\gamma^l)\hat{l}, \\ \dot{\alpha} = g_\alpha Q + f_\alpha + \Delta f_\alpha + (f_\alpha^l + \Delta f_\alpha^l)\hat{l}, \\ \dot{Q} = (g_Q + \Delta g_Q)\delta_e + f_Q + \Delta f_Q + (f_Q^l + \Delta f_Q^l)\hat{l}. \end{cases} \quad (6)$$

其中

$$\begin{cases} g_V = \bar{q}C_T^\phi \cos \alpha/m, \\ f_V = \bar{q}[C_T \cos \alpha - S(C_D^\alpha \alpha + C_D^{\alpha^2} \alpha^2 + C_D^{\text{Ma}} \text{Ma} + C_D^0)]/m - g \sin \gamma, \\ f_V^l = \frac{\bar{q}}{m}[(C_T^l \cos \alpha - SC_D^l)\hat{l} - S(C_D^{\delta_e} \delta_e + C_D^{\delta_e^2} \delta_e^2 + C_D^{\alpha \delta_e} \alpha \delta_e)], \\ g_\gamma = \bar{q}SC_L^\alpha/(mV), \\ f_\gamma = \bar{q}[S(C_L^{\text{Ma}} \text{Ma} + C_L^0)]/(mV)g \cos \gamma/V, \\ f_\gamma^l = \frac{\bar{q}}{mV}[(C_T^l \sin \alpha + SC_L^l)\hat{l} + (C_T^\alpha \sin \alpha + C_T^{\phi \alpha} \phi \sin \alpha)\alpha], \\ g_\alpha = 1, \\ f_\alpha = -g_\gamma \alpha - f_\gamma, \\ f_\alpha^l = -f_\gamma^l, \\ g_Q = \bar{q}S\bar{c}C_M^{\delta_e}/I_{yy}, \\ f_Q = \bar{q}[S\bar{c}(C_M^\alpha \alpha + C_M^{\text{Ma}} \text{Ma} + C_M^0) + z_T C_T]/I_{yy}, \\ f_Q^l = \frac{\bar{q}}{I_{yy}}[(z_T C_T^l + S\bar{c}C_M^l) + S\bar{c}C_M^\phi \phi + z_T C_T^\phi \phi]. \end{cases}$$

f_i^l ($i = V, \gamma, \alpha, Q$)表示可移动唇罩引入的非线性不确定项, Δg_i 、 Δf_i 、 Δf_i^l 表示模型参数摄动引起的不确定项.

在本文中,变几何进气道高超声速飞行器控制系统设计的主要目标是考虑飞行器模型(6)存在参数摄动量情形,设计合理的燃料当量比 ϕ 和升降舵偏角 δ_e ,使得飞行器在纵向平面内能够实现对速度和高度参考指令 $y_d = [V_d, h_d]$ 稳定、准确的跟踪.

2 基于NDO的自适应模糊控制器设计

在飞行器模型(3)和(6)中,控制系统输入分别为 ϕ 和 δ_e ,系统输出为 V 和 h .其中,速度变化与 ϕ 有关,而高度主要由 δ_e 控制,因此,本文将分别设计速度子系统控制器和高度子系统控制器.

假设2 假设飞行器速度和高度参考跟踪指令信号 V_d 和 h_d 连续光滑有界,且其高阶导数均连续有界.

假设3 系统增益函数 g_k 及其导数 \dot{g}_k 均为连续光滑有界的,即存在正常数 \bar{g}_k 、 g_k^d ,使得 $0 < |g_k| \leq \bar{g}_k$ 且 $|\dot{g}_k| \leq g_k^d$.

$$\bar{g}_k, 0 < |\dot{g}_k| \leq g_k^d, k = V, \gamma, Q.$$

在模型(6)中, Δg_i 、 Δf_i 、 Δf_i^l 表示由系统参数摄动引起的不确定项。为确保飞行器系统的跟踪控制性能,本文将采用模糊逻辑系统并结合自适应技术在线逼近模型中不确定函数项。模糊逻辑系统的输出表示为

$$y_f = \boldsymbol{\theta}^T \boldsymbol{\xi}(\mathbf{x}). \quad (7)$$

其中: $\mathbf{x} = [x_1, \dots, x_n] \in R^n$ 和 $\boldsymbol{\theta} \in R^M$ 为有界参数向量; $\boldsymbol{\xi}(\mathbf{x}) = [\xi_1(\mathbf{x}), \dots, \xi_M(\mathbf{x})] \in R^M$ 为模糊基函数向量,且有

$$\xi_j(\mathbf{x}) = \frac{\prod_{i=1}^n \mu_{A_i^j}(x_i)}{\sum_{j=1}^M \left[\prod_{i=1}^n \mu_{A_i^j}(x_i) \right]}.$$

$\mu_A(x_i)$ 为 x_i 的隶属度函数, M 为模糊建模规则数。

定理1 $f(\mathbf{x})$ 为紧集 Ω 内的光滑连续函数, 则对于任意的 $\varepsilon > 0$, 都存在一个如式(7)所示的模糊逻辑系统使得

$$\sup_{\mathbf{x} \in \Omega} |f(\mathbf{x}) - \boldsymbol{\theta}^T \boldsymbol{\xi}(\mathbf{x})| \leq \varepsilon$$

成立^[18], 其中 ε 为模糊系统逼近误差。

2.1 速度控制器设计

定义速度跟踪误差 $\tilde{V} = V - V_d$, 并利用FLS在线逼近模型的不确定项 $\Delta f_V + \Delta f_V^l \cdot \hat{l}$, 即

$$\Delta f_V + \Delta f_V^l \cdot \hat{l} = \boldsymbol{\theta}_V^{*T} \boldsymbol{\xi}_V + \varepsilon_V. \quad (8)$$

