

面向战机大迎角机动过程的智能学习控制

于目航¹ 王霞² 杨林^{1,3} 许斌¹

摘要 针对战机大迎角动力学呈现的强非线性、气动不确定和通道耦合特性, 提出了一种基于智能学习的自适应机动跟踪控制方法. 通过将通道耦合视为集总扰动的一部分, 把模型分解为迎角子系统、侧滑角子系统和滚转角速率子系统. 采用神经网络估计不确定, 设计跟踪误差反馈与集总干扰估计前馈相结合的控制策略获取期望操纵力矩, 并基于串接链分配方法求解气动舵偏角和推力矢量偏角. 对于神经网络权重更新, 构建预测误差表征集总扰动的估计性能, 结合跟踪误差设计复合学习更新律. 基于李雅普诺夫方法证明了闭环系统的一致最终有界稳定性. 针对眼镜蛇机动和赫伯斯特机动指令进行了仿真验证和抗干扰参数拉偏测试, 结果表明所提方法具有较高的机动指令跟踪精度和鲁棒性能.

关键词 战机, 大迎角机动, 复合学习, 自适应控制, 控制分配

引用格式 于目航, 王霞, 杨林, 许斌. 面向战机大迎角机动过程的智能学习控制. 自动化学报, 2024, 50(4): 719–730

DOI 10.16383/j.aas.c230642

Intelligent Learning Control for Fighter Maneuvers at High Angle of Attack

YU Mu-Hang¹ WANG Xia² YANG Lin^{1,3} Xu Bin¹

Abstract Considering the strong nonlinearity, aerodynamic uncertainty and channel coupling characteristics of fighter dynamics at high angle of attack, an adaptive maneuver tracking control is proposed based on intelligent learning. By taking the channel coupling into a part of the total disturbance, the model is decomposed into the angle of attack subsystem, the sideslip angle subsystem and the roll angle rate subsystem. Neural networks are used to estimate aerodynamic uncertainties, and the controllers using tracking error feedback and total disturbance estimation feed-forward are designed to obtain the desired control torque. Then the aerodynamic surface deflection and thrust vector deflection are calculated based on daisy chain method. For the neural network weight update, the prediction error is constructed to reflect the estimation performance of the total disturbance, and the composite learning update law is designed combining with the tracking error. The uniformly ultimate boundedness of the closed-loop system is proved based on the Lyapunov method. Simulation and anti-disturbance parameter deviation tests are carried out for the Cobra and Herbst maneuvers, and the results show that the proposed method presents high tracking accuracy and more robust performance.

Key words Fighter, high angle of attack maneuver, composite learning, adaptive control, control allocation

Citation Yu Mu-Hang, Wang Xia, Yang Lin, Xu Bin. Intelligent learning control for fighter maneuvers at high angle of attack. *Acta Automatica Sinica*, 2024, 50(4): 719–730

战机在空战中近距格斗不可避免, 大迎角下精准且快速的机头指向能力是空战胜败的关键因素^[1]. 当战机进行大迎角机动时, 机体附近的气流从附着流变为不稳定的分裂流, 使得气动力和气动力矩表

现出强烈的非线性, 同时导致气动操纵面舵效降低和通道间产生强耦合性^[2]. 推力矢量发动机能够直接改变飞行器的推力大小和推力方向, 是发挥现代飞行器高机动性能的重要技术. 因此, 设计推力矢量战机大迎角机动协同控制方法, 对增强其战斗能力和生存能力具有重要意义. 如何设计控制方法克服飞机大迎角机动时的强非线性和强耦合性, 并合理分配到气动舵面和推力矢量上, 是飞机大迎角机动控制的核心问题.

围绕大迎角的机动控制问题, 发展出了多种有效的控制方法. 利用小扰动线性化模型, 增益调度^[3]、多平衡点自适应切换^[4]和鲁棒控制^[5]等经典控制方法得以应用, 然而基于线性模型的控制方法难以覆盖大迎角机动飞行包线. 针对大迎角飞行导致的强非线性, 广义逆方法^[6]利用非线性模型信息实现控

收稿日期 2023-10-18 录用日期 2024-02-20

Manuscript received October 18, 2023; accepted February 20, 2024

国家自然科学基金 (61933010), 陕西省自然科学基金计划 (2023JC-XJ-08) 资助

Supported by National Natural Science Foundation of China (61933010) and Natural Science Basic Research Plan in Shaanxi (2023JC-XJ-08)

本文责任编辑 刘艳军

Recommended by Associate Editor LIU Yan-Jun

1. 西北工业大学自动化学院 西安 710072 2. 山东大学控制科学与工程学院 济南 250061 3. 成都飞机设计研究所 成都 610041

1. School of Automation, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072 2. School of Control Science and Engineering, Shandong University, Jinan 250061 3. Chengdu Aircraft Design & Research Institute, Chengdu 610041

制解耦, 通过反馈线性化的方式设计逆控制器, 并可与容错控制^[7]、模糊控制^[8]和自适应动态规划^[9]等方法结合. 广义逆方法克服了线性控制器的局限性, 但依赖于精确的模型信息, 难以应对战机大迎角机动时表现的强非线性与模型不确定.

针对战机在大迎角状态下动力学不确定的处理方法大致可分为三种: 第一种方法是设计鲁棒控制策略抵抗不确定的影响, 文献 [10] 利用滑模控制的鲁棒和抗扰性能, 设计了战机大迎角机动和侧滑角抗扰控制律. 文献 [11] 针对输入受限下飞行器力矩计算的不确定性, 设计了神经网络滑模姿态跟踪控制律, 有效减少了系统颤振. 第二种方法是设计状态观测器对模型不确定进行估计, 文献 [12] 基于自抗扰控制方法, 利用扩张状态观测器对模型不确定性进行估计和补偿, 并实现了气动舵面和推力矢量的协同控制. 文献 [13] 考虑过失速机动时输入饱和的影响, 设计了非线性有限时间观测器实现对飞行器模型中非稳态气动扰动的实时估计, 提高了姿态控制的精度. 文献 [14] 考虑风扰动对飞行器动力学的干扰, 设计了基于扰动观测器的自适应控制器, 实现了对未知扰动和不确定的有效估计. 第三种方法是通过智能方法对模型不确定进行在线估计和补偿. 基于反步法的控制框架, 将状态变量作为虚拟控制递归设计控制器, 便于精细处理级联系统的不确定^[15], 同时具有与其他方法整合灵活^[16-17]的特点. 文献 [18] 将未知气动函数转化为线性参数化的形式, 设计自适应更新律对未知气动参数进行估计. 文献 [19-20] 针对战机建模误差和外部干扰等模型不确定, 提出了基于反步法的鲁棒自适应控制方案, 保证了闭环系统的全局稳定. 文献 [21-22] 基于神经网络智能学习方法, 对反步框架下的级联系统不确定进行估计, 有效提升了系统非线性学习性能和控制精度. 文献 [23] 进一步构建离线有限时间复合学习律存储训练数据, 有效减少了计算负荷.

基于以上分析, 战机大迎角模型呈现大范围非线性、气动不确定及强耦合特性, 要求飞控系统消除非线性影响, 使控制系统具备较好的操稳特性. 大迎角机动时飞机没有典型配平状态, 已有平衡点小扰动线性化和传统增益预置控制失效, 而自抗扰等非线性控制方法利用鲁棒观测处理集总未知, 仅面向闭环稳定, 难以实现集总干扰的精细估计与补偿. 本文通过将通道耦合作用和模型强非线性视为集总扰动, 将动力学模型解耦为迎角、侧滑角和滚转角速率子系统. 通过平行估计系统构建表征干扰不确定学习性能的预测误差信号, 设计复合学习更新律对集总未知进行有效估计和补偿, 并基于估计信息设计智能自适应控制律. 最后基于串接链控制

分配方案, 实现气动舵面与推力矢量的协同控制. 仿真测试表明所提方法能够实现大迎角机动指令的有效跟踪, 且跟踪精度更高、学习性能更好.

1 问题描述

1.1 六自由度非线性模型

考虑战机动力学模型^[12] 为

$$\begin{aligned}\dot{\alpha} = & q - \tan \beta (p \cos \alpha + r \sin \alpha) + \\ & \frac{1}{mV \cos \beta} (-L + mg \cos \gamma \cos \mu) + \\ & \frac{1}{mV \cos \beta} (-T_x \sin \alpha + T_z \cos \alpha)\end{aligned}\quad (1)$$

$$\begin{aligned}\dot{\beta} = & -r \cos \alpha + p \sin \alpha + \frac{1}{mV} Y \cos \beta + \\ & \frac{1}{mV} (mg \cos \gamma \sin \mu - T_x \sin \beta \cos \alpha) + \\ & \frac{1}{mV} (T_y \cos \beta - T_z \sin \beta \sin \alpha)\end{aligned}\quad (2)$$

$$\begin{aligned}\dot{p} = & \frac{I_{zz}(l_a + l_T) + I_{xz}(n_a + n_T)}{I_{xx}I_{zz} - I_{xz}^2} + \\ & \frac{I_{xz}(I_{xx} - I_{yy} + I_{zz})}{I_{xx}I_{zz} - I_{xz}^2} pq + \\ & \frac{I_{zz}(I_{yy} - I_{zz}) - I_{xz}^2}{I_{xx}I_{zz} - I_{xz}^2} qr\end{aligned}\quad (3)$$

$$\begin{aligned}\dot{q} = & \frac{m_a + m_T}{I_{yy}} + \frac{I_{zz}pr - I_{xx}pr}{I_{yy}} + \\ & \frac{I_{xz}r^2 - I_{xz}p^2}{I_{yy}}\end{aligned}\quad (4)$$

$$\begin{aligned}\dot{r} = & \frac{I_{xz}(l_a + l_T) + I_{xx}(n_a + n_T)}{I_{xx}I_{zz} - I_{xz}^2} + \\ & \frac{I_{xx}(I_{xx} - I_{yy}) + I_{zz}^2}{I_{xx}I_{zz} - I_{xz}^2} pq - \\ & \frac{I_{xz}(I_{xx} - I_{yy} + I_{zz})}{I_{xx}I_{zz} - I_{xz}^2} qr\end{aligned}\quad (5)$$

