

DOI:10.16356/j.1005-2615.2022.05.019

干扰和执行器故障下的舰载机着舰容错控制系统

段海滨¹, 袁洋¹, 张秀林²

(1. 北京航空航天大学自动化科学与电气工程学院, 飞行器控制一体化技术国防科技重点实验室, 北京 100083;
2. 中国航空工业集团公司沈阳飞机设计研究所, 沈阳 110035)

摘要: 本文提出了一种执行器故障的舰载机着舰容错控制系统, 该系统可有效抑制着陆过程中的外界干扰和执行器故障带来的不利影响。首先, 利用基于最小二乘的自回归模型对甲板运动进行预测, 以获得在波浪干扰下的准确落点; 其次, 设计了下滑路径导引律, 利用该导引律生成飞行航迹角; 此外, 设计了基于干扰观测器的快速终端积分滑模控制器, 利用低通滤波器实现了控制器串联设计; 最后, 通过李雅普诺夫函数证明了该容错控制方法的跟踪误差一致有上界。将本文方法与比例-积分-微分控制器进行了对比数值仿真, 验证了该算法的可行性。

关键词: 自动着舰; 容错控制; 自回归模型; 快速终端积分滑模控制器

中图分类号: TP13; V249.122 **文献标志码:** A **文章编号:** 1005-2615(2022)05-0949-09

Design of a Carrier-Based Aircraft Landing Fault-Tolerant Control System with Disturbances and Actuator Faults

DUAN Haibin¹, YUAN Yang¹, ZHANG Xiulin²

(1. Science and Technology on Aircraft Control Laboratory, School of Automation Science and Electrical Engineering, Beihang University, Beijing 100083, China; 2. Shenyang Aircraft Design and Research Institute, Aviation Industry Corporation of China, Shenyang 110035, China)

Abstract: This paper presents a landing fault-tolerant control system for carrier-based aircraft with faulty actuators. The system can effectively suppress the external disturbance during landing and the adverse effects caused by faulty actuators. First, an autoregressive model based on least squares is used to predict the deck motion to obtain the accurate landing point under wave disturbances. Second, a glide path guidance law is designed to generate the flight path angle. In addition, fast terminal integral sliding mode controllers based on disturbance observers are designed, and the controllers are connected in series with low-pass filters. Finally, the Lyapunov function is utilized to prove that the tracking error of the fault-tolerant control method is uniformly upper bounded. The proposed method is compared with the proportional-integral-differential (PID) controller by the numerical simulation, and the results verify the feasibility of the proposed algorithm.

Key words: automatic carrier landing; fault-tolerant control; autoregressive model; fast terminal integral sliding mode controller

收稿日期: 2022-07-12; **修订日期:** 2022-09-29

作者简介: 段海滨, 男, 教授, 博士生导师, 教育部“长江学者”特聘教授, 国家杰出青年科学基金获得者, “万人计划”-科技创新领军人才; 中国自动化学会无人飞行器自主控制专业委员会主任委员, 中国航空学会制导、导航与控制分会主任委员; 南京航空航天大学 00 级校友。主要研究方向为无人机集群仿生自主控制、先进飞行控制与智能感知。主持国家自然科学基金重大研究计划重点项目、重点项目、面上项目等 7 项。曾获中国青年科技奖、中国自动化学会首届青年科学家奖、冯如航空科技精英奖, 担任《Guidance, Navigation and Control》创刊主编。

通信作者: 段海滨, E-mail: hbduan@buaa.edu.cn。

引用格式: 段海滨, 袁洋, 张秀林. 干扰和执行器故障下的舰载机着舰容错控制系统[J]. 南京航空航天大学学报, 2022, 54(5): 949-957. DUAN Haibin, YUAN Yang, ZHANG Xiulin. Design of a carrier-based aircraft landing fault-tolerant control system with disturbances and actuator faults[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2022, 54(5): 949-957.

航母战斗群是现代海军中重要的军事力量,是各国巩固国防力量和提升国际地位的重要基石。舰载机作为航母战斗群中空防力量的重要体现,在军事领域中有着重要的地位。作为舰载机海上实战化应用的一个前提条件,舰载机着舰技术受到了广泛的关注^[1-4]。不同于陆基飞机,舰载机的起降在狭小的甲板上完成,着舰环境存在舰尾流、海浪等复杂干扰,着舰失败甚至会导致机毁人亡的严重事故。因此,着舰系统对鲁棒性具有严格的要求。

文献[5]介绍了F/A-18舰载机自主着舰系统的主要组成部分和比例-积分-微分(Proportional-integral-differential, PID)着舰控制策略。经典PID控制策略包括导引律,自动驾驶仪,内环增稳控制和自动油门控制。与一般飞行模态增稳系统不同,舰载机着舰系统的内环增稳控制需要实现快速跟踪,因此需要较高的控制增益。为设计鲁棒性强和跟踪精度高的舰载机着舰系统,研究人员开展了大量的工作。

针对舰载机动力学线性化模型,文献[6-7]提出了基于 H_∞ 控制方法的自主着舰系统,在阵风干扰和传感器噪声干扰下,着舰过程中舰载机能保持恒定的飞行路径角,对纵向速度指令也能快速响应。文献[8]分析了舰载机在进近末端湍流条件下的纵向动力学和线性化模型,提出了一种基于高频增益矩阵LDU分解的稳定自适应控制方案,保证了闭环稳定性和输出渐近跟踪。文献[9]利用扩展状态观测器对舰载机内部动力学不确定性和外部干扰进行估计,设计基于跟踪微分器的甲板运动补偿来消除着舰系统的相位滞后,并且提出了一种基于Levy飞行的鲸鱼优化算法对控制器参数进行优化。文献[10]提出了一种保证最优跟踪性能的舰载机预见控制自动着舰系统,利用粒子滤波进行舰载机甲板运动预测,采用预见控制研究了具有非线性和多变量耦合系统动力学的着舰控制问题。然而,当系统高度非线性或不定时,线性模型不再

有效,导致控制器的性能受到限制^[11]。

针对非线性动力学模型,文献[12]研究了存在模型不确定性、甲板运动和尾流干扰的舰载机着陆控制问题。针对一类非线性多变量系统,将参数自适应和滑模微分器相结合,提出了一种自适应超扭控制方案,保证了自动着舰的跟踪精度、快速性和鲁棒性。文献[13-14]结合非线性观测器,在精确估计和补偿外部扰动的同时,获得整个着陆系统的全局渐近稳定性。文献[15]研究了舰载机自动着陆的固定时间控制问题,提出了一种以反演控制技术为主要控制框架的高阶多变量系统定时控制方法。为了使闭环系统具有完全的定时收敛性能,在控制结构中引入了定时干扰观测器,有效地估计外界干扰。文献[16-18]设计了基于滑模控制的自动着舰系统,并建立了甲板运动预测模型,使得无人机可以跟踪参考下滑轨迹,实现精准着舰。

在上述研究的基础上,本文考虑了舰载机执行器故障的情况。在飞行控制系统中,执行器故障可能会降低飞行性能,甚至导致灾难性后果,因此设计容错控制系统非常重要^[19]。本文针对执行器故障的舰载机着舰问题,设计了一种着舰容错控制系统。该系统利用自回归模型进行甲板运动预测,叠加到理想下滑轨迹上生成参考轨迹;利用基于干扰观测器的快速终端积分滑模控制器来处理舰尾流和执行器故障的集总干扰。最后,通过与经典PID方法对比,验证了本文提出方法的有效性。