其中: $\boldsymbol{\theta}_V^*$ 为最优参数向量, ε_V 为模糊系统的逼近误差。类似地, 在高度子系统中, $\boldsymbol{\theta}_i^*$ 为最优参数向量, ε_i 为模糊系统的逼近误差, $i = V, \gamma, \alpha, Q$ 。

假设4 模糊逻辑系统的逼近误差 ε_i 有界, 即存在常数 $\bar{\varepsilon}_i > 0$, 使得 $|\varepsilon_i| \leq \bar{\varepsilon}_i$ 。

为了保证控制系统的跟踪精度, 将逼近误差 ε_V 视为系统扰动的一部分, 则速度子系统的扰动项 $D_V = \varepsilon_V + \Delta g_V \cdot \phi$. 由速度跟踪误差定义得到如下动态方程:

$$\dot{\tilde{V}} = g_V \cdot \phi + f_V + f_V^l \cdot \hat{l} + \boldsymbol{\theta}_V^{*T} \boldsymbol{\xi}_V + D_V - \dot{V}_d. \quad (9)$$

注1 本文考虑的系统扰动项 D_i ($i = V, \gamma, \alpha, Q$) 随时间的变化很慢, 即可认为 $\dot{D}_i \approx 0$ 。

因未知扰动项 D_V 会影响系统的跟踪控制性能, 故设计如下的NDO在线检测 D_V 并进行补偿:

$$\begin{cases} \hat{D}_V = z_V + \beta_V V, \\ \dot{z}_V = -\beta_V z_V - \beta_V [g_V \cdot \phi + f_V + f_V^l \cdot \hat{l} + \hat{\boldsymbol{\theta}}_V^{*T} \boldsymbol{\xi}_V + \beta_V V]. \end{cases} \quad (10)$$

其中: \hat{D}_V 、 $\hat{\boldsymbol{\theta}}_V$ 分别为 D_V 、 $\boldsymbol{\theta}_V^*$ 的估计值, z_V 为NDO的状态量, $\beta_V > 0$ 为待设计参数。

状态量, $\beta_V > 0$ 为待设计参数。

定义扰动估计误差为 $\tilde{D}_V = D_V - \hat{D}_V$, 模糊逻辑系统的估计误差为 $\tilde{\boldsymbol{\theta}}_V = \hat{\boldsymbol{\theta}}_V - \boldsymbol{\theta}_V^*$, 则有

$$\begin{aligned} \dot{\hat{D}}_V &= -\beta_V \hat{D}_V + \beta_V D_V - \beta_V \hat{\boldsymbol{\theta}}_V^T \boldsymbol{\xi}_V = \\ &\quad \beta_V \tilde{D}_V - \beta_V \hat{\boldsymbol{\theta}}_V^T \boldsymbol{\xi}_V. \end{aligned} \quad (11)$$

类似地, 有 $\tilde{D}_i = D_i - \hat{D}_i$, $\tilde{\boldsymbol{\theta}}_i = \hat{\boldsymbol{\theta}}_i - \boldsymbol{\theta}_i^*$, 其中 $i = \gamma, \alpha, Q$ 相应参数将在高度子控制器中呈现。

假设5 系统扰动估计误差 \tilde{D}_i 有界, 即存在正常数 \bar{D}_i , 使得 $|\tilde{D}_i| \leq \bar{D}_i$.

将飞行器速度子系统的控制量 ϕ 设计为

$$\phi = g_V^{-1} [-k_V \tilde{V} - f_V - f_V^l \cdot \hat{l} - \hat{\boldsymbol{\theta}}_V^T \boldsymbol{\xi}_V - \hat{D}_V + \dot{V}_d], \quad (12)$$

其中 $k_V > 0$ 为待设计参数。

参数向量 $\hat{\boldsymbol{\theta}}_V$ 的自适应更新率选取为如下形式:

$$\dot{\hat{\boldsymbol{\theta}}}_V = \mu_V [\boldsymbol{\xi}_V (\tilde{V} - \beta_V \tilde{D}_V) - c_V \hat{\boldsymbol{\theta}}_V], \quad (13)$$

其中 $\mu_V > 0$ 和 $c_V > 0$ 为待设计参数。

2.2 高度控制器设计

由模型(6)可知, 飞行器高度 h 与航迹角 γ 一一对应, 因此, 基于反步设计思想可将高度指令 h_d 转化为航迹角指令 γ_d , 即

$$\gamma_d = \arcsin \left[\frac{-k_h(h - h_d) + \dot{h}_d}{V} \right], \quad (14)$$

其中 $k_h > 0$ 为待设计参数。

假设6 航迹角指令 γ_d 及其导数 $\dot{\gamma}_d$ 、 $\ddot{\gamma}_d$ 均为连续光滑有界函数。

Step 1: 定义航迹角跟踪误差 $\tilde{\gamma} = \gamma - \gamma_d$. 类似地, 模型不确定项通过FLS在线逼近, $\Delta f_\gamma + \Delta f_\gamma^l \cdot \hat{l} = \boldsymbol{\theta}_\gamma^{*T} \boldsymbol{\xi}_\gamma + \varepsilon_\gamma$. 航迹角子系统扰动项可表示为 $D_\gamma = \varepsilon_\gamma + \Delta g_\gamma \cdot \alpha$.

