

doi: 10.7690/bgzd.2025.07.022

无人战斗机自主着舰引导与控制系统

朱子睿, 袁锁中

(南京航空航天大学自动化学院, 南京 210016)

摘要: 针对无人战斗机(unmanned combat aerial vehicle, UCAV)自主上舰需求, 设计一种新的着舰引导与控制算法。根据 UCAV 与航母相对运动关系, 推导 UCAV 着舰的纵侧向导引指令; 基于非线性动力学模型设计着舰状态下的飞行控制律; 设计 L1 自适应补偿控制器抑制舰尾流等干扰对着舰性能的影响。仿真结果表明, 该系统能引导 UCAV 安全着舰, 在 4 级海况下具有良好的着舰成功率。

关键词: UCAV; 自主着舰; 制导律; L1 自适应控制

中图分类号: V279; E926.3 **文献标志码:** A

UCAV Autonomous Carrier Landing Guidance and Control System

Zhu Zirui, Yuan Suozhong

(College of Automation Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: According to the requirement of unmanned combat aerial vehicle (UCAV) autonomous landing, a new guidance and control algorithm is designed. According to the relative motion relationship between UCAV and aircraft carrier, the longitudinal and lateral guidance commands of UCAV landing are derived. Based on the nonlinear dynamic model, the flight control law of UCAV landing is designed. The L1 adaptive compensation controller is designed to suppress the influence of disturbance such as ship wake on the landing performance. The simulation results show that the system can guide the UCAV to land safely, and has a good landing success rate in level 4 sea conditions.

Keywords: UCAV; autonomous carrier landing; guidance algorithm; L1 adaptive augmentation

0 引言

随着美国 X-47 自主着舰成功, 未来无人战斗机(UCAV)上舰成为热点, 无人战斗机上舰必将进一步扩大航空母舰的威力。在恶劣气象环境下, 在空间有限的甲板上实现自主安全精确着舰, 需要精心设计引导与控制系统^[1]。

为提高舰载机在舰尾流等干扰下的着舰性能, 文献[2]采用 H_∞ 控制方法, 设计了小型无人机着舰控制系统; 文献[3-4]采用 ADRC 自抗扰控制、预测控制等方法设计着舰解耦控制, 提高了系统抗扰性能, 上述研究大多基于线性模型设计控制器, 且主要集中在纵向控制。

舰载机着舰过程是一个 3 维轨迹控制, 而飞机的动力学特性表现为非线性、强耦合。动态逆作为一种非线性控制方法, 常应用于飞行控制器的设计中, 但由于系统建模误差及干扰等因素的影响, 导致的逆误差, 控制性能难以保证^[5-6]。L1 自适应控制是一种具有快速自适应性能的控制方法, 该控制结构能够在增大自适应率的同时避免产生控制信号的高频振荡, 保证系统稳态输出和瞬态性能的有界

性, 使得控制对象在动态干扰下仍能达到预期的控制性能, 具有良好的鲁棒性^[7]。L1 控制与动态逆相结合, 已经在导弹控制, 空中加油等飞行控制系统中得到应用^[8-10]。

笔者根据 UCAV 自主着舰的要求, 在考虑 UCAV 真实着舰环境和飞行甲板偏移的情况下, 基于采用 DGPS 测量的 UCAV 及航母的位置信息, 设计了适用于 UCAV 着舰的制导算法, 引导 UCAV 按理想的轨迹着舰; 同时基于 UCAV 六自由度动力学模型, 采用动态逆非线性控制方法设计了飞行控制系统, 为了有效抑制舰尾流对着舰性能的影响, 采用 L1 自适应控制, 以补偿动态逆控制器设计中对象特性的不确定性和干扰的影响, 提高飞行控制系统抗干扰的能力。

1 制导律设计

如图 1 所示, UCAV 要实现舰载机自主着舰, 纵向需要按照基准下滑线下滑, 侧向对准斜角甲板中心线, 在此过程中要求保持飞机速度恒定。着舰区的安全范围长 48 m, 从第 1 根拦阻索后面 12 m

收稿日期: 2024-09-12; 修回日期: 2024-10-21

基金项目: 计量与校准技术实验室基金资助(XXXXXXXX)

