



高超声速飞行器的通道耦合协调鲁棒自适应控制算法

寿莹鑫^{1*}, 韩旭东²

1. 东南大学自动化学院, 南京 210096

2. 北京控制与电子技术研究所, 北京 100080

* 通信作者. E-mail: 101300368@seu.edu.cn

收稿日期: 2024-01-17; 修回日期: 2024-03-19; 接受日期: 2024-04-17; 网络出版日期: 2024-09-30

国家自然科学基金(批准号: 62403131)、江苏省卓越博士后计划(批准号: 2024ZB267)和航空科学基金(批准号: 20230005069001)资助项目

摘要 考虑高超声速飞行器再入飞行的稳定姿态控制需求, 本文围绕气动舵控制能力约束和不确定干扰的问题, 利用通道耦合特性开展协调鲁棒自适应控制技术研究. 基于副翼舵偏角和升降舵偏角协调的策略提出分层控制设计, 实现通道耦合利用以弥补方向舵低舵效引起的操纵不足. 针对动力学不确定估计和外界干扰观测的需求, 采用模糊逻辑系统以及误差鲁棒积分技术建立平行估计模型, 提出利用预测误差的复合估计自适应律. 通过 Lyapunov 方法分析闭环系统稳定性, 并保证闭环系统的误差信号一致终值有界. 通过仿真测试验证了所提出算法的跟踪性能、学习准确性和鲁棒性.

关键词 高超声速飞行器, 通道耦合, 分层协调控制, 模糊逻辑系统, 误差鲁棒积分

1 绪论

高超声速飞行器是一类飞行速度达到马赫数 5 以上的飞行器, 具备飞行速度快、飞行空域广以及机动能力强等优势. 高超声速飞行器能够快速到达全球任意位置, 并在任务执行中压缩任务时间、拓展任务空间、增加态势变化以及加速任务节奏, 具有重要的战略意义. 为了满足高超声速飞行技术的发展需求, 自 20 世纪 90 年代起国内外学者对飞行控制技术投入了大量的人力物力.

起初, 对高超声速飞行器飞行控制设计的研究以线性控制为主, 在配平特征点对纵向动力学模型进行线性化, 并给出输出反馈控制、 μ 分析、 L_1 控制、LQR 控制等控制算法, 在飞行环境变化和模型不确定下实现了速度和高度跟踪控制. 随着高超声速飞行的强非线性本质逐步呈现, 国内外研究的重点逐渐倾向于非线性控制方法的设计, 非线性动态逆、反馈线性化、增益调度控制、反步法、滑模控制、模型预测控制以及智能控制等技术方法^[1~4] 陆续应用于时变和非线性问题. 国内外学者针对飞行

引用格式: 寿莹鑫, 韩旭东. 高超声速飞行器的通道耦合协调鲁棒自适应控制算法. 中国科学: 信息科学, 2024, 54: 2308–2325, doi: 10.1360/SSI-2024-0023
Shou Y X, Han X D. Channel coupling coordinated robust adaptive control algorithm for hypersonic flight vehicles (in Chinese). Sci Sin Inform, 2024, 54: 2308–2325, doi: 10.1360/SSI-2024-0023

控制问题和技术开展的综述研究^[5~8], 强调了耦合特性和非线性不确定等技术发展的必要性. 文献 [9] 关注非最小相位问题, 文献 [10, 11] 关注执行机构的饱和/死区非线性问题, 文献 [12] 关注刚弹耦合问题, 高超声速飞行器的控制问题研究在不断发展下更加完善.

高超声速飞行器机体构型多为升力体或乘波体, 纵向和横侧向存在通道耦合特性, 耦合使得飞行器在操纵舵面时, 不仅产生其主通道所期望的力和力矩, 还会产生对其他通道的耦合力矩, 进而改变其他通道的飞行状态特性. 同时高超声速飞行器特殊的气动布局导致横侧向转动惯量较小, 其纵向以及航向稳定性较差, 尤其在再入大攻角飞行中由于机身对方向舵的遮蔽, 导致方向舵的效率大幅下降, 航向稳定性受到很大的削弱. 面向高超声速飞行器的姿态模型, 文献 [13] 基于通道耦合分析设计自适应反步控制器实现对期望姿态的跟踪控制, 文献 [14] 给出了非线性广义预测协调控制器, 通过建立联合通道耦合的性能指标实现优化控制. 上述的研究都直接消除了通道耦合对姿态稳定控制的影响, 缺少主动的正向利用. 在反映耦合效应对系统性能影响的同时降低计算复杂度, 文献 [15] 针对再入飞行器开展了触发控制, 以耦合特性作为触发指标. 文献 [16] 基于数据采集统计分析建立耦合度, 根据姿态通道的耦合程度提出分层滑模协调控制. 文献 [17] 建立了耦合特征指数, 将耦合特性做出利弊区分, 保留一部分有利于系统稳定的耦合, 提升了姿态控制的鲁棒性. 文献 [18] 则主动地借助通道耦合能力来补偿偏航通道稳定, 所设计的滑模控制器避免了横侧向侧滑角过大.

高超声速再入飞行过程中气流存在的薄激波层、高熵层、粘性干扰、气动热效应以及低密度流等特点, 将产生剧烈变化气动特性影响; 长时间高速飞行易导致机体表面烧蚀而改变气动外形; 大包络飞行使得大气特性差异明显. 此外目前地面试验技术缺乏、临近空间飞行环境认知稀少、传感器测量不准确, 高超声速飞行器的模型易失真且精准的气动参数几乎无法获取, 并伴随有难以避免的外界高扰. 如何规避不确定性与干扰对稳定控制的影响是飞控系统研究的关键问题. 自 20 世纪 90 年代起, 大量的研究者以系统鲁棒性能提升为控制手段用于补偿干扰影响. 1998 年, 文献 [19] 在 X-33 飞行器的姿态控制器设计中采用了双环滑模控制技术, 先将系统分为姿态和姿态角速度两个内外环回路, 并分别设计了相对应的滑模控制器. 文献 [20] 针对高超声速飞行器模型给出了基于滑模观测的滑模控制器, 是经典的不确定处理方式. 文献 [21] 结合有限时间观测器来估计不确定性和干扰, 设计了自适应螺旋滑模姿态控制器, 文献 [22] 加入扩张状态观测器进行不确定估计, 并在控制器设计中引入标称项和补偿项. 误差鲁棒积分技术 (robust integral of the sign of the error, RISE)^[23, 24] 依赖于模型结构, 模型结构由高增益比例项、积分状态反馈和积分符号误差项组成, 不仅可以消除扰动的影响^[25], 也避免了相对于系统状态的高阶导数.

以神经网络和模糊系统为代表的智能技术, 具有将光滑非线性函数拟合为线性形式的“通用逼近”能力^[26, 27], 近年来被广泛用于处理不确定性. 模糊逻辑系统 (fuzzy logic system, FLS) 针对模型中动力学不确定函数建立模糊集, 并前馈模糊估计值用于控制律设计, 保证了状态的收敛性能^[28]. 文献 [29, 30] 基于径向基函数等神经网络技术设计了高超声速飞行器的智能自适应控制器, 文献 [31] 则将不确定学习思路引入导弹的制导控制一体化设计中. 大多数的智能学习控制技术是基于 Lyapunov 稳定性为评价指标来更新学习系统, 但这将导致仅仅只有跟踪误差被引入智能学习系统中. 当系统实现外部跟踪控制目标后, 跟踪误差收敛而智能学习系统不再更新, 而实际上此时并不能保证智能系统学习到了动力学不确定性, 这就违背了智能学习控制的设计初衷. 为了使智能学习系统获得最优不确定知识, 需要引入学习性能评价指标, 但不确定函数本身的未知性使得获取学习评价成为智能学习控制的一大难点. 解决此问题存在多种思路, 第 1 种思路是建立状态动力学模型的平行估计模型^[32], 通过估计状态与实际状态的差异来间接表征学习优劣. 第 2 种思路是采集系统状态的历史数据, 基于区间激励原理利用数理统计技术^[33, 34], 挖掘出系统潜在的不变状态属性, 以作为智能学习的评价指标.

第 3 种思路通过系统输入滤波的预测信息与当前输入的差异来构建学习误差^[35]. 而上述三类方式所构造的学习评价指标, 都将作为反馈信息被引入智能学习更新律中, 结合跟踪误差构成内外复合学习控制器^[36] 应用于高超声速飞行器中, 以提高不确定反馈精度的方式大幅度改善状态跟踪性能.

面向高超声速飞行器再入飞行过程中的方向舵控制能力不足和环境干扰不确定的问题, 本文结合姿态通道耦合特性分析, 引入分层协调、RISE 与智能学习等技术, 开展通道耦合协调的鲁棒自适应控制算法. 本文的主要贡献如下:

(1) 针对再入飞行的方向舵操纵效率不足的气动特性, 引入分层协调结构建立多层跟踪误差, 利用升降舵和副翼冗余能力弥补偏航力矩, 整合偏航通道内的操纵舵面耦合性实现航向增稳.

(2) 针对姿态动力学模型中的系统不确定性, 采用 FLS 建立平行估计系统, 定义预测误差作为模糊学习优劣的评估指标, 引入权重更新律律中, 获得对不确定的精准学习.

(3) 针对姿态系统受到的外界扰动, 结合高增益观测、积分状态反馈和符号项积分建立 RISE 结构, 前馈至气动舵偏角控制律中, 提升控制系统的鲁棒性.

本文的结构如下. 在第 2 节中完成了高超声速飞行器再入姿态动力学模型转换, 在第 3 节中提出了一种通道耦合协调鲁棒自适应控制器, 第 4 节中展示了仿真结果与分析, 第 5 节中给出了本文的小结.