对航迹角跟踪误差求导, 可得

$$\dot{\tilde{\gamma}} = g_\gamma \cdot \alpha + f_\gamma + f_\gamma^l \cdot \hat{l} + \boldsymbol{\theta}_\gamma^{*T} \boldsymbol{\xi}_\gamma + D_\gamma - \dot{\gamma}_d. \quad (15)$$

设计如下NDO在线检测并补偿 D_γ :

$$\begin{cases} \hat{D}_\gamma = z_\gamma + \beta_\gamma \gamma, \\ \dot{z}_\gamma = -\beta_\gamma z_\gamma - \beta_\gamma [g_\gamma \cdot \alpha + f_\gamma + f_\gamma^l \cdot \hat{l} + \hat{\boldsymbol{\theta}}_\gamma^{*T} \boldsymbol{\xi}_\gamma + \beta_\gamma \gamma]. \end{cases} \quad (16)$$

其中: \hat{D}_γ 、 $\hat{\boldsymbol{\theta}}_\gamma$ 分别为 D_γ 和 $\boldsymbol{\theta}_\gamma^*$ 的估计值, z_γ 为NDO的状态量, $\beta_\gamma > 0$ 为待设计参数。

设计航迹角子系统的虚拟控制量为

$$\bar{\alpha}_d = g_\gamma^{-1} [-k_\gamma \tilde{\gamma} - f_\gamma - f_\gamma^l \cdot \hat{l} - \hat{\boldsymbol{\theta}}_\gamma^{*T} \boldsymbol{\xi}_\gamma - \hat{D}_\gamma + \dot{\gamma}_d], \quad (17)$$

其中 $k_\gamma > 0$ 为待设计参数. 选取参数向量 $\hat{\boldsymbol{\theta}}_\gamma$ 自适应更新率为

$$\dot{\hat{\theta}}_\gamma = \mu_\gamma [\xi_\gamma (\tilde{\gamma} - \beta_\gamma \tilde{D}_\gamma) - c_\gamma \hat{\theta}_\gamma], \quad (18)$$

其中 $\mu_\gamma > 0$ 和 $c_\gamma > 0$ 为待设计参数.

为简化虚拟控制量的求导运算, $\bar{\alpha}_d$ 通过如下一阶低通滤波器(时间常数为 η_1)求得其估计值 α_d :

$$\eta_1 \dot{\alpha}_d + \alpha_d = \bar{\alpha}_d, \quad \bar{\alpha}_d(0) = \alpha_d(0). \quad (19)$$

Step 2: 定义攻角跟踪误差 $\tilde{\alpha} = \alpha - \alpha_d$. 对于模型不确定项, 采用FLS在线逼近, 则有 $\Delta f_\alpha + \Delta f_\alpha^l \cdot \hat{l} = \theta_\alpha^{*\mathrm{T}} \xi_\alpha + \varepsilon_\alpha$. 攻角子系统扰动项为 $D_\alpha = \varepsilon_\alpha$.

对攻角跟踪误差求导后可得

$$\dot{\tilde{\alpha}} = Q + f_\alpha + f_\alpha^l \cdot l + \theta_\alpha^{*\mathrm{T}} \xi_\alpha + D_\alpha - \dot{\alpha}_d. \quad (20)$$

设计如下NDO对 D_α 在线检测并进行补偿:

$$\begin{cases} \hat{D}_\alpha = z_\alpha + \beta_\alpha \alpha, \\ \dot{z}_\alpha = -\beta_\alpha z_\alpha - \beta_\alpha [Q + f_\alpha + f_\alpha^l \cdot \hat{l} + \theta_\alpha^{*\mathrm{T}} \xi_\alpha + \beta_\alpha \alpha]. \end{cases} \quad (21)$$

其中: \hat{D}_α 、 $\hat{\theta}_\alpha$ 分别为 D_α 和 θ_α^* 的估计值, z_α 为NDO的状态量, $\beta_\alpha > 0$ 为待设计参数.

攻角子系统的虚拟控制量设计为

$$\bar{Q}_d = -g_\gamma \tilde{\gamma} - k_\alpha \tilde{\alpha} - f_\alpha - f_\alpha^l \cdot \hat{l} - \hat{\theta}_\alpha^{*\mathrm{T}} \xi_\alpha \hat{D}_\alpha + \dot{\alpha}_d, \quad (22)$$

其中 $k_\alpha > 0$ 为待设计参数. 选取参数向量 $\hat{\theta}_\alpha$ 自适应更新率为

$$\dot{\hat{\theta}}_\alpha = \mu_\alpha [\xi_\alpha (\tilde{\alpha} - \beta_\alpha \tilde{D}_\alpha) - c_\alpha \hat{\theta}_\alpha], \quad (23)$$

其中 $\mu_\alpha > 0$ 和 $c_\alpha > 0$ 为待设计参数.

虚拟控制量 \bar{Q}_d 可通过如下一阶低通滤波器(时间常数为 η_2)求得其估计值 α_d :

$$\eta_2 \dot{\bar{Q}}_d + \bar{Q}_d = \bar{Q}_d, \quad \bar{Q}_d(0) = Q_d(0). \quad (24)$$

Step 3: 定义俯仰角速率跟踪误差 $\tilde{Q} = Q - Q_d$, 并利用FLS在线逼近模型中的不确定项, 则有 $\Delta f_Q + \Delta f_Q^l \cdot \hat{l} = \theta_Q^{*\mathrm{T}} \xi_Q + \varepsilon_Q$. 俯仰角速率子系统的扰动项为 $D_Q = \varepsilon_Q + \Delta g_Q \cdot \delta_e$.

对俯仰角速率跟踪误差求导后可得

$$\dot{\tilde{Q}} = g_Q \cdot \delta_e + f_Q + f_Q^l \cdot l + \theta_Q^{*\mathrm{T}} \xi_Q + D_Q - \dot{\bar{Q}}_d. \quad (25)$$

设计如下NDO在线检测并补偿 D_Q :

$$\begin{cases} \hat{D}_Q = z_Q + \beta_Q Q, \\ \dot{z}_Q = -\beta_Q z_Q - \beta_Q [g_Q \cdot \delta_e + f_Q + f_Q^l \cdot \hat{l} + \hat{\theta}_Q^{*\mathrm{T}} \xi_Q + \beta_Q Q]. \end{cases} \quad (26)$$

其中: \hat{D}_Q 、 $\hat{\theta}_Q$ 分别为 D_Q 和 θ_Q^* 的估计值, z_Q 为NDO的状态量, $\beta_Q > 0$ 为待设计参数.

