

## 参数不确定高超声速飞行器自适应模糊 $H_\infty$ 控制

王永超, 张胜修, 扈晓翔, 崔亚龙, 曹立佳

(第二炮兵工程大学, 西安 710025)

**摘要:** 针对具有参数不确定性特点的高超声速飞行器输出跟踪问题, 提出了一种自适应模糊  $H_\infty$  控制器设计方法。考虑系统存在的参数不确定性, 利用自适应模糊系统在线逼近动态逆控制器中的非线性项, 同时引入鲁棒补偿项, 减轻模糊系统逼近误差和系统外部干扰对控制系统稳定性造成的影响, 提高控制器的  $H_\infty$  性能。利用 Lyapunov 理论对整个系统的稳定性进行证明。对比仿真结果表明该方法能够保证高超声速飞行器具有良好的跟踪性能和很强的鲁棒性。

**关键词:** 高超声速飞行器; 模糊自适应控制;  $H_\infty$  性能; 动态逆

**中图分类号:** TP273.2 **文献标志码:** A **文章编号:** 1671-637X(2015)10-0024-06

## Adaptive Fuzzy $H_\infty$ Control for a Hypersonic Vehicle with Uncertainty Parameters

WANG Yong-chao, ZHANG Sheng-xiu, HU Xiao-xiang, CUI Ya-long, CAO Li-jia

(Xi'an Reserch Institute of High-Tech, Xi'an 710025, China)

**Abstract:** A stable fuzzy  $H_\infty$  adaptive controller was proposed to deal with the output tracking problem of a hypersonic vehicle subject to parameters uncertainty. Considering the parameter uncertainty in the system, we used a fuzzy adaptive system for online approximating the nonlinear item in dynamic inversion controller, which was subject to parameter uncertainty. In the meantime, robust compensation was introduced, which could reduce the impact caused by approximation error of the fuzzy logic system and the external disturbances, and could improve the  $H_\infty$  performance of the system. The stability of the whole system was proved by using Lyapunov theory. The simulation results demonstrated that: by using the method, the hypersonic vehicle may have fine tracking performance and high robustness.

**Key words:** hypersonic vehicle; fuzzy adaptive control;  $H_\infty$  performance; dynamic inversion

### 0 引言

高超声速飞行器具有飞行速度快、突防能力强等优点<sup>[1]</sup>, 在国防和民用方面都具有非常重要的意义, 是目前世界各国研究的热点。与传统的飞行器相比, 高超声速飞行器耦合更加严重, 动态特性更加复杂, 非线性更强, 并且气动参数存在很大的不确定性, 这些对控制器的设计提出前所未有的挑战<sup>[2]</sup>。

高超声速飞行器的控制器设计问题已经引起了国内外学者的广泛关注, 并且已经得到了许多十分有意义的成果。文献[3]中采用求解李导数的方法, 得到系统的输入输出线性化模型, 并将动态逆与滑模变结

构相结合, 设计出一种滑模自适应控制器; 文献[4]中根据系统纵向模型的特点, 分别设计了基于动态逆的速度控制器和基于 Backstepping 的高度控制器, 采用自适应模糊系统对系统中存在的不确定性参数以及外界干扰进行在线辨识, 但是 Backstepping 技术需要利用递归算法对虚拟控制进行反复求导, 很有可能会引起控制器的“项数膨胀”; 为此, 文献[5-6]引入了动态面方法; 文献[7]针对高超声速飞行器执行器的饱和和控制问题, 提出一种模型参考自适应切换控制方法, 保证系统在有界干扰下全局渐近稳定; 文献[8]针对弹性体的高超声速飞行器, 设计了一种自适应滑模控制器, 保证系统在不确定性上界和扰动信息未知条件下的渐近稳定; 文献[9]针对一类通用的高超声速飞行器, 设计了一种离散神经网络控制器, 子系统采用预测函数设计控制器, 简化反步设计; 文献[10]提出了一种基于 T-S 模糊系统的容错控制方法。

收稿日期: 2014-11-21

修回日期: 2014-12-11

基金项目: 国家自然科学基金(61304001, 61304239)

作者简介: 王永超(1991—), 男, 河南周口人, 硕士生, 研究方向为飞行器鲁棒控制。

以上方法考虑并解决了高超声速飞行器建模与实际应用中存在的部分问题,取得了较好的效果,但是未综合考虑非线性条件下参数的不确定性、外部干扰等问题,控制器设计问题依然未完全解决。

自适应模糊方法可以以任意精度逼近任意光滑非线性系统<sup>[11]</sup>,并且可以实现参数的在线识别与控制器的自适应调整,因此非常适用于非线性多变量复杂系统的控制问题。本文将利用自适应模糊控制方法在线逼近高超声速飞行器的非线性模型,并且设计鲁棒补偿项,提高鲁棒性能,所得结果将通过 Lyapunov 理论进行验证。