该模型状态量为 $\mathbf{x} = [\alpha, \beta, p, q, r]^T$, α 和 β 分别表示迎角和侧滑角, p , q 和 r 分别表示滚转角速率、俯仰角速率和偏航角速率. 控制输入为 $\mathbf{u} = [\delta_e, \delta_a, \delta_r, \delta_x, \delta_y, \delta_z]^T$, δ_e , δ_a 和 δ_r 分别表示升降舵、副翼和方向舵偏角, δ_x , δ_y 和 δ_z 分别表示滚转、偏航和俯仰方向的推力矢量喷管偏角. V , γ , χ 和 μ 分别表示速度、航迹倾斜角、航迹方位角和航迹滚转角, T_x , T_y 和 T_z 分别表示推力矢量产生的力在机体轴的分量, l_T , m_T 和 n_T 分别表示推力矢量产生的三

轴力矩, m 表示战机质量, g 表示重力加速度, I_{ij} ($i = x, y, z, j = x, y, z$) 表示惯性矩. D , Y 和 L 分别表示阻力、侧力和升力, l_a , m_a 和 n_a 分别表示滚转力矩、俯仰力矩和偏航气动力矩, 表达式分别为

$$\begin{aligned} D &= \bar{q}S(-C_{xtot} \cos \alpha \cos \beta - C_{ytot} \sin \beta - \\ &\quad C_{ztot} \sin \alpha \cos \beta) \\ Y &= \bar{q}S(-C_{xtot} \cos \alpha \sin \beta + C_{ytot} \cos \beta - \\ &\quad C_{ztot} \sin \alpha \sin \beta) \\ L &= \bar{q}S(C_{xtot} \sin \alpha - C_{ztot} \cos \beta) \\ l_a &= \bar{q}SbC_{ltot} \\ m_a &= \bar{q}S\bar{c}C_{mtot} \\ n_a &= \bar{q}SbC_{ntot} \end{aligned}$$

其中,

$$\begin{aligned} C_{xtot} &= C_{x0} + C_{x,q} \frac{\bar{c}q}{2V} \\ C_{ytot} &= C_{y0} + C_{y,\delta_a} \bar{\delta}_a + C_{y,\delta_r} \bar{\delta}_r + C_{y,r} \frac{br}{2V} + C_{y,p} \frac{bp}{2V} \\ C_{ztot} &= C_{z0} + C_{z,q} \frac{\bar{c}q}{2V} \\ C_{ltot} &= C_{l0} + C_{l,\delta_a} \bar{\delta}_a + C_{l,\delta_r} \bar{\delta}_r + C_{l,r} \frac{br}{2V} + \\ &\quad C_{l,p} \frac{bp}{2V} + dC_{l,\beta} \beta \\ C_{mtot} &= C_{m0} + C_{ztot}(x_{cgr} - x_{cg}) + C_{m,q} \frac{\bar{c}q}{2V} \\ C_{ntot} &= C_{n0} + \frac{\bar{c}}{b} C_{ytot}(x_{cgr} - x_{cg}) + C_{n,\delta_a} \bar{\delta}_a + \\ &\quad C_{n,\delta_r} \bar{\delta}_r + C_{n,r} \frac{br}{2V} + C_{n,p} \frac{bp}{2V} + dC_{n,\beta} \beta \end{aligned}$$

式中, $\bar{q} = 0.5\rho V^2$, ρ 表示空气密度, S 表示气动参考面积, $\bar{c}$ 表示平均气动弦长, b 表示机翼展长, x_{cgr} 表示参考重心位置, x_{cg} 表示重心位置, $\bar{\delta}_a = \delta_a/21.5$, $\bar{\delta}_r = \delta_r/30$, C_{x0} , C_{y0} , C_{z0} , C_{l0} , C_{m0} , C_{n0} , $C_{x,q}$, $C_{z,q}$, $C_{m,q}$, $C_{y,r}$, $C_{l,r}$, $C_{n,r}$, $C_{y,p}$, $C_{l,p}$, $C_{n,p}$, C_{y,δ_a} , C_{l,δ_a} , C_{n,δ_a} , C_{y,δ_r} , C_{l,δ_r} , C_{n,δ_r} , $dC_{l,\beta}$ 和 $dC_{n,\beta}$ 为气动参数.

注 1. 战机动力学模型存在较强的耦合特性, 在俯仰、滚转和偏航三通道的表达式中包含另外两个通道中的状态, 同时三通道气动参数均为各通道变量、升降舵、副翼和方向舵的非线性函数.

1.2 推力矢量发动机模型

飞机尾部对称安装的两台推力矢量发动机提供额外的控制力矩. 定义推矢喷管的上下偏转角为 δ_{zi} ($i = l, f$), 其中 l 和 f 分别表示左右推矢喷管, 向下偏转为正. 定义推矢喷管的左右偏转角为 δ_{yi} ($i =$

l, f), 向左偏转为正. 两台发动机的上下偏转提供俯仰力矩, 俯仰通道的推矢偏角为 $\delta_z = (\delta_{zl} + \delta_{zf})/2$. 两台发动机的左右偏转提供偏航力矩, 偏航通道的推矢偏角为 $\delta_y = (\delta_{yl} + \delta_{yf})/2$. 两台发动机差动偏转提供飞机的滚转力矩, 滚转通道的推矢偏角为 $\delta_x = (-\delta_{zl} + \delta_{zf})/2$.

假设两台发动机的推力大小和左右偏转角均相等, 即 $\delta_{yl} = \delta_{yf} = \delta_y$. 在喷管偏角小于 20° 的限制下, 推力矢量产生的推力在机体三轴的分量为

$$\begin{bmatrix} T_x \\ T_y \\ T_z \end{bmatrix} = \zeta_f T \begin{bmatrix} \cos \delta_x \cos \delta_y \cos \delta_z \\ \sin \delta_y \\ -\cos \delta_x \cos \delta_y \sin \delta_z \end{bmatrix} \quad (6)$$

式中, T 表示发动机推力, ζ_f 表示推力系数.

令 x_T , y_T 和 z_T 表示推力在机体三轴上作用点的位置, 则推力矢量产生的推力力矩为

$$\begin{bmatrix} l_T \\ m_T \\ n_T \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_T \\ y_T \\ z_T \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} T_x \\ T_y \\ T_z \end{bmatrix} \quad (7)$$

1.3 动力学模型变换

根据式 (1) 和 (4), 可得迎角子系统

$$\begin{cases} \dot{\alpha} = q + f_\alpha \\ \dot{q} = b_{0\alpha} v_1 + f_q \end{cases} \quad (8)$$

式中, $b_{0\alpha}$ 表示俯仰控制系数, v_1 表示俯仰操纵力矩, f_α 和 f_q 表达式分别为

$$\begin{aligned} f_\alpha &= -\tan \beta (p \cos \alpha + r \sin \alpha) + \\ &\quad \frac{1}{mV \cos \beta} (-L + mg \cos \gamma \cos \mu) + \\ &\quad \frac{1}{mV \cos \beta} (-T_x \sin \alpha + T_z \cos \alpha) \\ f_q &= \frac{(m_a + m_T) + (I_{zz} - I_{xx})pr}{I_{yy}} + \\ &\quad \frac{I_{xz}(r^2 - p^2)}{I_{yy}} - b_{0\alpha} v_1 \end{aligned}$$

根据式 (2) 和 (5), 可得侧滑角子系统

$$\begin{cases} \dot{\beta} = r_x \\ \dot{r}_x = b_{0\beta} v_2 + f_r \end{cases} \quad (9)$$

式中, $b_{0\beta}$ 表示偏航控制系数, v_2 表示偏航操纵力矩, f_r 表达式为

$$\begin{aligned} f_r &= -\frac{I_{xx}(I_{xx} - I_{yy}) + I_{xz}^2}{I_{xx}I_{zz} - I_{xz}^2} pq \cos \alpha + \\ &\quad \frac{I_{xz}(I_{xx} - I_{yy} + I_{zz})}{I_{xx}I_{zz} - I_{xz}^2} qr \cos \alpha + r \dot{\alpha} \sin \alpha + \dot{f}_\beta - \\ &\quad \frac{I_{xx}(n_a + n_T) + I_{xz}(l_a + l_T)}{I_{xx}I_{zz} - I_{xz}^2} \cos \alpha - b_{0\beta} v_2 \end{aligned}$$

设计滤波补偿信号为

$$\dot{c}_\alpha = -k_\alpha c_\alpha + c_q + q_d - q_c, \quad c_\alpha(0) = 0 \quad (17)$$

式中, 补偿信号 c_q 在下一步给出.

定义补偿后的迎角跟踪误差为

$$\tilde{\alpha} = e_\alpha - c_\alpha \quad (18)$$

定义预测误差为

$$\begin{cases} z_\alpha = \alpha - \hat{\alpha} \\ \dot{\hat{\alpha}} = q + \hat{f}_\alpha + \lambda_\alpha z_\alpha \end{cases} \quad (19)$$

式中, λ_α 表示设计参数.