将高度子系统的实际控制量 δ_e 设计为如下形式:

$$\begin{aligned} \delta_e = g_Q^{-1} &[-\tilde{\alpha} - k_Q \tilde{Q} - f_Q - f_Q^l \cdot \hat{l} - \\ &\hat{\theta}_Q^{*\mathrm{T}} \xi_Q - \hat{D}_Q + \dot{\bar{Q}}_d]. \end{aligned} \quad (27)$$

其中: $k_Q > 0$ 为待设计参数; 参数向量 $\hat{\theta}_Q$ 的自适应更新率选取为

$$\dot{\hat{\theta}}_Q = \mu_Q [\xi_Q (\tilde{Q} - \beta_Q \tilde{D}_Q) - c_Q \hat{\theta}_Q], \quad (28)$$

$\mu_Q > 0$ 和 $c_Q > 0$ 为待设计参数.

3 稳定性分析

定理2 对于AHV-VGI的控制系统(6), 满足假设1~假设4, 飞行器速度和高度子系统的控制律分别选取为式(12)和(27), 航迹角和攻角子系统的虚拟控制量分别选取为式(17)和(22), 并设计系统参数向量的自适应律分别为式(13)、(28)、(18)和(23), 则飞行器闭环控制系统可以实现半全局一致有界稳定.

证明 定义滤波器的估计误差为 $y_1 = \alpha_d - \bar{\alpha}_d$, $y_2 = Q_d - \bar{Q}_d$. 对估计误差求导并结合式(19)和(24), 有

$$\dot{y}_l = -y_l / \eta_l + B_l(\cdot). \quad (29)$$

其中: $l = 1, 2$; $B_1(\cdot) = -\dot{\bar{\alpha}}_d$; $B_2(\cdot) = -\dot{\bar{Q}}_d$.

由文献[19]易知, $B_1(\cdot)$ 、 $B_2(\cdot)$ 均有界, 这里取其上界分别为 M_1 和 M_2 , 且有 $|B_l(\cdot)| \leq M_l$.

选取Lyapunov函数为

$$W = W_V + W_\gamma + W_\alpha + W_Q. \quad (30)$$

其中

$$\begin{aligned} W_V &= \frac{1}{2} \tilde{V}^2 + \frac{1}{2} \tilde{D}_V^2 + \frac{1}{2\mu_V} \hat{\theta}_V^{*\mathrm{T}} \hat{\theta}_V, \\ W_\gamma &= \frac{1}{2} \tilde{\gamma}^2 + \frac{1}{2} \tilde{D}_\gamma^2 + \frac{1}{2\mu_\gamma} \hat{\theta}_\gamma^{*\mathrm{T}} \hat{\theta}_\gamma + \frac{1}{2} y_1^2, \\ W_\alpha &= \frac{1}{2} \tilde{\alpha}^2 + \frac{1}{2} \tilde{D}_\alpha^2 + \frac{1}{2\mu_\alpha} \hat{\theta}_\alpha^{*\mathrm{T}} \hat{\theta}_\alpha + \frac{1}{2} y_2^2, \\ W_Q &= \frac{1}{2} \tilde{Q}^2 + \frac{1}{2} \tilde{D}_Q^2 + \frac{1}{2\mu_Q} \hat{\theta}_Q^{*\mathrm{T}} \hat{\theta}_Q. \end{aligned}$$

对 W_V 求关于时间的一阶导数, 则有

$$\dot{W}_V = \tilde{V} \dot{\tilde{V}} + \tilde{D}_V \dot{\tilde{D}}_V + \frac{1}{\mu_V} \hat{\theta}_V \dot{\hat{\theta}}_V. \quad (31)$$

将式(9)、(11)和(13)代入式(31), 可得

$$\begin{aligned} \dot{W}_V &= \\ &\tilde{V} (-k_V \tilde{V} - \hat{\theta}_V^{*\mathrm{T}} \xi_V + \tilde{D}_V) - \beta_V \tilde{D}_V^2 + \\ &\beta_V \hat{\theta}_V^{*\mathrm{T}} \xi_V \tilde{D}_V + \hat{\theta}_V^{*\mathrm{T}} [\xi_V (\tilde{V} - \beta_V \tilde{D}_V) - c_V \hat{\theta}_V] = \\ &- k_V \tilde{V}^2 + \tilde{V} \tilde{D}_V - \beta_V \tilde{D}_V^2 - c_V \hat{\theta}_V^{*\mathrm{T}} \hat{\theta}_V. \end{aligned}$$

考虑如下不等式:

$$\begin{cases} -c_V \hat{\theta}_V^{*\mathrm{T}} \hat{\theta}_V \leq -\frac{1}{2} c_V \|\hat{\theta}_V\|^2 + \frac{1}{2} c_V \|\theta_V^*\|^2, \\ \tilde{V} \tilde{D}_V \leq \frac{1}{2} \tilde{V}^2 + \frac{1}{2} \tilde{D}_V^2. \end{cases} \quad (32)$$

经整理

$$\begin{aligned}\dot{W}_V &\leq -\left(k_V - \frac{1}{2}\right)\tilde{V}^2 - \left(\beta_V - \frac{1}{2}\right)\bar{D}_V^2 - \\ &\quad \frac{1}{2}c_V\|\tilde{\theta}_V\|^2 + \frac{1}{2}c_V\|\theta_V^*\|^2 \leq \\ &\quad -r_V W_V + m_V.\end{aligned}\quad (33)$$

其中: $r_V = \min\{2k_V - 1, 2\beta_V - 1, c_V\mu_V\} > 0, m_V = \frac{1}{2}c_V\|\theta_V^*\|^2 > 0.$

对 W_γ 求时间的一阶导数, 则有

$$\dot{W}_\gamma = \tilde{\gamma}\dot{\gamma} + \tilde{D}_\gamma\dot{\tilde{D}}_\gamma + \frac{1}{\mu_\gamma}\tilde{\theta}_\gamma^T\dot{\tilde{\theta}}_\gamma + y_1\dot{y}_1. \quad (34)$$