2 模型转换与问题描述

2.1 高超声速飞行器的姿态动力学模型

面向高超声速飞行器的无动力再入过程, 以倾斜角 σ 、侧滑角 β 、攻角 α 、滚转角速度 p 、俯仰角速度 q 、偏航角速度 r 为状态量, 以副翼 δ_a 、升降舵 δ_e 、方向舵 δ_r 为输入量, 本文考虑姿态系统的动力学模型^[37,38] 如下:

$$\begin{cases} \dot{\boldsymbol{\gamma}} = \mathbf{R}(\boldsymbol{\gamma}) \boldsymbol{\omega}, \\ \mathbf{J} \dot{\boldsymbol{\omega}} = -\boldsymbol{\Omega} \mathbf{J} \boldsymbol{\omega} + \boldsymbol{\zeta} + \boldsymbol{\psi} \boldsymbol{\delta} + \mathbf{d}, \end{cases} \quad (1)$$

其中, $\boldsymbol{\gamma} = [\sigma, \beta, \alpha]^T \in \mathbb{R}^{3 \times 1}$ 是气流角状态, $\boldsymbol{\omega} = [p, q, r]^T \in \mathbb{R}^{3 \times 1}$ 是姿态角速度状态, $\boldsymbol{\delta} = [\delta_a, \delta_e, \delta_r]^T \in \mathbb{R}^3$ 是气动舵偏角输入, $\boldsymbol{\psi} \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$ 是气动力矩和气动舵偏角的敏感度矩阵, $\boldsymbol{\zeta} \in \mathbb{R}^3$ 是不确定气动参数, $\mathbf{d} = [d_1, d_2, d_3]^T \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$ 是外界扰动, $\mathbf{J} = \text{diag}(J_x, J_y, J_z) \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$ 是转动惯量矩阵, $\mathbf{R}(\boldsymbol{\gamma})$ 和 $\boldsymbol{\Omega}$ 是如下的旋转矩阵:

$$\mathbf{R}(\boldsymbol{\gamma}) = \begin{bmatrix} -\cos \alpha \sec \beta & -\sin \beta & -\sin \alpha \sec \beta \\ \sin \alpha & 0 & -\cos \alpha \\ -\cos \alpha \tan \beta & 1 & -\sin \alpha \tan \beta \end{bmatrix}, \quad (2)$$

$$\boldsymbol{\Omega} = \begin{bmatrix} 0 & -r & q \\ r & 0 & -p \\ -q & p & 0 \end{bmatrix}. \quad (3)$$

假设 1 姿态模型中的扰动 \mathbf{d} 满足 $\|\mathbf{d}\| \leq \bar{d}$ 和 $\|\dot{\mathbf{d}}\| \leq \bar{\dot{d}}$, 其中 \bar{d} 和 $\bar{\dot{d}}$ 是存在但未知的正常数.

定义系统的状态量为 $\boldsymbol{x}_1 = \boldsymbol{\gamma}$ 和 $\boldsymbol{x}_2 = \dot{\boldsymbol{\gamma}} = \boldsymbol{R}\boldsymbol{\omega}$. 再入无动力飞行过程的姿态动力学模型 (1) 可被描述如下:

$$\begin{cases} \dot{\boldsymbol{x}}_1 = \boldsymbol{x}_2, \\ \dot{\boldsymbol{x}}_2 = \boldsymbol{f}(\bar{\boldsymbol{x}}_2) + \boldsymbol{g}\boldsymbol{\delta} + \boldsymbol{d}, \end{cases} \quad (4)$$

其中, $\boldsymbol{f}(\bar{\boldsymbol{x}}_2) = \dot{\boldsymbol{R}}\boldsymbol{\omega} + \boldsymbol{R}(-\boldsymbol{J}^{-1}\boldsymbol{\Omega}\boldsymbol{J}\boldsymbol{\omega} + \boldsymbol{J}^{-1}\boldsymbol{\zeta})$, $\boldsymbol{g} = \boldsymbol{R}\boldsymbol{J}^{-1}\boldsymbol{\psi}$, $\bar{\boldsymbol{x}}_2 = [\boldsymbol{x}_1^T, \boldsymbol{x}_2^T]^T$, $\dot{\boldsymbol{R}}$ 为 \boldsymbol{R} 的导数.

令 $x_{i,j} = \boldsymbol{x}_j(i)$, $i = 1, 2, 3$, $j = 1, 2$. 姿态系统动力学模型 (4) 可以被重新整理如下:

$$\begin{cases} \dot{x}_{i,1} = x_{i,2}, \\ \dot{x}_{i,2} = f_i + g_{i1}\delta_a + g_{i2}\delta_e + g_{i3}\delta_r + d_i, \end{cases} \quad (5)$$

其中, f_i 表示 $\boldsymbol{f}(\bar{\boldsymbol{x}}_2)$ 的第 i 行, $g_{ij} = \boldsymbol{g}(i, j)$, $i = 1, 2, 3$, $j = 1, 2, 3$.

2.2 姿态系统参考模型

结合理想的姿态角响应传递函数 $\frac{\boldsymbol{x}_1^r}{\boldsymbol{x}_1^c} = \frac{\boldsymbol{\omega}_n^2}{s^2 + 2\zeta\boldsymbol{\omega}_n s + \boldsymbol{\omega}_n^2}$, 建立姿态系统参考模型如下:

$$\begin{cases} \dot{\boldsymbol{x}}_1^r = \boldsymbol{x}_2^r, \\ \dot{\boldsymbol{x}}_2^r = -2\zeta\boldsymbol{\omega}_n\boldsymbol{x}_2^r - \boldsymbol{\omega}_n^2\boldsymbol{x}_1^r + \boldsymbol{\omega}_n^2\boldsymbol{x}_1^c, \end{cases} \quad (6)$$

其中, $\boldsymbol{x}_1^c = [x_{1,1}^c, x_{2,1}^c, x_{3,1}^c]^T = \boldsymbol{\gamma}_c \in \mathbb{R}^3$ 是期望的气流角指令, $\boldsymbol{x}_1^r = [x_{1,1}^r, x_{2,1}^r, x_{3,1}^r]^T \in \mathbb{R}^3$ 和 $\boldsymbol{x}_2^r = [x_{1,2}^r, x_{2,2}^r, x_{3,2}^r]^T \in \mathbb{R}^3$ 是参考状态量, ζ 是期望的阻尼比, $\boldsymbol{\omega}_n$ 是期望的无阻尼自然频率.

2.3 模糊逻辑系统

对于所需的学习精度水平 $\boldsymbol{\epsilon} \in \mathbb{R}^3$, 可以利用 FLS [27] 来逼近紧集 $\Omega_{\boldsymbol{x}}$ 上的系统不确定性函数 $\boldsymbol{f}(\bar{\boldsymbol{x}}_2)$, 并形成如下的线性组合:

$$\sup_{\boldsymbol{x}_i \in \Omega_{\boldsymbol{x}}} |\boldsymbol{f}(\bar{\boldsymbol{x}}_2) - \hat{\boldsymbol{\omega}}^T \boldsymbol{\vartheta}(\bar{\boldsymbol{x}}_2)| \leq \boldsymbol{\epsilon}, \quad (7)$$

其中, $\hat{\boldsymbol{\omega}} = [\hat{\boldsymbol{\omega}}_1, \mathbf{0}, \mathbf{0}; \hat{\boldsymbol{\omega}}_2, \mathbf{0}, \mathbf{0}; \hat{\boldsymbol{\omega}}_3] \in \mathbb{R}^{\iota \times 3}$ 是自适应的模糊系统权重, $\hat{\boldsymbol{\omega}}_i \in \mathbb{R}^{\iota_i \times 1}$ 是各子系统的权重, $\iota = \iota_1 + \iota_2 + \iota_3$ 是模糊规则的数量; $\boldsymbol{\vartheta}(\bar{\boldsymbol{x}}_2) = [\boldsymbol{\vartheta}_1, \boldsymbol{\vartheta}_2, \boldsymbol{\vartheta}_3]^T \in \mathbb{R}^{\iota \times 1}$ 是 If-Then 规则下的基函数, $\boldsymbol{\vartheta}_i = [\vartheta_{i,1}, \vartheta_{i,2}, \dots, \vartheta_{i,\iota_i}]^T \in \mathbb{R}^{\iota_i \times 1}$ 是各子系统的基函数, 可被描述如下:

$$\begin{aligned} \vartheta_{i,j} &= \frac{W_{F_{i,j}}}{\sum_{j=1}^{\iota_i} W_{F_{i,j}}}, \\ W_{F_{i,j}} &= \frac{1}{\sqrt{2\pi}\varrho_{i,j}} \exp\left[-\frac{\|\bar{\boldsymbol{x}}_2 - \boldsymbol{X}_{2,j}\|^2}{2\varrho_{i,j}^2}\right], \end{aligned} \quad (8)$$

其中, $\boldsymbol{X}_{2,j}$ 是中心值, $\varrho_{i,j}$ 是宽度. 同时, FLS 存在最优模糊权重如下:

$$\begin{aligned} \boldsymbol{f}(\bar{\boldsymbol{x}}_2) &= \boldsymbol{\omega}^{*T} \boldsymbol{\vartheta}(\bar{\boldsymbol{x}}_2) + \boldsymbol{\epsilon}, \\ \boldsymbol{\omega}^* &= \arg \min_{\hat{\boldsymbol{\omega}} \in \Omega_{\hat{\boldsymbol{\omega}}}} \left\{ \sup_{\boldsymbol{x}_i \in \Omega_{\boldsymbol{x}}} |\boldsymbol{f}(\bar{\boldsymbol{x}}_2) - \hat{\boldsymbol{\omega}}^T \boldsymbol{\vartheta}(\bar{\boldsymbol{x}}_2)| \right\}. \end{aligned} \quad (9)$$

假设2 FLS 的学习精度是有界的且满足 $\|\boldsymbol{\epsilon}\| \leq \bar{\epsilon}$; 根据式 (9) 可知, 最优模糊权重也是有界的且满足 $\|\boldsymbol{\omega}^*\| \leq \bar{\omega}$, 其中 $\bar{\epsilon}$ 和 $\bar{\omega}$ 是存在但未知的正常数.

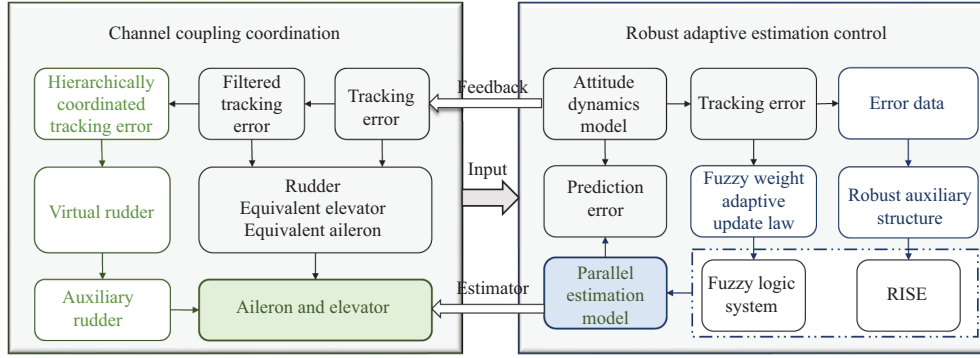


图 1 (网络版彩图) 通道耦合协调鲁棒自适应控制算法的总体技术框架

Figure 1 (Color online) Scheme of channel coupling coordinated robust adaptive control algorithm

2.4 控制目标

面向高超声速飞行器再入飞行过程, 考虑姿态系统中偏航控制舵效低且方向舵能力受限的问题, 本文的控制目标是针对存在系统不确定和外界干扰的姿态动力学模型, 引入 RISE 技术和复合学习技术建立分层协调的鲁棒自适应控制律, 辅助升降舵和副翼的冗余控制能力弥补偏航姿态控制, 驱使状态量 γ 跟踪上期望的气流角指令 γ_c . 通道耦合协调鲁棒自适应控制算法的总体技术框架如图 1 所示.