### 1 高超声速飞行器模型

#### 1.1 纵向模型

如图 1 所示,本文将采用通用的高超声速飞行器纵向通道模型。

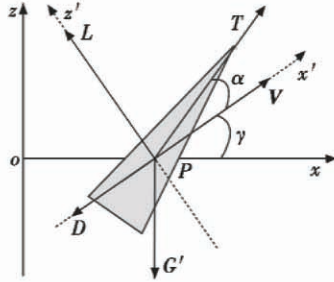


图 1 高超声速飞行器纵向模型

Fig. 1 Longitudinal model of hypersonic vehicle

具体运动方程为

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

式中:  $V, \gamma, h, \alpha, q$  分别表示飞行器的速度、航迹倾角、高度、攻角和俯仰角;  $T, D, L$  分别表示受到的推力、阻力、升力;  $M_{yy}, I_{yy}, m$  分别表示俯仰方向上的转动力矩、转动惯量、飞行器质量。

式(1)中各力与力矩的具体计算表达式为

$$\begin{cases} L = 0.5 \rho V^2 S C_L \\ D = 0.5 \rho V^2 S C_D \\ T = 0.5 \rho V^2 S C_T \\ M_{yy} = 0.5 \rho V^2 S \bar{c} [C_M(\alpha) + C(\delta) + C(q)] \end{cases} \quad (2)$$

式中的  $C_L, C_D, C_T$  等气动参数在平衡点附近包含不确

定参数的拟合计算表达式详见文献[3]。

高超声速飞行器的发动机动力学模型可以由二阶系统模型等效,即

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

式中:  $\xi, \omega_n$  分别为二阶系统模型的阻尼比和无阻尼自然频率;  $\beta, \beta_c$  分别为发动机的节流阀调定和调定指令信号。

#### 1.2 精确反馈线性化

取状态向量  $X = (V \ \gamma \ \alpha \ \beta \ h)$ , 输入向量  $U = (\beta_c \ \delta_e)$ , 输出向量  $y = (V \ h)$ , 基于精确反馈线性化理论可将纵向模型进行反馈线性化,得

$$\begin{pmatrix} \ddot{V} \\ \ddot{h}^{(4)} \end{pmatrix} = F(X) + G(X) \begin{pmatrix} \beta_c \\ \delta_e \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} f_v \\ f_h \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} g_{11} & g_{12} \\ g_{21} & g_{22} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \beta_c \\ \delta_e \end{pmatrix} \quad (4)$$

在系统存在外部干扰的情况下,式(4)可变为

$$\begin{pmatrix} \ddot{V} \\ \ddot{h}^{(4)} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} f_v \\ f_h \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} g_{11} & g_{12} \\ g_{21} & g_{22} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \beta_c \\ \delta_e \end{pmatrix} + D \quad (5)$$

式中,  $D = (d_1 \ d_2)^T$  为系统所受到的外部未知干扰。

假设 1  $\max\{d_1, d_2\} \leq \vartheta$ ,  $\vartheta$  为未知的常数,但其有界。

本文研究对象是巡航状态下存在参数不确定和干扰条件下的高超声速飞行器鲁棒控制问题。

### 2 自适应模糊 $H_\infty$ 控制器设计

由文献[3]可得

$$\det(G) = \frac{(c_e \rho^2 V^4 S^2 \bar{c} c_\beta) \omega_n^2 \cos \gamma (T + \frac{\partial L}{\partial \alpha} \cos \alpha + \frac{\partial D}{\partial \alpha} \sin \alpha)}{4m^2 I_{yy}} \quad (6)$$

从式(6)可得,当  $\gamma \neq 90^\circ$  时,  $\det(G) \neq 0$ 。在整个巡航飞行条件下  $\det(G) \neq 0$ , 因此该模型适用于动态逆方法。忽略系统干扰的情况下,依据动态逆方法可以得到系统在精确数学模型条件下的控制器为

$$U^* = G^{-1}(X) \left[ -F(X) + \begin{pmatrix} \ddot{V}_m \\ \ddot{h}_m^{(4)} \end{pmatrix} + Ke \right] \quad (7)$$

式中:  $F(X) = \begin{pmatrix} f_v \\ f_h \end{pmatrix}$ ;  $G(X) = \begin{pmatrix} g_{11} & g_{12} \\ g_{21} & g_{22} \end{pmatrix}$ ;  $K = \begin{pmatrix} k_{13} & k_{12} & k_{11} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & k_{24} & k_{23} & k_{22} & k_{21} \end{pmatrix}$ ;  $e^T = (e_v \ \dot{e}_v \ \ddot{e}_v \ e_h \ \dot{e}_h \ \ddot{e}_h \ \ddot{e}_h)$ 。

将式(7)代入式(4)中,得

$$\begin{cases} \ddot{e}_v + k_{11}\dot{e}_v + k_{12}e_v + k_{13}e_v = 0 \\ e_h^{(4)} + k_{21}\ddot{e}_h + k_{22}\dot{e}_h + k_{23}e_h + k_{24}e_h = 0 \end{cases} \quad (8)$$