结合式(11)、(15)、(18)和不等式(32), 类似地可得

$$\begin{aligned}\dot{W}_\gamma &\leq \\ &\tilde{\gamma}g_\gamma\tilde{\alpha} + \frac{1}{2}g_\gamma^2y_1^2 - (k_\gamma - 1)\tilde{\gamma}^2 - \left(\beta_\gamma - \frac{1}{2}\right)\frac{1}{2}\bar{D}_\gamma^2 - \\ &\frac{1}{2}c_\gamma\|\tilde{\theta}_\gamma\|^2 + \frac{1}{2}c_\gamma\|\theta_\gamma^*\|^2 - \frac{y_1^2}{\eta_1} + |y_1B_1|.\end{aligned}$$

由于

$$|y_1B_1| \leq \frac{y_1^2M_1^2}{2\omega} + \frac{\omega}{2}, \quad (35)$$

其中 w 为一正数, 且能找到一个正数对 (ω, ω_0) 使得

$$\frac{1}{\eta_1} = \frac{1}{2}\tilde{g}_\gamma^2 + \frac{M_1^2}{2\omega} + \omega_0. \quad (36)$$

经整理, 得到

$$\begin{aligned}\dot{W}_\gamma &\leq -(k_\gamma - 1)\tilde{\gamma}^2 - \left(\beta_\gamma - \frac{1}{2}\right)\bar{D}_\gamma^2 - \frac{1}{2}c_\gamma\|\tilde{\theta}_\gamma\|^2 - \\ &\omega_0y_1^2 + \tilde{\gamma}g_\gamma\tilde{\alpha} + \frac{1}{2}c_\gamma\|\theta_\gamma^*\|^2 + \frac{\omega}{2} \leq \\ &-r_\gamma W_\gamma + \tilde{\gamma}g_\gamma\tilde{\alpha} + m_\gamma.\end{aligned}\quad (37)$$

其中: $r_\gamma = \min\{2k_\gamma - 2, 2\beta_\gamma - 1, c_\gamma\mu_\gamma, 2\omega_0\} > 0, m_\gamma = \frac{1}{2}c_\gamma\|\theta_\gamma^*\|^2 + \frac{\omega}{2} > 0.$

对 W_α 求关于时间的导数, 则有

$$\dot{W}_\alpha = \tilde{\alpha}\dot{\tilde{\alpha}} + \tilde{D}_\alpha\dot{\tilde{D}}_\alpha + \frac{1}{\mu_\alpha}\tilde{\theta}_\alpha^T\dot{\tilde{\theta}}_\alpha + y_2\dot{y}_2. \quad (38)$$

结合式(11)、(20)、(23)和不等式(32), 类似地可得

$$\begin{aligned}\dot{W}_\alpha &\leq \\ &-(k_\alpha - 1)\tilde{\alpha}^2 - \left(\beta_\alpha - \frac{1}{2}\right)\bar{D}_\alpha^2 - \frac{1}{2}c_\alpha\|\tilde{\theta}_\alpha\|^2 - \\ &\left(v_0 - \frac{1}{2}\right)y_2^2 + \tilde{\alpha}\tilde{Q} - \tilde{\alpha}g_\gamma\tilde{\gamma} + \frac{1}{2}c_\alpha\|\theta_\alpha^*\|^2 + \frac{v}{2} \leq \\ &-r_\alpha W_\alpha + \tilde{\alpha}\tilde{Q} - \tilde{\alpha}g_\gamma\tilde{\gamma} + m_\alpha.\end{aligned}\quad (39)$$

其中: $r_\alpha = \min\{2k_\alpha - 2, 2\beta_\alpha - 1, c_\alpha\mu_\alpha, 2v_0 - 1\} > 0; m_\alpha = \frac{1}{2}c_\alpha\|\theta_\alpha^*\|^2 + \frac{v}{2} > 0; v, v_0$ 为正数, 且满足

$$\frac{1}{\eta_2} = \frac{M_2^2}{2v} + v_0. \quad (40)$$

对 W_Q 求关于时间的导数, 则有

$$\dot{W}_Q = \tilde{Q}\dot{\tilde{Q}} + \tilde{D}_Q\dot{\tilde{D}}_Q + \frac{1}{\mu_Q}\tilde{\theta}_Q^T\dot{\tilde{\theta}}_Q. \quad (41)$$

类似地, 结合式(11)、(25)、(28)和不等式(32), 并经整理, 得到

$$\begin{aligned}\dot{W}_Q &\leq -\tilde{\alpha}\tilde{Q} - \left(k_Q - \frac{1}{2}\right)\tilde{Q}^2 - \left(\beta_V - \frac{1}{2}\right)\bar{D}_Q^2 - \\ &\frac{1}{2}c_Q\|\tilde{\theta}_Q\|^2 + \frac{1}{2}c_Q\|\theta_Q^*\|^2 \leq \\ &-r_Q W_Q - \tilde{\alpha}\tilde{Q} + m_Q.\end{aligned}\quad (42)$$

其中: $r_Q = \min\{2k_Q - 1, 2\beta_Q - 1, c_Q\mu_Q\} > 0, m_Q = \frac{1}{2}c_Q\|\theta_Q^*\|^2 > 0.$

综上证明, 整理后可得

$$\dot{W} = \dot{W}_V + \dot{W}_\gamma + \dot{W}_\alpha + \dot{W}_Q \leq -rW + m. \quad (43)$$