3 通道耦合协调的鲁棒自适应控制器

3.1 分层协调的跟踪误差

定义系统跟踪误差为 $e_1 = x_1 - x_1^r$ 和 $e_2 = x_2 - x_2^r$. 结合姿态系统 (4) 和 (5) 以及参考模型 (6), 计算获得如下的误差动力学模型:

$$\begin{cases} \dot{e}_1 = e_2, \\ \dot{e}_2 = f(\bar{x}_2) + g\delta + 2\zeta\omega_n x_2^r + \omega_n^2 x_1^r - \omega_n^2 x_1^c. \end{cases} \quad (10)$$

定义滤波后跟踪误差信号如下:

$$z_{i1} = e_{i,2} + a_{i1}e_{i,1}, \quad (11)$$

$$z_{i2} = \dot{z}_{i1} + a_{i2}z_{i1}, \quad (12)$$

其中, a_{i1} 和 a_{i2} 是设计的正常数.

基于分层协调原则建立三层误差信号如下:

$$H_1 = z_{12}, \quad (13)$$

$$H_2 = m_1 H_1 + z_{22}, \quad (14)$$

$$H_3 = m_2 H_2 + z_{32}, \quad (15)$$

其中, m_1 和 m_2 是通道耦合协调参数.

3.2 协调控制律设计

3.2.1 方向舵偏角设计

结合式 (10)~(12) 和 RISE 技术, 设计方向舵辅助舵偏角如下:

$$\delta_r^c = \mathbf{g}_3^+ [-\hat{\boldsymbol{\omega}}^T \boldsymbol{\vartheta}(\bar{\mathbf{x}}_2) - 2\zeta\boldsymbol{\omega}_n \mathbf{x}_2^r - \boldsymbol{\omega}_n^2 \mathbf{x}_1^r + \boldsymbol{\omega}_n^2 \mathbf{x}_1^c - \mathbf{a}_1 \mathbf{e}_2 - \mathbf{a}_2 \mathbf{e}_2 - \mathbf{a}_2 \mathbf{a}_1 \mathbf{e}_1], \quad (16)$$

其中, $\mathbf{g}^+ \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$ 是舵效函数 \mathbf{g} 的逆矩阵且满足 $\mathbf{g}^+ \mathbf{g} = \mathbf{I}_3$, $\mathbf{g}_3^+ \in \mathbb{R}^3$ 是矩阵 \mathbf{g}^+ 的第 3 行.

考虑方向舵偏角的幅值饱和 $\bar{\delta}_r$ 问题, 设计方向舵偏角如下:

$$\begin{aligned} \delta_r &= \bar{\delta}_r \text{sat}(\delta_r^c, \bar{\delta}_r), \\ \text{sat}(\delta_r^c, \bar{\delta}_r) &= \begin{cases} \text{sgn}(\delta_r^c), & |\delta_r^c| \geq \bar{\delta}_r, \\ \frac{\delta_r^c}{\bar{\delta}_r}, & |\delta_r^c| < \bar{\delta}_r. \end{cases} \end{aligned} \quad (17)$$

3.2.2 副翼和升降舵舵偏角设计

根据分层协调原理和 RISE 技术设计副翼和升降舵 δ_a 和 δ_e 如下:

$$\delta_a = \delta_a^3, \quad (18)$$

$$\delta_e = \delta_e^3, \quad (19)$$

其中, 各层虚拟舵偏角 δ_a^i 和 δ_e^i 如下:

$$\delta_a^i = \delta_a^{i-1} + \delta_{ai}^e + \delta_{ai}^c, \quad (20)$$

$$\delta_e^i = \delta_e^{i-1} + \delta_{ei}^e + \delta_{ei}^c, \quad (21)$$

其中, $\delta_a^0 = 0$ 和 $\delta_e^0 = 0$, 等效舵偏角 δ_{ai}^e 和 δ_{ei}^e 在式 (22) 和 (23) 中设计, 辅助舵偏角 δ_{ai}^c 和 δ_{ei}^c 在式 (25), (26), (28), (29), (32) 和 (33) 中设计.

考虑无方向舵偏情形下, 设计等效舵偏角 δ_{ai}^e 和 δ_{ei}^e 如下:

$$\delta_{ai}^e = \frac{-g_{i1} (\hat{\boldsymbol{\omega}}_i^T \boldsymbol{\vartheta}_i - \dot{x}_{1,2}^r + a_{i1} e_{i,2} + a_{i2} z_{i1} + \xi_i)}{g_{i1}^2 + g_{i2}^2}, \quad (22)$$

$$\delta_{ei}^e = \frac{-g_{i2} (\hat{\boldsymbol{\omega}}_i^T \boldsymbol{\vartheta}_i - \dot{x}_{1,2}^r + a_{i1} e_{i,2} + a_{i2} z_{i1} + \xi_i)}{g_{i1}^2 + g_{i2}^2}, \quad (23)$$

其中, ξ_i 是在式 (37)~(39) 中设计的 RISE 项.

根据第 1 层误差 (13)、虚拟舵偏角 (20) 和 (21) 以及等效舵偏角 (22) 和 (23), 第 1 层误差 H_1 被计算如下:

$$H_1 = \boldsymbol{\omega}_1^{*T} \boldsymbol{\vartheta}_1 - \hat{\boldsymbol{\omega}}_1^T \boldsymbol{\vartheta}_1 + g_{13} \delta_r + \epsilon_1 + d_1 - \xi_1 + g_{11} \delta_{a1}^c + g_{12} \delta_{e1}^c. \quad (24)$$

为了补偿方向舵偏角控制不足, 设计副翼和升降舵的辅助舵偏角 δ_{a1}^c 和 δ_{e1}^c 如下:

$$\delta_{a1}^c = \frac{-g_{11} g_{13} \delta_r}{g_{11}^2 + g_{12}^2}, \quad (25)$$

$$\delta_{e1}^c = \frac{-g_{12} g_{13} \delta_r}{g_{11}^2 + g_{12}^2}. \quad (26)$$

根据第 2 层误差 (14)、虚拟舵偏角 (20) 和 (21)、等效舵偏角 (22) 和 (23) 以及辅助舵偏角 (25) 和 (26), 第 2 层误差 H_2 被计算如下:

$$H_2 = m_1 (\boldsymbol{\varpi}_1^{*T} \boldsymbol{\vartheta}_1 - \hat{\boldsymbol{\varpi}}_1^T \boldsymbol{\vartheta}_1 + \epsilon_1 + d_1 - \xi_1 + g_{11} \delta_{a2}^e + g_{12} \delta_{e2}^e + g_{11} \delta_{a2}^c + g_{12} \delta_{e2}^c) + \boldsymbol{\varpi}_2^{*T} \boldsymbol{\vartheta}_2 - \hat{\boldsymbol{\varpi}}_2^T \boldsymbol{\vartheta}_2 + g_{23} \delta_r + \epsilon_2 + d_2 - \xi_2 + g_{21} \delta_a^1 + g_{22} \delta_e^1 + g_{21} \delta_{a2}^c + g_{22} \delta_{e2}^c. \quad (27)$$

副翼和升降舵的辅助舵偏角 δ_{a2}^c 和 δ_{e2}^c 被设计如下:

$$\delta_{a2}^c = \frac{-(m_1 g_{11} + g_{21}) (g_{11} \delta_{a2}^e + g_{12} \delta_{e2}^e + g_{21} \delta_a^1 + g_{22} \delta_e^1 + g_{23} \delta_r)}{(m_1 g_{11} + g_{21})^2 + (m_1 g_{12} + g_{22})^2}, \quad (28)$$

$$\delta_{e2}^c = \frac{-(m_1 g_{12} + g_{22}) (g_{11} \delta_{a2}^e + g_{12} \delta_{e2}^e + g_{21} \delta_a^1 + g_{22} \delta_e^1 + g_{23} \delta_r)}{(m_1 g_{11} + g_{21})^2 + (m_1 g_{12} + g_{22})^2}. \quad (29)$$

根据第 3 层误差 (15)、虚拟舵偏角 (20) 和 (21)、等效舵偏角 (22) 和 (23) 以及辅助舵偏角 (25), (26), (28) 和 (29), 第 3 层误差 H_3 被计算如下:

$$H_3 = m_2 \{ m_1 [\boldsymbol{\varpi}_1^{*T} \boldsymbol{\vartheta}_1 - \hat{\boldsymbol{\varpi}}_1^T \boldsymbol{\vartheta}_1 + \epsilon_1 + d_1 - \xi_1 + g_{11} (\delta_{a3}^e + \delta_{a3}^c) + g_{12} (\delta_{e3}^e + \delta_{e3}^c)] \quad (30)$$

$$+ \boldsymbol{\varpi}_2^{*T} \boldsymbol{\vartheta}_2 - \hat{\boldsymbol{\varpi}}_2^T \boldsymbol{\vartheta}_2 + \epsilon_2 + d_2 - \xi_2 + g_{21} (\delta_{a3}^e + \delta_{a3}^c) + g_{22} (\delta_{e3}^e + \delta_{e3}^c) \} + \boldsymbol{\varpi}_3^{*T} \boldsymbol{\vartheta}_3 - \hat{\boldsymbol{\varpi}}_3^T \boldsymbol{\vartheta}_3 + \epsilon_3 + d_3 - \xi_3 + g_{31} (\delta_a^1 + \delta_a^2 + \delta_{a3}^c) + g_{32} (\delta_e^1 + \delta_e^2 + \delta_{e3}^c). \quad (31)$$

副翼和升降舵的辅助舵偏角 δ_{a3}^c 和 δ_{e3}^c 被设计如下:

$$\delta_{a3}^c = \frac{-(m_1 m_2 g_{11} + m_2 g_{21} + g_{31}) y}{(m_1 m_2 g_{11} + m_2 g_{21} + g_{31})^2 + (m_1 m_2 g_{12} + m_2 g_{22} + g_{32})^2}, \quad (32)$$

$$\delta_{e3}^c = \frac{-(m_1 m_2 g_{12} + m_2 g_{22} + g_{32}) y}{(m_1 m_2 g_{11} + m_2 g_{21} + g_{31})^2 + (m_1 m_2 g_{12} + m_2 g_{22} + g_{32})^2}, \quad (33)$$

$$y = m_1 m_2 g_{11} \delta_{a3}^e + m_1 m_2 g_{12} \delta_{e3}^e + m_2 g_{21} \delta_{a3}^e + m_2 g_{22} \delta_{e3}^e + g_{31} (\delta_a^1 + \delta_a^2) + g_{32} (\delta_e^1 + \delta_e^2). \quad (34)$$

注释1 三层误差信息使得系统状态 $\boldsymbol{\gamma}$ 按照预定的滑动模态状态轨迹 H_3 运动, 当系统状态偏离预定轨迹时, 等效舵偏角 δ_{ai}^c 和 δ_{ei}^c 将状态驱回 H_i , 并最终保持在 H_3 上滑动.

3.2.3 模糊逻辑系统的权重更新律设计

定义预测误差为 $\tilde{x}_{i,2} = x_{i,2} - \hat{x}_{i,2}$. 采用 FLS 估计项和 RISE 项建立如下的平行模型:

$$\dot{\tilde{x}}_{i,2} = \hat{\boldsymbol{\varpi}}_i^T \boldsymbol{\vartheta}_i + g_{i1} \delta_a + g_{i2} \delta_e + g_{i3} \delta_r + a_{i4} \tilde{x}_{i,2}, \quad (35)$$

其中, a_{i4} 是设计的正常数.