合理选取参数  $k_{ij} (i=1, 2, j=1, 2, 3, 4)$  使得所对应多

项式为 Hurwitz 多项式, 即:  $\lim_{t \rightarrow \infty} e_v(t) = 0, \lim_{t \rightarrow \infty} e_h(t) = 0$  成立。

但是, 由于系统中存在不确定参数, 因此函数  $F(X), G(X)$  精确形式存在误差, 从而控制器  $U^*$  无法获得理想的控制效果。本文将采用模糊逼近的方法, 建立模糊函数  $\hat{f}_*(X|\theta_v), \hat{g}_{ij}(X|\theta_{ij}), i, j = 1, 2$  来逼近函数  $F(X), G(X)$ , 保证系统的跟踪控制效果。

### 2.1 模糊系统建立

根据以下步骤建立模糊系统(以模糊系统  $\hat{f}_v(X|\theta_v)$  为例)。

1) 对于系统中的变量  $x_i, i = 1, 2, 3, \dots, n$ , 根据实际情况定义  $p_i$  个模糊集合  $A_i^l, l = 1, 2, \dots, p_i$ , 并做出相应的隶属度函数。

2) 根据以下  $\prod_{i=1}^n p_i$  条 IF-THEN 模糊规则对模糊系统  $\hat{f}_v(X|\theta_v)$  (用  $\hat{f}_v$  表示) 进行构造: IF  $x_1$  是  $A_1^l$  且... 且  $x_n$  是  $A_n^l$ , THEN  $\hat{f}_v$  是  $E^{l_1 \dots l_n}$ 。

在此使用乘积推理机, 单值模糊器和中心平均解模糊器, 得

$$\hat{f}_v(X|\theta_v) = \frac{\sum_{l_1=1}^{p_1} \dots \sum_{l_n=1}^{p_n} \bar{y}_{f_v}^{l_1 \dots l_n} (\prod_{i=1}^n \mu_{A_i^{l_i}}(x_i))}{\sum_{l_1=1}^{p_1} \dots \sum_{l_n=1}^{p_n} (\prod_{i=1}^n \mu_{A_i^{l_i}}(x_i))} \quad (9)$$

令式中的  $\bar{y}_{f_v}^{l_1 \dots l_n}$  为自由参数, 将其放入自由变化的参数集合  $\theta_v$  中, 则式(9)可改写为

$$\hat{f}_v(X|\theta_v) = \theta_v^T \xi_1(X) \quad (10)$$

式中,  $\xi_1(X)$  为一个  $\prod_{i=1}^n p_i$  维的向量, 其中的第  $l_1 \dots l_n$  个向量元素为

$$\xi_{l_1 \dots l_n}(X) = \frac{\prod_{i=1}^n \mu_{A_i^{l_i}}(x_i)}{\sum_{l_1=1}^{p_1} \dots \sum_{l_n=1}^{p_n} (\prod_{i=1}^n \mu_{A_i^{l_i}}(x_i))} \quad (11)$$

针对高超声速飞行器变量多的问题, 在构造模糊系统过程中, 仅考虑对函数影响较大的状态量。根据函数的具体表达式<sup>[3]</sup>, 对于函数  $f_v$  和  $f_h$ , 选择速度  $V$ , 高度  $h$  和攻角  $\alpha$  三个状态量; 而对于  $g_{ij}$ , 选择  $V$  和  $\alpha$  两个状态量。这样使在线辨识参数个数减少, 增强控制系统实时性。

模糊系统建立之后, 控制器的形式表示为

$$U_i = \begin{pmatrix} \hat{g}_{11} & \hat{g}_{12} \\ \hat{g}_{21} & \hat{g}_{22} \end{pmatrix}^{-1} \left[ - \begin{pmatrix} \hat{f}_v \\ \hat{f}_h \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} \ddot{V}_m \\ h_m^{(4)} \end{pmatrix} + Ke \right] \quad (12)$$

通过上述模糊系统的建立, 经验知识、专家知识等与系统有关的知识经由初始状态决定的参数  $\theta_v(0), \theta_h(0), \theta_{ij}(0), i, j = 1, 2$  被嵌入到系统中。

### 2.2 鲁棒补偿项

模糊系统存在一定的逼近误差, 飞行器本身的气动参数也存在较大不确定性, 且受到外部环境的干扰, 这些都会影响到所设计控制器的控制性能。为此, 引入鲁棒补偿器  $u_f = [u_{f_1} \ u_{f_2}]^T$ 。

若系统满足如下假设:

假设 2 在紧集  $S \in \mathbf{R}^n$ ,  $G(X)$  非奇异, 且  $\|G(X)\|^2 = \sigma[G^T(X)G(X)] \geq b_1 > 0$ 。其中  $\sigma(\cdot)$  为控制增益矩阵  $G(X)$  的最小奇异值。

