

控制与决策

Control and Decision

基于低通非奇异终端滑模引导的舰载机抗侧风着舰控制技术

崔凯凯, 韩维, 张勇, 张凯伦, 刘洁

引用本文:

崔凯凯, 韩维, 张勇, 张凯伦, 刘洁. 基于低通非奇异终端滑模引导的舰载机抗侧风着舰控制技术[J]. *控制与决策*, 2022, 37(9): 2255–2264.

在线阅读 View online: <https://doi.org/10.13195/j.kzyjc.2021.0165>

您可能感兴趣的其他文章

Articles you may be interested in

[考虑扰动与输入饱和的机械臂连续非奇异快速终端滑模控制](#)

Continuous non-singular fast terminal sliding mode control of robotic manipulators considering disturbance and input saturation
控制与决策. 2022, 37(4): 903–912 <https://doi.org/10.13195/j.kzyjc.2020.1335>

[非匹配不确定性影响下的无人车路径跟踪控制](#)

Path following control for autonomous vehicles with mismatched uncertainties
控制与决策. 2022, 37(1): 160–166 <https://doi.org/10.13195/j.kzyjc.2020.1069>

[磁悬浮开关磁阻电机的自适应终端滑模控制](#)

Adaptive terminal sliding mode control of bearingless switched reluctance motor
控制与决策. 2021, 36(6): 1449–1456 <https://doi.org/10.13195/j.kzyjc.2019.1064>

[输入饱和的充液航天器抗干扰有限时间滑模控制](#)

Anti-disturbance finite-time sliding mode control for liquid-filled spacecraft with input saturation
控制与决策. 2021, 36(5): 1078–1086 <https://doi.org/10.13195/j.kzyjc.2019.0820>

[多航天器系统分布式固定时间输出反馈姿态协同跟踪控制](#)

Distributed fixed-time output feedback attitude coordination tracking control for multiple rigid spacecraft
控制与决策. 2021, 36(5): 1049–1058 <https://doi.org/10.13195/j.kzyjc.2019.0968>

基于低通非奇异终端滑模引导的舰载机抗侧风着舰控制技术

崔凯凯^{1†}, 韩维¹, 张勇¹, 张凯伦¹, 刘洁²

(1. 海军航空大学 航空基础学院, 山东 烟台 264001; 2 军事科学院 战争研究院, 北京 100850)

摘要: 针对舰载机的抗侧风着舰控制问题, 设计一种低通非奇异终端滑模引导算法(LNTSMC)用于提高舰载机的抗侧风引导能力. 首先, 基于 H_∞ 混合灵敏度控制设计内环姿态鲁棒控制系统, 并推导出舰载机着舰飞行时的侧向引导方程; 然后, 基于齐次性理论设计一种积分非奇异终端滑模面, 使其在满足低通滑模控制器设计要求的同时避免控制奇异现象; 进一步, 设计一种带边界层的幂指数趋近律来抑制滑模控制中的抖振情况, 并引入非齐次干扰观测器来改善边界层内部的鲁棒稳定性; 最后, 通过 Lyapunov 定理证明所设计算法的有限时间稳定性, 并给出仿真结果. 仿真结果表明, 所设计的引导算法具有良好的抗侧风性能, 通过与已有算法进行对比, 验证了所提出算法的优越性.

关键词: 舰载机; 抗侧风着舰; 鲁棒控制; 终端滑模控制; 非齐次干扰观测器; H_∞ 混合灵敏度控制

中图分类号: TP273 文献标志码: A

DOI: 10.13195/j.kzyjc.2021.0165

引用格式: 崔凯凯, 韩维, 张勇, 等. 基于低通非奇异终端滑模引导的舰载机抗侧风着舰控制技术[J]. 控制与决策, 2022, 37(9): 2255-2264.

Anti crosswind carrier landing control technology based on low pass nonsingular terminal sliding mode guidance

CUI Kai-kai^{1†}, HAN Wei¹, ZHANG Yong¹, ZHANG Kai-lun¹, LIU Jie²

(1. School of Basic Sciences for Aviation, Naval Aviation University, Yantai 264001, China; 2. War Research Institute, Academy of Military Sciences, Beijing 100850, China)

Abstract: Aiming at the problem of anti crosswind landing control of carrier based aircraft, a low pass nonsingular terminal sliding mode control (LNTSMC) algorithm is designed to improve the anti crosswind guidance ability of the carrier based aircraft. Firstly, based on H_∞ mixed sensitivity control, the inner loop attitude robust control system is designed, and the lateral carrier landing guidance equation is derived. Then, an integral nonsingular terminal sliding mode surface is designed based on the homogeneous theory, which can meet the design requirements of the low pass sliding mode controller and avoid the control singularity phenomenon. A power exponential reaching law with a boundary layer is proposed to suppress the chattering in sliding mode control, and a non-homogeneous disturbance observer is introduced to improve the robust stability inside the boundary layer. Finally, the finite time stability of the algorithm is proved using the Lyapunov theorem, and the simulation analysis is given. The simulation results show that the guidance algorithm designed in this paper has good anti crosswind performance, and the superiority of the algorithm is verified by comparing with the existing algorithms.

Keywords: carrier based aircraft; anti crosswind landing; robust control; terminal sliding mode control; non-homogeneous disturbance observer; H_∞ mixed sensitivity control

0 引言

舰载机作为航母编队的主要作战武器, 其安全出动和回收一直以来都是舰机适配性研究重点关注的问题. 随着我国航母事业的发展, 舰载机全自动着舰技术也已引起了学者们的广泛关注. 当前舰载机全自动着舰控制的相关研究大多针对舰载机纵向高度轨迹的精确控制, 其研究的难点主要集中在抗舰尾流

干扰以及对甲板运动的控制补偿等方面^[1]. 与纵向着舰控制相较而言, 目前舰载机横侧向控制的相关研究较少^[2].

文献[3]基于改进的LQR控制方法分析了影响舰载机横侧向着舰精度的主要因素, 文献[4]针对无人机着舰问题设计了侧向自主引导系统, 并通过优化控制器参数和搭建综合仿真平台, 实现了着舰性

收稿日期: 2021-01-26; 录用日期: 2021-06-17.

[†]通讯作者. E-mail: nau_181004@163.com.

能的仿真测试与评估. 文献[5]针对横侧向着舰控制问题, 采用特征结构配置算法实现了模态解耦, 并且运用 L_1 自适应控制方法来补偿内外回路中的不确定性. 文献[2]采用自适应反演控制方法, 获得了具有良好跟踪性能的横侧向着舰导引律. 但上述研究中只考虑了舰尾流对着舰控制系统的影响而未考虑着舰过程中存在侧向阵风的情况. 此外, 文献[6-7]也对横侧向着舰控制问题进行了研究.

为了实现舰载机的抗侧风着舰, 一般应采用抗干扰能力强的鲁棒控制方法. 由于滑模控制对外界干扰和模型的不确定性有着较强的鲁棒性, 其已被广泛应用到机器人控制、制导控制以及航天控制领域^[8]. 传统的滑模控制采用线性滑模面, 使得系统状态到达滑模面后将以指数趋近方式达到稳定状态而无法实现有限时间收敛, 因而有学者提出了终端滑模面的概念^[9], 也即通过改变滑模面的形式进而使得系统在该滑模面上可以实现有限时间稳定. 但是, 普通的终端滑模面设计往往会导致系统状态或滑模面在零点附近时, 控制器中的负指数项会使得控制量趋向于无穷大, 进而出现控制奇异的现象^[10]. 近年来提出的非奇异终端滑模控制在避免了普通终端滑模控制存在控制奇异的基础上, 仍具有有限时间收敛的特性, 这个良好的特性使其成为了当前研究的热点^[11]. 文献[12-13]利用非奇异终端滑模控制对存在外界扰动的航天器进行有限时间姿态控制, 获得了良好的控制效果. 文献[14]针对再入飞行器提出了基于神经网络的固定时间终端滑模控制律, 用以克服模型存在的不确定性问题, 并通过引入饱和函数来避免控制奇异的问题. 文献[11]针对运载火箭的姿态控制问题, 设计了一种非奇异终端滑模面, 使得在执行器存在故障情况下仍能精确地跟踪姿态信号.