注释2 平行模型的建立中, FLS 既学习了 f_2 中的系统不确定, 也学习了扰动 d 中的部分系统不确定, 而 RISE 同时处理了 FLS 的学习精度误差和外界干扰, 因此两者的共同作用实现了对动力学模型中集总不确定的估计补偿, 使得最终预测误差 $\tilde{x}_{i,2}$ 收敛.

预测误差动力学可整理如下:

$$\dot{\tilde{x}}_{i,2} = \hat{\boldsymbol{\varpi}}_i^T \boldsymbol{\vartheta}_i + \epsilon_i + d_i - a_{i4} \tilde{x}_{i,2}. \quad (36)$$

结合高增益鲁棒性 $k_{ri}\text{sgn}(\bar{x}_{i,2})$ 与动力学积分建立幅值结构 v_i , 设计 RISE 控制项 ξ_i 如下:

$$\begin{cases} \xi_1 = k_1 e_{1,2} - k_1 e_{1,2}(0) + v_1, \\ \dot{v}_1 = k_1 a_{11} e_{1,2} + k_1 a_{12} z_{11} - \hat{\omega}_1 \dot{\vartheta}_1 + k_{r1} \text{sgn}(\bar{x}_{1,2}), \end{cases} \quad (37)$$

$$\begin{cases} \xi_2 = k_2 m_1 e_{1,2} + k_2 e_{2,2} - k_2 m_1 e_{1,2}(0) - k_2 e_{2,2}(0) + v_2, \\ \dot{v}_2 = k_2 m_1 a_{11} e_{1,2} + k_2 m_1 a_{12} z_{11} + k_2 a_{21} e_{2,2} + k_2 a_{22} z_{21} - \hat{\omega}_2 \dot{\vartheta}_2 + k_{r2} \text{sgn}(\bar{x}_{2,2}), \end{cases} \quad (38)$$

$$\begin{cases} \xi_3 = k_3 m_1 m_2 e_{1,2} + k_3 m_2 e_{2,2} + k_3 e_{3,2} - k_3 m_1 m_2 e_{1,2}(0) - k_3 m_2 e_{2,2}(0) - k_3 e_{3,2}(0) + v_3, \\ \dot{v}_3 = k_3 m_1 m_2 a_{11} e_{1,2} + k_3 m_1 m_2 a_{12} z_{11} + k_3 m_2 a_{21} e_{2,2} + k_3 m_2 a_{22} z_{21} + k_3 a_{31} e_{3,2} \\ \quad + k_3 a_{32} z_{31} - \hat{\omega}_3 \dot{\vartheta}_3 + k_{r3} \text{sgn}(\bar{x}_{3,2}), \end{cases} \quad (39)$$

其中, k_i 和 k_{ri} 是设计的正常数, $i = 1, 2, 3$.

注释3 RISE 通过 $k_{ri}\text{sgn}(\bar{x}_{i,2})$ 克服了常数项干扰对控制系统的影响, 且绕开了控制输入不连续的问题.

FLS 的权重自适应更新律被设计如下:

$$\dot{\hat{\omega}}_1 = \Gamma_1 [a_{15} \vartheta_1 \tilde{x}_{1,2} - a_{16} \hat{\omega}_1], \quad (40)$$

$$\dot{\hat{\omega}}_2 = \Gamma_2 [a_{25} \vartheta_2 \tilde{x}_{2,2} - a_{26} \hat{\omega}_2], \quad (41)$$

$$\dot{\hat{\omega}}_3 = \Gamma_3 [a_{35} \vartheta_3 \tilde{x}_{3,2} - a_{36} \hat{\omega}_3], \quad (42)$$

其中, $\Gamma_i \in \mathbb{R}^{l_i \times l_i}$ 是设计的正定矩阵, a_{i5} 和 a_{i6} 是设计的正常数, $i = 1, 2, 3$.

注释4 FLS 的权重 $\hat{\omega}_i$ 根据预测误差 $\tilde{x}_{i,2}$ 进行更新调节, 当平行模型的状态估计值 $\hat{x}_{i,2}$ 与动力学模型的状态值 $x_{i,2}$ 存在误差时, 权重更新以更趋近于最优权重; 当两者相同时, 权重即收敛至最优值, 保证 FLS 精准地学习到系统不确定.

引入如下的辅助函数:

$$h_1 = - \left[\dot{\hat{\omega}}_1^T \vartheta_1, \dot{\hat{\omega}}_2^T \vartheta_2, \dot{\hat{\omega}}_3^T \vartheta_3 \right] \bar{H}_r, \quad (43)$$

$$h_2 = \left[\varpi_1^{*T} \dot{\vartheta}_1 + \dot{\epsilon}_1 + \dot{d}_1, \varpi_2^{*T} \dot{\vartheta}_2 + \dot{\epsilon}_2 + \dot{d}_2, \varpi_3^{*T} \dot{\vartheta}_3 + \dot{\epsilon}_3 + \dot{d}_3 \right]^T, \quad (44)$$

其中, $\bar{H}_r = [H_1 + m_1 H_2 + m_2 m_1 H_3, H_2 + m_2 H_3, H_3]^T$.

从假设 1 和 2 中可知, 上述的辅助函数的有界性满足如下特性:

$$\begin{cases} |h_1| \leq \lambda_1(\|\eta\|) \|\eta\|, \\ |h_2| \leq \bar{h}_2, \end{cases} \quad (45)$$

其中, $\eta = [H_1, H_2, H_3, \tilde{x}_{i,2}]^T$, $\lambda_1(\|\eta\|) \in \mathbb{R}^+$ 是全局可逆且非减函数, \bar{h}_i 是可计算的正常数, $i = 1, 2$.

3.2.4 稳定性分析

定理1 针对存在系统不确定和外界干扰的高超声速飞行器姿态动力学模型 (1), 定义滤波后跟踪误差 (11) 和分层跟踪误差 (13)~(15), 设计气动舵偏角输入 (17)~(19), RISE 控制项 (37)~(39), 以及模糊权重自适应更新律 (40)~(42), 系统的信号 H_i , z_{i2} , $\hat{\omega}_i$ 和 $\tilde{x}_{i,2}$ 是一致终值有界的.

证明: 选择 Lyapunov 函数如下:

$$V = \sum_{i=1}^3 \frac{1}{2} H_i^2 + \sum_{i=1}^3 \frac{1}{2} \tilde{\boldsymbol{\omega}}_i^T \Gamma_i^{-1} \tilde{\boldsymbol{\omega}}_i + \sum_{i=1}^3 \frac{1}{2} a_{i5} \tilde{x}_{i,2}^2 + V_{oi}, \quad (46)$$

其中, V_{oi} 的导数如下:

$$\dot{V}_{oi} = -(h_2 - \mathbf{k}_r^T) \bar{\mathbf{H}}_r, \quad (47)$$

式中, $\mathbf{k}_r = [k_{r1} \text{sgn}(\bar{x}_{1,2}), k_{r2} \text{sgn}(\bar{x}_{2,2}), k_{r3} \text{sgn}(\bar{x}_{3,2})]^T$.

如果满足如下的充分条件, 则式 (46) 中的 Lyapunov 函数是正定函数:

$$k_{ri} > \bar{h}_2. \quad (48)$$

将式 (36)~(40) 代入 Lyapunov 函数的导数中, 可计算得到

$$\begin{aligned} \dot{V} &= \sum_{i=1}^3 \tilde{x}_{i,2} a_{i5} (\tilde{\boldsymbol{\omega}}_i^T \boldsymbol{\vartheta}_i + \epsilon_i + d_i - a_{i4} \tilde{x}_{i,2}) + H_1 (\tilde{\boldsymbol{\omega}}_1^T \boldsymbol{\vartheta}_1 - \dot{\tilde{\boldsymbol{\omega}}}_1^T \boldsymbol{\vartheta}_1 + \dot{\epsilon}_1 + \dot{d}_1 - \dot{\xi}_1) \\ &\quad + H_2 \left[m_1 (\tilde{\boldsymbol{\omega}}_1^T \boldsymbol{\vartheta}_1 - \dot{\tilde{\boldsymbol{\omega}}}_1^T \boldsymbol{\vartheta}_1 + \dot{\epsilon}_1 + \dot{d}_1 - \dot{\xi}_1) + \tilde{\boldsymbol{\omega}}_2^T \boldsymbol{\vartheta}_2 - \dot{\tilde{\boldsymbol{\omega}}}_2^T \boldsymbol{\vartheta}_2 + \dot{\epsilon}_2 + \dot{d}_2 - \dot{\xi}_2 \right] \\ &\quad + H_3 \left[m_2 m_1 (\tilde{\boldsymbol{\omega}}_1^T \boldsymbol{\vartheta}_1 - \dot{\tilde{\boldsymbol{\omega}}}_1^T \boldsymbol{\vartheta}_1 + \dot{\epsilon}_1 + \dot{d}_1 - \dot{\xi}_1) + m_2 (\tilde{\boldsymbol{\omega}}_2^T \boldsymbol{\vartheta}_2 - \dot{\tilde{\boldsymbol{\omega}}}_2^T \boldsymbol{\vartheta}_2 + \dot{\epsilon}_2 + \dot{d}_2 - \dot{\xi}_2) \right. \\ &\quad \left. + \tilde{\boldsymbol{\omega}}_3^T \boldsymbol{\vartheta}_3 - \dot{\tilde{\boldsymbol{\omega}}}_3^T \boldsymbol{\vartheta}_3 + \dot{\epsilon}_3 + \dot{d}_3 - \dot{\xi}_3 \right] - \tilde{\boldsymbol{\omega}}_1^T (a_{15} \boldsymbol{\vartheta}_1 \tilde{x}_{1,2} - a_{16} \tilde{\boldsymbol{\omega}}_1) \\ &\quad - \tilde{\boldsymbol{\omega}}_2^T (a_{25} \boldsymbol{\vartheta}_2 \tilde{x}_{2,2} - a_{26} \tilde{\boldsymbol{\omega}}_2) - \tilde{\boldsymbol{\omega}}_3^T (a_{35} \boldsymbol{\vartheta}_3 \tilde{x}_{3,2} - a_{36} \tilde{\boldsymbol{\omega}}_3) - (h_2 - \mathbf{k}_r^T) \bar{\mathbf{H}}_r \\ &= - \sum_{i=1}^3 (a_{i6} \tilde{\boldsymbol{\omega}}_i^T \tilde{\boldsymbol{\omega}}_i + a_{i4} a_{i5} \tilde{x}_{i,2}^2 + k_i H_i^2) - k_1 m_1 H_1 H_2 - k_1 m_2 m_1 H_1 H_3 - k_2 m_2 H_2 H_3 \\ &\quad + h_1 + \sum_{i=1}^3 a_{i6} \tilde{\boldsymbol{\omega}}_i^T \boldsymbol{\varpi}_i^* + \sum_{i=1}^3 a_{i5} \tilde{x}_{i,2} (\epsilon_i + d_i). \end{aligned} \quad (49)$$