设计复合学习更新律为

$$\dot{\hat{\omega}}_{f_\alpha} = \Gamma_\alpha [(\tilde{\alpha} + \Gamma_{z_\alpha} z_\alpha) \theta_{f_\alpha}(\bar{\mathbf{x}}_\alpha) - \delta_{f_\alpha} \hat{\omega}_{f_\alpha}] \quad (20)$$

式中, Γ_α , Γ_{z_α} 和 δ_{f_α} 表示设计参数.

步骤 2. 考虑俯仰角速率动力学, 采用神经网络逼近未知气动函数 f_q , 可得

$$\dot{q} = b_{0\alpha} v_1 + \omega_{f_q}^* \theta_{f_q}(\bar{\mathbf{x}}_q) + \varepsilon_q \quad (21)$$

式中, $\omega_{f_q}^*$ 表示神经网络的最优权重, $\theta_{f_q}(\bar{\mathbf{x}}_q)$ 表示基函数向量, $\bar{\mathbf{x}}_q = [V, \alpha, q, \gamma]^T$, ε_q 表示逼近误差.

设计俯仰操纵力矩为

$$v_1 = b_{0\alpha}^{-1} (-k_q e_q - e_\alpha - \hat{f}_q + \dot{q}_d) \quad (22)$$

式中, k_q 表示控制参数, $\hat{f}_q = \omega_{f_q}^T \theta_{f_q}(\bar{\mathbf{x}}_q)$ 表示 f_q 的估计值, $\hat{\omega}_{f_q}$ 表示最优权重 $\omega_{f_q}^*$ 的估计值.

俯仰角速率跟踪误差的导数为

$$\dot{e}_q = \tilde{\omega}_{f_q}^T \theta_{f_q}(\bar{\mathbf{x}}_q) + \varepsilon_q - k_q e_q - e_\alpha \quad (23)$$

式中, $\tilde{\omega}_{f_q} = \omega_{f_q}^* - \hat{\omega}_{f_q}$.

设计滤波补偿信号为

$$\dot{c}_q = -k_q c_q - c_\alpha, \quad c_q(0) = 0 \quad (24)$$

定义补偿后的俯仰角速率跟踪误差为

$$\tilde{q} = e_q - c_q \quad (25)$$

定义预测误差为

$$\begin{cases} z_q = q - \hat{q} \\ \dot{\hat{q}} = b_{0\alpha} v_1 + \hat{f}_q + \lambda_q z_q \end{cases} \quad (26)$$

式中, λ_q 表示设计参数.

设计复合学习更新律为

$$\dot{\hat{\omega}}_{f_q} = \Gamma_q [(\tilde{q} + \Gamma_{z_q} z_q) \theta_{f_q}(\bar{\mathbf{x}}_q) - \delta_{f_q} \hat{\omega}_{f_q}] \quad (27)$$

式中, Γ_q , Γ_{z_q} 和 δ_{f_q} 表示设计参数.

2.2 侧滑角子系统设计

步骤 1. 考虑侧滑角动力学, 定义侧滑角跟踪误差 $e_\beta = \beta - \beta_d$, β_d 表示侧滑角参考指令. 设计 r_{xc} 为

$$r_{xc} = -k_\beta e_\beta + \dot{\beta}_d \quad (28)$$

式中, k_β 表示控制参数.

引入一阶滤波器为

$$\sigma_r \dot{r}_{xd} + r_{xd} = r_{xc}, \quad r_{xd}(0) = r_{xc}(0) \quad (29)$$

式中, σ_r 表示滤波参数, r_{xd} 为 r_{xc} 经过一阶滤波器后获得的信号.

定义偏航角速率跟踪误差为 $e_r = r_x - r_{xd}$. 侧滑角跟踪误差的导数为

$$\dot{e}_\beta = -k_\beta e_\beta + e_r + r_{xd} - r_{xc} \quad (30)$$

设计滤波补偿信号为

$$\dot{c}_\beta = -k_\beta c_\beta + c_r + r_{xd} - r_{xc}, \quad c_\beta(0) = 0 \quad (31)$$

式中, 补偿信号 c_r 在下一步给出.

定义补偿后的侧滑角跟踪误差为

$$\tilde{\beta} = e_\beta - c_\beta \quad (32)$$

步骤 2. 考虑偏航角速率动力学, 采用神经网络逼近未知气动函数 f_r , 可得

$$\dot{r}_x = b_{0\beta} v_2 + \omega_{f_r}^* \theta_{f_r}(\bar{\mathbf{x}}_r) + \varepsilon_r \quad (33)$$

式中, $\omega_{f_r}^*$ 表示神经网络的最优权重, $\theta_{f_r}(\bar{\mathbf{x}}_r)$ 表示基函数向量, $\bar{\mathbf{x}}_r = [\mu, \alpha, \beta, p, r]^T$, ε_r 表示逼近误差.

设计偏航操纵力矩为

$$v_2 = b_{0\beta}^{-1} (-k_r e_r - e_\beta - \hat{f}_r + \dot{r}_{xd}) \quad (34)$$

式中, k_r 表示控制参数, $\hat{f}_r = \omega_{f_r}^T \theta_{f_r}(\bar{\mathbf{x}}_r)$ 表示 f_r 的估计值, $\hat{\omega}_{f_r}$ 表示最优权重 $\omega_{f_r}^*$ 的估计值.

偏航角速率跟踪误差的导数为

$$\dot{e}_r = \tilde{\omega}_{f_r}^T \theta_{f_r}(\bar{\mathbf{x}}_r) + \varepsilon_r - k_r e_r - e_\beta \quad (35)$$

式中, $\tilde{\omega}_{f_r} = \omega_{f_r}^* - \hat{\omega}_{f_r}$.

设计滤波补偿信号为

$$\dot{c}_r = -k_r c_r - c_\beta, \quad c_r(0) = 0 \quad (36)$$

定义补偿后的偏航角速率跟踪误差为

$$\tilde{r} = e_r - c_r \quad (37)$$

定义预测误差为

$$\begin{cases} z_r = r_x - \hat{r}_x \\ \dot{\hat{r}}_x = b_{0\beta} v_2 + \hat{f}_r + \lambda_r z_r \end{cases} \quad (38)$$

式中, λ_r 表示设计参数.

设计复合学习更新律为

$$\dot{\hat{\omega}}_{f_r} = \Gamma_r [(\tilde{r} + \Gamma_{z_r} z_r) \theta_{f_r}(\bar{\mathbf{x}}_r) - \delta_{f_r} \hat{\omega}_{f_r}] \quad (39)$$

式中, Γ_r , Γ_{z_r} 和 δ_{f_r} 表示设计参数.

2.3 滚转角速率子系统控制

考虑滚转角速率动力学, 采用神经网络逼近未知气动函数 f_p , 可得

$$\dot{p} = b_{0p}v_3 + \omega_{f_p}^{*T} \theta_{f_p}(\bar{x}_p) + \varepsilon_p \quad (40)$$

式中, $\omega_{f_p}^*$ 表示神经网络的最优权重, $\theta_{f_p}(\bar{x}_p)$ 表示基函数向量, $\bar{x}_p = [\beta, p, q, r]^T$, ε_p 表示逼近误差.

定义滚转角速率跟踪误差 $e_p = p - p_d$, p_d 表示滚转角速率指令. 设计滚转操纵力矩为

$$v_3 = b_{0p}^{-1} \left(-k_p e_p - \hat{f}_p + \dot{p}_d \right) \quad (41)$$

式中, k_p 表示控制参数, $\hat{f}_p = \hat{\omega}_{f_p}^T \theta_{f_p}(\bar{x}_p)$ 表示 f_p 的估计值, $\hat{\omega}_{f_p}$ 表示最优权重 $\omega_{f_p}^*$ 的估计值.

滚转角速率跟踪误差的导数为

$$\dot{e}_p = \tilde{\omega}_{f_p}^T \theta_{f_p}(\bar{x}_p) + \varepsilon_p - k_p e_p \quad (42)$$

式中, $\tilde{\omega}_{f_p} = \omega_{f_p}^* - \hat{\omega}_{f_p}$.

定义预测误差为

$$\begin{cases} z_p = p - \hat{p} \\ \dot{\hat{p}} = b_{0p}v_3 + \hat{f}_p + \lambda_p z_p \end{cases} \quad (43)$$

式中, λ_p 表示设计参数.

设计复合学习更新律为

$$\dot{\hat{\omega}}_{f_p} = \Gamma_p [(e_p + \Gamma_{zp} z_p) \theta_{f_p}(\bar{x}_p) - \delta_{f_p} \hat{\omega}_{f_p}] \quad (44)$$

式中, Γ_p , Γ_{zp} 和 δ_{f_p} 表示设计参数.

2.4 控制分配

控制分配问题可以描述为: 对于给定的虚拟控制量与控制输入, 存在映射关系 $G(x) : \mathbf{R}^6 \rightarrow \mathbf{R}^3$, 在控制输入满足期望指标的约束下求解不定方程

$$v = G(x)u \quad (45)$$

式中, $v = [v_1, v_2, v_3]^T \in \mathbf{R}^3$ 表示期望操纵力矩, $u \in \mathbf{R}^6$ 表示控制输入, $G(x) = [G_{aero} \quad G_{tv}]$ 表示控制能效矩阵, 表达式为

$$G_{aero} = \begin{bmatrix} g_{\delta_e}^m(x) & g_{\delta_a}^m(x) & g_{\delta_r}^m(x) \\ g_{\delta_e}^n(x) & g_{\delta_a}^n(x) & g_{\delta_r}^n(x) \\ g_{\delta_e}^l(x) & g_{\delta_a}^l(x) & g_{\delta_r}^l(x) \end{bmatrix} \quad (46)$$

$$G_{tv} = \begin{bmatrix} g_{\delta_x}^m(x) & g_{\delta_y}^m(x) & g_{\delta_z}^m(x) \\ g_{\delta_x}^n(x) & g_{\delta_y}^n(x) & g_{\delta_z}^n(x) \\ g_{\delta_x}^l(x) & g_{\delta_y}^l(x) & g_{\delta_z}^l(x) \end{bmatrix} \quad (47)$$

式中, $g_{\delta_j}^i(x)$ 表示在状态 x 下操纵面 δ_j ($j = e, a, r$, x, y, z) 对应通道的操纵力矩导数.