滑模控制具有良好的抗干扰能力, 但在滑模控制中, 控制抖振问题仍是阻碍其广泛应用的重要原因^[15]. 为了克服滑模控制的控制抖振问题, 本文考虑将传统滑模控制中的低通滤波方法引入非奇异终端滑模控制, 并基于该思想设计一种积分终端滑模面, 使其满足低通滑模控制器的设计要求, 且避免了控制奇异的现象. 在趋近律的设计过程中, 综合采用具有边界层的幂指数型趋近律和非齐次干扰观测器, 在进一步抑制控制抖动的同时保证了控制系统的稳定性. 本文主要针对舰载机的抗侧风着舰问题进行研究, 力求使舰载机能够在存在侧向阵风的情况下实现安全着舰.

1 侧风条件下舰载机着舰模型

1.1 横侧向小扰动方程

舰载机在进入着舰下滑道后, 其飞行状态近似保持不变, 因而采用小扰动线性化模型就可以较好地近似舰载机着舰时的飞行状态. 对于考虑一阶风干扰情况下的舰载机着舰横侧向小扰动模型, 其形式可以表示为

$$\begin{bmatrix} \dot{\beta}_k \\ \dot{p} \\ \dot{r} \\ \dot{\phi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Y_\beta & \alpha_* + \bar{Y}_p & \bar{Y}_r - 1 & \frac{g \cos \theta_*}{V_*} \\ \bar{L}_\beta & \bar{L}_p & \bar{L}_r & 0 \\ \bar{N}_\beta & \bar{N}_p & \bar{N}_r & 0 \\ 0 & 1 & \tan \theta_* & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \beta_k \\ p \\ r \\ \phi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -Y_\beta \\ V_* \\ -\bar{L}_\beta \\ V_* \\ -\bar{N}_\beta \\ V_* \\ 0 \end{bmatrix} v_w + \begin{bmatrix} \bar{Y}_{\delta_a} & \bar{Y}_{\delta_r} \\ \bar{L}_{\delta_a} & \bar{L}_{\delta_r} \\ \bar{N}_{\delta_a} & \bar{N}_{\delta_r} \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_a \\ \delta_r \end{bmatrix} \quad (1)$$

其中: p 、 r 、 ϕ 分别表示舰载机的滚转角速度、偏航角速度和滚转角; β_k 为航迹侧滑角, 其与侧滑角 β 的关系近似为 $\beta_k = \beta + v_w/V_*$; 下标 * 表示对应变量的配平值; δ_a 、 δ_r 分别表示副翼和方向舵偏角; v_w 表示侧向风干扰. 动力学导数为

$$\begin{cases} \bar{L}_i = \frac{L_i + (I_{zx}/I_z)N_i}{I_x - I_{zx}^2/I_z}, \\ \bar{N}_i = \frac{N_i + (I_{zx}/I_z)L_i}{I_z - I_{zx}^2/I_x}; \\ \bar{Y}_i = \frac{C_{yi}Q_*S}{mV_*}, \\ Y_\beta = \bar{Y}_\beta - \frac{D_*}{mV_*}. \end{cases} \quad (2)$$

其中: $i = \beta, p, r, \delta_a, \delta_r$, 其他变量的具体含义可以参见文献[16].

1.2 着舰环境模型

在舰载机着舰过程中, 舰尾流扰动主要是由自由大气扰流、舰尾流稳态分量、周期紊流以及随机紊流组成. 在横侧向着舰控制过程中, 需要考虑的主要是自由大气扰流 v_1 和随机紊流 v_4 ^[2,17], 即

$$\begin{cases} v_1 = \frac{629.1s + 5.16}{12387s^2 + 345.44s + 1} \sqrt{\pi} n_\sigma, \\ v_4 = \frac{0.035V_{\text{wod}}\sqrt{6.66}}{3.33s + 1} \frac{s}{s + 1} \sin(10\pi t) n_\sigma. \end{cases} \quad (4)$$

其中: V_{wod} 表示甲板风, n_σ 为单位白噪声, 舰尾流侧向分量可表示为 $v_g = v_1 + v_4$.

航母在航行过程中的舰体晃动将导致舰载机的理想着舰点不断变化, 增加着舰难度, 其中影响舰载

机横侧向着舰精度的主要是航母的侧滚及偏摆运动. 本文所采用甲板运动模型^[18]为

$$\begin{cases} \phi_s(t) = 2.5 \sin(0.5t) + 3.0 \sin(0.25t) + 0.5, \\ \psi_s(t) = 0.25 \sin(0.7t) + 0.5 \sin(0.1t), \end{cases} \quad (5)$$

其中 ϕ_s 和 ψ_s 分别表示航母甲板的侧滚和偏摆运动.

着舰过程中除了舰尾流的影响外, 舰载机还有可能遭受侧向阵风的干扰. 目前, 针对阵风已有多种工程化数学模型, 本文采用半波长(1-cosine)离散阵风模型^[19]来描述舰载机着舰过程中所遭遇的侧风风场, 有

$$V_W = \begin{cases} 0, & x < 0; \\ \frac{V_{W_m}}{2} \left(1 - \cos \frac{\pi x}{d_m}\right), & 0 \leq x \leq d_m; \\ V_W, & x > d_m. \end{cases} \quad (6)$$

其中 V_{W_m} 和 d_m 分别表示阵风的最大速度以及最大速度位置坐标.

1.3 侧向着舰引导方程

在舰载机进行着舰下滑飞行时, 为了避免侧滑角 β 导致的阻力增加, 在其进行横侧向机动时, 通常希望侧滑角为零. 同时, 为了实现垂直挂索, 一般应使舰载机机头朝向始终对准着舰甲板跑道中线. 由于着舰跑道与航母航行方向之间存在夹角 θ_s , 这就使得舰载机在着舰飞行时要始终“向右”进行轨迹调整, 具体可见图1中的阶段I; 且在着舰的最后阶段要考虑理想着舰点随甲板的运动情况, 也即保证舰载机飞行轨迹能够实时跟随甲板运动进而实现精确的进近着舰, 具体可见图1中的阶段II, 此时舰载机的侧向期望轨迹可表示为

$$y_r(t) = V_S \sin \theta_s t + L_{td} \sin \psi_s(t). \quad (7)$$

其中: V_S 为航母的航行速度, L_{td} 为航母偏摆中心到理想着舰点之间的纵向距离. 由于理想着舰点距离航母中线距离很短, 此处忽略了航母侧滚运动产生的影响. 舰载机在进行侧向机动时, 为了避免出现侧滑角, 通常采用“协调转弯”的飞行方式. 在受侧风干扰情况下主要依靠内环姿态控制系统对侧风干扰导致的侧滑角进行消除, 即令式(1)中的 $\beta_k = v_w/V_*$. 文献

[20]给出了飞机的协调转弯方程

$$\dot{\psi} = \frac{g}{V} \tan \phi, \quad (8)$$

其中 ψ 为飞机的偏航角. 式(8)成立的条件是飞机所受侧力 Y 为零, 当考虑侧风的影响时, 此方程并不能准确描述飞机的侧向运动情况, 当 Y 不为零时, 飞机侧向与垂直方向上的受力情况可近似表示为

$$\begin{cases} mV\dot{\mathcal{X}} = L \sin \phi + Y \cos \phi, \\ mg = L \cos \phi - Y \sin \phi. \end{cases} \quad (9)$$