基于杨氏不等式原理可获得如下的不等式:

$$\begin{aligned} k_1 m_1 H_1 H_2 &\leq \frac{1}{2} l_1 H_1^2 + \frac{1}{2l_1} k_1^2 m_1^2 H_2^2, \\ k_1 m_2 m_1 H_1 H_3 &\leq \frac{1}{2} l_2 H_1^2 + \frac{1}{2l_2} k_1^2 m_1^2 m_2^2 H_3^2, \\ k_2 m_2 H_2 H_3 &\leq \frac{1}{2} l_3 H_2^2 + \frac{1}{2l_3} k_2^2 m_2^2 H_3^2, \\ \tilde{\boldsymbol{\omega}}_i^T a_{i6} \boldsymbol{\varpi}_i^* &\leq \frac{1}{2} l_4 a_{i6} \tilde{\boldsymbol{\omega}}_i^T \tilde{\boldsymbol{\omega}}_i + \frac{1}{2l_4} a_{i6} \|\boldsymbol{\varpi}_i^*\|^2, \\ a_{i5} \tilde{x}_{i,2} (\epsilon_i + d_i) &\leq \frac{1}{2} l_5 a_{i5} \tilde{x}_{i,2}^2 + \frac{1}{2l_5} a_{i5} (\bar{\epsilon}_i + \bar{d}_i)^2. \end{aligned} \quad (50)$$

将不等式 (45) 和 (50) 代入 (49), \dot{V} 可重新计算如下:

$$\begin{aligned} \dot{V} &\leq \sum_{i=1}^3 -K_i H_i^2 - \left(a_{i4} a_{i5} - \frac{1}{2} l_5 a_{i5} \right) \tilde{x}_{i,2}^2 - \left(a_{i6} - \frac{1}{2} l_4 a_{i6} \right) \tilde{\boldsymbol{\omega}}_i^T \tilde{\boldsymbol{\omega}}_i \\ &\quad + \frac{1}{2l_4} a_{i6} \|\boldsymbol{\varpi}_i^*\|^2 + \frac{1}{2l_5} a_{i5} (\bar{\epsilon}_i + \bar{d}_i)^2 + \lambda_1 (\|\boldsymbol{\eta}\|) \|\boldsymbol{\eta}\|, \end{aligned} \quad (51)$$

其中, $K_1 = k_1 - \frac{1}{2}l_1 - \frac{1}{2}l_2$, $K_2 = k_2 - \frac{1}{2l_1}k_1^2m_1^2 - \frac{1}{2}l_3$, $K_3 = k_3 - \frac{1}{2l_2}k_1^2m_1^2m_2^2 - \frac{1}{2l_3}k_2^2m_2^2$.

通过选择合适的参数满足

$$\begin{aligned} k_1 &\geq \frac{1}{2}l_1 + \frac{1}{2}l_2, \\ k_2 &\geq \frac{1}{2l_1}k_1^2m_1^2 + \frac{1}{2}l_3, \\ k_3 &\geq \frac{1}{2l_2}k_1^2m_1^2m_2^2 + \frac{1}{2l_3}k_2^2m_2^2, \\ a_{i4}a_{i5} &\geq \frac{1}{2}l_5, \\ a_{i5}a_{i6} &\geq \frac{1}{2}l_4a_{i6}. \end{aligned} \quad (52)$$

根据式 (46) 和 (51), 可以得出信号 H_i , $\tilde{x}_{i,2}$ 和 $\tilde{\omega}_i$ 是一致终值有界的, 且始终收敛于以下的不变区间内:

$$\begin{aligned} \Xi_{H_i} &= \left[H_i \mid |H_i| \leq \bar{H}_i = \sqrt{\frac{\Upsilon}{K_1}} \right], \\ \Xi_{\tilde{x}_{i,2}} &= \left[\tilde{x}_{i,2} \mid |\tilde{x}_{i,2}| \leq \bar{X}_i = \sqrt{\frac{\Upsilon}{K_2}} \right], \\ \Xi_{\tilde{\omega}_i} &= \left[\tilde{\omega}_i \mid \|\tilde{\omega}_i\| \leq \varpi_{Mi} = \sqrt{\frac{\Upsilon}{K_3}} \right], \end{aligned} \quad (53)$$

其中, $\Upsilon = \frac{1}{2l_4}a_{i6}\|\omega_i^*\|^2 + \frac{1}{2l_5}a_{i5}(\bar{\epsilon}_i + \bar{d}_i)^2 + \lambda_1(\|\eta\|)\|\eta\|$.

根据式 (13)~(15) 中的分层协调跟踪误差定义可知, 由于 H_i 是有界的, 滤波后的跟踪误差 z_{i2} 也是一致终值有界的, 且满足 $|z_{32}| \leq \bar{z}_{32} = \bar{H}_3 + m_2\bar{H}_2$, $|z_{22}| \leq \bar{z}_{22} = \bar{H}_2 + m_1\bar{H}_1$, 以及 $|z_{12}| \leq \bar{z}_{12} = \bar{H}_1$. 稳定性证毕.

注释5 所有设计的控制参数需要满足式 (52) 可保证误差信号始终收敛于不变区间内; 当参数 k_1 增大和 l_1, l_2 减小时, H_i 将收敛至更小的区间, 但 $\tilde{x}_{i,2}$ 的收敛区间将增大, 通过减小参数 m_2 降低影响; 当参数 k_2 增大和 l_3 减小时, 又进一步减小 $\tilde{x}_{i,2}$ 的收敛区间, 但 $\tilde{\omega}_i$ 的收敛区间将增大, 适当减小参数 m_3 以降低影响; 当参数 k_3 增大时, 又进一步减小 $\tilde{\omega}_i$ 的收敛区间. 选择较大的 l_4, l_5 和较小的 a_{i5}, a_{i6} 来降低残差对闭环系统稳定性的影响.

注释6 自适应更新律 (40)~(42) 中的参数 Γ_1 根据系统性能来选择, RISE 采用高增益使得参数 k_{ri} 满足不等式条件 (48).

4 通道耦合协调控制的仿真结果分析

本节通过与已有控制方法的仿真对比结果展示了所提出的通道耦合协调控制方法 (channel coupling coordinated control method, CRAC) 的有效性. 所对比的方法分别是文献 [39] 中的常规滑模控制器 (sliding mode controller, SMC), 以及无平行估计模型和 RISE 补偿的基于模糊学习的通道耦合协调方法 (fuzzy learning controller, FLC). 针对姿态动力学模型, 控制力矩被描述为 $M_x = \bar{q}S_{\text{ref}}bm_x$, $M_y = \bar{q}S_{\text{ref}}bm_y$, $M_z = \bar{q}S_{\text{ref}}\bar{c}m_z$, 式中 \bar{q} 是动压, S_{ref} 是参考面积, b 是相对厚度, \bar{c} 是平均气动弦长, m_x, m_y, m_z 是气动力矩系数, 表达式以及详细机体构型参数与气动数据见文献 [37, 40].

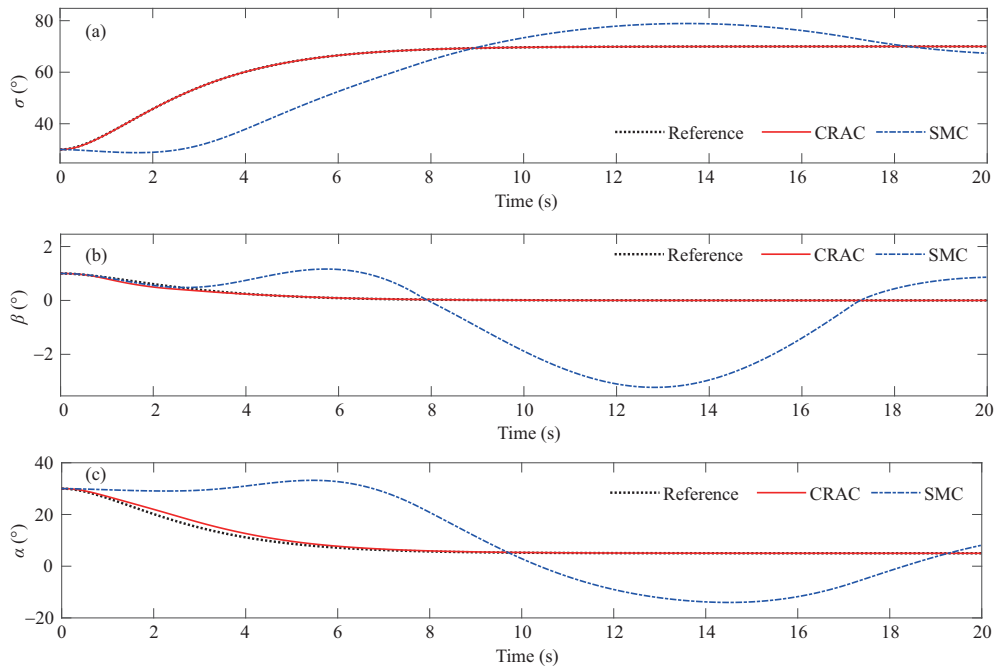


图 2 (网络版彩图) 在耦合协调控制方法和滑模控制方法下的气流角状态响应

Figure 2 (Color online) Responses of aerodynamic angles with “CRAC” and “SMC”. (a) Bank angle σ ; (b) sideslip angle β ; (c) angle of attack α

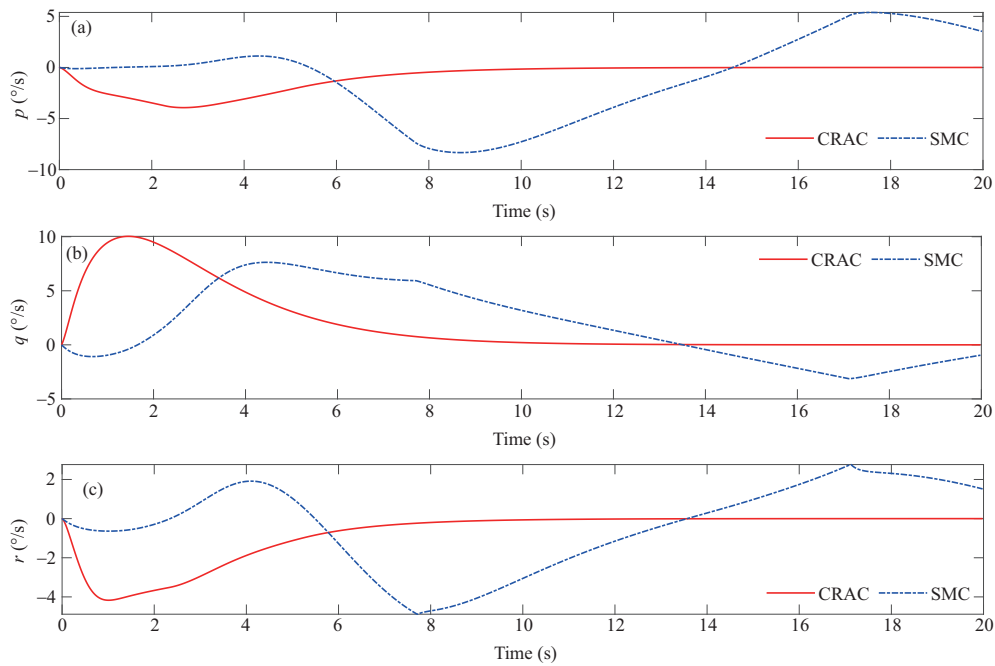


图 3 (网络版彩图) 在耦合协调控制方法和滑模控制方法下的角速度状态响应

Figure 3 (Color online) Responses of attitude angle rates with “CRAC” and “SMC”. (a) Roll rate p ; (b) pitch rate q ; (c) yaw rate r