假设 3 系统中涉及的参数变量有界。则设计出自适应模糊控制器为

$$U = \begin{pmatrix} \hat{g}_{11} & \hat{g}_{12} \\ \hat{g}_{21} & \hat{g}_{22} \end{pmatrix}^{-1} \left[ - \begin{pmatrix} \hat{f}_v \\ \hat{f}_h \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} \ddot{V}_m \\ h_m^{(4)} \end{pmatrix} + Ke - \begin{pmatrix} u_{f_1} \\ u_{f_2} \end{pmatrix} \right] \quad (13)$$

使系统获得  $H_\infty$  跟踪性能指标为

$$\int_0^T e^T Q e dt \leq e^T(0) Q e(0) + \frac{1}{\mu} [\tilde{\theta}^T(0) \tilde{\theta}(0)] + \rho^2 \int_0^T \omega^T \omega dt \quad (14)$$

式中:  $T \in [0, \infty]$ ;  $\tilde{\theta} = (\theta_v - \theta_v^*, \dots, \theta_{22} - \theta_{22}^*)^T$  ( $\theta_i^*$  为最优估计参数);  $\rho$  为干扰抑制水平常数;  $\omega$  为组合干扰;  $Q$  为对称半正定矩阵;  $\mu$  为设计参数。

系统在进行在线控制的过程当中, 参数  $\theta_v, \theta_h, \theta_{ij}$ ,

$i, j = 1, 2$  要进行在线调整, 达到  $\begin{pmatrix} \hat{f}_v \\ \hat{f}_h \end{pmatrix}, \begin{pmatrix} \hat{g}_{11} & \hat{g}_{12} \\ \hat{g}_{21} & \hat{g}_{22} \end{pmatrix}$  很好地

逼近  $F(X), G(X)$  的效果, 需要确定参数  $\theta_v, \theta_h, \theta_{ij}$  的自适应律。同时为了能够使控制器具备上述性能指标, 也需要确定鲁棒补偿项的表达形式。

### 2.3 自适应律和鲁棒补偿项设计

对于系统式(5)而言, 由式(6)可得  $G(X)$  非奇异, 并且速度和高度分别经过 3, 4 次微分后, 指令信号  $\beta_c$  和舵偏角  $\delta_c$  出现在微分方程中, 则系统相对阶为  $3+4=7$ , 与系统阶数相同, 故满足上述假设。

将式(13)代入系统式(5)中, 得到式(15)和式(16)

$$\dot{e}_1 = A_1 e_1 + B_1 \{ u_{f_1} + [\hat{f}_v(X|\theta_v) - f_v(X)] + \sum_{j=1}^2 [\hat{g}_{ij}(X|\theta_{ij}) - g_{ij}(X)] u_j - d_1 \} \quad (15)$$

式中:  $A_1 = \begin{pmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ -k_{13} & -k_{12} & -k_{11} \end{pmatrix}; B_1 = (0 \ 0 \ 1)^T; e_1 =$

$(e_v \ \dot{e}_v \ \ddot{e}_v)^T$ 。

$$\dot{e}_2 = A_2 e_2 + B_2 \{ u_{f_2} + [\hat{f}_h(X|\theta_h) - f_h(X)] + \sum_{j=1}^2 [\hat{g}_{2j}(X|\theta_{2j}) - g_{2j}(X)] u_j - d_2 \} \quad (16)$$

$$\text{式中: } A_2 = \begin{pmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ -k_{24} & -k_{23} & -k_{22} & -k_{21} \end{pmatrix}; B_2 = (0 \ 0 \ 0 \ 1)^T;$$

$$e_2 = (e_h \ \dot{e}_h \ \ddot{e}_h \ \dddot{e}_h)。$$

定义参数向量  $\theta_v, \theta_h, \theta_{ij}$  的最优参数估计为

$$\theta_v^* = \arg \min_{\theta_v \in \Omega_v} \{ \sup_{X \in S} | \hat{f}_v(X | \theta_v) - f_v(X) | \} \quad (17)$$

$$\theta_h^* = \arg \min_{\theta_h \in \Omega_h} \{ \sup_{X \in S} | \hat{f}_h(X | \theta_h) - f_h(X) | \} \quad (18)$$

$$\theta_{ij}^* = \arg \min_{\theta_{ij} \in \Omega_{ij}} \{ \sup_{X \in S} | \hat{g}_{ij}(X | \theta_{ij}) - g_{ij}(X) | \} \quad (19)$$

式中:  $\Omega_{ij} = \{ \theta_{ij} \mid \| \theta_{ij} \| \leq M_{ij} \}, \Omega_i = \{ \theta_i \mid \| \theta_i \| \leq M_i \}, M_i, M_{ij}$  为设计模糊系统时形成的自由参数集模的上界。

定义逼近误差为

$$\omega'_i = [ \hat{f}(X | \theta_i^*) - f_i(X) ] + \sum_{j=1}^2 [ \hat{g}_{ij}(X | \theta_{ij}^*) - g_{ij}(X) ] u_j \quad (20)$$