第一作者: 朱子睿(1999—), 男, 山西人, 硕士。

通信作者: 袁锁中(1970—), 男, 江苏人, 博士。

开始到第 4 根为止。宽 12 m, 即着舰甲板中心线左右各 6 m。理想着舰点应落在甲板中心线上, 第 2 根与第 3 根拦阻索中间位置。

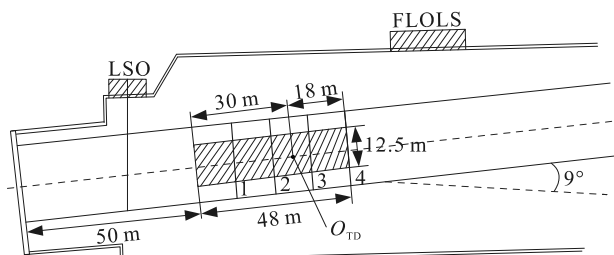


图 1 着舰安全区域

机载计算机对由 DGPS 测量的位置信息以及由数据链上传的舰船位置信息进行处理, 通过制导律计算出飞行控制指令, 输入到飞行控制系统, 控制 UCAV 飞行, 实现按照期望的轨迹着舰。

1.1 纵向制导律设计

假设航母斜角飞行甲板和航母的航行方向有 9° 的夹角, 则航母和 UCAV 的纵向速度关系如图 2 所示。

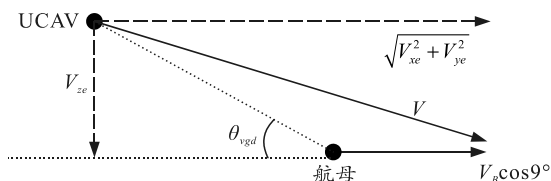


图 2 UCAV 与航母纵向速度几何关系

图 2 中 V_{ze} 为 UCAV 下降速率, $\sqrt{V_{xe}^2 + V_{ye}^2}$ 为 UCAV 水平方向的飞行速度, $V_B \cos 9^\circ$ 为航母航行速度沿着舰甲板方向的分量, 则 $\sqrt{V_{xe}^2 + V_{ye}^2} - V_B \cos 9^\circ$ 为 UCAV 相对于飞行甲板的飞行速度, 着舰时刻即为 UCAV 尾钩挂拦阻索的速度。

由图 2 可得 UCAV 与着舰点的夹角为:

$$\theta_{vgd} = \tan^{-1} \left(\frac{V_{ze}}{\left(\sqrt{V_{xe}^2 + V_{ye}^2} - V_B \cos 9^\circ \right)} \right). \quad (1)$$

为了保持 UCAV 在低动压下的轨迹可控性, 通过动力补偿系统, 控制 UCAV 飞行速度在着舰过程中保持恒定, 故根据 UCAV 期望的着舰速度与航母的速度, 可求得理想着舰下滑基准迹角 θ_{vga} 。

根据 UCAV 与着舰点的地理坐标, 可得 UCAV 下滑过程中与理想着舰点的纵向实际夹角为:

$$\theta_{vga} = \tan^{-1} \left(\frac{-(Z_{Be} - Z_e)}{\sqrt{(X_{Be} - X_e)^2 + (Y_{Be} - Y_e)^2}} \right). \quad (2)$$

式中 (X_{Be}, Y_{Be}, Z_{Be}) 、 (X_e, Y_e, Z_e) 分别为舰船与 UCAV 在惯性空间下的位置, 可通过 DGPS 测量得到。

定义偏差角 $\Gamma = \theta_{vgd} - \theta_{vga}$, 为期望的下滑迹角与实际的纵向下滑轨迹角与之差, 再通过 PID 控制生成纵向俯仰角指令。 $\Gamma = 0$ 表示 UCAV 正沿理想下滑线着舰。

1.2 侧向制导律设计

航母和 UCAV 横向速度关系如图 3 所示。

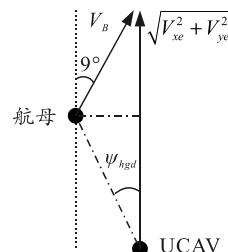


图 3 UCAV 和航母横向速度关系

图 3 中虚线为着舰甲板, 与航母运动方向成 9° 的夹角。定义 ψ_{hgd} 为期望的 UCAV 相对于甲板中心线的偏航角。由图 3 可得:

$$\psi_{hgd} = \tan^{-1} \left(\frac{V_B \sin 9^\circ}{\left(\sqrt{V_{xe}^2 + V_{ye}^2} - V_B \cos 9^\circ \right)} \right). \quad (3)$$

式中 $V_B \sin 9^\circ$ 为航母速度垂直于飞行甲板方向的分量。

在着舰过程中 UCAV 相对于航母运动实际的偏航角为:

$$\psi_{hga} = \psi_B - \tan^{-1} \left(\frac{(X_{Be} - X_e)}{(Y_{Be} - Y_e)} \right). \quad (4)$$