1 研究对象和问题

1.1 研究对象

本文研究的舰载机六自由度非线性模型方程如下^[13-15]

$$\begin{cases} \dot{x} = V \cos \gamma \cos \chi \\ \dot{y} = V \cos \gamma \sin \chi \\ \dot{z} = -V \sin \gamma \end{cases} \quad (1)$$

$$\begin{cases} \dot{V} = \frac{-D + T \cos \alpha \cos \beta}{m} - g \sin \gamma + d_v \\ \dot{\chi} = \frac{-Y \cos \mu + L \sin \mu + T(\sin \alpha \sin \mu - \cos \alpha \sin \beta \cos \mu)}{mV \cos \gamma} + d_x \\ \dot{\gamma} = \frac{Y \sin \mu + L \cos \mu + T(\cos \alpha \sin \beta \sin \mu + \sin \alpha \cos \mu)}{mV} - \frac{g}{V} \cos \gamma + d_y \end{cases} \quad (2)$$

$$\begin{cases} \dot{\mu} = \dot{\chi}(\sin \gamma + \cos \gamma \sin \mu \tan \beta) + \dot{\gamma} \cos \alpha \tan \beta + \frac{p \cos \alpha + r \sin \alpha}{\cos \beta} \\ \dot{\alpha} = -\frac{\dot{\chi} \cos \gamma \sin \mu + \dot{\gamma} \cos \mu}{\cos \beta} + q - (p \cos \alpha + r \sin \alpha) \\ \dot{\beta} = \dot{\chi} \cos \gamma \cos \mu - \dot{\gamma} \sin \mu + p \sin \alpha - r \cos \alpha \end{cases} \quad (3)$$

$$\begin{cases} \dot{p} = I_1 qr + I_2 pq + I_3 \bar{L} + I_4 N + d_p \\ \dot{q} = I_5 pr + I_6 (r^2 - p^2) + I_7 M + d_q \\ \dot{r} = -I_2 qr + I_8 pq + I_4 \bar{L} + I_9 N + d_r \end{cases} \quad (4)$$

式中: x, y, z 表示惯性系下的无人机位置; V, α, β 分别表示航迹速度、迎角和侧滑角; χ, γ, μ 分别为航迹方位角、航迹倾斜角和航迹滚转角; p, q, r 表示机体坐标系下舰载机的滚转角速度、俯仰角速度和偏航角速度; m 和 g 分别为舰载机质量和重力加速度; T 表示发动机推力, 通过无人机质心, 并与机体 x 轴平行; Y, D, L 分别表示气流坐标系下的侧力、阻力和升力; \bar{L}, M, N 分别表示舰载机的滚转力矩、俯仰力矩和偏航力矩; d_v, d_x, d_y, d_p, d_q 和 d_r 为舰尾流引起的外界干扰。假设舰尾流引起的飞机前向、侧向和纵向扰动量分别为 u, v, w , 由舰尾流引起的迎角和偏航角扰动为 $\alpha_w = -\frac{w}{V}$ 和 $\beta_w = -\frac{v}{V}$, 分析由 α_w 和 β_w 对舰载机气动力和气动力矩的影响可得到外界干扰的表达式。

在实际飞行系统中, 舰载机可能会遇到执行器故障的情况。舰载机的执行器包括油门、升降舵、副翼和方向舵, 油门故障和舵面故障可以分别描述为

$$T_f = (1 - \rho_T)T + \mu_T \quad (5)$$

$$\delta_{ij} = (1 - \rho_i)\delta_i + \mu_i \quad (6)$$

式中: $i \in \{e, a, r\}$, ρ_T 和 ρ_i 为小于 1 的正常数, 表示执行器故障程度; μ_T 和 μ_i 为未知有界偏差。

舰载机在海风和波浪影响下的六自由度运动可以近似于一般刚体的运动, 由于线性运动和角运动导致的理想着舰点的位置变化分别为 $[\Delta x_1, \Delta y_1, \Delta z_1]$ 和 $[\Delta x_2, \Delta y_2, \Delta z_2]$ ^[17]。理想着舰点的位置 $[x_c, y_c, z_c]$ 可以表示为

$$\begin{cases} x_c = V_s t \cos(\psi_s + \phi_0) + \Delta x_1 + \Delta x_2 \\ y_c = V_s t \sin(\psi_s + \phi_0) + \Delta y_1 + \Delta y_2 \\ z_c = \Delta z_1 + \Delta z_2 \end{cases} \quad (7)$$

式中: V_s 为舰载机的航行速度; 航向角 ψ_s 为 0° , ϕ_0 表示舰载机航行速度方向和甲板中线的夹角。

1.2 研究问题

舰载机着舰问题如图 1 所示。在着舰过程受到舰尾流、海风和波浪等外界干扰, 同时还可能遭遇执行器故障等不利情况, 会造成舰载机控制性能下降甚至失稳。面对不利条件, 为保证舰载机着舰的安全性和提高着舰成功率, 必须开发舰载机容错着舰控制系统, 使舰载机高精度、快速地跟踪参考降落轨迹, 以达到理想的着陆点。

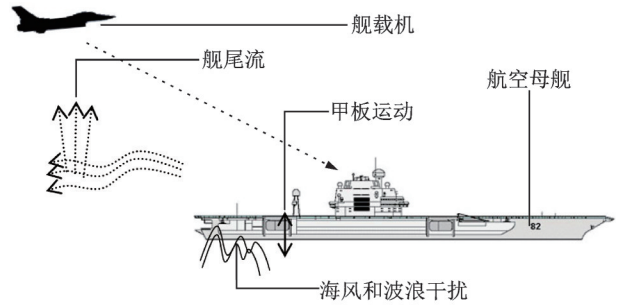


图 1 舰载机着舰问题示意图

Fig.1 Schematic diagram of the carrier landing problem

本文提出了一种由舰载机着舰导引和舰载机容错控制组成的舰载机容错控制系统。在舰载机着舰导引中, 包含基于自回归模型的着舰轨迹生成和着舰导引律设计。利用自回归模型进行甲板运动预测, 叠加到理想的下滑轨迹上, 生成参考着舰轨迹; 同时, 为实现快速跟踪, 设计了新的着舰导引律。舰载机容错控制系统采用低通滤波器作为指令生成器, 快速终端滑模控制器作为基控制器, 并设计了干扰观测器对集总误差进行观测, 实现了对着舰系统的精准稳定控制。

2 舰载机容错着舰控制系统设计

2.1 舰载机着舰导引

2.1.1 着舰轨迹生成

记船的理想下滑轨迹为 $[x_d, y_d, z_d]$, 其中 x_d 为无人机的前向位置, y_d 为理想着舰点的横向位置, z_d 可以表示为

$$z_d = \begin{cases} h & x_c - x \geq h/\tan \gamma_c \\ (x_c - x) \tan \gamma_c & \text{其他} \end{cases} \quad (8)$$

式中: h 表示无人机相对于甲板在惯性系中的高度; γ_c 表示下滑航迹角, 为常值。由于海风和波浪干扰导致甲板运动, 使得理想着舰点位置变化, 带来一定的侧向偏差和高度偏差, 因此在下滑道指令上叠加理想着舰点的侧向位置和高度变化。由于数据传输延迟和自主着舰系统中存在相位滞后的情况, 在叠加甲板运动补偿指令时需要有一定的超前, 本文通过对甲板运动进行预测来实现超前补偿。