式(15)、式(16)与式(20)合并整理得

$$\dot{e}_1 = A_1 e_1 + B_1 [ u_f + \tilde{\theta}_v^T \xi_1(X) + \sum_{j=1}^2 \tilde{\theta}_{1j}^T \eta(X) u_j + \omega'_1 - d_1 ] \quad (21)$$

$$\dot{e}_2 = A_2 e_2 + B_2 [ u_f + \tilde{\theta}_h^T \xi_2(X) + \sum_{j=1}^2 \tilde{\theta}_{2j}^T \eta(X) u_j + \omega'_2 - d_2 ] \quad (22)$$

式中:  $\tilde{\theta}_i = \theta_i - \theta_i^*; \tilde{\theta}_{ij} = \theta_{ij} - \theta_{ij}^*$ 。

选取 Lyapunov 函数

$$V = V_v + V_h \quad (23)$$

对  $V_v, V_h$  而言, 表达形式为

$$V_i = \frac{1}{2} e_i^T P_i e_i + \frac{1}{2\lambda_i} \tilde{\theta}_i^T \tilde{\theta}_i + \sum_{j=1}^2 \frac{1}{2\lambda_{ij}} \tilde{\theta}_{ij}^T \tilde{\theta}_{ij} \quad (24)$$

式中,  $\lambda_*$  为模糊系统自由参数的自适应增益。

$V_v$  对时间  $t$  的导数为

$$\dot{V}_v = \frac{1}{2} ( \dot{e}_1^T P_1 e_1 + e_1^T P_1 \dot{e}_1 ) + \frac{1}{\lambda_v} \tilde{\theta}_v^T \dot{\theta}_v + \sum_{j=1}^2 \frac{1}{\lambda_{ij}} \tilde{\theta}_{ij}^T \dot{\theta}_{ij} \quad (25)$$

将式(21)代入式(25)中, 整理可得

$$\begin{aligned} \dot{V}_v = & \frac{1}{2} e_1^T (P_1 A_1 + A_1^T P_1) e_1 + e_1^T P_1 B [ \mu_{f_1} + w_1 ] + \\ & \frac{1}{\lambda_v} \tilde{\theta}_v^T [ \lambda_v e_1^T P_1 B_1 \xi_1^T(X) + \dot{\theta}_v ] + \\ & \sum_{j=1}^2 \frac{1}{\lambda_{ij}} \tilde{\theta}_{ij}^T [ \lambda_{ij} e_1^T P_1 B_1 \eta(X) u_j + \dot{\theta}_{ij} ] \end{aligned} \quad (26)$$

式中,  $\omega_1 = \omega'_1 - d_1$  为速度通道上组合干扰误差。

为保证系统中涉及参数变量的有界性, 选取自由参数  $\theta_v, \theta_{ij}, i=1, j=1, 2$  的自适应律为

$$\dot{\theta}_v = \begin{cases} -\lambda_v e_1^T P_1 B_1 \xi_v(X) & \text{当 } \| \theta_v \| < M_v \text{ 或} \\ & \| \theta_v \| = M_v \text{ 且 } e_1^T P_1 B_1 \xi_v(X) \geq 0 \\ -\lambda_v e_1^T P_1 B_1 \xi_v(X) + \lambda_v e_1^T P_1 B_1 \frac{\theta_v \theta_v^T}{\| \theta_v \|} \xi_v(X) & \text{当} \\ & \| \theta_v \| = M_v \text{ 且 } e_1^T P_1 B_1 \xi_v(X) < 0 \end{cases} \quad (27)$$

$$\dot{\theta}_{ij} = \begin{cases} -\lambda_{ij} e_1^T P_1 B_1 \eta(X) u_j & i=1, j=1, 2, \text{ 当 } \| \theta_{ij} \| < M_{ij} \\ \text{或 } \| \theta_{ij} \| = M_{ij} \text{ 且 } e_1^T P_1 B_1 \eta(X) u_j \geq 0 \\ -\lambda_{ij} e_1^T P_1 B_1 \eta(X) u_j + \lambda_{ij} e_1^T P_1 B_1 \frac{\theta_{ij} \theta_{ij}^T}{\| \theta_{ij} \|} \eta(X) u_j & i=1, \\ & j=1, 2, \text{ 当 } \| \theta_{ij} \| = M_{ij} \text{ 且 } e_1^T P_1 B_1 \eta(X) u_j < 0 \end{cases} \quad (28)$$

式(27)、式(28)使参数集模有界<sup>[12-13]</sup>, 且得到:  $\lambda_v e_1^T P_1 \cdot B_1 \xi_1^T(X) + \dot{\theta}_v \leq 0, \lambda_{ij} e_1^T P_1 B_1 \eta(X) u_j + \dot{\theta}_{ij} \leq 0$ 。

根据上述不等式, 则式(26)可简化为

$$\dot{V}_v \leq \frac{1}{2} e_1^T (P_1 A_1 + A_1^T P_1) e_1 + e_1^T P_1 B [ \mu_{f_1} + \omega_1 ] \quad (29)$$