式中 ψ_B 为航母运动的航向角。

定义偏差角 $\lambda = \psi_{hgd} - \psi_{hga}$, 通过 PID 模块得到侧向滚转角控制指令, 通过飞控系统消除侧向偏差。

2 基于动态逆的飞控系统设计

飞行控制系统的结构如图 4 所示, 输入指令信号为 $(\phi_c, \theta_c, \beta_c)$, 为实现飞机侧向协调控制, 令侧滑角指令 $\beta_c = 0$, ϕ_c 为滚转角指令, θ_c 为俯仰角指令, 由制导模块得到。基于飞机的六自由度非线性模型设计飞控系统, 根据飞机的角速率动力学特性比角运动动力学特性快的特点, 采用时标分离, 对 UCAV 的角速率动力学采用动态逆方法, 实现对三轴角速率的解耦与控制; 根据运动学关系, 对姿态角进行逆控制。由于着舰过程中存在气流干扰, 以及存在模型误差, 为提高系统性能, 笔者通过 L1 自适应控制进行补偿。

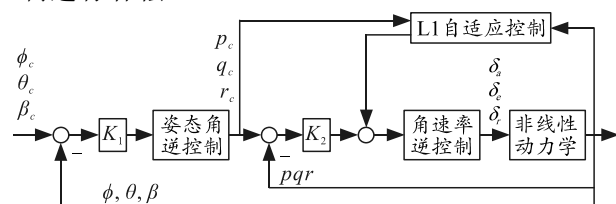


图 4 飞行控制系统结构

2.1 姿态角回路逆控制器设计

期望的姿态回路动力学方程为：

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi}_c \\ \dot{\theta}_c \\ \dot{\beta}_c \end{bmatrix} = \mathbf{K}_1 \begin{bmatrix} (\phi_c - \phi) \\ (\theta_c - \theta) \\ (\beta_c - \beta) \end{bmatrix}. \quad (5)$$

式中： $\dot{\phi}_c, \dot{\theta}_c, \dot{\beta}_c$ 为期望值； $\mathbf{K}_1$ 为对角矩阵，代表姿态角控制回路的带宽； $\phi_c, \theta_c, \beta_c$ 为由制导回路得到的角指令。

角运动方程为：

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\beta} \end{bmatrix} = \mathbf{f}_1(x) + \mathbf{g}_1(x) \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix}. \quad (6)$$

$$\text{式中：} \mathbf{f}_1(x) = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ (-T \cos \alpha \sin \beta + Y + G_{ya}) / mV \end{bmatrix}; \mathbf{g}_1(x) =$$

$$\begin{bmatrix} 1 & \tan \theta \sin \phi & \tan \theta \cos \phi \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ \sin \alpha & 0 & -\cos \alpha \end{bmatrix}; G_{ya} = mg(\cos \alpha \sin \beta \sin \theta +$$

$\cos \beta \sin \phi \cos \theta - \sin \alpha \sin \beta \cos \phi \cos \theta)$ 。

式中： T 为推力； Y 为侧力； α 为飞机的迎角； p, q 和 r 分别为3轴机体轴角速率。

由式(6)可解出 $[p, q, r]^T$ ，用 $[p_c, q_c, r_c]^T$ 代替式中的 $[p, q, r]^T$ ， $[\dot{\phi} \ \dot{\theta} \ \dot{\beta}]^T$ 由 $[\dot{\phi}_c \ \dot{\theta}_c \ \dot{\beta}_c]^T$ 代替，结合式(5)，若 $\mathbf{g}_1$ 可逆，可得飞机角速率指令：

$$\begin{bmatrix} p_c \\ q_c \\ r_c \end{bmatrix} = \mathbf{g}_1(x)^{-1} \left(\mathbf{K}_1 \begin{bmatrix} \phi_c - \phi \\ \theta_c - \theta \\ \beta_c - \beta \end{bmatrix} - \mathbf{f}_1(x) \right). \quad (7)$$

2.2 角速率回路逆控制器设计

飞机角速率运动方程为：

$$\begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = \mathbf{f}_2(x) + \mathbf{g}_2(x) \begin{bmatrix} L \\ M \\ N \end{bmatrix}. \quad (8)$$