自回归模型是时间序列的一种处理方法, 在本文中用来对甲板运动进行建模和预测。自回归模型一般描述为

$$x(t) = a_1 x(t-1) + a_2 x(t-2) + \dots + a_p x(t-p) + \zeta \quad (9)$$

式中: $x(t)$ 为 t 时刻的系统状态; $a_i (i = 1, 2, \dots, p)$ 为模型参数; p 为模型阶数; ζ 为随机噪声。在确

定模型阶数和预测步数 N 后,利用递推最小二乘法辨识自回归模型参数,得到 $a_i (i=1, 2, \dots, p)$ 的辨识值 $\hat{a}_i (i=1, 2, \dots, p)$ 。在线获取到模型参

$$\hat{x}(t+l) = \begin{cases} \sum_{i=1}^p \hat{a}_i x(t+l-i) & l=1 \\ \sum_{i=1}^{l-1} \hat{a}_i \hat{x}(t+l-i) + \sum_{i=l}^p \hat{a}_i x(t+l-i) & 1 < l \leq p \\ \sum_{i=1}^p \hat{a}_i \hat{x}(t+l-i) & l > p \end{cases} \quad (10)$$

式中 $\hat{x}(t+l)$ 表示 t 时刻向前 l 步的系统预测状态。

在着舰前期,甲板运动的影响可以忽略。在着舰后期加入甲板运动导致的着舰点变化量得到参考的舰载机着舰下滑轨迹。

2.1.2 着舰导引律设计

记 2.1.1 得到的舰载机侧向和纵向参考下滑轨迹为 $X_{lr} = [y_r, z_r]$ 。设计一阶低通滤波器作为参考模型得到 X_{lr} 的参考值 X_1^* 和其一阶导数

$$\tau_1 \dot{X}_1^* + X_1^* = X_{lr} \quad (11)$$

$$\dot{V}_1 = e_{X_1}^T (\dot{X}_1^* - \dot{X}_1) + \epsilon_1^T (\dot{X}_1^* - \dot{X}_{lr}) =$$

$$e_{X_1}^T (\dot{X}_1^* - \dot{X}_{1d} + \dot{X}_{1d} - \dot{X}_1) + \epsilon_1^T \left(-\frac{1}{\tau_1} \epsilon_1 - \dot{X}_{lr} \right) =$$

$$-K_1 e_{X_1}^T \text{sig}^{\alpha_1}(e_{X_1}) - K_2 e_{X_1}^T e_{X_1} - \frac{1}{\tau_1} \epsilon_1^T \epsilon_1 + e_{X_1}^T (\dot{X}_{1d} - \dot{X}_1) - \epsilon_1^T \dot{X}_{lr} \quad (13)$$

根据以下不等式

$$\begin{cases} e_{X_1}^T (\dot{X}_{1d} - \dot{X}_1) \leq \frac{1}{2} \sigma_1 e_{X_1}^T e_{X_1} + \frac{1}{2\sigma_1} \|\dot{X}_{1d} - \dot{X}_1\|^2 \\ -\epsilon_1^T \dot{X}_{lr} \leq \frac{1}{2} \sigma_2 \epsilon_1^T \epsilon_1 + \frac{1}{2} \sigma_2 \|\dot{X}_{lr}\|^2 \end{cases} \quad (14)$$

代入(13),可以得到

$$\begin{aligned} \dot{V}_1 &\leq -K_1 e_{X_1}^T \text{sig}^{\alpha_1}(e_{X_1}) - \left(K_2 - \frac{1}{2} \sigma_1 I \right) e_{X_1}^T e_{X_1} - \\ &\left(\frac{1}{\tau_1} - \frac{1}{2} \sigma_2 \right) \epsilon_1^T \epsilon_1 + \frac{1}{2\sigma_1} \|\dot{X}_{1d} - \dot{X}_1\|^2 + \\ &\frac{1}{2\sigma_2} \|\dot{X}_{lr}\|^2 \end{aligned} \quad (15)$$

设计参数使得 $K_2 - \frac{1}{2} \sigma_1 I$ 正定, $\frac{1}{\tau_1} - \frac{1}{2} \sigma_2 > 0$, 可以进一步得到

$$\dot{V}_1 \leq -2kV_1 + \xi_1 \quad (16)$$

式中: $k = \min \left\{ K_2 - \frac{1}{2} \sigma_1 I, \frac{1}{\tau_1} - \frac{1}{2} \sigma_2 \right\}$, $\xi_1 =$

$\frac{1}{2\sigma_1} \|\dot{X}_{1d} - \dot{X}_1\|^2 + \frac{1}{2\sigma_2} \|\dot{X}_{lr}\|^2$ 。由于下滑速率与前向速度成正比,在前向速度稳定的情况下,下滑轨迹的导数有界,参考下滑轨迹的导数有界。因此,在设计着舰导引律时假设前向速度稳定,可以得到

数后,对预测步数为 $l (1 \leq l \leq N)$ 时刻的甲板运动进行预测,获取理想着舰点的位置,预测表达式为

式中 τ_1 为时间常数。

设计着舰导引律为

$$\dot{X}_{1d} = K_1 \text{sig}^{\alpha_1}(e_{X_1}) + K_2 e_{X_1} + \dot{X}_1^* \quad (12)$$

式中: $K_1 = \text{diag}(k_1, k_2)$ 和 $K_2 = \text{diag}(k_3, k_4)$ 为正定矩阵, $\text{sig}^{\alpha_1}(e_{X_1}) = \text{sgn}(e_{X_1}) |e_{X_1}|^{\alpha_1}$, $\text{sgn}(\cdot)$ 表示符号函数, $e_{X_1} = X_1^* - X_1, 0 < \alpha_1 < 1$ 。

选择李雅普诺夫函数为 $V_1 = \frac{1}{2} e_{X_1}^T e_{X_1} + \frac{1}{2} \epsilon_1^T \epsilon_1$,

其中 $\epsilon_1 = X_1^* - X_{lr}$ 。对 V_1 求导可以得到

V_1 有界稳定。

得到水平方向和垂直方向理想速度后,可求出参考航迹方位角和航迹倾斜角

$$\begin{bmatrix} \chi_r \\ \gamma_r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \arctan \left(\frac{\dot{y}_d}{\dot{x}} \right) \\ -\arcsin \left(\frac{\dot{z}_d}{V} \right) \end{bmatrix} \quad (17)$$

2.2 舰载机容错控制设计

2.2.1 航迹方位角控制器设计

将式(2)中航迹角动力学方程表示成仿射形式

$$\dot{\chi} = f_1 + g_1 \mu + d_{fx} \quad (18)$$

式中: $f_1 = [-Y \cos \mu + L(\sin \mu - \mu) + T(\sin \alpha \sin \mu - [\cos \alpha \sin \beta \cos \mu])]/[(mV \cos \gamma)]$; $g_1 = \frac{L}{mV \cos \gamma}$;

d_{fx} 表示舰尾流和执行器故障的集成扰动。参考航迹方位角 χ_r 通过一阶低通滤波器得到参考值 χ^* 和其一阶导数

$$\tau_2 \dot{\chi}^* + \chi^* = \chi_r \quad (19)$$

式中 τ_2 为时间常数。设计航迹方位角滑模面为 $s_1 = \int e_x dt + \lambda_1 \text{sig}^{\alpha_2}(e_x)$, 其中 λ_1 和 α_2 为正常数, $1 < \alpha_2 < 2, e_x = \chi^* - \chi$ 。对 s_1 求导可以得到

$$\begin{aligned} \dot{s}_1 &= e_x + \lambda_1 \alpha_2 |e_x|^{\alpha_2 - 1} e_x = \\ & e_x + \lambda_1 \alpha_2 |e_x|^{\alpha_2 - 1} (\dot{\chi}^* - f_1 - g_1 \mu - d_{fx}) \end{aligned} \quad (20)$$