其中: $0 < r < \min\{r_V, r_\gamma, r_\alpha, r_Q\}, m = m_V + m_\gamma + m_\alpha + m_Q > 0.$ 这意味着在区域 $W(\tilde{V}, \tilde{\gamma}, \alpha, Q, \theta_i, y_1, y_2) = p$ 内, $\dot{W} \leq -rp + m.$ 假设 $r > m/p,$ 则在 $W(t) = p$ 区域上有 $\dot{W}(t) \leq 0.$ 如果 $W(0) \leq p,$ 则对于 $\forall t \geq 0$ 都有 $W(t) \leq p$ 成立. 因此, 控制系统跟踪误差在如下紧集中一致有界:

$$\Omega(\tilde{V}, \tilde{\gamma}, \alpha, Q, \theta_i, y_1, y_2 | W \geq m/p). \quad (44)$$

求解式(44), 可得

$$0 \leq W(t) \leq \frac{m}{r} + \left[W(0) - \frac{m}{r}\right]e^{-rt}, \quad (45)$$

即 $\lim_{t \rightarrow \infty} W(t) \leq m/r,$ 显然 $W(t)$ 是半全局一致有界的. 通过选取合适的控制参数, 系统跟踪误差可限定在一个任意小的领域内, 进而所设计的AHV-VGI控制系统的跟踪性能和稳定性能得以保证. \square

4 仿真结果

为了验证所设计控制策略的有效性和系统跟踪性能, 应用所提出的控制方法对变几何进气道高超声速飞行器纵向模型进行仿真实验. 飞行器的初始速度取为 $V = 7 \text{ Ma},$ 初始高度取为 $h = 75000 \text{ ft},$ 飞行器模型的气动参数具体值见表1. 并选取如下线性模型作为指令的参考模型:

$$W_V(s) = \frac{1}{(s + \omega_{n_1})(s^2 + 2\zeta_1\omega_{n_2}s + \omega_{n_2}^2)}.$$

其中: $\omega_{n_1} = 0.1, \omega_{n_2} = 0.3, \zeta_1 = 30.$

飞行器的参考速度和高度指令选为 $V_d = 8 \text{ Ma}, h_d = 76000 \text{ ft},$ 并考虑系统参数摄动不确定性为 0.2 时(即 $\Delta = 20\%$)飞行器的跟踪控制性能. 仿真中, 采用以高斯型隶属度函数为主的模糊逻辑系统逼近参数不确定项, 分别选取如下:

$$\begin{aligned}\mu_{A_i^1}(x_i) &= 1/\{1 + \exp[-0.17 \times (x_i - 61)]\}, \\ \mu_{A_i^2}(x_i) &= \exp\{-(x_i + 40)/22]^2\}, \\ \mu_{A_i^3}(x_i) &= \exp[-(x_i/22)^2], \\ \mu_{A_i^4}(x_i) &= \exp\{-(x_i - 40)/22]^2\},\end{aligned}$$

$$\mu_{A_i^5}(x_i) = 1/\{1 + \exp[-0.17 \times (-x_i - 61)]\}.$$

控制器设计参数分别选取为: $k_V = 0.5, \mu_V = 1, c_V = 1, \beta_V = 1.2; k_\gamma = 3, \mu_\gamma = 1, c_\gamma = 1, \beta_\gamma = 1.8; k_\alpha = 0.2, \mu_\alpha = 1, c_\alpha = 1, \beta_\alpha = 0.7, \eta_2 = 0.1; k_Q = 1.2, \mu_Q = 1, c_Q = 1, \beta_Q = 1$; 滤波器时间常数选择为 $\eta_1 = 0.1, \eta_2 = 0.1$. 同时, 为了验证控制系统的鲁棒性能, 在 $120 \leq t \leq 150$ s 时间段内, 针对飞行器模型(6)加入阶跃扰动 $d_V = 2 \text{ ft/s}, d_\gamma = 0.03 \text{ deg}, d_\alpha = 0.03 \text{ deg}, d_Q = 0.03 \text{ deg/s}$.

注2 考虑飞行器在巡航飞行阶段, 外界扰动对速度 V 影响较大, 对航迹角 γ 、攻角 α 和俯仰角速率 Q 影响较小, 因此, 仿真中 d_V 取值相对于 d_γ, d_α, d_Q 较大.

注3 所有控制器参数均为正数, 且参数的选取均应使得飞行器控制系统满足定理1, 并满足 $r_V, r_\gamma, r_\alpha, r_Q > 0; m_V, m_\gamma, m_\alpha, m_Q > 0$.

仿真结果如图2~图7所示. 其中: 图2~图4为系统在20%不确定性下采用带有观测器和无干扰观测器控制策略的变几何进气道飞行器仿真结果; 图5~图7为变几何进气道飞行器和定几何进气道仿真结果对比.

由图2和图3可以看出, 系统存在20%的参数不确定性情形下, 采用带有干扰观测器的自适应模糊控制策略时, 控制系统能够较快地实现速度和高度参考指令的准确跟踪, 且参考指令跟踪性能优于无干扰观测器的控制方法. 当在飞行器模型加入阶跃扰动时, 无干扰观测器的控制效果变得较差, 而所提出的控制器仍能快速响应指令变化, 并实现稳定跟踪参考指令且调节过程较为平稳, 其速度和高度跟踪精度也高于