控制输入约束为

$$\Omega = \{u_{\min} \leq u \leq u_{\max}, \quad \Gamma_{\min} \leq \dot{u} \leq \Gamma_{\max}\} \quad (48)$$

式中, $u_{\min}$ 和 $u_{\max}$ 表示舵面偏转幅度限制, $\Gamma_{\min}$ 和 $\Gamma_{\max}$ 表示舵面偏转的速度限制.

定义 $u_{aero} = [\delta_e, \delta_a, \delta_r]^T$ 和 $u_{tv} = [\delta_x, \delta_y, \delta_z]^T$,

气动舵面和推力矢量对应的操纵导数矩阵分别为 G_{aero} 和 G_{tv} , 其广义逆矩阵分别为 $P_{aero} = G_{aero}^{-1}$ 和 $P_{tv} = G_{tv}^{-1}$. 串接链分配方法在分配过程中优先使用气动舵面, 即优先满足

$$v = G_{aero}u \quad (49)$$

对式 (49) 求解得

$$u_{aero} = P_{aero}v \quad (50)$$

若 u_{aero} 均在位置和速率限制内, 则分配完成; 若达到气动舵面饱和, 推力矢量喷管发生偏转来补偿剩余分配力矩, 推力矢量偏角表达式为

$$u_{tv} = \text{sat}(P_{tv}E) \quad (51)$$

式中, $E = v - G_{aero} \text{sat}(u_{aero})$ 表示待补偿的控制力矩, $\text{sat}(\cdot)$ 为饱和函数.

3 稳定性分析

3.1 迎角子系统稳定性

定理 1. 考虑迎角子系统 (8), 设计俯仰操纵力矩 (22), 复合学习更新律 (20) 和 (27), 则李雅普诺夫函数 (52) 中的误差信号 $\tilde{\alpha}$, $\tilde{q}$, z_α , z_q , $\tilde{\omega}_{f_\alpha}$ 和 $\tilde{\omega}_{f_q}$ 是一致终值有界的.

证明. 选择李雅普诺夫函数 V_α 为

$$V_\alpha = V_1 + V_2 \quad (52)$$

式中,

$$V_1 = \frac{1}{2}(\tilde{\alpha}^2 + \Gamma_{z\alpha} z_\alpha^2 + \tilde{\omega}_{f_\alpha}^T \Gamma_\alpha^{-1} \tilde{\omega}_{f_\alpha})$$

$$V_2 = \frac{1}{2}(\tilde{q}^2 + \Gamma_{zq} z_q^2 + \tilde{\omega}_{f_q}^T \Gamma_q^{-1} \tilde{\omega}_{f_q})$$

对 V_1 和 V_2 求导, 可得

$$\begin{aligned} \dot{V}_1 = & -k_\alpha \tilde{\alpha}^2 + \tilde{\alpha} \varepsilon_\alpha - \Gamma_{z\alpha} \lambda_\alpha z_\alpha^2 + \Gamma_{z\alpha} z_\alpha \varepsilon_\alpha + \\ & \delta_{f_\alpha} \tilde{\omega}_{f_\alpha}^T (-\tilde{\omega}_{f_\alpha} + \omega_{f_\alpha}^*) + \tilde{\alpha} \tilde{q} \end{aligned} \quad (53)$$

$$\begin{aligned} \dot{V}_2 = & -k_q \tilde{q}^2 + \tilde{q} \varepsilon_q - \Gamma_{zq} \lambda_q z_q^2 + \Gamma_{zq} z_q \varepsilon_q + \\ & \delta_{f_q} \tilde{\omega}_{f_q}^T (-\tilde{\omega}_{f_q} + \omega_{f_q}^*) - \tilde{\alpha} \tilde{q} \end{aligned} \quad (54)$$

考虑如下不等式

$$\tilde{\alpha} \varepsilon_\alpha \leq \frac{1}{2} \tilde{\alpha}^2 + \frac{1}{2} \varepsilon_\alpha^2 \quad (55)$$

$$z_\alpha \varepsilon_\alpha \leq \frac{1}{2} z_\alpha^2 + \frac{1}{2} \varepsilon_\alpha^2 \quad (56)$$

$$\tilde{\omega}_{f_\alpha}^T (-\tilde{\omega}_{f_\alpha} + \omega_{f_\alpha}^*) \leq -\frac{1}{2} \tilde{\omega}_{f_\alpha}^T \tilde{\omega}_{f_\alpha} + \frac{1}{2} \|\omega_{f_\alpha}^*\|^2 \quad (57)$$

$\dot{V}_2$ 的放缩与 $\dot{V}_1$ 类似, 进一步可得

$$\begin{aligned} \dot{V}_\alpha \leq & -\left(k_\alpha - \frac{1}{2}\right)\tilde{\alpha}^2 - \left(k_q - \frac{1}{2}\right)\tilde{q}^2 - \\ & \left(\lambda_\alpha - \frac{1}{2}\right)\Gamma_{z\alpha}z_\alpha^2 - \left(\lambda_q - \frac{1}{2}\right)\Gamma_{zq}z_q^2 - \\ & \frac{1}{2}\delta_{f_\alpha}\tilde{\omega}_{f_\alpha}^T\tilde{\omega}_{f_\alpha} - \frac{1}{2}\delta_{f_q}\tilde{\omega}_{f_q}^T\tilde{\omega}_{f_q} + \Xi_\alpha \end{aligned} \quad (58)$$

式中,

$$\begin{aligned} \Xi_\alpha = & \frac{1}{2}\delta_{f_\alpha}\|\omega_{f_\alpha}^*\|^2 + \frac{1}{2}(\Gamma_{z\alpha} + 1)\varepsilon_\alpha^2 + \\ & \frac{1}{2}\delta_{f_q}\|\omega_{f_q}^*\|^2 + \frac{1}{2}(\Gamma_{zq} + 1)\varepsilon_q^2 \end{aligned}$$

选择控制参数 $k_\alpha > \frac{1}{2}$, $k_q > \frac{1}{2}$, $\lambda_\alpha > \frac{1}{2}$ 和 $\lambda_q > \frac{1}{2}$, 可得

$$\dot{V}_\alpha \leq -\varpi_\alpha V_\alpha + \Xi_\alpha \quad (59)$$

式中, $\varpi_\alpha = \min\{2k_\alpha - 1, 2k_q - 1, 2\lambda_\alpha - 1, 2\lambda_q - 1, \delta_{f_\alpha}\Gamma_\alpha, \delta_{f_q}\Gamma_q\}$, 进一步可得

$$0 \leq V_\alpha \leq \frac{\Xi_\alpha}{\varpi_\alpha} + \left[V_\alpha(0) - \frac{\Xi_\alpha}{\varpi_\alpha}\right]e^{-\varpi_\alpha t} \quad (60)$$

由此可证, $\tilde{\alpha}$, $\tilde{q}$, z_α , z_q , $\tilde{\omega}_{f_\alpha}$ 和 $\tilde{\omega}_{f_q}$ 一致终值有界. $\square$

3.2 侧滑角子系统稳定性

定理 2. 考虑侧滑角子系统 (9), 设计偏航操纵力矩 (34), 自适应复合学习更新律 (39), 则李雅普诺夫函数 (61) 中的误差信号 $\tilde{\beta}$, $\tilde{r}$, z_r 和 $\tilde{\omega}_{f_r}$ 是一致终值有界的.

证明. 选择李雅普诺夫函数 V_β 为

$$V_\beta = \frac{1}{2}(\tilde{\beta}^2 + \tilde{r}^2 + \Gamma_{zr}z_r^2 + \tilde{\omega}_{f_r}^T\Gamma_r^{-1}\tilde{\omega}_{f_r}) \quad (61)$$

对 V_β 求导可得

$$\begin{aligned} \dot{V}_\beta = & -k_\beta\tilde{\beta}^2 - k_r\tilde{r}^2 + \tilde{r}\varepsilon_r - \Gamma_{zr}\lambda_r z_r^2 + \\ & \Gamma_{zr}z_r\varepsilon_r + \delta_{f_r}\tilde{\omega}_{f_r}^T(-\tilde{\omega}_{f_r} + \omega_{f_r}^*) \end{aligned} \quad (62)$$

$\dot{V}_\beta$ 的放缩与 $\dot{V}_1$ 类似, 进一步可得

$$\begin{aligned} \dot{V}_\beta \leq & -k_\beta\tilde{\beta}^2 - \left(k_r - \frac{1}{2}\right)\tilde{r}^2 - \left(\lambda_r - \frac{1}{2}\right)\Gamma_{zr}z_r^2 - \\ & \frac{1}{2}\delta_{f_r}\tilde{\omega}_{f_r}^T\tilde{\omega}_{f_r} + \Xi_\beta \end{aligned} \quad (63)$$

式中, $\Xi_\beta = \frac{1}{2}\delta_{f_r}\|\omega_{f_r}^*\|^2 + \frac{1}{2}(\Gamma_{zr} + 1)\varepsilon_r^2$.