虚拟控制量 μ_r 设计为

$$\begin{aligned} \mu_r &= g_1^{-1} \left(\left(\lambda_1 \alpha_2 |e_x|^{\alpha_2 - 1} \right)^{-1} e_x + \dot{\chi}^* - f_1 - \hat{d}_{fx} + \right. \\ & \left. k_5 s_1 + k_6 \text{sig}^{\alpha_3}(s_1) \right) \end{aligned} \quad (21)$$

式中: k_5, k_6 和 α_3 为正常数, $0 < \alpha_3 < 1$, \hat{d}_{fx} 为 d_{fx} 的估计值。将式(20)代入式(19)可得

$$\begin{aligned} \dot{s}_1 &= \lambda_1 \alpha_2 |e_x|^{\alpha_2 - 1} (\tilde{d}_{fx} - k_5 s_1 - k_6 \text{sig}^{\alpha_3}(s_1) + \\ & g_1(\mu_r - \mu)) \end{aligned} \quad (22)$$

式中, $\tilde{d}_{fx} = \hat{d}_{fx} - d_{fx}$ 为干扰估计误差。构建干扰观测器如下

$$\begin{aligned} \dot{V}_{21} &= s_1^T \dot{s}_1 + \epsilon_2^T \dot{\epsilon}_2 + \tilde{d}_{fx}^T \dot{\tilde{d}}_{fx} + \tilde{\chi}^T \dot{\tilde{\chi}} = \\ & s_1^T B_1 (\tilde{d}_{fx} - k_5 s_1 - k_6 \text{sig}^{\alpha_3}(s_1) + g_1(\mu_r - \mu)) + \epsilon_2^T \left(-\frac{1}{\tau_2} \epsilon_2 - \dot{\chi}_r \right) + \\ & \tilde{d}_{fx}^T (-\eta_1 \tilde{d}_{fx} + \tilde{\chi} - B_1 s_1 - \dot{d}_{fx}) + \tilde{\chi}^T (-\tilde{d}_{fx} - \gamma_1 \tilde{\chi}) = \\ & -k_5 s_1^T B_1 s_1 - k_6 s_1^T B_1 \text{sig}^{\alpha_3}(s_1) + s_1^T B_1 g_1(\mu_r - \mu) - \frac{1}{\tau_2} \epsilon_2^T \epsilon_2 - \epsilon_2^T \dot{\chi}_r - \\ & \eta_1 \tilde{d}_{fx}^T \tilde{d}_{fx} - \tilde{d}_{fx}^T \dot{d}_{fx} - \gamma_1 \tilde{\chi}^T \tilde{\chi} \end{aligned} \quad (26)$$

2.2.2 混合角控制器设计

定义 $X_2 = [\mu, \theta, \beta]^T$ 和 $X_3 = [p, q, r]^T$ 。仿射形式的 X_2 的动力学表达式为

$$X_2 = f_2 + g_2 X_3 + d_{X_2} \quad (27)$$

式中: $f_2 =$

$$\begin{aligned} & \begin{bmatrix} \dot{\chi}(\sin \gamma + \cos \gamma \sin \mu \tan \beta) + \dot{\gamma} \cos \alpha \tan \beta \\ -(\dot{\chi} \cos \gamma \sin \mu + \dot{\gamma}(\cos \mu + \cos \beta) \sec \beta) \\ \dot{\chi} \cos \gamma \cos \mu - \dot{\gamma} \sin \mu \end{bmatrix}; \quad g_2 = \\ & \begin{bmatrix} \cos \alpha \sec \beta & 0 & \sin \alpha \sec \beta \\ -\cos \alpha \tan \beta & 1 & -\sin \alpha \tan \beta \\ \sin \alpha & 0 & -\cos \alpha \end{bmatrix}; d_{X_2} \text{ 为外界干扰}; \theta \end{aligned}$$

和 β 的参考量分别为 θ_r 和 β_r , 其中 $\theta_r = \alpha_r + \gamma_r$, α_r , γ_r 和 β_r 均为常数。参考量 X_{2r} 通过一阶低通滤波器得到参考值 X_2^* 和其一阶导数

$$\tau_3 \dot{X}_2^* + X_2^* = X_{2r} \quad (28)$$

式中 τ_3 为时间常数。设计滑模面为 $s_2 = \int e_{X_2} dt + \lambda_2 \text{sig}^{\alpha_4}(e_{X_2})$, 其中 λ_2 和 α_4 为正常数, $1 < \alpha_4 < 2$,

$$\begin{cases} \dot{\chi} = f_1 + g_1 \mu + \hat{d}_{fx} + \gamma_1 \tilde{\chi} \\ \dot{\vartheta}_x = (\eta_1 + 1/\gamma_1) \gamma_1 \tilde{\chi} - B_1 s_1 \\ \hat{d}_{fx} = \vartheta_x + \eta_1 \tilde{\chi} \end{cases} \quad (23)$$

式中: η_1, γ_1 为正常数; $\hat{\chi}$ 为 χ 的估计值; $\tilde{\chi} = \chi - \hat{\chi}$,

$B_1 = \lambda_1 \alpha_2 |e_x|^{\alpha_2 - 1}$ 。 $\tilde{\chi}$ 的导数为

$$\begin{aligned} \dot{\tilde{\chi}} &= f_1 + g_1 \mu + d_{fx} - (f_1 + g_1 \mu + \hat{d}_{fx} + \gamma_1 \tilde{\chi}) = \\ & -\tilde{d}_{fx} - \gamma_1 \tilde{\chi} \end{aligned} \quad (24)$$

\tilde{d}_{fx} 的导数为

$$\begin{aligned} \dot{\tilde{d}}_{fx} &= (\eta_1 + 1/\gamma_1) \gamma_1 \tilde{\chi} - B_1 s_1 + \eta_1 (-\tilde{d}_{fx} - \gamma_1 \tilde{\chi}) - \dot{d}_{fx} = \\ & -\eta_1 \tilde{d}_{fx} + \tilde{\chi} - B_1 s_1 - \dot{d}_{fx} \end{aligned} \quad (25)$$

选择李雅普诺夫函数为 $V_{21} = \frac{1}{2} s_1^T s_1 +$

$\frac{1}{2} \epsilon_2^T \epsilon_2 + \frac{1}{2} \tilde{d}_{fx}^T \tilde{d}_{fx} + \frac{1}{2} \tilde{\chi}^T \tilde{\chi}$, 其中 $\epsilon_2 = \chi^* - \chi_r$ 。 V_{21} 的导数为

$e_{X_2} = X_2^* - X_{2o}$ 。虚拟控制量 X_{3r} 设计为

$$\begin{aligned} X_{3r} &= g_2^{-1} \left(\left(\lambda_2 \alpha_4 |e_{X_2}|^{\alpha_4 - 1} \right)^{-1} e_{X_2} + \dot{X}_2^* - f_2 - \hat{d}_{X_2} + \right. \\ & \left. k_7 s_2 + k_8 \text{sig}^{\alpha_5}(s_2) \right) \end{aligned} \quad (29)$$

式中: k_7, k_8 和 α_5 为正常数, $0 < \alpha_5 < 1$; \hat{d}_{X_2} 为 d_{X_2} 的估计值。

构建干扰观测器如下

$$\begin{cases} \dot{X}_2 = f_2 + g_2 X_3 + \hat{d}_{X_2} + \gamma_2 \tilde{X}_2 \\ \dot{\vartheta}_{X_2} = (\eta_2 + 1/\gamma_2) \gamma_2 \tilde{X}_2 - B_2 s_2 \\ \hat{d}_{X_2} = \vartheta_{X_2} + \eta_2 \tilde{X}_2 \end{cases} \quad (30)$$