选取鲁棒补偿项为

$$u_{f_1} = -\frac{1}{\mu_1} B_1^T P_1 e_1 \quad (30)$$

令  $P_1$  为如下 Riccati 方程之解, 即

$$P_1 A_1 + A_1^T P_1 + Q_1 - P_1 B_1 \left( \frac{2}{\mu_1} - \frac{1}{\rho^2} \right) B_1^T P_1 = 0 \quad (31)$$

式中:  $\rho$  为干扰抑制水平常数;  $Q_1$  为正定矩阵。

将式(30)代入到式(29)中, 得

$$\dot{V}_v \leq -\frac{1}{2} e_1^T Q_1 e_1 - \frac{1}{2\rho^2} e_1^T P_1 B_1 B_1^T P_1 e_1 + \omega_1^T B_1^T P_1 e_1 \quad (32)$$

对式(32)进行适当变形后, 得到

$$\begin{aligned} \dot{V}_v \leq & -\frac{1}{2} e_1^T Q_1 e_1 - \frac{1}{2} \left( \frac{1}{\rho} e_1^T P_1 B_1 - \rho \omega_1 \right)^2 + \frac{1}{2} \rho^2 \omega_1^2 \leq \\ & -\frac{1}{2} e_1^T Q_1 e_1 + \frac{1}{2} \rho^2 \omega_1^2 \end{aligned} \quad (33)$$

令  $C_1 = \min \left\{ \lambda', \frac{1}{\lambda_v}, \frac{1}{\lambda_{ij}} \right\}, \lambda' = \min \left\{ \frac{\inf \lambda_{\min}(Q_1)}{\sup \lambda_{\max}(Q_1)} \right\}, \phi_1 =$

$\frac{M_v^2}{2\lambda_v} + \sum_{j=1}^2 \frac{1}{2\lambda_{ij}} M_{ij}^2 + \frac{1}{2} \rho^2 \bar{\omega}_1^2$ 。其中,  $\lambda_{\min}(Q_1), \lambda_{\max}(Q_1)$  分别表示  $Q_1$  的最小及最大特征值;  $\bar{\omega}_1 = \sup \| \omega_1 \|$  为模糊系统逼近误差的上界。

对式(33)进行整理, 可得

$$\dot{V}_v \leq -C_1 V_v + \phi_1 \quad (34)$$

同理, 在高度通道上亦可得到

$$\dot{V}_h \leq -C_2 V_h + \phi_2 \quad (35)$$

联立式(34)、式(35), 可得

$$\dot{V} \leq -CV + \phi \quad (36)$$

式中:  $C = \min\{C_1, C_2\}$ ;  $\phi = 2 \cdot \max\{\phi_1, \phi_2\}$ 。

由式(36)和假设3,可推得:  $e_1, e_2, X \in L_\infty$ , 则对式(34)在  $[0, T]$  上的积分为

$$\frac{1}{2} \int_0^T e_1^T Q_1 e_1 dt \leq \frac{1}{2} e_1^T(0) P_1 e_1(0) + \frac{1}{2\lambda_V} \tilde{\theta}_V^T(0) \tilde{\theta}_V(0) + \sum_{j=1}^2 \frac{1}{2\lambda_{V_j}} \tilde{\theta}_{V_j}^T(0) \tilde{\theta}_{V_j}(0) + \frac{1}{2} \rho^2 \int_0^T \omega_1^2 dt \quad (37)$$

取  $\lambda = \min\{\lambda_V, \lambda_h, \lambda_{11}, \dots, \lambda_{22}\}$ ;  $Q = \text{diag}(Q_1, Q_2)$ ;  $P = \text{diag}(P_1, P_2)$ ;  $\tilde{\theta}_f = (\tilde{\theta}_V^T, \tilde{\theta}_h^T)^T$ ;  $\tilde{\theta}_g = (\tilde{\theta}_{11}^T, \dots, \tilde{\theta}_{22}^T)^T$ ,  $e = (e_1^T, e_2^T)^T$ ;  $\omega = (\omega_1, \omega_2)^T$ ;  $\tilde{\theta} = (\tilde{\theta}_f^T, \tilde{\theta}_g^T)^T$ 。结合高度通道上的推导结果,整理可得

$$\int_0^T e^T Q e dt \leq e^T(0) P e(0) + \frac{1}{\lambda} \tilde{\theta}^T(0) \tilde{\theta}(0) + \rho^2 \int_0^T \omega^T \omega dt \quad (38)$$

故采用自适应模糊控制器式(13),参数自适应律式(27)、式(28),鲁棒补偿项式(30),能够使高超声速飞行器的控制系统保持稳定。

### 3 仿真分析

针对高超声速飞行器在速度  $V = 15\ 060$  ft/s(注:  $1\text{ ft} = 0.3048\text{ m}$ ),高度  $h = 110\ 000$  ft 飞行条件下,结合 Matlab 对系统进行仿真研究。飞行器初始平衡状态数据参见文献[3]。

