

文章编号: 1674-8190(2024)06-143-07

基于增量动态逆的着舰控制方法研究

段卓毅¹, 赵乐天², 张军红², 刘小雄³

(1. 航空工业第一飞机设计研究院 总体气动设计研究所, 西安 710089)

(2. 航空工业第一飞机设计研究院 飞控系统设计研究所, 西安 710089)

(3. 西北工业大学 自动化学院, 西安 710129)

摘要: 精确的着舰控制以及提高着舰过程的安全性和可靠性是舰载机安全回收的难点问题。提出一种基于增量动态逆的着舰控制系统, 采用基于增量动态逆的迎角保持回路与航迹角速率控制回路的方法, 实现迎角与航迹的解耦以及直接升力对航迹的直接控制; 引入微分跟踪器对增量动态逆控制律中需要的航迹角加速度信号进行估计, 通过仿真对着舰控制系统进行验证。结果表明: 基于增量动态逆的着舰控制系统具有优异的控制精确性、快速性以及鲁棒性, 在不同海况干扰下能够实现对航迹的精确跟踪, 并且着舰点满足对舰载机着舰点分布的品质要求。

关键词: 舰尾流; 增量动态逆; “魔毯”; 着舰控制

中图分类号: V271.4⁺92; V249.1

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2024.06.12

Study on landing control method based on incremental dynamic inverse

DUAN Zhuoyi¹, ZHAO Letian², ZHANG Junhong², LIU Xiaoxiong³

(1. Overall Aerodynamic Design and Research Institute, AVIC The First Aircraft Institute, Xi'an 710089, China)

(2. Flight Control System Design and Research Institute, AVIC The First Aircraft Institute, Xi'an 710089, China)

(3. School of Automation, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710129)

Abstract: Accurate landing control and improving the safety and reliability of the landing process are difficult issues in the safe recovery of carrier based aircraft. A landing control system based on incremental dynamic inverse is proposed. The method of an angle of attack maintenance loop and a trajectory rate control loop based on incremental dynamic inversion is used, which can achieve decoupling of angle of attack and trajectory, as well as direct control of trajectory by direct lift. A differential tracker is introduced to estimate the track angular acceleration signal required in the incremental dynamic inverse control law. The landing control system is verified with simulation. The results show that the designed landing control system based on incremental dynamic inverse has excellent control accuracy, speed, and robustness. It can achieve accurate tracking of the trajectory under different sea conditions interference, and the landing points can meet the quality requirements for the distribution of carrier based aircraft landing points.

Key words: carrier air wake; incremental dynamic inverse; "Magic Carpet"; landing control

收稿日期: 2024-04-28; 修回日期: 2024-05-19

通信作者: 赵乐天(1997-), 男, 硕士, 工程师。E-mail: zletian2021@163.com

引用格式: 段卓毅, 赵乐天, 张军红, 等. 基于增量动态逆的着舰控制方法研究[J]. 航空工程进展, 2024, 15(6): 143-149.

DUAN Zhuoyi, ZHAO Letian, ZHANG Junhong, et al. Study on landing control method based on incremental dynamic inverse [J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2024, 15(6): 143-149. (in Chinese)

0 引言

舰载机作为航母战斗群中重要的空防力量,由于甲板狭小、舰尾流等影响,舰载机的安全回收始终是难点问题^[1-2],因此对舰载机的精确着舰控制技术提出了要求。舰载机的精确着舰控制以及提高着舰过程的安全性和可靠性一直是各国研究者不断追求的目标^[3]。

美国海军于2014年提出了“魔毯”(Magic Carpet)项目^[4]。“魔毯”技术大幅降低了飞行员的操纵负担,提高了舰载机的着舰精度、安全性、可靠性^[5]。“魔毯”着舰的关键技术包括综合直接升力控制(Integrated Direct Lift Control,简称IDLC)、航迹角速率模态控制、航迹增量模态控制、改进的平视显示器(Head-UO Display,简称HUD)控制^[6-7]。其中,航迹角速率模态、航迹增量模态均采用了直接升力控制,通过直接升力对舰载机的航迹进行控制,并实现迎角的恒定保持^[8]。相较于传统的姿态着舰控制方式,“魔毯”着舰能显著提高着舰航迹跟踪的快速性与精度,并且在迎角恒定保持下,对舰尾流的影响也有很好的抑制效果^[9]。因此,“魔毯”着舰控制的思想一经提出,就得到了研究者的广泛关注。