选择控制参数 $k_r > \frac{1}{2}$ 和 $\lambda_r > \frac{1}{2}$, 可得

$$\dot{V}_\beta \leq -\varpi_\beta V_\beta + \Xi_\beta \quad (64)$$

式中, $\varpi_\beta = \min\{2k_\beta, 2k_r - 1, 2\lambda_r - 1, \delta_{f_r}\Gamma_r\}$, 进一步可得

$$0 \leq V_\beta \leq \frac{\Xi_\beta}{\varpi_\beta} + \left[V_\beta(0) - \frac{\Xi_\beta}{\varpi_\beta}\right]e^{-\varpi_\beta t} \quad (65)$$

由此可证, $\tilde{\beta}$, $\tilde{r}$, z_r 和 $\tilde{\omega}_{f_r}$ 是一致终值有界的. $\square$

3.3 滚转角速率子系统稳定性

定理 3. 考虑滚转角速率子系统 (10), 设计滚转操纵力矩 (41), 复合学习更新律 (44), 则李雅普诺夫函数 (66) 中的误差信号 e_p , z_p 和 $\tilde{\omega}_{f_p}$ 一致终值有界.

证明. 选择李雅普诺夫函数 V_p 为

$$V_p = \frac{1}{2}(e_p^2 + \Gamma_{zp}z_p^2 + \tilde{\omega}_{f_p}^T\Gamma_p^{-1}\tilde{\omega}_{f_p}) \quad (66)$$

对 V_p 求导可得

$$\begin{aligned} \dot{V}_p = & k_p e_p^2 + \tilde{p}\varepsilon_p - \Gamma_{zp}\lambda_p z_p^2 + \\ & \Gamma_{zp}z_p\varepsilon_p + \delta_{f_p}\tilde{\omega}_{f_p}^T(-\tilde{\omega}_{f_p} + \omega_{f_p}^*) \end{aligned} \quad (67)$$

$\dot{V}_p$ 的放缩与 $\dot{V}_1$ 类似, 进一步可得

$$\begin{aligned} \dot{V}_p \leq & -\left(k_p - \frac{1}{2}\right)e_p^2 - \left(\lambda_p - \frac{1}{2}\right)\Gamma_{zp}z_p^2 - \\ & \frac{1}{2}\delta_{f_p}\tilde{\omega}_{f_p}^T\tilde{\omega}_{f_p} + \Xi_p \end{aligned} \quad (68)$$

式中, $\Xi_p = \frac{1}{2}\delta_{f_p}\|\omega_{f_p}^*\|^2 + \frac{1}{2}(\Gamma_{zp} + 1)\varepsilon_p^2$.

选择控制参数 $k_p > \frac{1}{2}$ 和 $\lambda_p > \frac{1}{2}$, 可得

$$\dot{V}_p \leq -\varpi_p V_p + \Xi_p \quad (69)$$

式中, $\varpi_p = \min\{2k_p - 1, 2\lambda_p - 1, \delta_{f_p}\Gamma_p\}$, 进一步得

$$0 \leq V_p \leq \frac{\Xi_p}{\varpi_p} + \left[V_p(0) - \frac{\Xi_p}{\varpi_p}\right]e^{-\varpi_p t} \quad (70)$$

由此可证, e_p , z_p 和 $\tilde{\omega}_{f_p}$ 是一致终值有界的. $\square$

注 2. 根据李雅普诺夫稳定性定理, 需选择控制增益 k_i ($i = \alpha, q, \beta, r, p$) 和自适应参数 $\lambda_k, \delta_{fk}, \Gamma_k, \Gamma_{zk}$ ($k = \alpha, q, r, p$), 使得 $\varpi_\alpha > 0, \varpi_\beta > 0, \varpi_p > 0$. 在实际参数整定中, 首先调整参数 k_i 和 λ_k 使系统满足基本控制性能, 之后调整参数 δ_{fk}, Γ_k 和 Γ_{zk} 提高系统的跟踪精度和不确定学习效果.

4 仿真分析

设定飞机的初始迎角为 10° , 飞行高度 1 200 m, 初始飞行速度 90 m/s, 飞行过程中保持恒定发动机推力 90 kN. 仿真步长和仿真周期分别设置为 $t_s = 0.001$ s 和 $T = 16$ s. 对于迎角子系统, 控制器参数设置为 $b_{0\alpha} = 1, k_\alpha = 15, k_q = 15, \lambda_\alpha = 5, \lambda_q = 1, \sigma_\alpha = 0.005, \Gamma_\alpha = 0.2, \Gamma_{z\alpha} = 3, \delta_{f_\alpha} = 0.3, \Gamma_q = 0.2, \Gamma_{zq} = 0.1$ 和 $\delta_{f_q} = 0.3$. 对于侧滑角子系统, 控制器参数设置为 $b_{0\beta} = -10, k_\beta = 0.1, k_r = 0.6, \lambda_r = 1.4, \sigma_r = 0.005, \Gamma_r = 2.6, \Gamma_{zr} = 1$ 和 $\delta_{f_r} = 1$. 对于滚转

角速率子系统, 控制器参数设置为 $b_{0p} = 10$, $k_p = 5\,000$, $\lambda_p = 5$, $\Gamma_p = 2$, $\Gamma_{zp} = 1$ 和 $\delta_{fp} = 3$. 针对未知函数 f_α , f_q , f_r 和 f_p , 神经网络节点数分别设置为 $N_\alpha = 729$, $N_q = 2\,401$, $N_r = 3\,125$ 和 $N_p = 2\,401$. 估计误差分别定义为 $e_{f_\alpha} = f_\alpha - \hat{f}_\alpha$, $e_{f_q} = f_q - \hat{f}_q$, $e_{f_r} = f_r - \hat{f}_r$ 和 $e_{f_p} = f_p - \hat{f}_p$. 本文提出的复合学习控制方法记为“NN-CL”, 无预测误差的经典神经网络控制方法记为“NN”. 为验证所提方法的有效性, 对两者进行仿真对比.

眼镜蛇机动是典型的过失速机动, 是验证飞机大迎角飞行控制律的基本动作之一. 眼镜蛇机动的迎角指令跟踪结果如图 2 所示, 迎角在 2 s 内达到 70° , 随后迅速改出, 回到初始配平状态. 图 3 为未知气动函数 f_α 的估计及误差曲线, 图 4 为升降舵和推力矢量的偏转角. 由仿真结果可知, 所提控制方法对眼镜蛇机动指令的跟踪精度更高、学习效果更好.

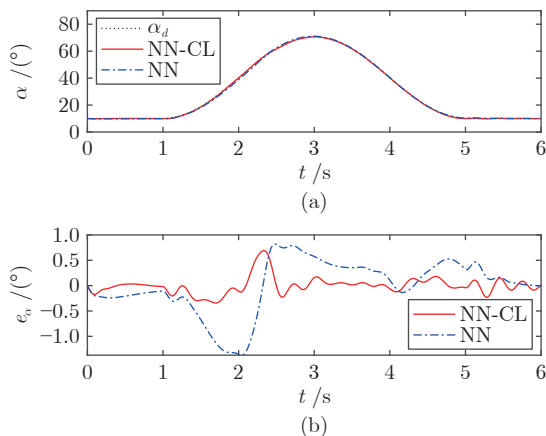


图 2 眼镜蛇机动迎角跟踪 ((a) 指令跟踪; (b) 跟踪误差)
Fig.2 Angle of attack tracking under Cobra maneuver ((a) Command tracking; (b) Tracking error)

赫伯斯特机动^[19]是指飞机进入大迎角状态的同时机身滚转迅速改变机头方向的一种机动方式. 赫伯斯特机动指令的迎角跟踪和滚转角速率跟踪及相应的跟踪误差如图 5、图 6 所示, 由仿真结果可知, 基于所提的大迎角控制方法, 迎角和滚转角速率的跟踪误差几乎为 0, 并且基本无滞后, 取得了较好的机动指令跟踪控制效果. 战机的飞行状态和轨迹如图 7、图 8 所示, 飞行速度由初始 90 m/s 减小到了 40 m/s 左右, 在 40 m/s ~ 60 m/s 之间飞机绕速度轴进行滚转, 整个大迎角低速度阶段持续了 10 s 左右; 侧滑角实现了快速稳定; 在机动过程中航迹方位角发生了 180° 变化, 实现了飞行速度的快速减小和快速转弯, 转弯半径小于 70 m, 高度变化小于 400 m.