式中: $B_2 = (\lambda_2 \alpha_4 |e_{X_2}|^{\alpha_4 - 1})^{-1}$; η_2, γ_2 为大于 0 的设计参数; \hat{X}_2 为 X_2 的估计值, $\tilde{X}_2 = X_2 - \hat{X}_2$ 。

选择李雅普诺夫函数为 $V_{22} = \frac{1}{2} s_2^T s_2 +$

$\frac{1}{2} \epsilon_3^T \epsilon_3 + \frac{1}{2} \tilde{X}_2^T \tilde{X}_2 + \frac{1}{2} \tilde{\vartheta}_{X_2}^T \tilde{\vartheta}_{X_2}$, 其中 $\epsilon_3 = X_2^* - X_{2ro}$ 。 V_{22} 的导数为

$$\begin{aligned} \dot{V}_{22} = & \mathbf{s}_2^T \dot{\mathbf{s}}_2 + \boldsymbol{\epsilon}_3^T \dot{\boldsymbol{\epsilon}}_3 + \tilde{\mathbf{d}}_{X_2}^T \dot{\tilde{\mathbf{d}}}_{X_2} + \tilde{\mathbf{X}}_2^T \dot{\tilde{\mathbf{X}}}_2 = \\ & \mathbf{s}_2^T B_2 (\tilde{\mathbf{d}}_{X_2} - k_7 \mathbf{s}_2 - k_8 \text{sig}^{\alpha_5}(\mathbf{s}_2) + \mathbf{g}_2(\mathbf{X}_{3r} - \mathbf{X}_3)) + \boldsymbol{\epsilon}_3^T \left(-\frac{1}{\tau_3} \boldsymbol{\epsilon}_3 - \dot{\mathbf{X}}_{2r} \right) + \\ & \tilde{\mathbf{d}}_{X_2}^T (-\eta_2 \tilde{\mathbf{d}}_{X_2} + \tilde{\mathbf{X}}_2 - B_2 \mathbf{s}_2 - \dot{\mathbf{d}}_{X_2}) + \tilde{\mathbf{X}}_2^T (-\tilde{\mathbf{d}}_{X_2} - \gamma_2 \tilde{\mathbf{X}}_2) = \\ & -k_7 \mathbf{s}_2^T B_2 \mathbf{s}_2 - k_8 \mathbf{s}_2^T B_2 \text{sig}^{\alpha_5}(\mathbf{s}_2) + \mathbf{s}_2^T B_2 \mathbf{g}_2(\mathbf{X}_{3r} - \mathbf{X}_3) - \frac{1}{\tau_3} \boldsymbol{\epsilon}_3^T \boldsymbol{\epsilon}_3 - \boldsymbol{\epsilon}_3^T \dot{\mathbf{X}}_{2r} - \\ & \eta_2 \tilde{\mathbf{d}}_{X_2}^T \tilde{\mathbf{d}}_{X_2} - \tilde{\mathbf{d}}_{X_2}^T \dot{\mathbf{d}}_{X_2} - \gamma_2 \tilde{\mathbf{X}}_2^T \tilde{\mathbf{X}}_2 \end{aligned} \quad (31)$$

2.2.3 角速度控制器设计

$$\dot{\mathbf{X}}_3 = \mathbf{f}_3 + \mathbf{g}_3 \mathbf{u}_{\text{act}} + \mathbf{d}_{X_3} \quad (32)$$

定义 $\mathbf{u}_{\text{act}} = [\delta_e, \delta_a, \delta_r]^T$, 将式(4)写为仿射形式 式中: $\mathbf{f}_3 =$

$$\begin{aligned} & \begin{bmatrix} I_1 q r + I_2 p q + I_3 Q b (C_{l\beta} \beta + C_{lp} b p / 2V + C_{lr} b r / 2V) + I_4 Q b (C_{n\beta} \beta + C_{np} b p / 2V + C_{nr} b r / 2V) \\ I_5 p r + I_6 (r^2 - p^2) + I_7 Q c (C_{m0} + C_{ma} \alpha + C_{mq} c q / 2V) \\ -I_2 q r + I_8 p q + I_4 Q b (C_{l\beta} \beta + C_{lp} b p / 2V + C_{lr} b r / 2V) + I_9 Q b (C_{n\beta} \beta + C_{np} b p / 2V + C_{nr} b r / 2V) \end{bmatrix}; \\ \mathbf{g}_3 = & \begin{bmatrix} 0 & Q b (I_3 C_{l\delta_e} + I_4 C_{n\delta_e}) & Q b (I_3 C_{l\delta_r} + I_4 C_{n\delta_r}) \\ I_7 Q c C_{m\delta_e} & 0 & 0 \\ 0 & Q b (I_4 C_{l\delta_e} + I_9 C_{n\delta_e}) & Q b (I_4 C_{l\delta_r} + I_9 C_{n\delta_r}) \end{bmatrix}; \end{aligned}$$

式中: k_9, k_{10} 和 α_7 为正常数, $0 < \alpha_7 < 1$; $\hat{\mathbf{d}}_{X_3}$ 为 \mathbf{d}_{X_3} 的估计值。

构建干扰观测器如下

$$\begin{cases} \dot{\hat{\mathbf{X}}}_3 = \mathbf{f}_3 + \mathbf{g}_3 \mathbf{X}_{u_{\text{act}}} + \hat{\mathbf{d}}_{X_3} + \gamma_3 \tilde{\mathbf{X}}_3 \\ \dot{\hat{\boldsymbol{\rho}}}_{X_3} = (\eta_3 + 1/\gamma_3) \gamma_3 \tilde{\mathbf{X}}_3 - B_3 \mathbf{s}_3 \\ \dot{\hat{\mathbf{d}}}_{X_3} = \boldsymbol{\rho}_{X_3} + \eta_3 \tilde{\mathbf{X}}_3 \end{cases} \quad (35)$$

\mathbf{d}_{X_3} 为舰尾流和执行器故障的集总干扰。通过一阶低通滤波器得到参考量 \mathbf{X}_{3r} 的参考值 \mathbf{X}_3^* 及其一阶导数

$$\tau_4 \dot{\mathbf{X}}_3^* + \mathbf{X}_3^* = \mathbf{X}_{3r} \quad (33)$$

式中 τ_4 为时间常数。设计滑模面为 $\mathbf{s}_3 = \int \mathbf{e}_{X_3} dt + \lambda_3 \text{sig}^{\alpha_6}(\mathbf{e}_{X_3})$, 其中 λ_3 和 α_6 为正常数, $1 < \alpha_6 < 2$, $\mathbf{e}_{X_3} = \mathbf{X}_3^* - \mathbf{X}_3$ 。舵面控制量 \mathbf{u}_{act} 设计为

$$\begin{aligned} \mathbf{u}_{\text{act}} = & \mathbf{g}_3^{-1} \left(\left(\lambda_3 \alpha_6 |\mathbf{e}_{X_3}|^{\alpha_6-1} \right)^{-1} \mathbf{e}_{X_3} + \dot{\mathbf{X}}_3^* - \mathbf{f}_3 - \hat{\mathbf{d}}_{X_3} + \right. \\ & \left. k_9 \mathbf{s}_3 + k_{10} \text{sig}^{\alpha_7}(\mathbf{s}_3) \right) \end{aligned} \quad (34)$$