其中: \mathcal{X} 为飞机的航迹偏航角, L 表示升力. 舰载机在进行着舰飞行时, 通常可认为 Y 远小于 L , 且 ϕ 为小量, 所以这里忽略 $Y \sin \phi$ 的影响并将式(9)中的两式相除, 可得

$$\dot{\mathcal{X}} = \frac{g}{V} \tan \phi + \frac{Y}{mV} \cos \phi. \quad (10)$$

在爬升角 γ 不大的条件下, 根据舰载机横侧向小扰动运动方程组, 可知

$$\frac{d\Delta y_g}{dt} = V_* \cos \gamma_* \Delta \mathcal{X} \approx V_* \Delta \mathcal{X}, \quad (11)$$

且飞机所受到的侧力 Y 可以表示为

$$Y = QS(C_{y\beta}\beta + C_{y\delta_a}\delta_a + C_{y\delta_r}\delta_r). \quad (12)$$

其中: Q 和 S 分别为动压和机翼参考面积, $C_{y\beta}$ 、 $C_{y\delta_a}$ 、 $C_{y\delta_r}$ 为气动导数. 对式(11)进行求导, 并结合式(3)、(10)和(12), 可得着舰过程中舰载机的侧向引导方程

$$\begin{aligned} \frac{d^2\Delta y_g}{dt^2} &= V_* \Delta \dot{\mathcal{X}} = \\ &g\Delta\phi + V_*(\bar{Y}_\beta\Delta\beta + \bar{Y}_{\delta_a}\Delta\delta_a + \bar{Y}_{\delta_r}\Delta\delta_r). \end{aligned} \quad (13)$$

由于舰载机的实际状态与配平状态之间有所偏差, 且式(13)在推导过程中存在一定的近似和线性化, 加之实际过程中存在的未知干扰, 导致了横侧向引导方程(13)无法准确地描述实际的飞行状态. 本文将上述干扰因素统一表示成未知干扰 $g_1(t)$, 记 $g_2(t) = V_*(\bar{Y}_\beta\Delta\beta + \bar{Y}_{\delta_a}\Delta\delta_a + \bar{Y}_{\delta_r}\Delta\delta_r)$, 易知 $g_2(t)$ 可测, 记 $g(t) = g_1(t) + g_2(t)$. 为了避免混淆, 本文后续将重力加速度 g 用 K_* 表示, 则可将方程(13)改写为

$$\frac{d^2\Delta y_g}{dt^2} = K_*\Delta\phi + g_1(t) + g_2(t) = K_*\Delta\phi + g(t). \quad (14)$$

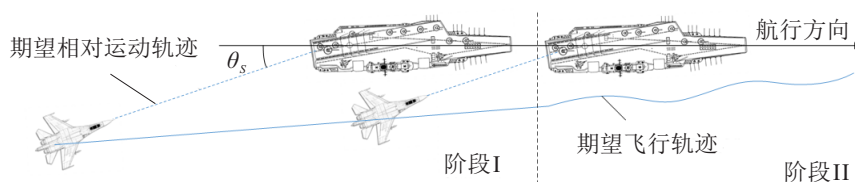


图1 舰载机着舰横侧向期望轨迹

2 基于混合灵敏度 H_∞ 的内环控制器

2.1 混合灵敏度 H_∞ 控制方法

本节首先基于混合灵敏度 H_∞ 控制方法来设计内环姿态控制器,其基本思想为:通过在频域内选择合适的加权函数 $W_1(s)$ 、 $W_2(s)$ 和 $W_3(s)$,并构造增广被控模型 $P^*(s)$,从而将问题转化为标准的 H_∞ 控制问题并进行求解,其结构如图2^[21]所示。

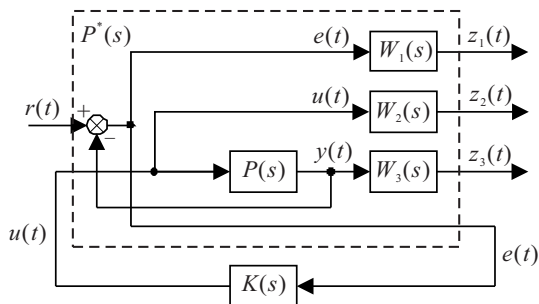


图2 混合灵敏度 H_∞ 控制结构

图2中, $P(s)$ 为舰载机着舰的横侧向小扰动控制模型,且从 $r(s)$ 到 $e(s)$ 、 $u(s)$ 以及 $y(s)$ 的闭环传递函数可分别表示为

$$\begin{cases} S(s) = \frac{e(s)}{r(s)} = [I + L(s)]^{-1}, \\ R(s) = \frac{u(s)}{r(s)} = K(s)[I + L(s)]^{-1}, \\ T(s) = \frac{y(s)}{r(s)} = L(s)[I + L(s)]^{-1}. \end{cases} \quad (15)$$

其中: $L(s) = P(s)K(s)$, $S(s)$ 、 $R(s)$ 和 $T(s)$ 分别为灵敏度函数、控制活动函数和补灵敏度函数; $W_1(s)$ 、 $W_2(s)$ 和 $W_3(s)$ 分别为性能加权函数、输出加权函数和鲁棒加权函数,用于对 $S(s)$ 、 $R(s)$ 以及 $T(s)$ 进行相应的加权。

由此,可得混合灵敏度问题的广义受控对象 $P^*(s)$ 为

$$\begin{bmatrix} W_1 e \\ W_2 u \\ W_3 y \\ e \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} W_1 & -W_1 P \\ 0 & W_2 \\ 0 & W_3 P \\ I & -P \end{bmatrix} \begin{bmatrix} r \\ u \end{bmatrix}, \quad (16)$$

其闭环传递函数矩阵为

$$P^* = \begin{bmatrix} W_1 S \\ W_2 R \\ W_3 T \end{bmatrix}. \quad (17)$$

混合灵敏度 H_∞ 控制问题就是在使闭环系统稳定的基础上对 $K(s)$ 进行求解,且使得

$$\|P^*\|_\infty < \gamma^*. \quad (18)$$

不失一般性,通常取 $\gamma^* = 1$ 。

2.2 权重函数的选取

在混合灵敏度 H_∞ 控制的应用过程中,控制器的性能在很大程度上依赖于频率加权函数的选取.因此,如何选取加权函数,对 H_∞ 控制器的设计至关重要.一般而言,加权函数的选择有以下原则^[22]: W_1 作用于干扰到输出的频谱特性,通常要求 W_1 具有低通特性; W_2 表示系统所允许的模型加性扰动范围,通常可将 W_2 选为一个较小的常数; W_3 反映了模型的乘性扰动范围,通常要求 W_3 具有高通特性;且需满足频域塑型的要求^[21]

$$\begin{cases} \bar{\sigma}[S(j\omega)] < \bar{\sigma}[W_1^{-1}(j\omega)], \\ \bar{\sigma}[T(j\omega)] < \bar{\sigma}[W_3^{-1}(j\omega)], \end{cases} \quad (19)$$

其中 $\bar{\sigma}$ 表示矩阵的最大奇异值。

3 一种低通非奇异终端滑模引导方法

3.1 低通非奇异终端滑模引导方法设计

本节通过对终端滑模控制算法的改进,提出一种基于低通滤波结构的非奇异终端滑模算法用于设计着舰引导律.此处引入低通滤波结构的目的是主要是为了滤除滑模控制器输出端的高频信号,进而改善控制器设计过程中存在的控制抖振问题.基于低通滑模引导的横侧向着舰闭环控制系统结构如图3所示。