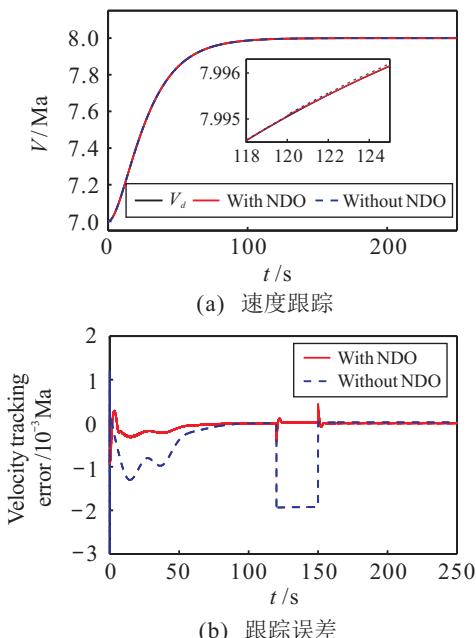
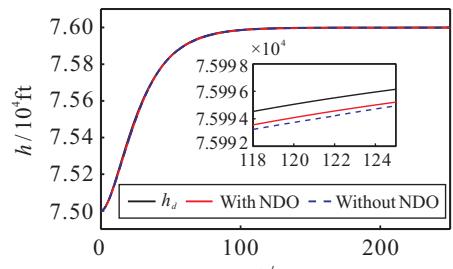
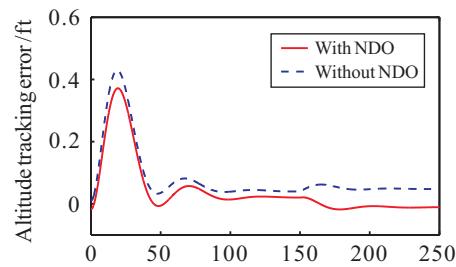


图2 20%不确定性下速度跟踪和跟踪误差变化曲线

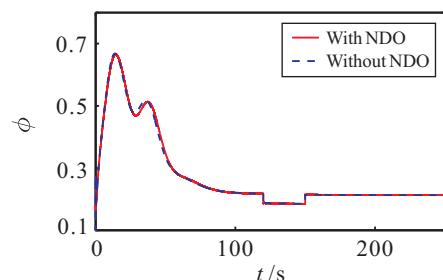


(a) 高度跟踪

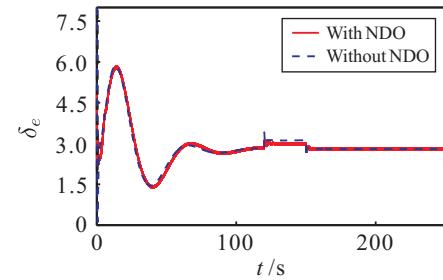


(b) 跟踪误差

图3 20%不确定性下高度跟踪和跟踪误差变化曲线



(a) 燃油当量比



(b) 升降舵偏转角

图4 20%不确定性下燃油当量比和升降舵偏转角响应曲线

无干扰观测器的控制方法. 同时, 图4表明, 带有观测器控制方法能够以较小的燃油当量比和升降舵偏转角给飞行器提供控制输入, 且其控制输入变化较为平滑.

由图5~图7可知, 所设计的控制器能使AHV-VGI系统以较高的精度跟踪参考指令信号. 相比于AHV-VGI系统模型, AHV-FGI系统的控制效果较差, 其速度和高度跟踪误差较大. 这是由于飞行器出现了油门饱和的情况(如图7燃油当量比响应曲线所示), 这会使得发动机在加速阶段无法提供足够的推力, 从而使得系统跟踪性能变差. 而在同样的情形下,

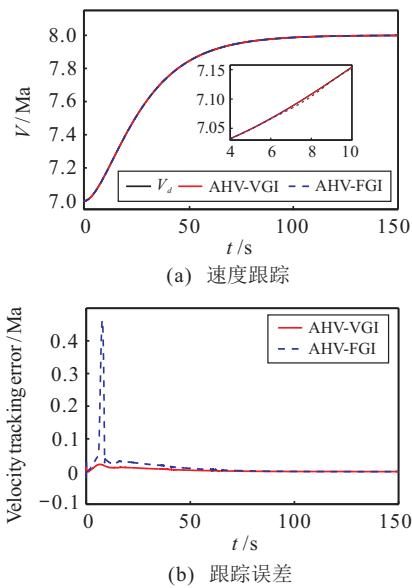


图5 速度跟踪和跟踪误差变化曲线

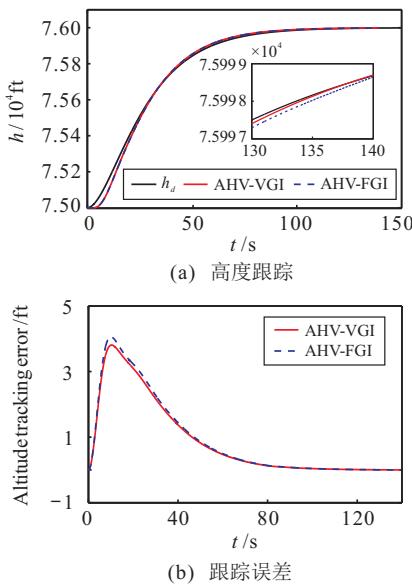


图6 高度跟踪和跟踪误差变化曲线

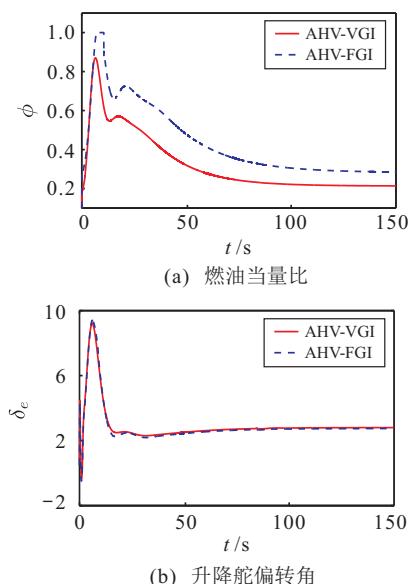


图7 燃油当量比和升降舵偏转角响应曲线

AHV-VGI由于能够调节可移动唇罩伸缩距离,其发动机进气道能够捕获更多的自由来流,促进燃料充分燃烧,提升了发动机的机动性能,从而保证飞行器的跟踪控制性能。

通过以上仿真分析可以看出:本文所提出的控制策略能使高超声速飞行器系统具有良好的跟踪控制性能和较强的鲁棒性能;相比于传统的定几何飞行器,变几何进气道飞行器能有效提升发动机的机动性能。