控制指令为:速度阶跃信号为  $100\text{ ft/s}$ ,高度阶跃信号为  $2000\text{ ft}$ 。给出了基于稳定的自适应模糊方法<sup>[13]</sup>和基于本文方法的两组仿真结果。

假设俯仰轴上受到谐波干扰数值大小为  $6 \times 10^5 \cdot \sin 2t$ 。选定的控制器参数均为  $K =$

$$\begin{pmatrix} 9 & 13.7 & 6.6 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0.06 & 0.41 & 1.13 & 1.4 \end{pmatrix}, Q_1 = Q_2 = 0.5I_{3 \times 3}$$

本文中设计的控制器的鲁棒补偿项的参数为  $\mu_1 = 1$ ,  $\rho_1 = 2$ ,  $\mu_2 = 0.08$ ,  $\rho_2 = 2$ 。为防止控制输入量过大而导致控制系统失稳,在仿真中采用如下滤波器对指令信号进行平滑。

$$\frac{h_d}{h_c} = \frac{\omega_{n1} \omega_{n2}^2}{(s + \omega_{n1})(s^2 + 2\zeta_c \omega_{n2} s + \omega_{n2}^2)} \quad (39)$$

$$\frac{V_d}{V_c} = \frac{\omega_{n3} \omega_{n4}^2}{(s + \omega_{n3})(s^2 + 2\zeta_c \omega_{n4} s + \omega_{n4}^2)} \quad (40)$$

式中:  $h_c$  和  $V_c$  为指令信号;  $h_d$  和  $V_d$  为输出的参考指令;  $\omega_{n1} = \omega_{n2} = 0.3$ ,  $\omega_{n3} = 0.28$ ,  $\omega_{n4} = 0.2$ ,  $\zeta_c = 0.95$ 。

图2和图3分别描述了基于上述两种方法的控制系统对阶跃信号的响应。由图2中可以看出,系统没能实现对高度的稳定跟踪,跟踪效果很差。图3中系统均能对指令信号实现稳定的跟踪,跟踪误差终值有

界。仿真结果表明在强干扰条件下,本文设计的自适应模糊  $H_\infty$  控制器具有很强的鲁棒性能。

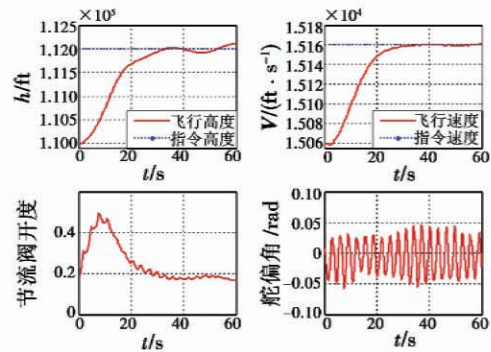


图2 稳定的模糊自适应控制器仿真结果

Fig.2 Simulation results of stable fuzzy adaptive controller

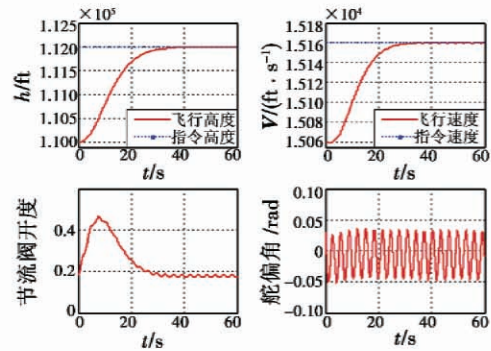


图3 自适应模糊  $H_\infty$  控制器仿真结果

Fig.3 Simulation results of adaptive fuzzy  $H_\infty$  controller

### 4 结束语

本文针对高超声速飞行器纵向模型,首先根据模糊系统理论对采用动态逆方法得到的理想控制器中的函数进行模糊化处理,得到自适应模糊控制器。然后,引入鲁棒补偿项,得到具有  $H_\infty$  跟踪性能的自适应模糊控制器,根据 Lyapunov 理论给出自适应律和鲁棒补偿项的表达式。最后,经过对比仿真分析,验证了本文所提方法的强鲁棒性能。

### 参考文献

- [1] YU W B, CHEN W C. Guidance scheme for glide range maximization of a hypersonic vehicle [R]. AIAA-2011-6714, Reston: AIAA, 2011.
- [2] 黄琳,段志生,杨剑影. 近空间高超声速飞行器对控制科学的挑战[J]. 控制理论与应用, 2011, 28(10): 1496-1505. (HUANG L, DUAN Z S, YANG J Y. Challenges of control science in near space hypersonic aircrafts [J]. Control Theory & Applications, 2011, 28(10): 1496-1505.)
- [3] XU H J, MIRMIRANU M D, IOANNOU P A. Adaptive sliding mode control design for a hypersonic vehicle [J]. Journal of Guidance Control and Dynamics, 2004, 27(5):