式中: $B_3 = \left(\lambda_3 \alpha_6 |\mathbf{e}_{X_3}|^{\alpha_6-1} \right)^{-1}$; η_3, γ_3 为正常数, $\hat{\mathbf{X}}_3$ 为 \mathbf{X}_3 的估计值, $\tilde{\mathbf{X}}_3 = \mathbf{X}_3 - \hat{\mathbf{X}}_3$ 。

选择李雅普诺夫函数为 $V_{23} = \frac{1}{2} \mathbf{s}_3^T \mathbf{s}_3 +$

$\frac{1}{2} \boldsymbol{\epsilon}_4^T \boldsymbol{\epsilon}_4 + \frac{1}{2} \tilde{\mathbf{d}}_{X_3}^T \tilde{\mathbf{d}}_{X_3} + \frac{1}{2} \tilde{\mathbf{X}}_3^T \tilde{\mathbf{X}}_3$, 其中 $\boldsymbol{\epsilon}_4 = \mathbf{X}_3^* - \mathbf{X}_{3r}$ 。对 V_{23} 求导可以得到

$$\begin{aligned} \dot{V}_{23} = & \mathbf{s}_3^T \dot{\mathbf{s}}_3 + \boldsymbol{\epsilon}_4^T \dot{\boldsymbol{\epsilon}}_4 + \tilde{\mathbf{d}}_{X_3}^T \dot{\tilde{\mathbf{d}}}_{X_3} + \tilde{\mathbf{X}}_3^T \dot{\tilde{\mathbf{X}}}_3 = \\ & \mathbf{s}_3^T B_3 (\tilde{\mathbf{d}}_{X_3} - k_9 \mathbf{s}_3 - k_{10} \text{sig}^{\alpha_7}(\mathbf{s}_3)) + \boldsymbol{\epsilon}_4^T \left(-\frac{1}{\tau_4} \boldsymbol{\epsilon}_4 - \dot{\mathbf{X}}_{3r} \right) + \\ & \tilde{\mathbf{d}}_{X_3}^T (-\eta_3 \tilde{\mathbf{d}}_{X_3} + \tilde{\mathbf{X}}_3 - B_3 \mathbf{s}_3 - \dot{\mathbf{d}}_{X_3}) + \tilde{\mathbf{X}}_3^T (-\tilde{\mathbf{d}}_{X_3} - \gamma_3 \tilde{\mathbf{X}}_3) = \\ & -k_9 \mathbf{s}_3^T B_3 \mathbf{s}_3 - k_{10} \mathbf{s}_3^T B_3 \text{sig}^{\alpha_7}(\mathbf{s}_3) - \frac{1}{\tau_4} \boldsymbol{\epsilon}_4^T \boldsymbol{\epsilon}_4 - \boldsymbol{\epsilon}_4^T \dot{\mathbf{X}}_{3r} - \\ & \eta_3 \tilde{\mathbf{d}}_{X_3}^T \tilde{\mathbf{d}}_{X_3} - \tilde{\mathbf{d}}_{X_3}^T \dot{\mathbf{d}}_{X_3} - \gamma_3 \tilde{\mathbf{X}}_3^T \tilde{\mathbf{X}}_3 \end{aligned} \quad (36)$$

2.2.4 迎角保持控制器设计

舰载机在着舰过程中处于低动压状态, 具有静不稳定的反区特性。因此, 为提高飞行质量, 需要引入动力补偿系统, 本文采用迎角恒定的自动油门控制方案。迎角的动力学模型可以表示为

$$\dot{\alpha} = f_4 + g_4 T + \mathbf{d}_{j\alpha} \quad (37)$$

式中: $f_4 = \frac{mg \cos \mu \cos \gamma - L}{mV \cos \beta} + q - (p \cos \alpha +$

$r \sin \alpha)$; $g_4 = -\frac{\sin \alpha}{mV \cos \beta}$; $\mathbf{d}_{j\alpha}$ 为舰尾流和油门故障

产生的集总干扰。由于迎角的跟踪目标 α_r 为常数, 所以其一阶导数为 0。设计滑模面为 $\mathbf{s}_4 = \int \mathbf{e}_\alpha dt + \lambda_5 \text{sig}^{\alpha_8}(\mathbf{e}_\alpha)$, 其中 λ_5 和 α_8 为正常数, $1 < \alpha_8 < 2$, $\mathbf{e}_\alpha = \alpha_r - \alpha$ 。油门控制量 T 设计为

$$\begin{aligned} T = & g_4^{-1} \left(\left(\lambda_4 \alpha_8 |\mathbf{e}_\alpha|^{\alpha_8-1} \right)^{-1} \mathbf{e}_\alpha - f_4 - \hat{\mathbf{d}}_{j\alpha} + k_{11} \mathbf{s}_4 + \right. \\ & \left. k_{12} \text{sig}^{\alpha_9}(\mathbf{s}_4) \right) \end{aligned} \quad (38)$$

式中: k_{11} 、 k_{12} 和 α_9 为正常数, $0 < \alpha_9 < 1$; \hat{d}_{fa} 为 d_{fa} 的估计值。干扰观测器设计如下

$$\begin{cases} \dot{\hat{\alpha}} = f_4 + g_4 T + \hat{d}_{fa} + \gamma_4 \tilde{\alpha} \\ \dot{\hat{\vartheta}}_a = (\eta_4 + 1/\gamma_4)\gamma_4 \tilde{\alpha} - B_4 s_4 \\ \dot{\hat{d}}_{fa} = \vartheta_a + \eta_4 \tilde{\alpha} \end{cases} \quad (39)$$

$$\begin{aligned} \dot{V}_{24} = s_4^T \dot{s}_4 + \tilde{d}_a^T \dot{\tilde{d}}_a + \tilde{\alpha}^T \dot{\tilde{\alpha}} = \\ s_4^T B_4 (\tilde{d}_a - k_{11} s_4 - k_{12} \text{sig}^{\alpha_9}(s_4)) + \tilde{d}_a^T (-\eta_4 \tilde{d}_a + \tilde{\alpha} - B_4 s_4 - \dot{d}_a) + \tilde{\alpha}^T (-\tilde{d}_a - \gamma_4 \tilde{\alpha}) = \\ -k_{11} s_4^T B_4 s_4 - k_{12} s_4^T B_4 \text{sig}^{\alpha_9}(s_4) - \eta_4 \tilde{d}_a^T \tilde{d}_a - \tilde{d}_a^T \dot{d}_a - \gamma_4 \tilde{\alpha}^T \tilde{\alpha} \end{aligned} \quad (40)$$

2.2.5 稳定性分析

假设 1 集总干扰 d_{fx} 、 d_{X_2} 、 d_{X_3} 、 d_{fa} 及它们的导数 \dot{d}_{fx} 、 \dot{d}_{X_2} 、 \dot{d}_{X_3} 、 \dot{d}_{fa} 均有界,即 $\|d_i\| \leq d_{im}$, $\|\dot{d}_i\| \leq \bar{d}_{im}$, d_{im} 和 \bar{d}_{im} 为未知常数, $i = fx, X_2, X_3, fa$ 。