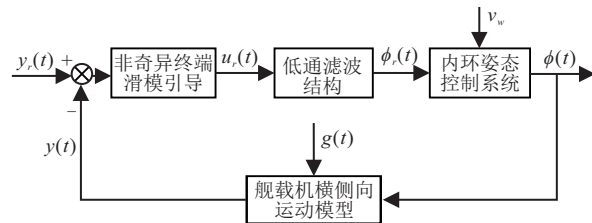


图3 基于低通滤波器的闭环滑模控制系统结构

图3中的低通滤波结构采用一阶低通滤波形式 $LF(s) = \frac{\lambda}{s + \lambda}$, $\lambda > 0$. 本节主要讨论外环引导律的特性,暂不考虑内环姿态控制系统响应速度的影响,故假设 $\phi(t) \approx \phi_r(t)$, 即有 $\dot{\phi}(t) + \lambda\phi(t) = \lambda u_r(t)$ 。

令 $e_1(t) = y(t) - y_r(t)$, 有

$$\begin{cases} \dot{e}_1(t) = \dot{y}(t) - \dot{y}_r(t) = e_2(t), \\ \dot{e}_2(t) = \ddot{y}(t) - \ddot{y}_r(t) = e_3(t), \\ \dot{e}_3(t) = \dddot{y}(t) - \dddot{y}_r(t) = \\ \frac{d}{dt}[K_*\phi(t) + g(t)] - \ddot{y}_r(t) = \\ \lambda K_* \left(u_r(t) - \frac{\ddot{y}(t) - g(t)}{K_*} \right) + \dot{g}(t) - \ddot{y}_r(t) = \\ -\lambda \ddot{y}(t) + \lambda K_* u_r(t) + \lambda g(t) + \dot{g}(t) - \ddot{y}_r(t). \end{cases} \quad (20)$$

对于 r 重积分链控制系统

$$\dot{x}_1 = x_2, \dot{x}_2 = x_3, \dots, \dot{x}_{r-1} = x_r; \dot{x}_r = u. \quad (21)$$

文献[23]基于齐次性理论给出了一种可使系统(21)在有限时间内镇定的控制律形式,具体如引理1所述.

引理1^[23] 当参数 $c_1, c_2, \dots, c_r > 0$, 多项式 $\Delta(p) = p^r + c_r p^{r-1} + \dots + c_2 p + c_1$ 为 Hurwitz, 且反馈控制律为下式时:

$$\begin{cases} u = \\ -c_1|x_1|^{\gamma_1}\text{sgn}(x_1) - c_2|x_2|^{\gamma_2}\text{sgn}(x_2) \dots \\ -c_r|x_r|^{\gamma_r}\text{sgn}(x_r); \\ \gamma_{i-1} = \frac{\gamma_i\gamma_{i+1}}{2\gamma_{i+1} - \gamma_i}, i = 2, 3, \dots, r; \\ \gamma_{r+1} = 1, \gamma_r = \gamma_0, 0 < \gamma_0 < 1. \end{cases} \quad (22)$$

可使积分链系统(21)在有限时间内镇定.

本文基于引理1设计如下积分终端滑模面形式:

$$s = e_3 + \int_0^t [c_1|e_1|^{\gamma_1}\text{sgn}(e_1) + c_2|e_2|^{\gamma_2}\text{sgn}(e_2) + c_3|e_3|^{\gamma_3}\text{sgn}(e_3)]dt, \quad (23)$$

其中参数 $c_i, \gamma_i (i = 1, 2, 3)$ 满足引理1中的要求. 对式(23)求导, 有

$$\begin{aligned} \dot{s}(t) = & \\ & -\lambda\ddot{y}(t) + \lambda K_* u_r(t) + \lambda g(t) + \\ & \dot{g}(t) - \ddot{y}_r(t) + c_1|e_1|^{\gamma_1}\text{sgn}(e_1) + \\ & c_2|e_2|^{\gamma_2}\text{sgn}(e_2) + c_3|e_3|^{\gamma_3}\text{sgn}(e_3). \end{aligned} \quad (24)$$

为了进一步提高滑模变量 s 的收敛速度, 本文将幂次趋近律与指数趋近律相结合, 同时为了避免控制输入的抖振, 将指数趋近律中的符号函数 sgn 用边界层饱和函数 sat 代替, 设计了一种新的趋近律形式(称为改进幂指数趋近律), 即

$$\dot{s} = -\eta\text{sat}(s) - k_1|s|^{\gamma_k}\text{sgn}(s) - k_2s. \quad (25)$$

其中: $\eta > \sup|\lambda g + \dot{g}| = l$, 参数 $k_1 > 0, k_2 > 0, 0 < \gamma_k < 1$, 且有

$$\text{sat}(s) = \begin{cases} \frac{1}{\varepsilon}s, & |s| < \varepsilon; \\ \text{sgn}(s), & |s| \geq \varepsilon; \end{cases} \quad (26)$$

参数 $\varepsilon > 0$ 表示边界层的厚度.

进而, 可将控制律设计为

$$\begin{aligned} u_1 = & \\ & \lambda^{-1}K_*^{-1}[\lambda\ddot{y} + \ddot{y}_r - \eta\text{sat}(s) - \\ & k_1|s|^{\gamma_k}\text{sgn}(s) - k_2s - c_1|e_1|^{\gamma_1}\text{sgn}(e_1) - \\ & c_2|e_2|^{\gamma_2}\text{sgn}(e_2) - c_3|e_3|^{\gamma_3}\text{sgn}(e_3)]. \end{aligned} \quad (27)$$

由于 $\gamma_k, \gamma_1, \gamma_2, \gamma_3$ 均大于0, 控制律(27)中不会出现控制奇异的问题. 在式(27)中, 为了抑制系统抖振引入了边界层饱和函数 $\text{sat}(s)$, 使得当滑模变量

s 进入边界层后, 系统的有限时间稳定性无法保证, 在后续的稳定分析中可以看出引起这一问题的主要原因在于干扰 $g(t)$ 的存在, 因而需要设计相应的干扰补偿策略对 $g(t)$ 产生的影响进行补偿.

此处假设 $g(t)$ 为 $k - 1$ 阶可微, 且 $g^{(k-1)}(t)$ 的 Lipschitz 常数 L 已知. 受文献[24]的启发, 本文根据侧向导引方程(14)设计一种非齐次干扰观测器 Π 对未知干扰 $g(t)$ 及其导数 $\dot{g}(t)$ 进行估计, 即

$$\Pi : \begin{cases} \dot{z}_0 = v_0 + K_*\phi, v_0 = h_0(z_0 - \dot{y}) + z_1, \\ \dot{z}_1 = v_1, v_1 = h_1(z_1 - v_0) + z_2, \\ \vdots \\ \dot{z}_i = v_i, v_i = h_i(z_i - v_{i-1}) + z_i, \\ \vdots \\ \dot{z}_k = h_k(z_k - v_{k-1}). \end{cases} \quad (28)$$

where,

$$h_1(s) = -\varsigma_i L^{\frac{1}{k-i+1}} |s|^{\frac{k-i}{k-i+1}} \text{sgn}(s) - \mu_i s.$$

其中: $\varsigma_i > 0, \mu_i > 0, i = 0, 1, \dots, k$.

由文献[24]中的推导过程可知, 采用观测器 Π 对未知干扰 $g(t)$ 及其导数 $\dot{g}(t)$ 进行估计时, 若参数 ς_i 和 μ_i 在逆序上足够大, 则经过有限暂态时间 t_l 后, 有

$$\begin{aligned} z_0 = \dot{y}(t), z_1 = g(t), z_2 = \dot{g}(t), \dots, z_i = g^{(i-1)}(t), \\ i = 1, 2, \dots, k. \end{aligned} \quad (29)$$

进一步, 在式(27)中引入干扰补偿模块 $-\lambda z_1 - z_2$, 令

$$\begin{aligned} u_2 = & \\ & \lambda^{-1}K_*^{-1}[\lambda\ddot{y} + \ddot{y}_r - \eta\text{sat}(s) - k_1|s|^{\gamma_k}\text{sgn}(s) - \\ & k_2s - \lambda z_1 - z_2 - c_1|e_1|^{\gamma_1}\text{sgn}(e_1) - \\ & c_2|e_2|^{\gamma_2}\text{sgn}(e_2) - c_3|e_3|^{\gamma_3}\text{sgn}(e_3)]. \end{aligned} \quad (30)$$

为了避免初始阶段干扰估计误差对系统产生的不良影响, 取 $t_{r2} \geq t_l$ 并采用如下形式的引导律:

$$u_r = \begin{cases} u_1, & t \leq t_{r2}; \\ u_2, & t > t_{r2}. \end{cases} \quad (31)$$

注1 在舰载机着舰过程中, 其位置速度信息和加速度信息通常是由舰上的着舰引导雷达测量得到, 且为了抑制雷达噪声, α - β 滤波、预处理滤波^[18] 等一些较为成熟的滤波算法也已经应用到着舰引导测量过程中, 使得舰载机在着舰过程中的速度及加速度信息可以较为精确地获得, 故文中所设计的引导律是可用的.