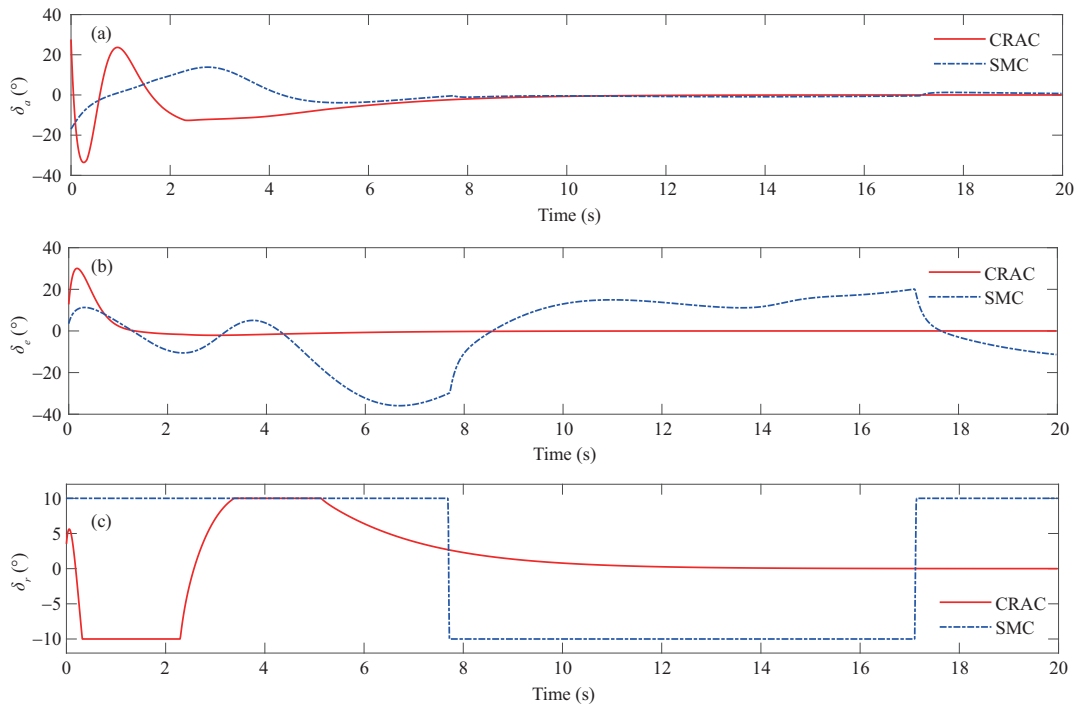


图 4 (网络版彩图) 在耦合协调控制方法和滑模控制方法下的气动舵面偏转角

Figure 4 (Color online) Aerodynamic rudder surface deflection angles with “CRAC” and “SMC”. (a) Aileron δ_a ; (b) elevator δ_e ; (c) rudder δ_r .

在仿真中, 设置系统的气流角和角速度的初始值 $\gamma_0 = [30^\circ, 1^\circ, 30^\circ]^T$ 和 $\omega_0 = [0^\circ/s, 0^\circ/s, 0^\circ/s]^T$, 设计期望的气流角为 $\gamma_c = [70^\circ, 0^\circ, 5^\circ]^T$, 设定最大方向舵偏转角为 $\bar{\delta}_r = 10^\circ$, 外界时变扰动设置为 $d = [\sin(0.1t), 0.1 \sin(0.1t), \cos(0.1t)]^T$. 选择参考模型的参数为 $\zeta = 0.7I_3$ 和 $\omega_n = 0.3I_3$. 针对耦合协调控制方法, 滤波后跟踪误差 (11) 参数被设置为 $a_{i1} = 2, a_{i2} = 2$, 分层协调跟踪误差 (13)~(15) 参数被设置为 $m_1 = 0.3, m_2 = 0.3$, 基于平行模型的复合模糊学习参数被选择为 $a_{i4} = 0.5, \Gamma_1 = 2I_{147}, \Gamma_2 = 5I_{147}, \Gamma_3 = 3I_{147}, a_{i5} = 50, a_{i5} = 0.1$, 以及 RISE 控制项的参数被选择为 $k_i = 10, k_{r_i} = 5$, 模糊控制中的模糊权重更新律为

$$\dot{\hat{\omega}}_i = \Gamma_i [\vartheta_1 H_i - \hat{\omega}_i], \tag{54}$$

$$H_1 = z_{i1}, \quad H_2 = m_1 H_1 + z_{21}, \tag{55}$$

$$H_3 = m_2 H_2 + z_{31}, \tag{56}$$

其中, 控制参数选择与耦合协调控制相同.

3 种方法的仿真对比结果见图 2~9. 图 2 中展示了在耦合协调控制方法和滑模控制方法下的系统气流角跟踪响应的对比结果. 当采用分层协调控制策略时, 才能实现气流角 γ 对参考指令 x_1^* 的跟踪, 跟踪误差 $e_{i,1}$ 均收敛到零值附近, 收敛时间分别为 4.42, 6.98 和 9.03 s; 进一步, 从图 3 中可知所提出的方法还能控制角速度 ω 在零值附近. 从图 4 中的控制输入轨迹曲线图可见, 在滑模控制方法下方向舵偏转角始终处于饱和状态, 进而导致系统失稳; 而在耦合协调控制方法下, 气动舵面控制器相互协调, 能快速切换出饱和状态而使得系统运行稳定. 图 5 则展示了在耦合协调控制方法下, 系统信号 $H_i, z_{i2}, e_{i,1}$ 和 $e_{i,2}$ 的响应曲线, 不论是滑模面还是跟踪误差均在 10 s 内收敛到零值附近.

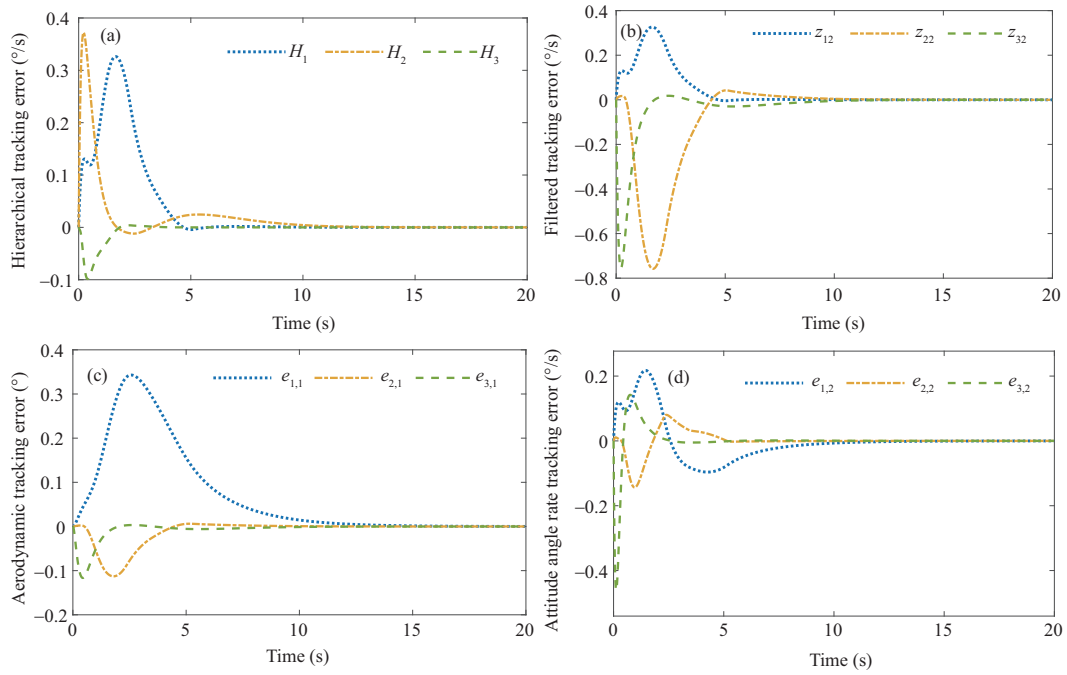


图 5 (网络版彩图) 在耦合协调控制方法下的跟踪误差

Figure 5 (Color online) Tracking errors with “CRAC”. (a) Hierarchical tracking error H_i ; (b) filtered tracking error z_{i2} ; (c) aerodynamic tracking error $e_{i,1}$; (d) attitude angle rate tracking error $e_{i,2}$

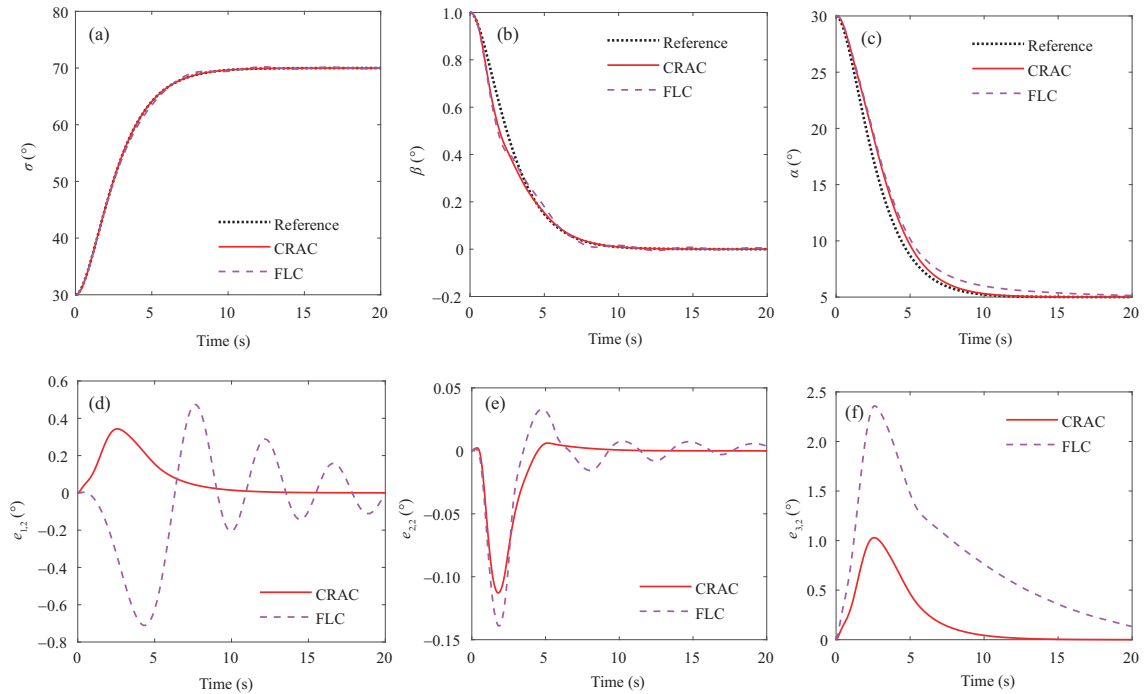


图 6 (网络版彩图) 在耦合协调控制方法和模糊控制方法下的气流角状态响应与跟踪误差

Figure 6 (Color online) Responses of aerodynamic angles and tracking errors with “CRAC” and “FLC”. (a) Bank angle σ ; (b) sideslip angle β ; (c) angle of attack α ; (d) tracking error $e_{1,2}$; (e) tracking error $e_{2,2}$; (f) tracking error $e_{3,2}$