- 829-838.
- [4] 高道祥, 孙增圻, 罗熊, 等. 基于 Backstepping 的高超声速飞行器模糊自适应[J]. 控制理论与应用, 2008, 25(5):805-810. (GAO D X, SUN Z Q, LUO X, et al. Fuzzy adaptive control for hypersonic vehicle via Backstepping method[J]. Control Theory & Applications, 2008, 25(5): 805-810.)
- [5] 陈洁, 周绍磊, 宋召青. 基于不确定性的高超声速飞行器动态面自适应反演控制系统设计[J]. 宇航学报, 2010, 31(11):2550-2556. (CHEN J, ZHOU S L, SONG Z Q. Hypersonic aircraft dynamic surface adaptive Backstepping control system design based on uncertainty[J]. Journal of Astronautics, 2010, 31(11):2550-2556.)
- [6] WANG D, HUANG J. Neural network-based adaptive dynamic surface control for a class of uncertain nonlinear systems in strict-feedback form[J]. IEEE Transactions on Neural Networks, 2005, 16(1):195-202.
- [7] DONG C, HOU Y, ZHANG Y, et al. Model reference adaptive switching control of a linearized hypersonic flight vehicle model with actuator saturation[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part I: Journal of Systems and Control Engineering, 2010, 224(3):289-303.
- [8] HU X X, WU L G, HU C H, et al. Adaptive sliding mode tracking control for a flexible air-breathing hypersonic vehicle[J]. Journal of the Franklin Institute, 2012, 349(2): 559-577.
- [9] XU B, SHI Z K, YANG C G, et al. Neural hypersonic flight control via time-scale decomposition with throttle setting constraint[J]. Nonlinear Dynamics, 2013, 73(3): 1849-1861.
- [10] SHEN Q, JIANG B, COCQUEMPOT V. Fault-tolerant control for T-S fuzzy systems with application to near-space hypersonic vehicle with actuator faults[J]. IEEE Transactions on Fuzzy Systems, 2012, 20(4):652-665.
- [11] WANG L X. Fuzzy systems are universal approximators [C]//IEEE International Conference on Fuzzy Systems, San Diego, 1992:1163-1170.
- [12] 王立新. 自适应模糊系统与控制——设计与稳定性分析[M]. 北京: 国防工业出版社, 1995. (WANG L X. Adaptive fuzzy systems and control—design and stability analysis [M]. Beijing: National defense Industry Press, 1995.)
- [13] WANG L X. Stable adaptive fuzzy control of nonlinear systems[J]. IEEE Transactions on Fuzzy Systems, 1993, 1(2):146-155.

(上接第 23 页)

用有领导者一致性算法, 实现了编队集结和编队机动的控制要求, 并通过 Matlab 仿真验证了一致性编队控制算法的有效性。本文尚未考虑朝向一致问题和工程实现问题, 下一阶段将把朝向一致问题考虑进来, 并重点研究工程实现问题, 开发工程样机实验平台。

### 参考文献

- [1] 王祥科, 李迅, 郑志强. 多智能体系统编队控制相关问题研究综述[J]. 控制与决策, 2013, 28(11):1601-1613. (WANG X K, LI X, ZHENG Z Q. Survey of developments on multi-agent formation control related problems [J]. Control and Decision, 2013, 28(11):1601-1613.)
- [2] REN W, BEARD R W. Distributed consensus in multi-vehicle cooperative control theory and applications[M]. New York: Spring, 2008.
- [3] 吴正平, 关治洪, 吴先用. 基于一致性理论的多机器人系统队形控制[J]. 控制与决策, 2007, 22(11):1241-1244. (WU Z P, GUAN Z H, WU X Y. Consensus based formation control of multi-robot system [J]. Control and Decision, 2007, 22(11):1241-1244.)
- [4] MATTHEW T, NATHAN M, VIJAY K. Trajectory design and control for aggressive formation flight with quadrotors [J]. Auton Robot, 2012, 33:143-156.
- [5] 邢关生, 杜春燕, 宗群, 等. 基于一致性的小型四旋翼机群自主编队分布式运动规划[J]. 控制与决策, 2014, 29(11):2081-2084. (XING G S, DU C Y, ZONG Q, et al. Consensus-based distributed motion planning for autonomous formation of miniature quadrotor groups [J]. Control and Decision, 2014, 29(11):2081-2084.)
- [6] OLFATI-SABER R, FAX J A, MURRAY R M. Consensus and cooperation in networked multi-agent system [C]// Proceedings of the IEEE, 2007:215-233.
- [7] WEI R, ELLA A. Distributed multi-vehicle coordinated control via local information exchange [J]. Robust Nonlinear Control, 2007, 17:1002-1033.
- [8] 李光春, 王璐, 王兆龙, 等. 基于四元数的四旋翼无人飞行器轨迹跟踪控制[J]. 应用科学学报, 2012, 30(4): 415-422. (LI G C, WANG L, WANG Z L, et al. Trajectory tracking control of quad-rotor UAV based on quaternion [J]. Journal of Applied Sciences, 2012, 30(4):415-422.)