3.2 滑模引导律稳定性分析

定理1 若采用式(31)形式的引导控制律对系统(14)进行控制,可保证 $e_1(t)$ 在有限时间内收敛到0,即本文中设计的低通非奇异终端滑模引导律为有限时间稳定的.

证明 取Lyapunov函数 $V = s^2/2$,则根据式(24)和(27)可得

$$\begin{aligned} \dot{V} = & s[\ddot{y} - \ddot{y}_r + c_1|e_1|^{\gamma_1}\text{sgn}(e_1) + \\ & c_2|e_2|^{\gamma_2}\text{sgn}(e_2) + c_3|e_3|^{\gamma_3}\text{sgn}(e_3)] = \\ & s[-\lambda\ddot{y} + \lambda K_*u + \lambda g + \dot{g} - \ddot{y}_r + c_1|e_1|^{\gamma_1}\text{sgn}(e_1) + \\ & c_2|e_2|^{\gamma_2}\text{sgn}(e_2) + c_3|e_3|^{\gamma_3}\text{sgn}(e_3)] = \\ & s[-\eta\text{sat}(s) - k_1|s|^{\gamma_k}\text{sgn}(s) - k_2s + \lambda g + \dot{g}]. \quad (32) \end{aligned}$$

当滑模变量 $|s(t)| \geq \varepsilon$ 时,将式(26)代入(32),可得

$$\begin{aligned} \dot{V} = & s(-\eta\text{sgn}(s) - k_1|s|^{\gamma_k}\text{sgn}(s) - k_2s + \lambda g + \dot{g}) = \\ & -\eta|s| - k_1|s|^{\gamma_k+1} - k_2|s|^2 + (\lambda g + \dot{g})s \leq \\ & -\eta|s| - k_1|s|^{\gamma_k+1} - k_2|s|^2 + |\lambda g + \dot{g}||s| \leq \\ & -k_1|s|^{\gamma_k+1} - |s|(k_2|s| + \eta - l) \leq \\ & -k_1|s|^{\gamma_k+1} = -k_1(2V)^{\frac{1+\gamma_k}{2}}. \quad (33) \end{aligned}$$

对式(33)两边进行积分,易知 V 能够在有限时间 $t_{r1} = \frac{[2V(0)]^{(1-\gamma_k)/2}}{(1-\gamma_k)k_1}$ 内收敛到区间 $[0, 0.5\varepsilon^2]$,即滑模变量 $s(t)$ 能够在时间 t_{r1} 内收敛到边界层 $|s(t)| = \varepsilon$ 上.为简化方程形式,在式(33)的推导过程中默认 $t_{r1} < t_{r2}$.当 $t_{r1} \geq t_{r2}$ 时,在时间区间 $[t_{r2}, t_{r1}]$ 内有 $u_r = u_2$,此时式(33)中的 $l = 0$,上述结论依然成立.

当滑模变量进入边界层后,即 $|s(t)| \leq \varepsilon$ 时,有

$$\begin{aligned} \dot{V} = & s\left(-\frac{\eta}{\varepsilon}s - k_1|s|^{\gamma_k}\text{sgn}(s) - k_2s + \lambda g + \dot{g}\right) = \\ & -k_1|s|^{\gamma_k+1} - \left(k_2 + \frac{\eta}{\varepsilon}\right)|s|^2 + (\lambda g + \dot{g})s. \quad (34) \end{aligned}$$

可见,由于干扰 $g(t)$ 的存在,采用控制律(27)无法保证滑模变量 $s(t)$ 收敛到零,而仅能保证其在有限时间 t_{r1} 内收敛到区间 $[-\varepsilon, \varepsilon]$.

当 $t > \max\{t_{r1}, t_{r2}\}$ 时,根据式(24)、(26)和(30)有

$$\begin{aligned} \dot{s}(t) = & -\lambda\ddot{y}(t) + \lambda K_*u(t) + \lambda g(t) + \dot{g}(t) - \ddot{y}_r(t) + \\ & c_1|e_1|^{\gamma_1}\text{sgn}(e_1) + c_2|e_2|^{\gamma_2}\text{sgn}(e_2) + c_3|e_3|^{\gamma_3}\text{sgn}(e_3) = \\ & -\frac{\eta}{\varepsilon}s - k_1|s|^{\gamma_k}\text{sgn}(s) - k_2s + \lambda g + \dot{g} - \lambda z_1 - z_2 = \\ & -k_1|s|^{\gamma_k}\text{sgn}(s) - \left(k_2 + \frac{\eta}{\varepsilon}\right)s. \quad (35) \end{aligned}$$

受文献[15]的启发,将等式(35)两边同乘 $e^{k_2+\eta/\varepsilon}$,并整理可得

$$\frac{d(e^{k_2+\eta/\varepsilon}s)}{|e^{k_2+\eta/\varepsilon}s|^{\gamma_k}\text{sgn}(s)} = -k_1e^{(k_2+\eta/\varepsilon)(1-\gamma_k)t}dt. \quad (36)$$

当 $s(0) \neq 0$ 时,对等式(36)两边积分,可得

$$s(t) = \begin{cases} \text{sgn}(s(0))e^{-(k_2+\eta/\varepsilon)t} \left[|s(0)|^{1-\gamma_k} + \frac{k_1}{k_2+\eta/\varepsilon} - \frac{k_1e^{(1-\gamma_k)(k_2+\eta/\varepsilon)t}}{k_2+\eta/\varepsilon} \right]^{\frac{1}{1-\gamma_k}}, & t < t_c; \\ 0, & t \geq t_c. \end{cases} \quad (37)$$

其中

$$t_c = \frac{\varepsilon}{(k_2\varepsilon + \eta)(1-\gamma_k)} \ln \left(1 + \frac{(k_2 + \eta/\varepsilon)|s(0)|^{1-\gamma_k}}{k_1} \right). \quad (38)$$

由此可知,当初始时刻滑模变量 $s(0) > \varepsilon$ 时,本文所设计的幂指数型趋近律可使滑模变量在时间 $T = \max\{t_{r1}, t_{r2}\} + t_{r3}$ 内收敛到零,其中

$$t_{r3} = \frac{\varepsilon}{(k_2\varepsilon + \eta)(1-\gamma_k)} \ln \left(1 + \frac{(k_2 + \eta/\varepsilon)\varepsilon^{1-\gamma_k}}{k_1} \right). \quad (39)$$

当滑模变量收敛到0之后,有 $s(t) = \dot{s}(t) = 0$,即

$$\begin{aligned} \dot{e}_3 = & -c_1|e_1|^{\gamma_1}\text{sgn}(e_1) - c_2|e_2|^{\gamma_2}\text{sgn}(e_2) - c_3|e_3|^{\gamma_3}\text{sgn}(e_3). \quad (40) \end{aligned}$$

由引理1可知,误差变量 $e_3(t)$ 、 $e_2(t)$ 、 $e_1(t)$ 均为有限时间稳定.综上,可知本文所设计的低通非奇异终端滑模引导算法为有限时间稳定的. \square