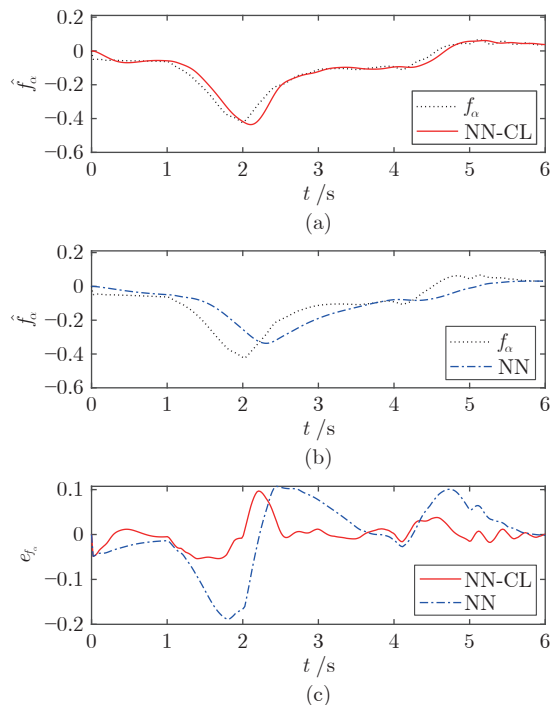


图 3 眼镜蛇机动 f_α 的估计值 ((a) 基于 NN-CL 的 $\hat{f}_\alpha$; (b) 基于 NN 的 $\hat{f}_\alpha$; (c) 估计误差)

Fig.3 Estimation of f_α under Cobra maneuver ((a) $\hat{f}_\alpha$ under NN-CL; (b) $\hat{f}_\alpha$ under NN; (c) Estimation error)

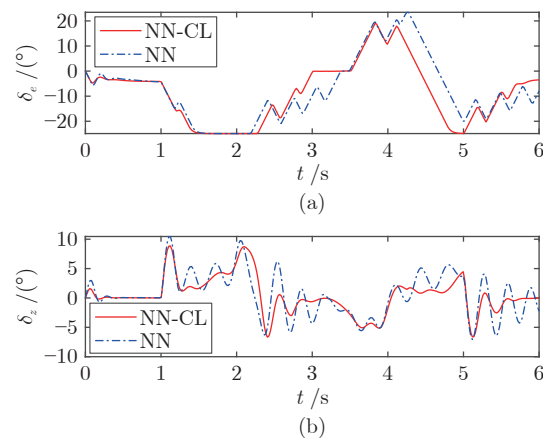


图 4 眼镜蛇机动的操纵偏转量 ((a) 升降舵; (b) 俯仰推力矢量偏角)

Fig.4 Control surface deflection under Cobra maneuver ((a) Elevator; (b) Pitch thrust vector deflection angle)

图 9、图 10 为战机的操纵偏转量, 在赫伯斯特机动过程中, 常规气动舵面在整个机动过程中出现了较长时间的饱和状态, 推力矢量偏角高达 20° , 以满足长时间大迎角过失速机动的操纵能力要求. 图 11 ~ 图 14 为未知气动函数 f_α , f_q , f_r 和 f_p 的估计结果, 所提出的复合学习方法能保证集总扰动的有效估计, 实现了非线性、不确定和耦合干扰的精

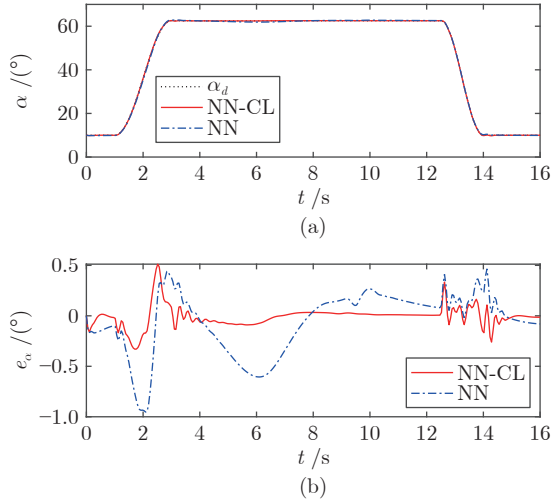


图 5 赫伯斯特机动迎角跟踪
(a) 指令跟踪; (b) 跟踪误差

Fig.5 Angle of attack tracking under Herbst maneuver
(a) Command tracking; (b) Tracking error

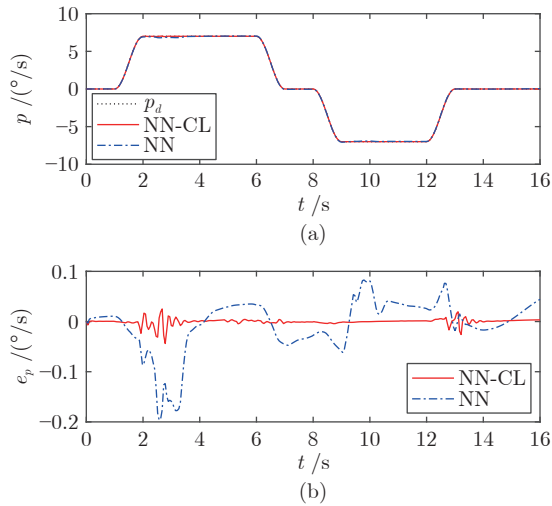


图 6 赫伯斯特机动滚转角速率跟踪
(a) 指令跟踪; (b) 跟踪误差

Fig.6 Roll angle rate tracking under Herbst maneuver
(a) Command tracking; (b) Tracking error

确补偿, 进而提升了机动指令的跟踪效果. 图 15 为神经网络权重的估计曲线.

考虑飞行过程中受到外部干扰和气动参数摄动的影响, 在三通道加入扰动力矩 $D_q = 1 \times 10^4 \sin(2t + 0.1) \text{ N}\cdot\text{m}$, $D_r = 5 \times 10^6 \sin(2t + 0.1) \text{ N}\cdot\text{m}$, $D_p = 5 \times 10^6 \sin(2t + 0.1) \text{ N}\cdot\text{m}$, 同时气动参数拉偏范围 $\pm 30\%$. 图 16 为鲁棒验证仿真结果, 迎角和滚转角速率指令的最大跟踪误差分别为 0.210° 和 $0.053^\circ/\text{s}$, 侧滑角控制在 7° 以内, 表明所设计控制方法对外部扰动和参数摄动表现出较高的鲁棒性.

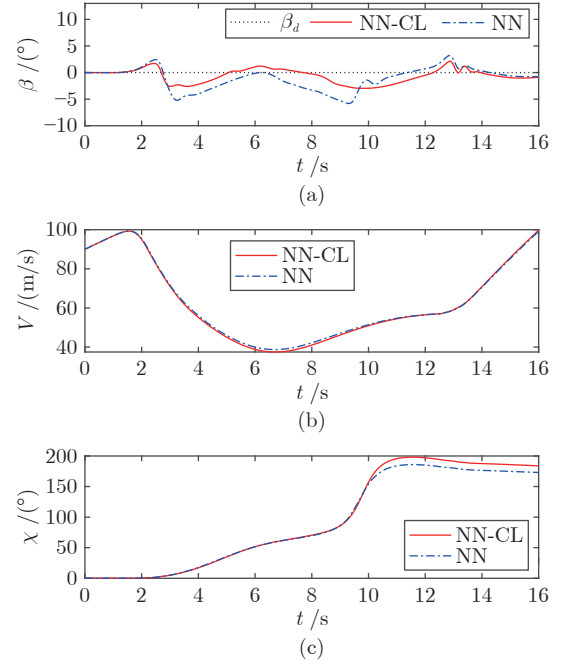


图 7 赫伯斯特机动飞行状态 ((a) 侧滑角;
(b) 速度; (c) 航迹方位角)

Fig.7 Flight states under Herbst maneuver ((a) Sideslip angle; (b) Speed; (c) Flight path azimuth angle)

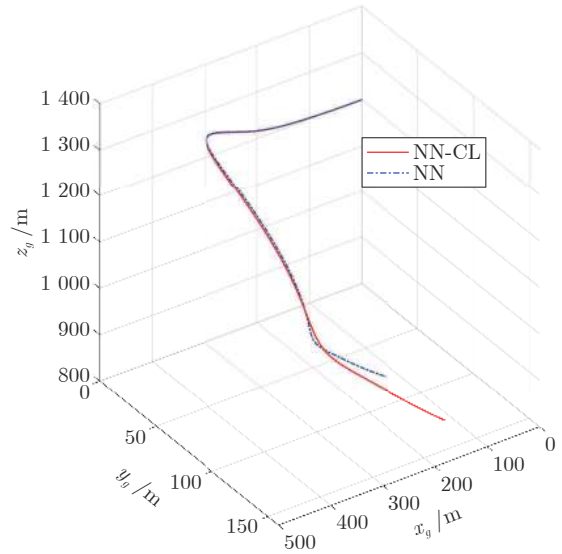


图 8 赫伯斯特机动飞行轨迹

Fig.8 Flight path under Herbst maneuver

综上所述, 通过气动舵面与推力矢量的协同操纵, 所设计的复合学习智能自适应控制方法实现了大迎角机动指令的有效跟踪和集总干扰的高效学习, 对参数摄动和外部扰动具备自适应和干扰抑制能力.

5 结论

本文针对战机大迎角机动进行了复合学习智能

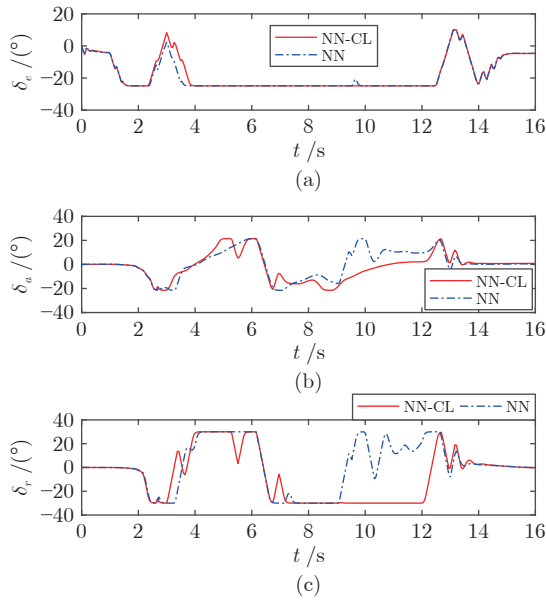


图 9 赫伯斯特机动气动操纵舵面偏转
(a) 升降舵; (b) 副翼; (c) 方向舵

Fig.9 Aerodynamic control surfaces deflection under Herbst maneuver ((a) Elevator; (b) Aileron; (c) Rudder)