式中：

$$\mathbf{f}_2(x) = \begin{bmatrix} c_1 r q + c_2 p q \\ c_5 p r - c_6 p^2 + c_6 r^2 \\ c_8 p q - c_2 r q \end{bmatrix}; \mathbf{g}_2(x) = \begin{bmatrix} c_3 & 0 & c_4 \\ 0 & c_7 & 0 \\ c_4 & 0 & c_9 \end{bmatrix}.$$

$$c_1 = \frac{(I_y - I_z)I_z - I_{xz}^2}{I_z - I_{xz}^2}; c_2 = \frac{(I_x - I_y + I_z)I_{xz}}{I_z - I_{xz}^2}; c_3 = \frac{I_z}{I_z - I_{xz}^2};$$

$$c_4 = \frac{I_{xz}}{I_z - I_{xz}^2}; c_5 = \frac{I_z - I_x}{I_z - I_{xz}^2}; c_6 = \frac{I_{xz}}{I_y}; c_7 = \frac{1}{I_y};$$

$$c_8 = \frac{(I_x - I_y)I_{xz} + I_{xz}^2}{I_z - I_{xz}^2}; c_9 = \frac{I_x}{I_z - I_{xz}^2}; I_x, I_y, I_z, I_{xz}$$

为转动惯量。

舵面偏转产生的力矩表达式为：

$$\begin{bmatrix} L \\ M \\ N \end{bmatrix} = \mathbf{f}_3(x) + \mathbf{g}_3(x) \begin{bmatrix} \delta_e \\ \delta_a \\ \delta_r \end{bmatrix}. \quad (9)$$

$$\text{式中：} \mathbf{f}_3(x) = \begin{bmatrix} \frac{1}{2} \rho V^2 S b (C_{l_0} + C_{l_\beta} \beta + C_{l_p} \frac{b}{2V} p + C_{l_r} \frac{b}{2V} r) \\ \frac{1}{2} \rho V^2 S c (C_{m_0} + C_{m_\alpha} \alpha + C_{m_q} \frac{b}{2V} q) \\ \frac{1}{2} \rho V^2 S b (C_{n_0} + C_{n_\beta} \beta + C_{n_p} \frac{b}{2V} p + C_{n_r} \frac{b}{2V} r) \end{bmatrix};$$

$$\mathbf{g}_3(x) = \begin{bmatrix} 0 & C_{l_{\delta_a}} & C_{l_{\delta_r}} \\ C_{m_{\delta_e}} & 0 & 0 \\ 0 & C_{n_{\delta_a}} & C_{n_{\delta_r}} \end{bmatrix}.$$

式中： $\delta_e, \delta_a, \delta_r$ 为飞机的升降舵、副翼及方向舵； ρ 为空气密度； S 为机翼面积； b 为翼展； V 为空速； $\bar{c}$ 为平均气动弦长； C_* 为飞机相应的气动参数。

由式(8)和(9)可得：

$$\begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = (\mathbf{f}_2 + \mathbf{g}_2 \mathbf{f}_3) + \mathbf{g}_2 \mathbf{g}_3 \begin{bmatrix} \delta_e \\ \delta_a \\ \delta_r \end{bmatrix}. \quad (10)$$

定义期望的角速率回路动力学特性为：

$$\begin{bmatrix} \dot{p}_c \\ \dot{q}_c \\ \dot{r}_c \end{bmatrix} = \mathbf{K}_2 \begin{bmatrix} p_c - p \\ q_c - q \\ r_c - r \end{bmatrix}. \quad (11)$$

式中 $\mathbf{K}_2$ 为对角阵，代表角速率回路的带宽。式(10)中，用 $(\dot{p}_c, \dot{q}_c, \dot{r}_c)^T$ 代替 $(\dot{p}, \dot{q}, \dot{r})^T$ ，若 $\mathbf{g}_2 \mathbf{g}_3$ 可逆，可求得舵面指令：

$$\begin{bmatrix} \delta_e \\ \delta_a \\ \delta_r \end{bmatrix} = (\mathbf{g}_2 \mathbf{g}_3)^{-1} \left(\mathbf{K}_2 \begin{bmatrix} p_c - p \\ q_c - q \\ r_c - r \end{bmatrix} - \mathbf{f}_2 - \mathbf{g}_2 \mathbf{f}_3 \right). \quad (12)$$

3 L1 自适应控制器设计

实际系统由于存在干扰及建模误差，基于动态逆的控制系统性能会下降。为了提高系统的鲁棒性，在角速率控制回路中采用 L1 自适应控制补偿上述因素产生逆误差，其控制结构如图 4 所示。