4 仿真分析

4.1 仿真条件设置

本文以F/A-18飞机为例,利用其动力学学导数的近似拟合函数^[25]构造Simulink动力学模块,进一步利用Matlab中的内置trim函数对舰载机进行着舰飞行状态配平,寻找舰载机在速度 $V = 68 \text{ m/s}$, $\alpha = 8.3^\circ$, $\theta = 5.3^\circ$, $\beta = p = q = r = \phi = \psi = 0$ 附近的平衡点,得到配平状态: $V_* = 72.81 \text{ m/s}$, $\alpha_* = 8.55^\circ$, $\theta_* = 5.44^\circ$, $\beta_* = p_* = q_* = r_* = \phi_* = \psi_* = \delta_{\alpha_*} = \delta_{r_*} = 0$.进一步,可获取舰载机在此飞行状态下的小扰动线性化方程的参数为

$$A = \begin{bmatrix} -0.1387 & 0.1486 & -0.9889 & 0.1342 \\ -4.9695 & -1.3921 & 0.5654 & 0 \\ 0.4952 & 0.0189 & -0.0925 & 0 \\ 0 & 1.0000 & 0.0952 & 0 \end{bmatrix}, \quad (41)$$

$$B = \begin{bmatrix} 0.0049 & 0.0248 \\ -5.3177 & 0.8398 \\ 0.1146 & -0.4737 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}, E = \begin{bmatrix} 0.0019 \\ 0.0683 \\ -0.0068 \\ 0 \end{bmatrix}. \quad (42)$$

在内环姿态控制系统的设计过程中,根据2.2节中所给出的关于权重函数选取的基本原则进行多次仿真调试,选取如下权重函数:

$$\begin{cases} W_1(s) = \text{diag}[w_{11}(s), w_{12}(s), w_{13}(s), w_{14}(s)], \\ W_2 = \text{diag}[w_{21}, w_{22}], \\ W_3(s) = \text{diag}[w_{31}(s), w_{32}(s), w_{33}(s), w_{34}(s)]. \end{cases} \quad (43)$$

其中

$$\begin{aligned} w_{11}(s) &= \frac{607.6(0.0215s + 1)}{92.81s + 1}, \\ w_{12}(s) &= \frac{0.0015(0.0215s + 1)}{92.81s + 1}, \\ w_{13}(s) &= w_{12}(s), w_{14}(s) = w_{11}(s), \\ w_{21} &= w_{22} = 0.0062, \\ w_{31}(s) &= w_{32}(s) = w_{33}(s) = w_{34}(s) = \\ &= \frac{3.82 \times 10^{-4}(1755.4s + 1)}{17.24s + 1}. \end{aligned} \quad (44)$$

根据所选的权重函数矩阵,基于Matlab的鲁棒控制工具箱可以对 $K(s)$ 进行求解。

低通非奇异终端滑模控制的参数选取为 $\lambda = 5, \eta = 1.6, k_1 = 0.28, k_2 = 1.8, \gamma_k = 0.7, c_1 = 1.18, c_2 = 2.27, c_3 = 1.8, \gamma_0 = 0.7$ 。

非齐次干扰观测器的参数选为 $\varsigma_0 = 2, \varsigma_1 = 1.5, \varsigma_2 = 1.1, \mu_0 = 8, \mu_1 = 6, \mu_2 = 3$ 。仿真过程中假设干扰 $g_1(t) = 0.1 \cos(2t) + 0.05 \sin t$ 。

4.2 内环姿态控制器控制性能

在1s时刻引入滚转角的单位阶跃信号,同时对舰载机施加舰尾流干扰,采用文中所设计的混合灵敏度 H_∞ 内环姿态控制器对滚转角信号进行跟踪,其跟踪效果与PID控制算法的对比效果如图4所示。

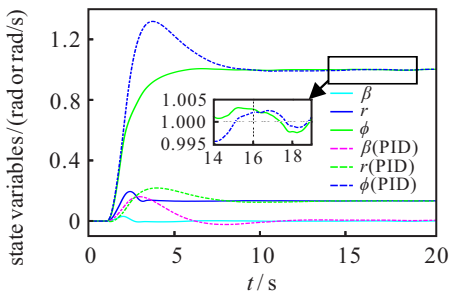


图4 内环姿态控制效果

由图4可以分析得出,与传统的PID控制方法相

比,文中所设计的内环控制器可以快速地实现滚转角控制,其调节时间在4s左右,比PID快3s;且在舰尾流的持续干扰下,可将滚转角的控制误差限制在 $\pm 0.005 \text{ rad}$ 左右,与PID控制精度基本一致。这说明,本文所设计的内环控制器可以在更短的调节时间内实现与PID控制方法相同的控制精度。

进一步,为了验证所选择的权重函数的有效性,对控制器的频域稳定性进行分析,求解权函数、灵敏度函数以及补灵敏度函数在全频域范围内的奇异值,所得结果如图5所示。由图5可知,式(19)成立,满足奇异值特性要求,求解 $\|P\|_\infty = 0.9678$,满足式(18)。基于以上的仿真及分析,可知本文中所设计的内环姿态控制器具有良好的控制性能。

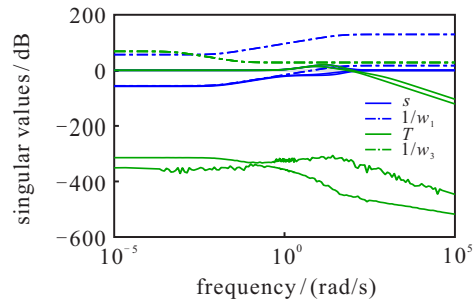


图5 内环控制系统幅频特性曲线

4.3 外环引导效果仿真分析

选取舰载机的初始位置误差分别为12m、6m、-4m,并在8~10s内引入强度为6m/s(风力约为4级)的阵风。为了验证外环引导算法的性能,这里先假设内环姿态控制系统的控制性能理想,即有 $\phi(t) = \phi_r(t)$,此时内环姿态控制系统只用于产生信号 $g_2(t)$ 。采用本文所设计的舰载机抗侧风着舰引导算法对系统进行控制,可得舰载机的飞行轨迹及轨迹控制误差如图6和图7所示。由图6可以分析得出,在不同的初始误差条件下,经历5s左右的控制过程后,初始误差基本可以被消除,控制进入稳态过程。由图7可以分析得出,舰载机的侧向轨迹误差可以被控制在 $\pm 0.12 \text{ m}$ 以内,且侧风干扰对飞机位置的影响并不明显,可见本文所设计的着舰引导算法具有良好的抗侧风引导能力。

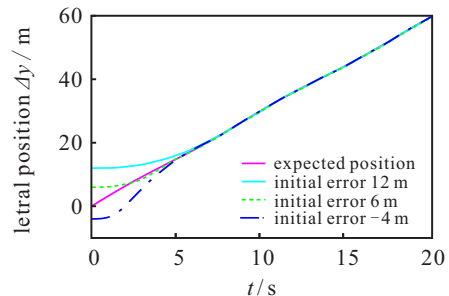


图6 不同初始条件下的引导效果

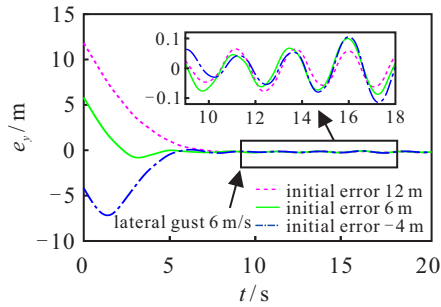


图7 侧向轨迹控制误差

以初始误差为 -4m 时的情况为例对结果作进一步分析.图8中给出了低通滤波结构对虚拟控制变量 u_r 的滤波效果,由图8可见滤波结构的引入对内环姿态控制器输入量 u_r 中的高频抖振信号起到了一定的抑制作用.