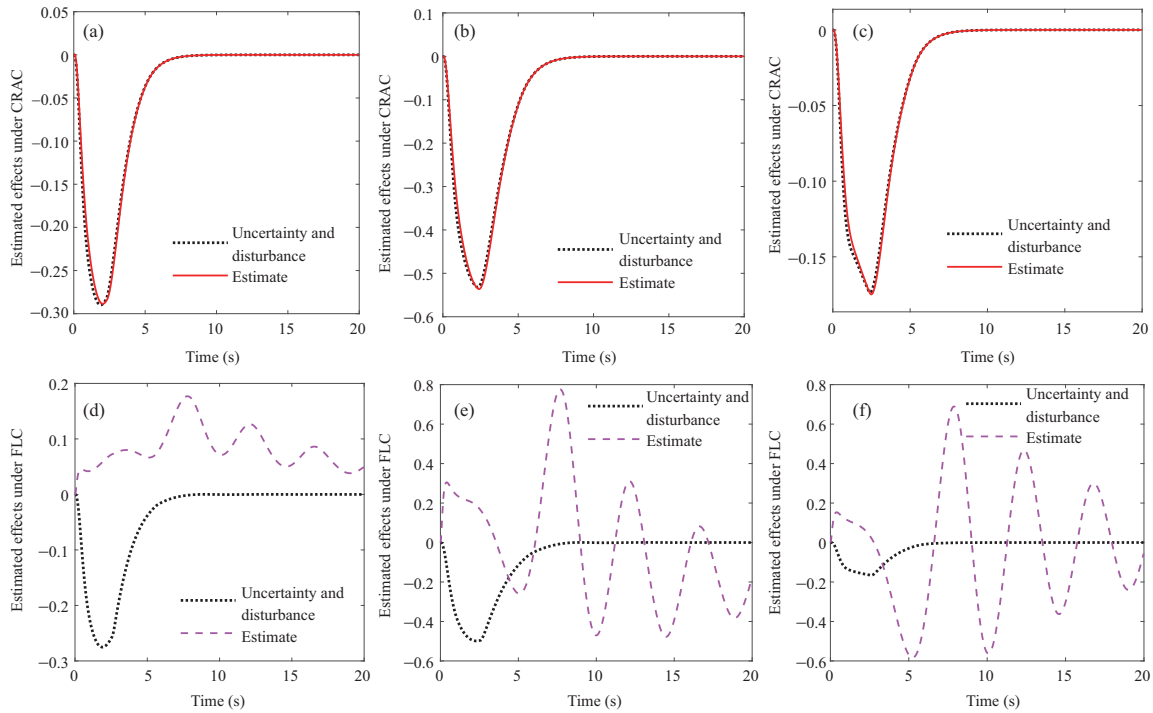


图 7 (网络版彩图) 在耦合协调控制方法和模糊控制方法下的动力学不确定和外界干扰 $f(\bar{x}_2) + d$ 的估计补偿值
Figure 7 (Color online) Estimates of dynamics uncertainty and time-varying disturbance $f(\bar{x}_2) + d$ with “CRAC” and “FLC”. (a) Roll estimates with “CRAC”; (b) yaw estimates with “CRAC”; (c) pitch estimates with “CRAC”; (d) roll estimates with “FLC”; (e) yaw estimates with “FLC”; (f) pitch estimates with “FLC”

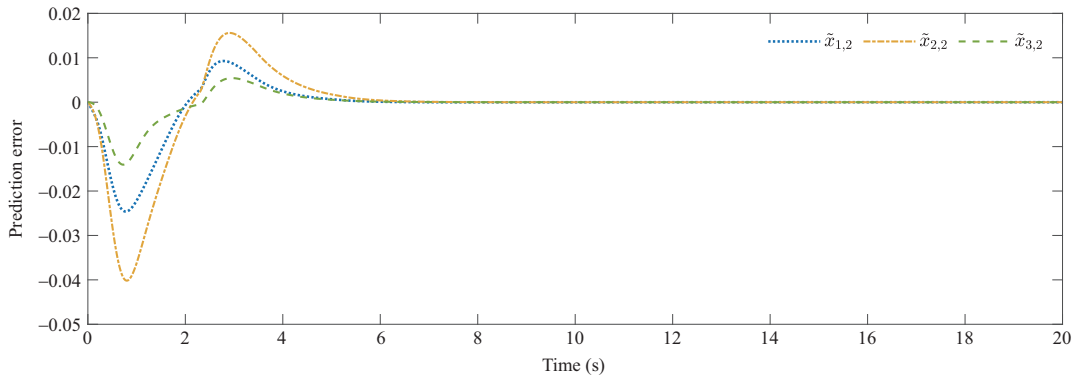


图 8 (网络版彩图) 在耦合协调控制方法下的预测误差 $\tilde{x}_{i,2}$
Figure 8 (Color online) Prediction error $\tilde{x}_{i,2}$ with “CRAC”

姿态跟踪控制效果提升的原因之一是耦合协调控制器在 FLS 的权重估计律 (40)~(42) 中引入了学习评估指标, 即图 8 中展示预测误差。同时将分别利用 FLS 和 RISE 完成对动力学不确定 $f(x_2)$ 和外界干扰 d 的估计与补偿, 使得平行估计模型可以准确地估计出状态, 控制系统实现了对动力学模型中存在的集总不确定的精准估计。图 7 的仿真结果也表明了, 耦合协调控制器完全估计到集总不确定的真值, 而模糊控制器则与系统动力学存在较大差异。同时, 从图 9 中网络权重的范数曲线可以看出, 所提出的方法保证了模糊权重 $\hat{\omega}_i$ 的快速收敛, 而模糊控制器中权重始终振荡。从上面的讨论得出的结论是, 所提出的协调控制有效地解决了方向舵低效性问题, 实现了姿态系统的快速收敛、高精

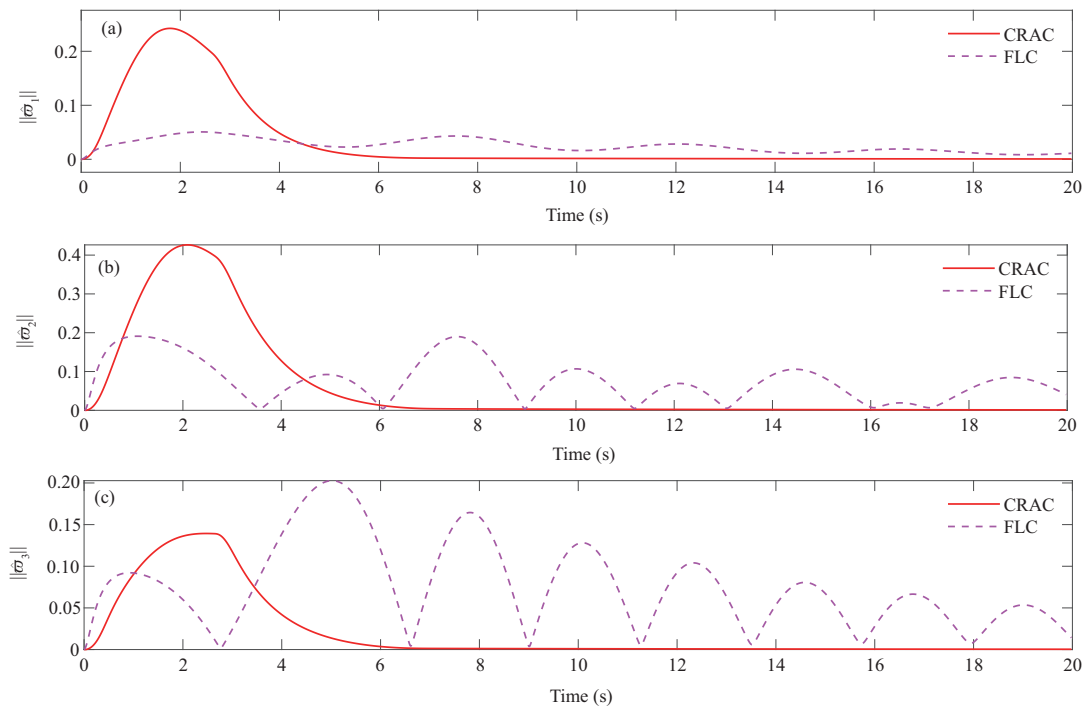


图9 (网络版彩图) 在耦合协调控制方法和模糊控制方法下模糊估计权重范数 $\|\hat{w}_i\|$

Figure 9 (Color online) Norm of fuzzy weights $\|\hat{w}_i\|$ with “CRAC” and “FLC”. (a) $\|\hat{w}_1\|$; (b) $\|\hat{w}_2\|$; (c) $\|\hat{w}_3\|$

度跟踪和精确学习.

5 小结

为了维持高超声速飞行器再入飞行中大攻角下的偏航保持能力, 结合通道耦合特性分析设计了舵面分层协调控制策略. 本文考虑方向舵舵效低的情形, 解耦各子系统获得了等效气动舵偏角, 基于耦合协调原理建立三层滤波后跟踪误差生成了辅助气动舵偏角, 最终获得具有协调偏航保持能力的升降舵和副翼舵偏, 输入姿态动力学模型控制气流角跟踪和姿态稳定. 根据 Lyapunov 分析, 证明了闭环系统的误差信号是终值一致有界的.

由仿真结果可知, 所设计的舵面分层协调控制的倾侧角、侧滑角和攻角均跟踪上了参考模型的状态量, 跟踪过程的动态性能和稳态误差均得到了大幅度的提升. 跟踪误差均收敛到零值附近, 收敛时间分别为 4.42, 6.98 和 9.03 s. 进一步, 本文所设计的复合学习和 RISE 技术使得控制系统实现了对动力学未知的精准学习, 且网络权重快速收敛, 保证了控制器的前馈补偿.