为了简化描述，式(10)可改写为：

$$\dot{\omega} = f_4(x) + g_4(x)u_\delta. \quad (13)$$

式中: $\omega = [p \ q \ r]^T$; $u_\delta = [\delta_e \ \delta_a \ \delta_r]^T$ 。如果考虑干扰及建模误差等因素, 式(13)可改写为:

$$\dot{\omega} = f_4(x) + g_4(x)u_\delta + \sigma(x). \quad (14)$$

式中 $\sigma(x)$ 为系统动力学建模误差及干扰。由式(14)可知, 若 $g_4(x)$ 可逆, 则舵面指令为:

$$u_\delta = g_4^{-1}(x)(\dot{\omega}_d - f_4(x)). \quad (15)$$

式中 $\dot{\omega}_d$ 为期望的输入。

$$\dot{\omega}_d = u_{\text{lin}} + u_{ad} = K_2(\omega_c - \omega) + u_{ad}. \quad (16)$$

式中 $u_{\text{lin}} = K_2(\omega_c - \omega)$ 为基本控制项, 是基于动态逆控制设计的; u_{ad} 为自适应控制器输出, 用于补偿干扰及建模误差项 $\sigma(x)$ 。

将式(15), (16)代入式(14), 可得:

$$\dot{\omega} = -K_2\omega + I_3(K_2\omega_c + u_{ad} + \sigma). \quad (17)$$

改写为:

$$\dot{\omega} = -A_m\omega + B_m(K_2\omega_c + u_{ad} + \sigma). \quad (18)$$

式中 $A_m = -K_2$; $B_m = I_3$ 。

式(18)所示的系统为角速率回路采用动态逆控制后的动态方程, 下一步需要设计 u_{ad} 来抵消干扰项 $\sigma(x)$ 。

由于 $\sigma(x)$ 未知, 引入状态预估器对系统的状态进行动态估计, 其状态方程为^[11]:

$$\dot{\tilde{\omega}} = A_m\tilde{\omega} + B_m(K_2\omega_c + u_{ad} + \hat{\sigma}) + K_S\tilde{\omega}. \quad (19)$$

式中 $\tilde{\omega} = \hat{\omega} - \omega$ 为系统状态与预估状态之间的误差。

由式(18)~(19), 得到状态误差动态方程为:

$$\dot{\tilde{\omega}} = A_m\tilde{\omega} + B_m\hat{\sigma} + K_S\tilde{\omega}. \quad (20)$$

选择 K_S 使得 $A_s = A_m + K_S$ 稳定, 并可以加快预估方程收敛速度。

自适应律为^[11]:

$$\begin{aligned} \hat{\sigma}(t) &= -B_m^{-1}(A_s^{-1}(e^{A_s T_s} - I_3))^{-1} e^{A_s t} \tilde{x}(iT_s) \\ t &\in [iT_s, (i+1)T_s], \quad i = 0, 1, 2, \dots \end{aligned} \quad (21)$$

式中 T_s 为自适应律更新速率。

为了抑制控制输出高频信号, 最终自适应控制输出为:

$$u_{ad}(s) = -C(s)\hat{\sigma}(s). \quad (22)$$

式中 $C(s)$ 选择为严格正则二阶滤波器, $C(s) = (\omega_{c0}^2 / (s^2 + 2\xi_{c0}\omega_{c0}s + \omega_{c0}^2))I_3$ 。

4 动力补偿系统设计

在着舰过程中, 为了保持低动压下的轨迹可控

性, 需要保持飞行速度恒定, 即动力补偿控制系统 (APCS)。笔者采用迎角恒定的动力补偿系统, 由 $\gamma = \theta - \alpha$ 可知, 当迎角恒定, 控制飞机的姿态角可以控制飞机的轨迹角。

迎角的动态方程为:

$$\dot{\alpha} = q - (p \cos \alpha + r \sin \alpha) \tan \beta + \frac{1}{mV \cos \beta} (-\text{Lift} - T \sin \alpha + mg(\cos \alpha \cos \theta \cos \phi + \sin \alpha \sin \theta)). \quad (23)$$

式中: Lift 为飞机的升力; m 为飞机的质量; g 为重力加速度。

采用动态逆的方法求解所需的推力。在式(23)中用 $\dot{\alpha}_c$ 代替 $\dot{\alpha}$, 令 $\dot{\alpha}_c = K_3(\alpha_c - \alpha)$, 求解式(23), 可得 T :

$$T = \{mV \cos \beta [-K_3(\alpha_c - \alpha) + q - (p \cos \alpha + r \sin \alpha) \tan \beta] - \text{Lift} + mg(\cos \alpha \cos \theta \cos \phi + \sin \alpha \sin \theta)\} / \sin \alpha. \quad (24)$$