考虑由控制器(20, 28, 33, 37),滤波器(18, 27, 32),干扰观测器(22, 29, 34, 38)组成的舰载机

$$\begin{aligned} \dot{V}_2 = -k_5 s_1^T B_1 s_1 - k_6 s_1^T B_1 \text{sig}^{\alpha_5}(s_1) + s_1^T B_1 g_1 (\mu_r - \mu) - \frac{1}{\tau_2} \epsilon_2^T \epsilon_2 - \epsilon_2^T \dot{\chi}_r - \eta_1 \tilde{d}_{fx}^T \tilde{d}_{fx} - \tilde{d}_{fx}^T \dot{d}_{fx} - \gamma_1 \tilde{\chi}^T \tilde{\chi} - \\ k_7 s_2^T B_2 s_2 - k_8 s_2^T B_2 \text{sig}^{\alpha_6}(s_2) + s_2^T B_2 g_2 (X_{3r} - X_3) - \frac{1}{\tau_3} \epsilon_3^T \epsilon_3 - \epsilon_3^T \dot{X}_{2r} - \eta_2 \tilde{d}_{X_2}^T \tilde{d}_{X_2} - \tilde{d}_{X_2}^T \dot{d}_{X_2} - \gamma_2 \tilde{X}_2^T \tilde{X}_2 - \\ k_9 s_3^T B_3 s_3 - k_{10} s_3^T B_3 \text{sig}^{\alpha_7}(s_3) - \frac{1}{\tau_4} \epsilon_4^T \epsilon_4 - \epsilon_4^T \dot{X}_{3r} - \eta_3 \tilde{d}_{X_3}^T \tilde{d}_{X_3} - \tilde{d}_{X_3}^T \dot{d}_{X_3} - \gamma_3 \tilde{X}_3^T \tilde{X}_3 - \\ k_{11} s_4^T B_4 s_4 - k_{12} s_4^T B_4 \text{sig}^{\alpha_9}(s_4) - \eta_4 \tilde{d}_a^T \tilde{d}_a - \tilde{d}_a^T \dot{d}_a - \gamma_4 \tilde{\alpha}^T \tilde{\alpha} \end{aligned} \quad (41)$$

同 2.1.2 节的分析相同,根据杨氏不等式,设计参数可使得 V_2 一致有上界,因此滑模面 s_i ($i = 1, 2, 3, 4$)有界。根据快速终端滑模的研究,跟踪误差一致有上界。

3 仿真结果与分析

3.1 参数设置

这里,选用 F/A-18A 作为研究对象,其模型参数在文献[20-21]中给出。理想航迹倾斜角 γ_r 和理想迎角 α_r 分别为 -3.5° 和 8.1° 。飞机和航母的初始位置分别为(0, 0, -185) m和(3 200, 0, 0) m。假设相对于船舶重心的理想着陆点为(-90, -20, 5), F/

式中: $B_4 = (\lambda_4 \alpha_8 |e_a|^{a_8-1})^{-1}$, η_4 、 γ_4 为正常数, $\hat{\alpha}$ 为 α 的估计值, $\tilde{\alpha} = \alpha - \hat{\alpha}$ 。

选择李雅普诺夫函数为 $V_{24} = \frac{1}{2} s_4^T s_4 +$

$\frac{1}{2} \tilde{d}_a^T \tilde{d}_a + \frac{1}{2} \tilde{\alpha}^T \tilde{\alpha}$,其导数为

容错控制系统,在假设 1 成立的条件下,控制系统的跟踪误差一致有上界。

证明 构建李雅普诺夫函数 $V_2 = \sum_{i=1}^4 V_{2i}$,结合

式(25, 30, 35, 39)中的推导结果,可以得到 V_2 的导数为

A-18A 的初始状态如表 1 所示,航母的速度为 10 m/s。

控制器参数设置如下: $\tau_i = 0.1$ ($i = 1, 2, 3, 4$), $K_1 = \text{diag}(0.4, 0.4)$, $K_2 = \text{diag}(0.9, 0.7)$, $\alpha_1 = 0.8$, $\lambda_1 = 0.5$, $\alpha_2 = 1.5$, $k_5 = 6$, $k_6 = 0.6$, $\alpha_3 = 0.6$, $\eta_1 = 10$, $\gamma_1 = 2$, $\lambda_2 = 2$, $\alpha_4 = 1.5$, $k_7 = 1.3$, $k_8 = 0.6$, $\alpha_5 = 0.6$, $\eta_2 = 8$, $\gamma_2 = 5$, $\lambda_3 = 0.6$, $\alpha_6 = 1.4$, $k_9 = 0.2$, $k_{10} = 0.4$, $\alpha_7 = 0.8$, $\eta_3 = 8$, $\gamma_3 = 5$, $\lambda_5 = 1$, $\alpha_8 = 1.2$, $k_{11} = 0.1$, $k_{12} = 0.5$, $\alpha_9 = 0.6$, $\eta_4 = 10$, $\gamma_4 = 2$ 。执行器故障设置如下: $\rho_T = 0.1$, $\mu_T = 0$, $\rho_e = 0.05$, $\mu_e = 2/57.3$, $\rho_a = 0.1$, $\mu_a = -3/57.3$, $\rho_r = 0.1$, $\mu_r = 3/57.3$ 。

表 1 F/A-18A 初始配平状态

Table 1 Initial trim states of F/A-18A

H/m	V/(m·s ⁻¹)	α /($^\circ$)	β /($^\circ$)	ϕ /($^\circ$)	θ /($^\circ$)	ψ /($^\circ$)
185	69.96	8.1	0	0	8.1	0
p /(($^\circ$)·s ⁻¹)	q /(($^\circ$)·s ⁻¹)	r /(($^\circ$)·s ⁻¹)	δ_e /($^\circ$)	δ_a /($^\circ$)	δ_r /($^\circ$)	T/N
0	0	0	0	0	0	23 211.7

3.2 仿真结果

采用 PID 方法进行对比仿真,仿真结果如图 2~6 所示。图 2 为使用本文方法进行着舰的三维轨迹示意图。图 2 表明,在提出的着舰容错控制系

统控制下,飞机可以顺利完成着舰任务。图 3 给出了使用本文方法和 PID 方法得到的侧向舰载机着舰偏差。从图 3 中可以看出,采用 PID 方法的着舰控制策略在面对外界干扰和执行器故障的情况下

具有较大的侧向误差,且跟踪误差波动较为剧烈,而本文提出的方法跟踪误差稳定,在着舰时刻误差仅为0.008 m。图4为舰载机与航母在纵向上的位置误差。PID和本文方法均能跟踪舰载机下滑轨迹,但是本文提出方法在着舰末端的跟踪误差仅为-0.013 m,而PID的跟踪误差为0.327 m。图5给出了恒定迎角的自动油门控制效果。可以看到,采用本文方法的舰载机迎角在下滑段初期有一个较大的迎角变化以实现快速跟踪的目的,然后较快地回到理想值并能保持较小的波动,而PID的迎角波动较大,在着舰时刻的迎角值分别为8.151°和8.103°,本文提出的方法能更好地保证迎角稳定,从而实现故障情况下的精准着舰。图6为迎角受到的集总干扰观测结果。图6结果表明,本文所设