5 结 论

针对可移动唇罩式变几何进气道高超声速飞行器的模型特点并考虑飞行器存在气动参数摄动的情形,本文采用带有非线性干扰观测器的自适应模糊控制方法分别对飞行器的速度和高度子系统设计控制器。利用模糊逻辑系统对模型中不确定项进行在线自适应逼近,并设计了非线性干扰观测器以补偿系统逼近误差,保证控制系统的跟踪性能。同时,采用一阶滤波器简化了高度子系统控制设计中的虚拟量求导运算。仿真结果表明:所设计的控制策略能够实现飞行器对速度和高度参考指令稳定、准确的跟踪且具有较强的鲁棒性;基于该控制系统,AHV-VGI能够有效防止油门饱和现象的产生,提升了飞行器的机动性能。

参考文献(References)

- [1] Bu X, Wu X, Zhang R, et al. Tracking differentiator design for the robust backstepping control of a flexible air-breathing hypersonic vehicle[J]. J of the Franklin Institute, 2015, 352(4): 1739-1765.
- [2] Hu X, Wu L, Hu C, et al. Adaptive sliding mode tracking control for a flexible air-breathing hypersonic vehicle[J]. J of the Franklin Institute, 2012, 349(2): 559-577.
- [3] Bolender M A, Doman D B. Nonlinear longitudinal dynamical model of an air-breathing hypersonic vehicle[J]. J of Spacecraft and Rockets, 2007, 44(2): 374-387.
- [4] Fiorentini L, Serrani A, Bolender M A, et al. Nonlinear robust adaptive control of flexible air-breathing hypersonic vehicles[J]. J of Guidance, Control, and Dynamics, 2009, 32(2): 402-417.
- [5] Xie L, Guo R. Numerical simulation and experimental validation of flow in mixed-compression axisymmetric supersonic inlet with fixed-geometry[J]. Acta Aeronautica Et Astronautica Sinica, 2007, 28(1): 78-83.
- [6] Lawrence D H, Kenneth E R, Edward G R, et al.

- Hyper-X flight engine ground testing for X-43 flight risk reduction[J]. *J of Spacecraft & Rockets*, 2001, 38(6): 844-852.
- [7] Kojima T, Tanatsugu N, Sato T, et al. Development study on axisymmetric air inlet for ATREX engine[C]. The 10th AIAA/NAL-NASDA-ISAS Int Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conf. Kyoto: AIAA, 2001: 1895.
- [8] Falempin F, Serre L. LEA flight test program—Status in 2004[C]. AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conf and Exhibit. Florida: AIAA, 2004: 3344.
- [9] Falempin F, Scherrer D, Laruelle G, et al. French hypersonic propulsion program PREPHA-results, lessons and perspectives[C]. The 8th AIAA Int Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conf. Norfolk: AIAA, 1998: 1565.
- [10] Dalle D, Torrez S, Driscoll J. Performance analysis of variable-geometry scramjet inlets using a low-order model[C]. The 47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conf & Exhibit. San Diego: AIAA/ASME/SAE/ASEE, 2011: 5756.
- [11] 谢旅荣, 郭荣伟. 定几何混压式轴对称超声速进气道气动特性数值仿真和实验验证[J]. 航空学报, 2007, 28(1): 78-83.
(Xie L R, Guo R W. Numerical simulation and experimental verification of aerodynamic characteristics of fixed geometry hybrid axisymmetric supersonic inlet[J]. *Chinese J of Aeronautics*, 2007, 28(1): 78-83.)
- [12] 金志光, 张堃元, 陈卫明, 等. 高超声速二元变几何进气道气动方案设计与调节规律研究[J]. 航空学报, 2013, 34(4): 779-786.
(Jin Z G, Zhang K Y, Chen W M, et al. Study on aerodynamic design and regulation of hypersonic variable geometry inlet [J]. *Chinese J of Aeronautics*, 2013, 34 (4): 779-786.)
- [13] Zong Q, Wang J, Tao Y. Adaptive high-order dynamic sliding mode control for a flexible air-breathing hypersonic vehicle[J]. *Int J of Robust and Nonlinear Control*, 2013, 23(15): 1718-1736.
- [14] Tian B, Fan W, Su R, et al. Real-time trajectory and attitude coordination control for reusable launch vehicle in reentry phase[J]. *IEEE Trans on Industrial Electronics*, 2015, 62(3): 1639-1650.
- [15] Butt W A, Yan L, Kendrick A S. Adaptive integral dynamic surface control of a hypersonic flight vehicle[J]. *Int J of Systems Science*, 2015, 46(10): 1717-1728.
- [16] Bu X, Wu X, Ma Z, et al. Novel auxiliary error compensation design for the adaptive neural control of a constrained flexible air-breathing hypersonic vehicle[J]. *Neurocomputing*, 2016, 171(C): 313-324.
- [17] Ames N. Equations, tables, and charts for compressible flow[R]. California: NACA, 1953: 1135.
- [18] Wang L X. Adaptive fuzzy systems and control: Design and stability analysis[M]. Upper Saddle River: Prentice-Hall, Inc, 1994: 102-139.
- [19] Wang D, Huang J. Neural network-based adaptive dynamic surface control for a class of uncertain nonlinear systems in strict-feedback form[J]. *IEEE Trans on Neural Networks*, 2005, 16(1): 195-202.

作者简介

窦立谦(1976—),男,副教授,博士,从事复杂系统建模与控制、飞行器建模与控制、多无人机协调优化控制等研究, E-mail: douliqian@tju.edu.cn;

毛奇(1993—),男,博士生,从事飞行器建模与控制、鲁棒控制的研究, E-mail: maoqi1118@tju.edu.cn;

苏沛华(1993—),女,硕士生,从事飞行器建模与控制的研究, E-mail: supeihua@tju.edu.cn;

胡超芳(1973—),男,副教授,博士,从事无人机自主系统优化与控制、预测控制、多目标优化的研究, E-mail: cfhu@tju.edu.cn.

(责任编辑: 李君玲)