最终油门为:

$$\delta_T = T / T_{\max}. \quad (25)$$

式中 $T_{\max}$ 为发动机最大推力。

着舰过程中舰尾流同样影响 UCAV 的气动力, 从而影响到动力补偿系统, 为此采用 L1 自适应控制补偿气流干扰对迎角恒定动力补偿系统的影响。其控制结构如图 5 所示, 设计方法及步骤与 3 节相同。

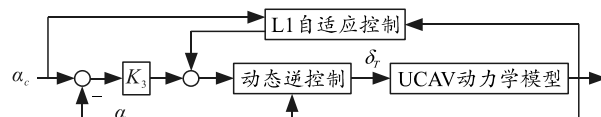


图 5 迎角恒定的动力补偿系统

5 仿真

整个着舰系统仿真结构如图 6 所示, 假设航母以 10° 航向角, 10 节的速度保持匀速直线航行, UCAV 初始速度为 60 m/s, 飞行高度为 200 m。初始时刻航母在地面坐标下的位置为 (0, 0, 0), 飞机的位置坐标为 (-2 000 m, 1 000 m, 200 m)。

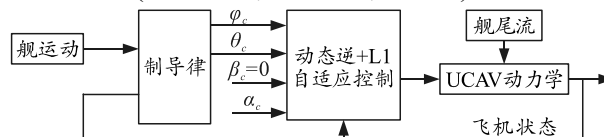


图 6 UCAV 着舰控制结构

UCAV 的着舰高度曲线如图 7 所示, 图 8 位着舰的水平轨迹。纵向按照 -3.5° 的轨迹下滑, 侧向按照制导律实现了侧向引导着舰, 整个着舰过程 UCAV 的飞行轨迹平滑。

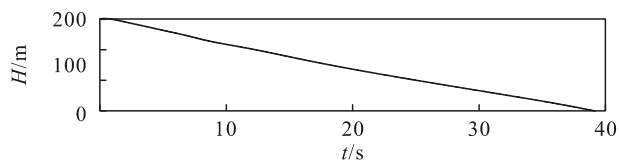


图 7 高度响应

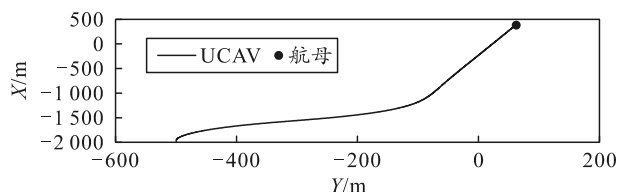
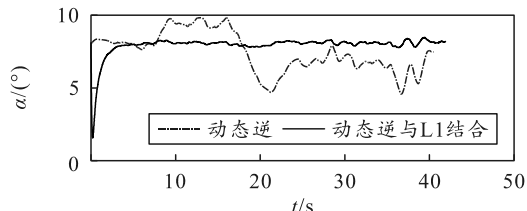
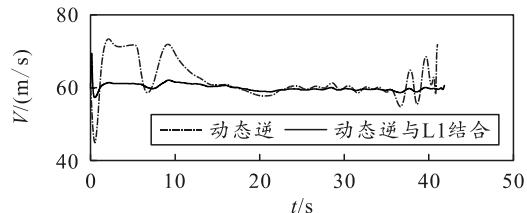


图 8 着舰水平轨迹

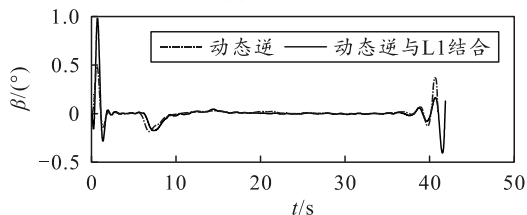
图 9 为相应的飞机状态曲线，可以看出在 L1 自适应控制后，舰尾流的影响明显减小。飞机的迎角保持在 8° 左右。