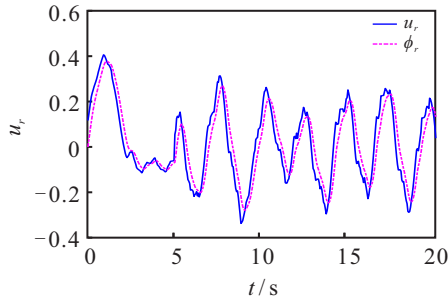


图8 低通滤波结构对虚拟控制变量的平滑效果

图9中给出了非齐次干扰估计器的估计结果,可见非齐次干扰观测器对于干扰 $g(t)$ 具有良好的估计性能,且观测器的收敛时间小于 4s .

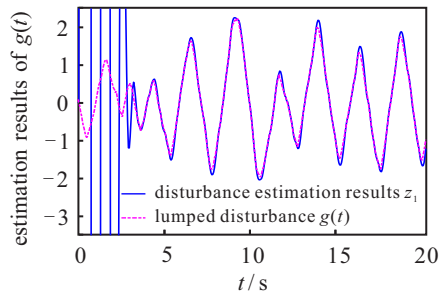


图9 干扰观测器对干扰g的估计结果

4.4 综合仿真效果及算法性能对比

在4.3节的仿真中对内环姿态控制系统的性能作了理想化假设.进一步,为了验证本文所设计的内外环综合控制系统的控制效果,这里对内环外控制系统进行整体仿真.同时,为了验证LNTSMC引导算法相较于已有算法的优势,本文选取文献中两种已有的算法作为引导律进行控制效果对比.其分别为:

- 1) Super-twisting 输出反馈控制算法^[26];
- 2) 二阶非奇异终端滑模控制算法(NTSMC)^[27].

注2 在进行内外环整体仿真的过程中,由于内环控制系统性能有限,当舵偏角快速变化时, $\lambda z_1 + z_2$

数值较大且变化较快,这一影响会传递到 u_r ,进而使得内环控制系统无法有效地跟踪引导律信号,最终影响整体控制效果,故本文在进行整体仿真时,只对未知干扰信号 $g_1(t)$ 进行估计和补偿,即令观测器 II 中的 $\dot{z}_0 = v_0 + K_*\phi + g_2(t)$.

初始位置误差取为 -9m ,同样在 $8\sim 10\text{s}$ 内引入强度为 6m/s 的阵风,采用本文所提出的LNTSMC与文献中的两种算法分别进行闭环控制,所得位置轨迹和位置误差情况如图10和图11所示.由图10可以分析得出:本文所提出的LNTSMC算法的响应速度要略快于另外两种算法;NTSMC算法的收敛速度最慢.

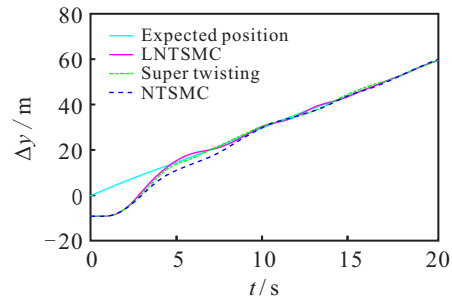


图10 不同引导律下的引导效果图

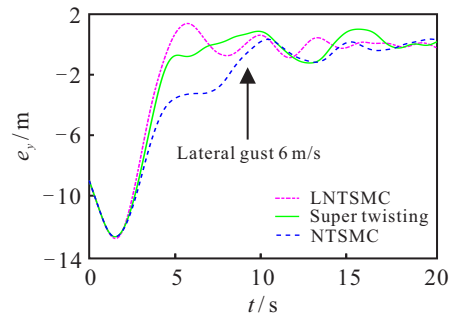


图11 不同引导律下的侧向轨迹控制误差

同时,由图11中可以分析得出:相较于Super-twisting算法和NTSMC算法,LNTSMC算法具有更高的控制精度,在受到侧向阵风干扰之后,LNTSMC算法可以使得舰载机的侧向位置误差控制在 $\pm 0.9\text{m}$ 以内,这一偏差小于舰载机侧向着舰偏差的理想范围 $\pm 1.52\text{m}$.在相同的侧风干扰条件下,Super-twisting算法以及NTSMC算法的控制误差分别为 $\pm 1.4\text{m}$ 和 $\pm 1.6\text{m}$,约为LNTSMC算法的1.5倍.

采用3种控制算法所得到的控制输入情况如图12和图13所示.由图12和图13可以分析得出,采用Super-twisting算法和NTSMC算法进行着舰控制的整个过程中,副翼和方向舵基本上都是在舵偏角极限范围内上下偏摆,而采用本文中所提出的LNTSMC算法时,除起始时刻和阵风开始作用阶段以外,其控制量均未达到舵偏角的极限值.由此可见,本文将低通滤波结构和边界层方法相结合,对滑模控制过程中

的控制输出抖振起到了一定的抑制作用。

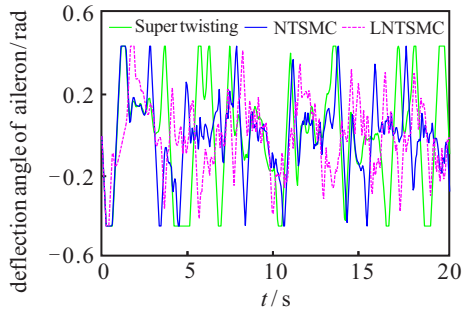


图 12 3种引导方法对应的副翼控制输入

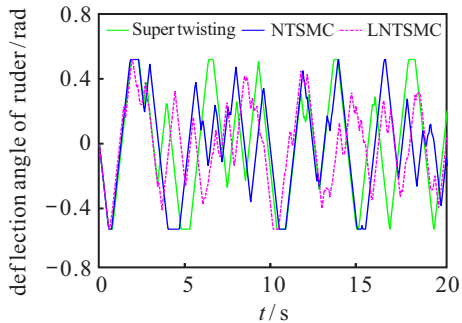


图 13 3种引导方法对应的方向舵输入

基于以上结果及分析可得出如下结论: 与文献中已有的方法相比, 本文所提出的LNTSMC算法具有良好的响应速度, 同时有着较强的抗侧风干扰能力. 此外, 该算法对于控制器的抖振情况具有一定的抑制能力, 故文中所提出的LNTSMC算法具有良好的综合性能.

注3 在4.3节和4.4节的仿真中, 为了避免 v_w 中的高频信号输入到内环控制系统中, 此处将 v_w/V_* 经过滤波器 $4/(s+4)$ 平滑后作为 β_k 的指令信号, 而4.2节中只涉及到高频舰尾流干扰的影响, β_k 的指令信号直接设为0.

5 结论

本文从提高舰载机的抗侧风着舰能力出发, 基于控制回路逐次闭合的思想以及混合灵敏度 H_∞ 和非奇异终端滑模等鲁棒控制技术, 设计了舰载机抗侧风着舰控制系统. 本文的主要工作和贡献包括:

1) 基于混合灵敏度 H_∞ 控制设计了抗侧风着舰控制系统的内环姿态控制器, 通过选取合适的频率权函数以满足其对频率塑型的要求, 获得了良好的内环姿态控制效果; 推导了侧风条件下舰载机着舰的侧向导引方程.

2) 基于齐次性理论, 设计了一种适用于低通滑模控制的积分终端滑模面, 在保证有限时间镇定的同时避免了控制奇异问题; 进一步设计了一种带边界层的幂指数趋近律用以快速镇定滑模变量, 且从理论上证明了所设计滑模引导律的有限时间稳定, 仿真表明

文中所设计的滑模引导律具有良好的抗侧风性能.

3) 同时采用低通滤波器以及边界层的方法来抑制控制系统的抖振问题. 仿真结果表明, 该方法在实现良好控制效果的同时, 对控制抖振具有一定的抑制作用.