在未来的工作中, 可以将通道耦合协调的概念引入如边界控制和容错控制等更多的应用场景中, 此外引入深度学习或强化学习的技术来减少控制参数调参的压力也是一个研究方向.

参考文献

- 1 Tan Y L, Yan J. Nonlinear dynamics inversion optimal control for hypersonic vehicle. Missiles Space Veh, 2011, 1: 36–39 [谭毅伦, 闫杰. 针对高超声速飞行器的非线性动态逆最优控制. 导弹与航天运载技术, 2011, 1: 36–39]
- 2 Zhang Z, Wang Y K, Mao J Q. Moving-mass control of hypersonic vehicles based on fuzzy tree inverse method. Sci Sin Inform, 2012, 42: 1379–1390 [张臻, 王玉坤, 毛剑琴. 基于模糊树逆方法的高超声速飞行器变质心控制. 中国科学:

- 信息科学, 2012, 42: 1379–1390]
- 3 Chen Q, Ai J L. \mathcal{L}_1 adaptive control augmentation for a six-degree-of-freedom hypersonic vehicle model. *Sci Sin Inform*, 2019, 49: 760–774 [陈祺, 艾剑良. 针对六自由度高超音速飞行器模型的 \mathcal{L}_1 自适应辅助控制系统设计. *中国科学: 信息科学*, 2019, 49: 760–774]
 - 4 Guo Y, Xu B. Finite-time deterministic learning command filtered control for hypersonic flight vehicle. *IEEE Trans Aerosp Electron Syst*, 2022, 58: 4214–4225
 - 5 Doman D B, Ngo A D. Dynamic inversion-based adaptive/reconfigurable control of the X-33 on ascent. *J Guidance Control Dyn*, 2002, 25: 275–284
 - 6 Parker J T, Serrani A, Yurkovich S, et al. Control-oriented modeling of an air-breathing hypersonic vehicle. *J Guidance Control Dyn*, 2007, 30: 856–869
 - 7 Sun C Y, Mu C X, Yu Y. Some control problems for near space hypersonic vehicles. *Acta Autom Sin*, 2013, 39: 1901–1913 [孙长银, 穆朝絮, 余瑶, 等. 近空间高超声速飞行器控制的几个科学问题研究. *自动化学报*, 2013, 39: 1901–1913]
 - 8 Wu L G, An H, Liu J X, et al. Recent progress in control of air-breathing hypersonic vehicles. *J Harbin Inst Technol*, 2016, 48: 1–16 [吴立刚, 安昊, 刘健行, 等. 吸气式高超声速飞行器控制的最新研究进展. *哈尔滨工业大学学报*, 2016, 48: 1–16]
 - 9 Yu J Y, Chen J, Zhou S L, et al. Hypersonic aircraft adaptive fault-tolerant controller design. *Sci Sin Inform*, 2012, 42: 1391–1402 [于进勇, 陈洁, 周绍磊, 等. 一类高超声速飞行器自适应容错控制器设计. *中国科学: 信息科学*, 2012, 42: 1391–1402]
 - 10 Xu B, Huang X, Wang D, et al. Dynamic surface control of constrained hypersonic flight models with parameter estimation and actuator compensation. *Asian J Control*, 2014, 16: 162–174
 - 11 Xu B. Robust adaptive neural control of flexible hypersonic flight vehicle with dead-zone input nonlinearity. *Nonlinear Dyn*, 2015, 80: 1509–1520
 - 12 Xu B, Wang X, Sun F, et al. Intelligent control of flexible hypersonic flight dynamics with input dead zone using singular perturbation decomposition. *IEEE Trans Neural Netw Learn Syst*, 2023, 34: 5926–5936
 - 13 Lian B, Bang H, Hurtado J. Adaptive backstepping control based autopilot design for reentry vehicle. In: *Proceedings of AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit*, 2004
 - 14 Cheng L. Research on robust adaptive coordinative control for near space vehicle. Dissertation for Ph.D. Degree. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2011 [程路. 近空间飞行器鲁棒自适应协调控制研究. 博士学位论文. 南京: 南京航空航天大学, 2011]
 - 15 Guo Z, Zhou J, Guo J. Novel coupling based attitude control system design for hypersonic vehicles. *J Astronaut*, 2017, 3: 56–64
 - 16 Zhen W, Wang Y, Wu Q, et al. Coordinated attitude control of hypersonic flight vehicles based on the coupling analysis. *Proc Inst Mech Eng Part G-J Aerospace Eng*, 2018, 232: 1002–1011
 - 17 Guo Z, Zhou J, Guo J, et al. Coupling-characterization-based robust attitude control scheme for hypersonic vehicles. *IEEE Trans Ind Electron*, 2017, 64: 6350–6361
 - 18 Li X Q. Research on the interconnected control and safety control of the hypersonic vehicle. Dissertation for Ph.D. Degree. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2015 [李宪强. 高超声速飞行器耦合控制及安全控制研究. 博士学位论文. 西安: 西北工业大学, 2015]
 - 19 Shtessel Y, McDuffie J, Jackson M, et al. Sliding mode control of the X-33 vehicle in launch and reentry modes. In: *Proceedings of AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit*, 1998
 - 20 Gao D X, Sun Z Q. Fuzzy tracking control design for hypersonic vehicles via T-S model. *Sci China Inf Sci*, 2011, 54: 521–528
 - 21 Guo Z, Chang J, Guo J, et al. Adaptive twisting sliding mode algorithm for hypersonic reentry vehicle attitude control based on finite-time observer. *ISA Trans*, 2018, 77: 20–29
 - 22 Liu X D, Huang W W, Yu C M. Dynamic surface attitude control for hypersonic gliding vehicle based on robust dynamic inversion. *Aerospace Control*, 2015, 33: 22–27 [刘晓东, 黄万伟, 禹春梅, 等. 基于鲁棒动态逆的高超声速滑翔飞行器动态面姿态控制. *航天控制*, 2015, 33: 22–27]
 - 23 Qu Z, Xu J. Model-based learning controls and their comparisons using Lyapunov direct method. *Asian J Control*, 2002, 4: 99–110

- 24 Xian B, Dawson D M, deQueiroz M S, et al. A continuous asymptotic tracking control strategy for uncertain nonlinear systems. *IEEE Trans Autom Control*, 2004, 49: 1206
- 25 Wen H, Yue X, Wang Z, et al. Adaptive RISE control for asymptotic rigid-body attitude tracking with additive disturbances. *ISA Trans*, 2021, 117: 54–69
- 26 Sanner R M, Slotine J J E. Gaussian networks for direct adaptive control. *IEEE Trans Neural Netw*, 1992, 3: 837–863
- 27 Wang L X. *Adaptive Fuzzy Systems and Control Design and Stability Analysis*. Englewood Cliffs: Prentice Hall, 1994
- 28 Guo J G, Lu N B, Zhou J. Fuzzy control of finite time attitude coupling in hypersonic vehicle. *Acta Aeronaut Astronaut Sin*, 2020, 41: 623838 [郭建国, 鲁宁波, 周军. 高超声速飞行器有限时间耦合模糊控制. *航空学报*, 2020, 41: 623838]
- 29 Zhou L, Jiang C S, Qian C S. A fast adaptive backstepping method based on neural networks. *J Astronaut*, 2008, 29: 1888–1894 [周丽, 姜长生, 钱承山. 一种基于神经网络的快速回馈递推自适应控制. *宇航学报*, 2008, 29: 1888–1894]
- 30 Wang G, An H, Wang C H. Intelligent back-stepping longitudinal control of hypersonic vehicles. *Aerospace Technol*, 2022, 3: 80–87 [王冠, 安昊, 王常虹. 高超声速飞行器纵向通道智能反步控制. *飞航导弹*, 2022, 3: 80–87]
- 31 Zhou J, Lei H M, Li J, et al. Integrated missile guidance and control design based on neural network and back-stepping control theory. *Acta Aeronaut Astronaut Sin*, 2015, 36: 1661–1672 [周颀, 雷虎民, 李炯, 等. 基于神经网络的导弹制导控制一体化反演设计. *航空学报*, 2015, 36: 1661–1672]
- 32 Xu B, Wang D, Zhang Y, et al. DOB-based neural control of flexible hypersonic flight vehicle considering wind effects. *IEEE Trans Ind Electron*, 2017, 64: 8676–8685
- 33 Pan Y, Yu H. Composite learning from adaptive dynamic surface control. *IEEE Trans Automat Control*, 2016, 61: 2603–2609
- 34 Xu B, Shou Y, Luo J, et al. Neural learning control of strict-feedback systems using disturbance observer. *IEEE Trans Neural Netw Learn Syst*, 2019, 30: 1296–1307
- 35 Patre P M, Bhasin S, Wilcox Z D, et al. Composite adaptation for neural network-based controllers. *IEEE Trans Automat Contr*, 2010, 55: 944–950
- 36 Xu B, Sun F. Composite intelligent learning control of strict-feedback systems with disturbance. *IEEE Trans Cybern*, 2018, 48: 730–741
- 37 Shaughnessy J D, Pinckney S Z, Mcminn J D, et al. Hypersonic vehicle simulation model: winged-cone configuration. An overview of an experimental demonstration aerotow program, NASA Langley Research Center TM-102610, 1990
- 38 Zhao J, Jiang B, Shi P, et al. Adaptive dynamic sliding mode control for near space vehicles under actuator faults. *Circ Syst Signal Process*, 2013, 32: 2281–2296
- 39 Xu B. Composite learning finite-time control with application to quadrotors. *IEEE Trans Syst Man Cybern Syst*, 2018, 48: 1806–1815
- 40 Keshmiri S, Colgren R, Mirmirani M. Six-DoF nonlinear equations of motion for a generic hypersonic vehicle. In: *Proceedings of AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit, Hilton Head*, 2007. 2007–6626

Channel coupling coordinated robust adaptive control algorithm for hypersonic flight vehicles

Yingxin SHOU^{1*} & Xudong HAN²

1. *School of Automation, Southeast University, Nanjing 210096, China;*

2. *Beijing Institute of Control and Electronic Technology, Beijing 100080, China*

* Corresponding author. E-mail: 101300368@seu.edu.cn

Abstract Considering the requirements for stable attitude control during the reentry flight of hypersonic vehicles, this paper focuses on the constraints of aerodynamic rudder control capabilities and the issues of uncertain disturbances, utilizing the channel coupling characteristics to explore coordinated robust adaptive control technology. A hierarchical control design strategy based on the coordination of aileron and elevator deflection angles is proposed, achieving channel coupling utilization to compensate for insufficient control caused by low rudder effectiveness. To address the need for dynamic uncertainty estimation and external disturbance observation, a parallel estimation model is established using fuzzy logic systems and robust error integration techniques, proposing a composite estimation adaptive law based on predictive error. The stability of the closed-loop system is analyzed using the Lyapunov method, ensuring that the error signals of the closed-loop system are bounded in the final value. The tracking performance, learning accuracy, and robustness of the proposed algorithm are verified through simulation tests.

Keywords hypersonic flight vehicle, channel coupling, hierarchical coordinated control, fuzzy logic system, robust integral of the sign of the error