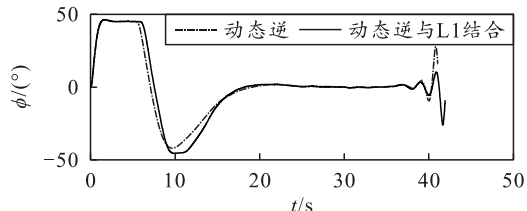
(a) 迎角



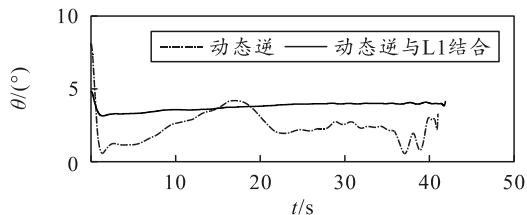
(b) 速度



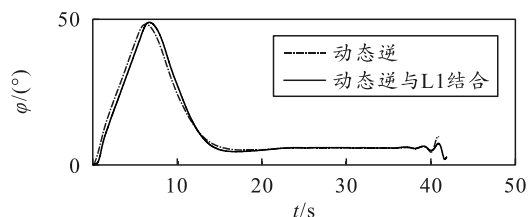
(c) 侧滑角



(d) 滚转角



(e) 俯仰角



(f) 偏航角

图 9 仿真曲线-飞行状态

为验证 UCAV 着舰性能，以 4 级海况下的着舰为例，共进行 200 次着舰仿真实验。仿真结果如图 10 所示。200 次着舰实验均能安全着舰，其中 96.5% 降落在理想着舰区域。从实验结果可以看出所设计的着舰引导与控制系统性能良好。

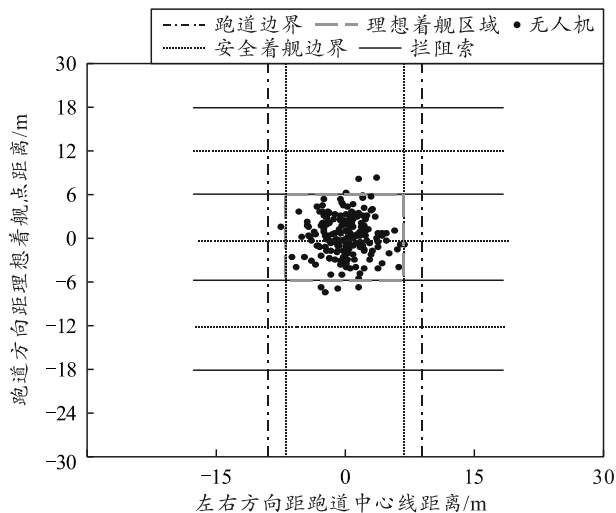


图 10 无人战斗机着舰仿真结果

6 结论

综上所述，笔者设计的系统具有以下特点：

- 1) 设计一种适用于无人战斗机的自主着舰引导算法，该算法能够根据无人机及航母的惯性空间位置，自主生成引导指令，仿真结果表明，该算法能够引导 UCAV 着舰，最终的着舰轨迹平滑。
- 2) 基于六自由度非线性模型，设计了 UCAV 的姿态飞行控制律，实现了对制导指令的跟踪，同时保持了迎角的恒定控制及侧向的协调控制。
- 3) 设计 L1 自适应控制补偿器，提高了 UCAV 在舰尾流干扰下的着舰性能及着舰成功率。

参考文献：

- [1] 杨一栋, 余俊雅. 舰载飞机着舰引导与控制[M]. 北京: 国防工业出版社, 2007: 149-152.
- [2] 刘强, 袁锁中. 基于 TECS/H 的无人机纵向着舰系统设计[J]. 安徽大学学报(自然科学版), 2011, 35(1): 47-51.
- [3] 陈志刚, 韩维, 张勇, 等. 基于 ADRC 的舰载机着舰飞