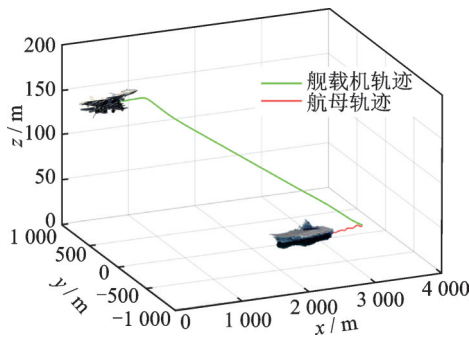


图2 舰载机着舰轨迹

Fig.2 Landing trajectory of the carrier-based aircraft

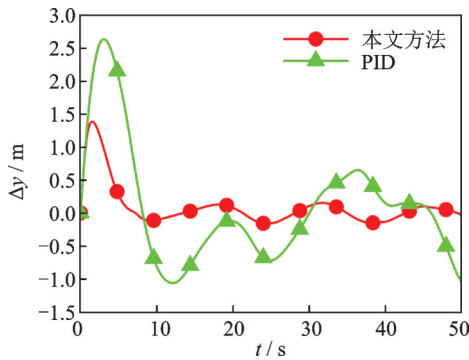


图3 舰载机着舰侧向偏差

Fig.3 Lateral deviation during the carrier landing

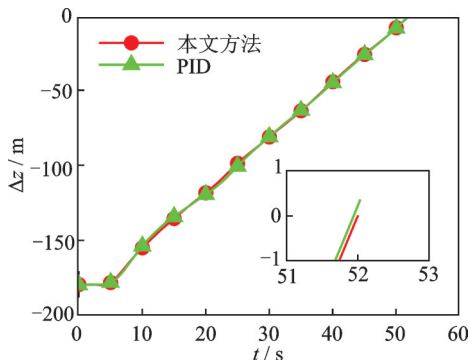


图4 纵向舰载机着舰偏差

Fig.4 Vertical deviation during the carrier landing

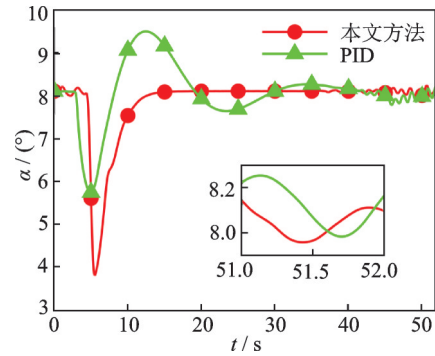


图5 舰载机着舰迎角

Fig.5 Angle of attack during the carrier landing

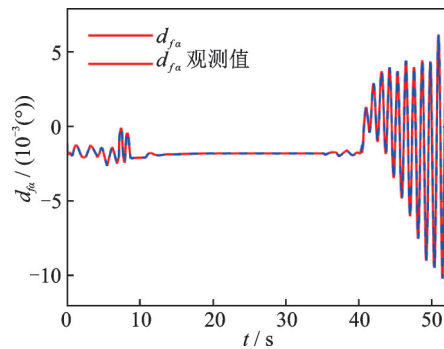


图6 迎角干扰观测结果

Fig.6 Disturbance observed result for the angle of attack

计的干扰观测器可准确估计执行器故障和外界干扰,在设计控制器时能有效消除外界不利因素对自主着舰的影响。

综上所述,本文所提出的舰载机着舰容错控制系统相较于传统的PID控制方法,具有更好的综合控制性能,可有效解决舰载机在执行器故障情况下的精准着舰难题。

4 结 论

为了实现执行故障情况下舰载机的准确、快速降落,本文设计了一种舰载机容错着舰控制系统。该系统采用自回归模型对甲板运动进行预测,并设计了一种舰载机着舰导引律,以实现着舰导引快速跟踪,提出了一种基于干扰观测器的快速终端积分滑模控制器,可有效解决具有未知扰动和故障的舰载机跟踪问题。采用李雅普诺夫函数对舰载机着舰导引和舰载机容错控制部分分别进行了理论分析,证明了闭环系统的跟踪误差一致有界。最后,通过系列数值仿真实验,验证了本文所设计系统的鲁棒性、准确性和快速性。

参考文献:

[1] LI Junnan, DUAN Haibin. Simplified brain storm optimization approach to control parameter optimization in F/A-18 automatic carrier landing system[J]. Aerospace Science and Technology, 2015, 42: 187-195.

- [2] DENG Yimin, DUAN Haibin. Control parameter design for automatic carrier landing system via pigeon-inspired optimization[J]. *Nonlinear Dynamics*, 2016, 85(1): 97-106.
- [3] DOU Rui, DUAN Haibin. Levy flight based pigeon-inspired optimization for control parameters optimization in automatic carrier landing system[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2017, 61: 11-20.
- [4] YANG Zhiyuan, DUAN Haibin, FAN Yanming, et al. Automatic carrier landing system multilayer parameter design based on Cauchy mutation pigeon-inspired optimization[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2018, 79: 518-530.
- [5] URNES J M, HESS R K. Development of the F/A-18A automatic carrier landing system[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 1985, 8(3): 289-295.
- [6] CRASSIDIS J L, MOOK D J. Robust control design of an automatic carrier landing system[C]//Proceedings of 1992 AIAA Astrodynamics Conference. Hilton Head Island, USA: AIAA, 1992: 1471-1481.
- [7] SUBRAHMANYAM M B. H_∞ design of F/A-18A automatic carrier landing system[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 1994, 17(1): 187-191.
- [8] WANG Xin, CHEN Xin, WEN Liyan. Adaptive disturbance rejection control for automatic carrier landing system[J]. *Mathematical Problems in Engineering*, 2016. DOI: dx.doi.org/10.1155/2016/7345056.
- [9] YU Yue, WANG Honglun, LI Na, et al. Automatic carrier landing system based on active disturbance rejection control with a novel parameters optimizer[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2017, 69: 149-160.
- [10] ZHEN Ziyang, JIANG Shuoying, JIANG Ju. Preview control and particle filtering for automatic carrier landing[J]. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 2018, 54(6): 2662-2674.
- [11] ASTOLFI A, KARAGIANNIS D, ORTEGA R. Towards applied nonlinear adaptive control[J]. *Annual Review in Control*, 2008, 32(2): 136-148.
- [12] ZHEN Ziyang, YU Chaojun, JIANG Shuoying, et al. Adaptive super-twisting control for automatic carrier landing of aircraft[J]. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 2020, 56(2): 984-997.
- [13] GUAN Zhiyuan, MA Yunpeng, ZHEN Zewei. Moving path following with prescribed performance and its application on automatic carrier landing[J]. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 2020, 56(4): 2576-2590.
- [14] GUAN Zhiyuan, MA Yunpeng, ZHEN Zewei, et al. Prescribed performance control for automatic carrier landing with disturbance[J]. *Nonlinear Dynamics*, 2018, 94(2): 1335-1349.
- [15] GUAN Zhiyuan, LIU Hu, ZHEN Zewei, et al. Fixed-time control for automatic carrier landing with disturbance[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2021, 108: 106403.
- [16] LEE S, LEE J, LEE S, et al. Sliding mode guidance and control for uav carrier landing[J]. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 2019, 55(2): 951-966.
- [17] DUAN Haibin, YUAN Yang, ZENG Zhigang. Automatic carrier landing system with fixed time control[J]. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 2022, 58(4): 3586-3600.
- [18] DUAN Haibin, CHEN Lin, ZENG Zhigang. Automatic landing for carrier-based aircraft under the conditions of deck motion and carrier airwake disturbances[J]. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 2022. DOI: 10.1109/TAES.2022.3168247.
- [19] ZHANG Youmin, JIANG Jin. Bibliographical review on reconfigurable fault-tolerant control systems[J]. *Annual Review in Control*, 2008, 32(2): 229-252.
- [20] CHAKRABORTY A, SEILER P, BALAS G J. Susceptibility of F/A-18 flight controllers to the falling-leaf mode: Linear analysis[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2011, 34(1): 73-85.
- [21] CHAKRABORTY A, SEILER P, BALAS G J. Susceptibility of F/A-18 flight controllers to the falling-leaf mode: Nonlinear analysis[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2011, 34(1): 57-72.

(编辑:张蓓)