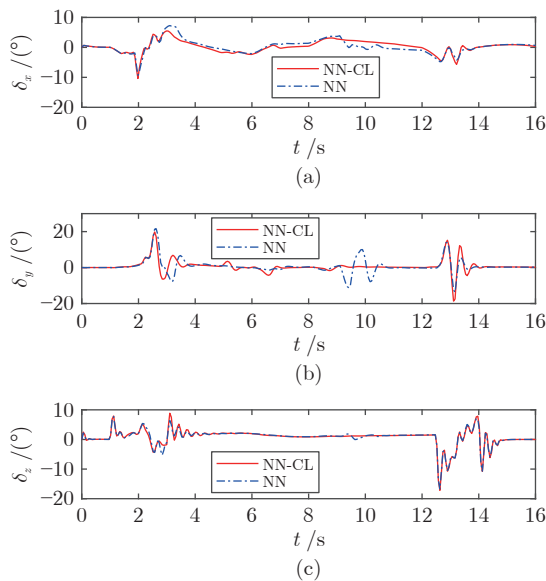


图 10 赫伯斯特机动推力矢量偏转 ((a) 滚转推力偏角;
(b) 偏航推力偏角; (c) 俯仰推力偏角)

Fig.10 Thrust vector nozzles deflection under Herbst maneuver ((a) Roll thrust vector deflection angle;
(b) Yaw thrust vector deflection angle;
(c) Pitch thrust vector deflection angle)

控制方法研究. 首先将六自由度非线性动力学解耦为迎角、侧滑角和滚转角速率子系统, 针对分解后的子系统基于预测误差构建神经网络复合学习律, 对未知气动函数进行估计和补偿, 据此设计了智能

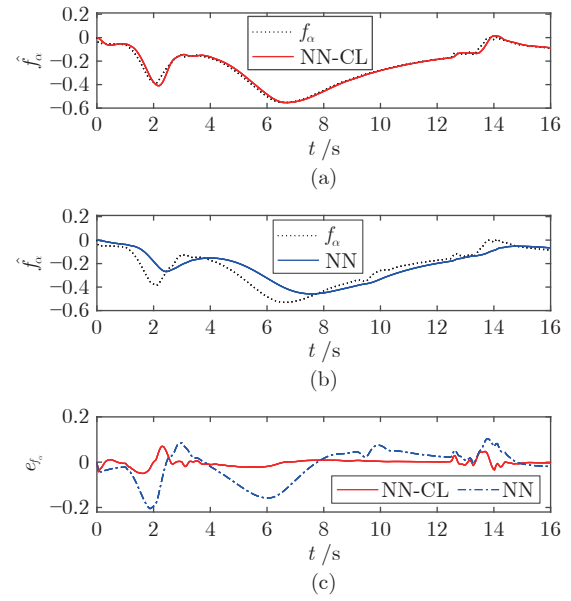


图 11 赫伯斯特机动 f_α 的估计值 ((a) 基于 NN-CL 的 $\hat{f}_\alpha$;
(b) 基于 NN 的 $\hat{f}_\alpha$; (c) 估计误差)

Fig.11 Estimation of f_α under Herbst maneuver ((a) $\hat{f}_\alpha$ under NN-CL; (b) $\hat{f}_\alpha$ under NN; (c) Estimation error)

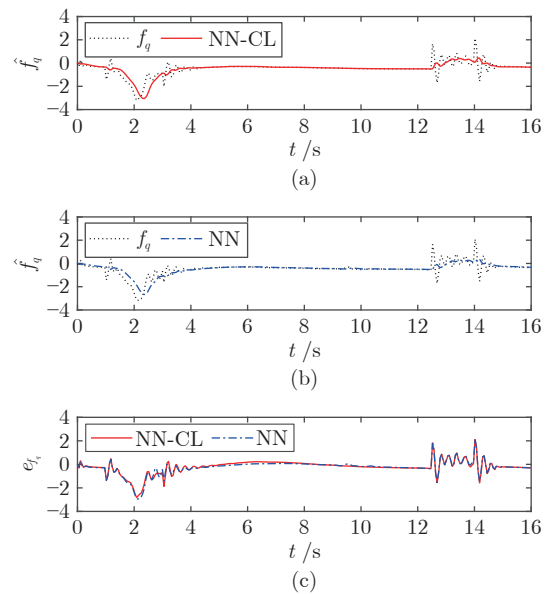


图 12 赫伯斯特机动 f_q 的估计值 ((a) 基于 NN-CL 的 $\hat{f}_q$;
(b) 基于 NN 的 $\hat{f}_q$; (c) 估计误差)

Fig.12 Estimation of f_q under Herbst maneuver ((a) $\hat{f}_q$ under NN-CL; (b) $\hat{f}_q$ under NN; (c) Estimation error)

自适应控制律获取操纵力矩, 并基于串接链分配方法实现气动舵面与推力矢量的协同分配控制. 通过李雅普诺夫稳定性分析证明了闭环系统的一致最终有界. 典型大迎角机动仿真测试和参数拉偏测试表明所提方法具有更高的指令跟踪精度和不确定学习

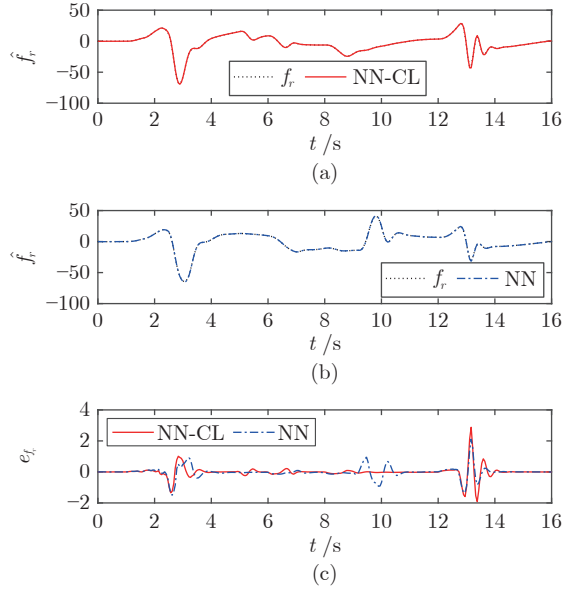


图 13 赫伯斯特机动 f_r 的估计值 ((a) 基于 NN-CL 的 $\hat{f}_r$; (b) 基于 NN 的 $\hat{f}_r$; (c) 估计误差)

Fig.13 Estimation of f_r under Herbst maneuver ((a) $\hat{f}_r$ under NN-CL; (b) $\hat{f}_r$ under NN; (c) Estimation error)

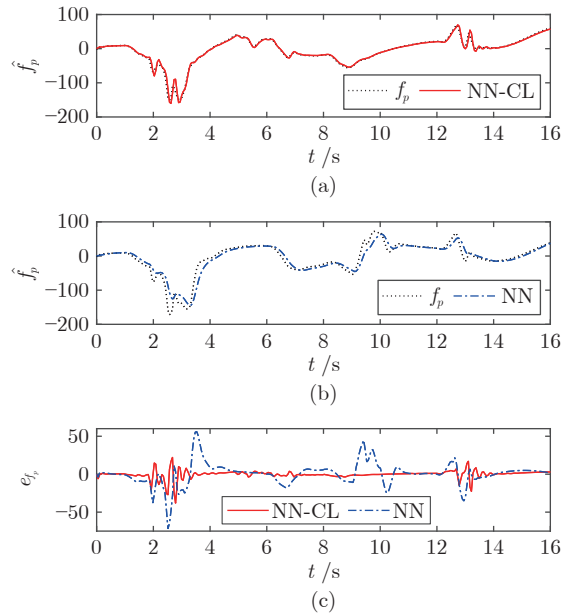


图 14 赫伯斯特机动 f_p 的估计值 ((a) 基于 NN-CL 的 $\hat{f}_p$; (b) 基于 NN 的 $\hat{f}_p$; (c) 估计误差)

Fig.14 Estimation of f_p under Herbst maneuver ((a) $\hat{f}_p$ under NN-CL; (b) $\hat{f}_p$ under NN; (c) Estimation error)

性能, 同时对参数摄动和外界干扰表现出较强的鲁棒性。

在未来研究工作中可进一步考虑飞机舵面故障, 研究控制分配与自适应容错控制方法。除此之外, 将边界保护技术引入现有控制框架中, 对保证大迎角机动的安全性和鲁棒性具有重要意义。

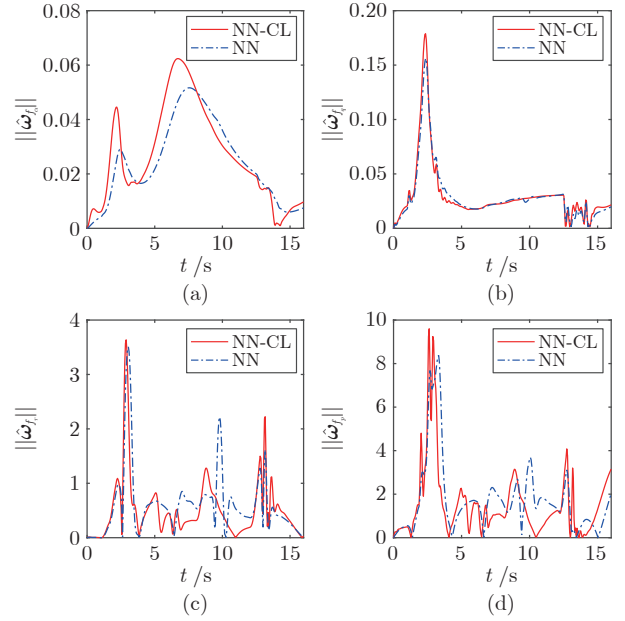


图 15 神经网络权重估计值 ((a) $\|\hat{w}_{f\alpha}\|$; (b) $\|\hat{w}_{fq}\|$; (c) $\|\hat{w}_{fr}\|$; (d) $\|\hat{w}_{fp}\|$)