- 行控制系统解耦设计[J]. 飞行力学, 2018, 36(1): 34-37.
- [4] 韩维, 崔凯凯, 刘洁, 等. 基于自校正 MPC 的舰载机着舰控制技术[J]. 系统工程与电子技术, 2022, 44(1): 250-261.
- [5] NICHOLAS A. Automated Carrier Landing of an Unmanned Combat Aerial Vehicle Using Dynamic Inversion[D]. Ms.Thesis. The Air Force University, 2007.
- [6] PIO F. Flight Control System Design for Autonomous UAV Carrier Landing[D]. Phd Thesis, Cranfield University, 2004.
- [7] CAO C Y, HOVAKIMYAN N. Design and Analysis of a Novel L1 Adaptive Control Architecture With Guaranteed Transient Performance[J]. IEEE Trans on Auto Control, 2008, 53(2): 586-591.
- [8] MONCAYO H, KRISHNAMOORTHY K, WILBURN B, et al. Performance Analysis of Fault Tolerant UAV Baseline Control Laws with L1 Adaptive Augmentation[J]. Journal of Modeling, Simulation, Identification and Control, 2013, 1(4): 137-163.
- [9] YUAN S Z. Guidance and Control for UAV Aerial Refueling Docking Based on Dynamic Inversion with L Adaptive[J]. Augmentation Transactions of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 32(1): 35-41.
- [10] KUTLUAY K T. Dynamic Inversion Based Control of a Missile with L1 Adaptive Control Augmentation[C]// 2010 IEEE International Symposium on Intelligent Control Part of 2010 IEEE Multi-Conference on Systems and Control Yokohama. Japan, 2010.
- [11] HOVAKIMYAN N, CAO C Y. L1 Adaptive Control Theory: guaranteed robustness with fast adaptation[M]. SIAM Philadelphia, 2010.
- *****
- (上接第 96 页)
- 需要指出的是, 为对质量数据有效利用, 应选择强相关特征字段, 进而确保多品种产品下信息的聚类效果; 若在大批量或单一品种生产模式下, 可无需聚类处理。此外, 准确评估工序瓶颈度不仅依靠评估模型, 更应注重数据本身可信度。
- ### 参考文献:
- [1] 高文俊. 面向军工产品制造过程质量跟踪与管理技术[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2006.
- [2] 陈瑞启, 吴剑锋, 万峰, 等. 基于规则的卫星产品 3 维模型工艺性审查技术[J]. 兵工自动化, 2022, 41(6): 1-6, 19.
- [3] 陈政平, 付桂翠, 赵幼虎. 改进的风险优先数(RPN)分析方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2011, 37(11): 1395-1399.
- [4] 李福秋, 史进朝, 邵德生. 航天产品工艺 FMEA 技术及其应用[J]. 质量与可靠性, 2011(2): 29-33.
- [5] 张皓东. 芯片粘接工序工艺能力和受控状态评价技术研究[D]. 西安: 西安电子科技大学, 2009.
- [6] 刘卫东, 胡坤, 郑慧萌, 等. 多品种小批量定制生产模式的工艺失效模式及影响分析[J]. 计算机集成制造系统, 2016, 22(6): 1485-1493.
- [7] 工业和信息化部电子第五研究所. 系统可靠性分析技术失效模式和影响分析(FMEA)程序: GB/T7826-2012[S]. 中华人民共和国国家质量监督检验检疫总局; 中国国家标准化管理委员会, 2012: 11.
- [8] SONG W Y, MING X G, WU Z Y, et al. A rough TOPSIS approach for failure mode and effects analysis in uncertain environments[J]. Quality and Reliability Engineering International, 2014, 30(4): 473-486.
- [9] LIU H C, LIU L, LI P. Failure mode and effects analysis using intuitionistic fuzzy hybrid weighted Euclidean distance operator[J]. International Journal of Systems Science, 2014, 45(10): 2012-2030.
- [10] 刘卫东, 杨超, 刘艳, 等. 失效模式的模糊风险评估及其评估参数的灵敏度分析[J]. 计算机集成制造系统, 2023, 29(8): 2595-2610.
- [11] KOMATINA N, TADIĆ D, ALEKSIĆ A, et al. The integrated PFMEA approach with interval type-2 fuzzy sets and FBWM: a case study in the automotive industry[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part D: Journal of Automobile Engineering, 2022, 236(6): 1201-1212.
- [12] 伍晓榕, 裘乐森, 张树有, 等. 模糊语境下的复杂系统关联 FMEA 方法[J]. 浙江大学学报(工学版), 2013, 47(5): 782-789.
- [13] 王晓峰, 申桂香, 张英芝, 等. 基于群体决策和多种赋值方式的加工中心关键部件 RPN 分析[J]. 吉林大学学报(工学版), 2011, 41(6): 630-635.
- [14] XIAO N C, HUANG H Z, LI Y F, et al. Multiple failure modes analysis and weighted risk priority number evaluation in FMEA[J]. Engineering Failure Analysis, 2011, 18(4): 1162-1170.
- [15] 田春华. 工业大数据分析实践[M]. 北京: 电子工业出版社, 2021.
- [16] 周涛, 陆惠玲. 数据挖掘中聚类算法研究进展[J]. 计算机工程与应用, 2012, 48(12): 100-111.
- [17] 曲弘. 基于不同函数的质量成本数学模型评析[J]. 辽东学院学报(自然科学版), 2007, (2): 103-106, 113.