参考文献(References)

- [1] Yu Y, Wang H L, Li N, 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.
- [2] 张杨, 吴文海, 汪杰. 舰载无人机横侧向着舰控制律设计[J]. 航空学报, 2017, 38(S1): 721489. (Zhang Y, Wu W H, Wang J. Design of carrier UAV lateral/directional landing control law[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2017, 38(S1): 721489.)
- [3] Zheng F Y, Gong H J, Jiang J, et al. Lateral carrier landing performance affecting factors of small carrier-based UAV[C]. AsiaSim 2013, 2013: 528-540.
- [4] 郑峰婴, 龚华军, 王新华. 小型舰载无人机侧向自主着舰引导技术[J]. 南京航空航天大学学报, 2013, 45(1): 82-87. (Zheng F Y, Gong H J, Wang X H. Small carrier UAV lateral autonomous landing system[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2013, 45(1): 82-87.)
- [5] 高丽, 吴文海, 梅丹, 等. 侧向自动着舰引导控制 L_1 自适应设计[J]. 飞行力学, 2016, 34(4): 41-45. (Gao L, Wu W H, Mei D, et al. Design of L_1 adaptive controller for lateral-directional automatic carrier landing[J]. Flight Dynamics, 2016, 34(4): 41-45.)
- [6] 朱齐丹, 王立鹏, 张智, 等. 舰载机着舰侧回路时变风险权值矩阵线性变参数预测控制[J]. 控制理论与应用, 2015, 32(1): 101-109. (Zhu Q D, Wang L P, Zhang Z, et al. Aircraft lateral linear parameter varying model predictive control with time varying weight[J]. Control Theory & Applications, 2015, 32(1): 101-109.)
- [7] 刘强, 刘晓川, 刘玉宝. 基于TECS/ H_∞ 的无人机侧向导引技术研究[J]. 计算机仿真, 2012, 29(4): 84-87. (Liu Q, Liu X C, Liu Y B. Study on lateral carrier landing system for UAV based on total energy and H_∞ control[J]. Computer Simulation, 2012, 29(4): 84-87.)
- [8] 刘永慧. 滑模变结构控制的研究综述[J]. 上海电机学院学报, 2016, 19(2): 88-93. (Liu Y H. Review of research on sliding mode variable structure control[J]. Journal of Shanghai Dianji University, 2016, 19(2): 88-93.)
- [9] Yu X H, Man Z H. Model reference adaptive control systems with terminal sliding modes[J]. International Journal of Control, 1996, 64(6): 1165-1176.
- [10] 蒲明, 蒋涛, 刘鹏. 一类3阶非线性系统的非奇异终端滑模控制[J]. 控制理论与应用, 2017, 34(5): 683-691.

- (Pu M, Jiang T, Liu P. Nonsingular terminal sliding mode control for a class of 3-order nonlinear systems[J]. *Control Theory & Applications*, 2017, 34(5): 683-691.)
- [11] 马艳如, 王青, 胡昌华, 等. 执行器故障下的运载火箭非奇异终端滑模容错控制[J]. *宇航学报*, 2020, 41(12): 1553-1560.
(Ma Y R, Wang Q, Hu C H, et al. Non-singular terminal sliding mode fault-tolerant control of launch vehicle with actuator fault[J]. *Journal of Astronautics*, 2020, 41(12): 1553-1560.)
- [12] Zhong C X, Guo Y, Yu Z, et al. Finite-time attitude control for flexible spacecraft with unknown bounded disturbance[J]. *Transactions of the Institute of Measurement and Control*, 2016, 38(2): 240-249.
- [13] Pukdeboon C, Siricharuanun P. Nonsingular terminal sliding mode based finite-time control for spacecraft attitude tracking[J]. *International Journal of Control, Automation and Systems*, 2014, 12(3): 530-540.
- [14] Yang X Q, Li J, Dong Y. Flexible air-breathing hypersonic vehicle control based on a novel non-singular fast terminal sliding mode control and nonlinear disturbance observer[J]. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, 2017, 231(11): 2132-2145.
- [15] 李鹏. 传统和高阶滑模控制研究及其应用[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2011.
(Li P. Research and application of traditional and higher-order sliding mode control[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2011.)
- [16] 方振平, 陈万春, 张曙光. 航空飞行器飞行动力学[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2005: 174-346.
(Fang Z P, Chen W C, Zhang S G. Flight dynamics of aircraft [M]. Beijing: Beijing University of Aeronautics & Astronautics Press, 2005: 174-346.)
- [17] 彭兢, 金长江. 在 MATLAB 中模拟平稳随机过程[J]. *北京航空航天大学学报*, 2001, 27(5): 585-588.
(Peng J, Jin C J. Simulation of stationary random process with MATLAB[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2001, 27(5): 585-588.)
- [18] 杨一栋. 舰载飞机着舰引导与控制[M]. 北京: 国防工业出版社, 2007: 123-154.
(Yang Y D. Guidance and control of carrier based aircraft landing [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2007: 123-154.)
- [19] 李鸣, 阎永举. 突风对着陆飞机下滑飞行的安全性影响[J]. *海军航空工程学院学报*, 2016, 31(3): 301-306.
(Li M, Yan Y J. Effects of gust on aircraft flight safety in glide flight[J]. *Journal of Naval Aeronautical and Astronautical University*, 2016, 31(3): 301-306.)
- [20] 吴森堂. 飞行控制系统[M]. 第2版. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2013: 195-270.
(Wu S T. Flight control system[M]. The 2nd edition. Beijing: Beijing University of Aeronautics & Astronautics Press, 2013: 195-270.)
- [21] 章卫国, 李爱军, 刘小雄, 等. 鲁棒飞行控制系统设计[M]. 北京: 国防工业出版社, 2012: 69-104.
(Zhang W G, Li A J, Liu X X, et al. Design of robust flight control system[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2012: 69-104.)
- [22] 赵兴成. 鲁棒 H_∞/S 面模型的无人机飞行控制方法研究[D]. 太原: 中北大学, 2019.
(Zhao X C. Research on UAV flight control method based on robust H_∞/S -plane model[D]. Taiyuan: North University of China, 2019.)
- [23] Bhat S P, Bernstein D S. Geometric homogeneity with applications to finite-time stability[J]. *Mathematics of Control, Signals and Systems*, 2005, 17(2): 101-127.
- [24] Li P, Wang P, Ma J J, et al. Non-homogeneous disturbance observer-based second order sliding mode control[C]. *Proceedings of the 33rd Chinese Control Conference*. Nanjing, 2014: 2150-2154.
- [25] Fan Y G, Lutze F H, Cliff E M. Time-optimal lateral maneuvers of an aircraft[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 1995, 18(5): 1106-1112.
- [26] Chalanga A, Kamal S, Fridman L M, et al. Implementation of super-twisting control: Super-twisting and higher order sliding-mode observer-based approaches[J]. *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, 2016, 63(6): 3677-3685.
- [27] Ming C, Wang X M, Sun R S. A novel non-singular terminal sliding mode control-based integrated missile guidance and control with impact angle constraint[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2019, 94: 105368.

作者简介

崔凯凯(1991—), 男, 博士生, 从事舰载机着舰控制的研究, E-mail: nau_181004@163.com;

韩维(1970—), 男, 教授, 从事舰载飞行器动力学与控制、舰载航空保障等研究, E-mail: Hanwei70cn@tom.com;

张勇(1978—), 男, 副教授, 从事航空综合保障、舰载飞行器使用工程等研究, E-mail: ZhangYongHD@yeah.net;

张凯伦(1994—), 男, 助教, 从事舰载机动力学的研究, E-mail: 673865773@qq.com;

刘洁(1990—), 男, 助理研究员, 从事舰载航空保障的研究, E-mail: liuyexiaobao@163.com.

(责任编辑: 孙艺红)