Fig.15 Estimation of NN weights ((a) $\|\hat{w}_{f\alpha}\|$; (b) $\|\hat{w}_{fq}\|$; (c) $\|\hat{w}_{fr}\|$; (d) $\|\hat{w}_{fp}\|$)

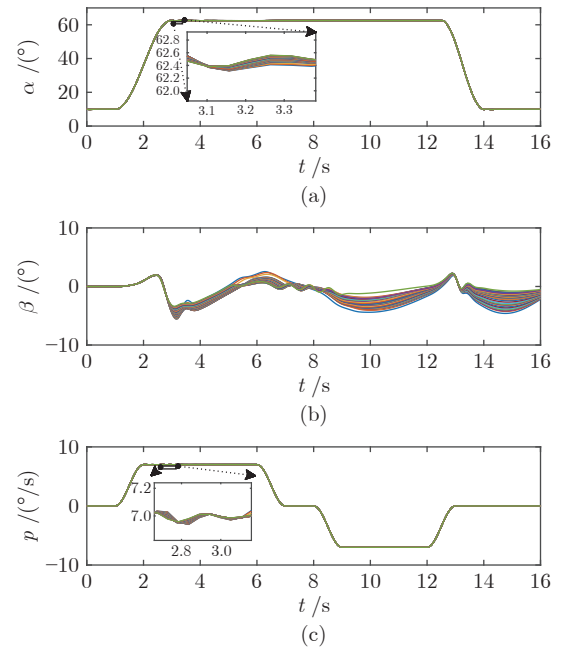


图 16 鲁棒测试 ((a) 迎角; (b) 侧滑角; (c) 滚转角速率)

Fig.16 Robustness verification ((a) Angle of attack; (b) Sideslip angle; (c) Roll angle rate)

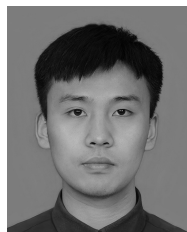
References

- 1 Zhang Zi-Jun, Zhao Tong, Sun Ye, Li Hong-Xin. Review of the study on high-angle-of-attack flight problems of aircraft. *Advances in Aeronautical Science and Engineering*, 2022, **13**(3): 74-85
(张子军, 赵彤, 孙烨, 李宏信. 飞机大迎角飞行问题研究综述. *航空工程进展*, 2022, **13**(3): 74-85)

- 2 Wang Hai-Feng, Zhan Jing-Xia, Chen Ke, Chen Xiang, Chen Zi-Jun. Development and application of aerodynamic research technologies for fighters at high angle of attack. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2022, **40**(1): 1–25
(王海峰, 展京霞, 陈科, 陈翔, 陈梓钧. 战斗机大迎角气动特性研究技术的发展与应用. *空气动力学学报*, 2022, **40**(1): 1–25)
- 3 Richardson T, Lowenberg M, DiBernardo M, Charles G. Design of a gain-scheduled flight control system using bifurcation analysis. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2006, **29**(2): 444–453
- 4 Mao Yan-Ling, Fu Yue. Adaptive optimal switching control of nonlinear systems. *Acta Automatica Sinica*, 2023, **49**(10): 2122–2135
(毛艳岭, 富月. 非线性系统自适应最优切换控制方法. *自动化学报*, 2023, **49**(10): 2122–2135)
- 5 Wang Q, Stengel R F. Robust nonlinear flight control of a high-performance aircraft. *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, 2005, **13**(1): 15–26
- 6 Wang D, Chen X. H_∞ -Based selective inversion of nonminimum-phase systems for feedback controls. *IEEE/CAA Journal of Automatica Sinica*, 2020, **7**(3): 702–710
- 7 Cai Yun-Peng, Zhang Peng, Han Ying-Hua. Incremental dynamic inversion fault-tolerant control method based on tracking differentiator and application. *Flight Dynamics*, 2023, **41**(5): 44–51
(蔡云鹏, 张鹏, 韩英华. 基于跟踪微分器的增量动态逆容错控制方法及应用. *飞行力学*, 2023, **41**(5): 44–51)
- 8 Yang Z B, Cheng B, Lv C X, Wang Y Q, Lu P. Fuzzy neural network dynamic inverse control strategy for quadrotor UAV based on atmospheric turbulence. *Applied Sciences*, 2022, **12**(23): Article No. 12232
- 9 Zhao B, Shi G, Liu D R. Event-triggered local control for nonlinear interconnected systems through particle swarm optimization-based adaptive dynamic programming. *IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics-Systems*, 2023, **53**(12): 7342–7353
- 10 Seyedtabaai S, Delavari M. The choice of sliding surface for robust roll control: Better suppression of high angle of attack/sideslip perturbations. *International Journal of Micro Air Vehicles*, 2018, **10**(4): 330–339
- 11 Shou Y X, Xu B, Liang X H, Yang D P. Aerodynamic/reaction-jet compound control of hypersonic reentry vehicle using sliding mode control and neural learning. *Aerospace Science and Technology*, 2021, **111**: Article No. 106564
- 12 Liu J, Sun M, Chen Z, Sun Q. Super-twisting sliding mode control for aircraft at high angle of attack based on finite-time extended state observer. *Nonlinear Dynamics*, 2020, **99**: 2785–2799
- 13 Wu D, Chen M, Gong H. Robust control of post-stall pitching maneuver based on finite-time observer. *ISA Transactions*, 2017, **70**: 53–63
- 14 Xu B, Wang D, Zhang Y, Shi Z K. DOB-based neural control of flexible hypersonic flight vehicle considering wind effects. *IEEE Transactions Industrial Electronics*, 2017, **64**(11): 8676–8685
- 15 Yu J P, Shi P, Zhao L. Finite-time command filtered backstepping control for a class of nonlinear systems. *Automatica*, 2018, **92**: 173–180
- 16 Xu B, Shou Y X, Shi Z K, Yan T. Predefined-time hierarchical coordinated neural control for hypersonic reentry vehicle. *IEEE Transactions on Neural Networks and Learning Systems*, 2023, **34**(11): 8456–8466
- 17 Zhang J X, Li K W, Li Y M. Output-feedback based simplified optimized backstepping control for strict-feedback systems with input and state constraints. *IEEE/CAA Journal of Automatica Sinica*, 2021, **8**(6): 1119–1132
- 18 Wang Xia, Xu Bin, Hong Rui. Adaptive parameter estimation control of nonminimum phase hypersonic flight vehicle. *Scientia Sinica Technologica*, 2021, **51**(9): 1066–1074
(王霞, 许斌, 洪锐. 非最小相位高超声速飞行器自适应参数估计控制. *中国科学: 技术科学*, 2021, **51**(9): 1066–1074)
- 19 Sonneveldt L, Chu Q P, Mulder J A. Nonlinear flight control design using constrained adaptive backstepping. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2007, **30**(2): 322–336
- 20 Zhu Tie-Fu, Li Ming, Deng Jian-Hua. Nonlinear flight control system based on Backstepping theory and supermaneuver. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2005, **26**(4): 430–433
(朱铁夫, 李明, 邓建华. 基于 Backstepping 控制理论的非线性飞控系统 and 超机动研究. *航空学报*, 2005, **26**(4): 430–433)
- 21 Xu B, Shou Y X, Wang X, Shi P. Finite-time composite learning control of strict-feedback nonlinear system using historical

stack. *IEEE Transactions on Cybernetics*, 2023, **53**(9): 5777–5787

- 22 Zhao B, Zhang Y W, Liu D R. Adaptive dynamic programming-based cooperative motion/force control for modular reconfigurable manipulators: A joint task assignment approach. *IEEE Transactions on Neural Networks and Learning Systems*, 2023, **34**(12): 10944–10954
- 23 Guo Y Y, Xu B. Finite-time deterministic learning command filtered control for hypersonic flight vehicle. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 2022, **58**(5): 4214–4225



于目航 西北工业大学博士研究生. 2022 年获得西北工业大学学士学位. 主要研究方向为飞行器智能控制.

E-mail: yumh_npu@163.com

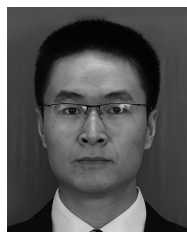
(YU Mu-Hang) Ph.D. candidate at Northwestern Polytechnical University. He received his bachelor degree from Northwestern Polytechnical University in 2022. His main research interest is intelligent control of flight dynamics.)



王霞 山东大学博士后. 分别于 2017 年, 2020 年和 2023 年获得西北工业大学学士, 硕士和博士学位. 主要研究方向为智能控制, 自适应控制及其在飞行器中的应用.

E-mail: wangxia_nwpu@163.com

(WANG Xia) Postdoctor at Shandong University. She received her bachelor, master and Ph.D. degrees from Northwestern Polytechnical University in 2017, 2020 and 2023, respectively. Her research interest covers intelligent control and adaptive control with applications to flight dynamics.)



杨林 成都飞机设计研究所研究员. 主要研究方向为飞行控制系统设计. E-mail: 17311317089@163.com

(YANG Lin) Researcher at Chengdu Aircraft Design & Research Institute. His main research interest is aircraft flight control system design.)



许斌 西北工业大学教授. 2006 年获得西北工业大学学士学位. 2012 年获得清华大学博士学位. 主要研究方向为智能控制, 自适应控制及其应用. 本文通信作者.

E-mail: smileface.binxu@gmail.com

(XU Bin) Professor at Northwestern Polytechnical University. He received his bachelor degree from Northwestern Polytechnical University in 2006, and received his Ph.D. degree from Tsinghua University in 2012. His research interest covers intelligent control and adaptive control with applications. Corresponding author of this paper.)