罗飞等^[10]采用非线性动态逆控制方法设计了直接升力着舰控制律,利用了动态逆的完全解耦特性及着舰时姿态回路控制状态无大幅度变化等特性;张志冰等^[11]开展了基于多操纵面控制分配的综合直接升力技术的人工着舰精确控制方法研究,提出一种解耦设计的综合直接力技术的控制律框架,并与常规着舰控制律进行对比;邓金来等^[12]采用驾驶杆操纵襟翼的方式实现航迹角的控

制模式,实现直接力着舰控制,该模式引入俯仰角反馈调节升降舵用于平衡飞机的稳定俯仰力矩;孙笑云^[13]提出了一种自适应模糊直接升力着舰控制方案,该方案通过调用襟翼通道控制权限提供直接升力,提高航迹跟踪快速性。

本文依据航迹角速率模态的基本思想,提出基于增量动态逆的航迹角速率模态着舰控制系统;采用两层并联的增量动态逆控制律回路方法,实现升降舵对迎角的保持,后缘襟翼产生直接升力对航迹角速率的直接控制;通过仿真对设计的着舰控制系统在舰尾流影响下的控制性能进行验证。

1 “魔毯”着舰控制系统

航迹角速率模态中采用了直接升力模态的控制思想,实现了迎角与航迹的解耦。迎角的恒定保持以及直接升力对航迹的控制,消除了航迹响应的滞后,提高了舰载机跟踪航迹的快速性与精确性。

增量动态逆(Incremental Nonlinear Dynamic Inverse,简称INDI)控制兼具了动态逆的优点,并通过将非线性动态逆进行泰勒展开,忽略其小量构成,其结果形式与飞机气动参数变化影响无关,因此能有效克服飞机气动参数对飞机的影响,进而解决非线性动态逆对存在干扰与建模误差鲁棒性差的局限性^[14-17]。

本文基于增量动态逆设计着舰控制系统,该着舰控制系统具有两层并联的控制回路,以此实现升降舵平衡力矩对迎角的保持,后缘襟翼产生直接升力对航迹的控制,采用跟踪微分器解决增量动态逆引入角加速度信号的问题。该控制系统的结构框图如图1所示。

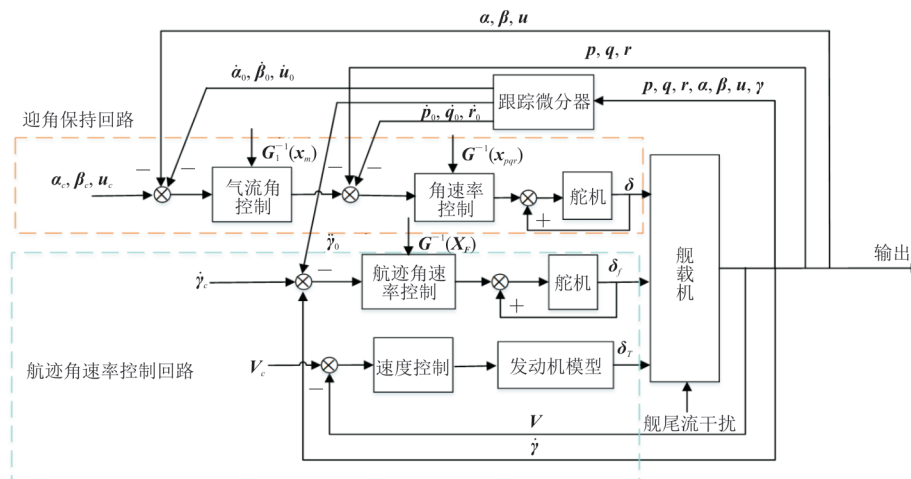


图1 基于增量动态逆的航迹角速率着舰控制系统

Fig. 1 The landing control system of track angular velocity based on INDI

图1中 $p, q, r, \alpha, \beta, u, \gamma, V$ 分别为舰载机的状态向量; δ 表示舰载机的常规舵面(副翼、升降舵、方向舵)信号; δ_f 表示后缘襟翼; δ_T 表示油门信号。

2 INDI控制律设计

将舰载机系统表示为如下的仿射非线性形式:

$$\begin{cases} \dot{x} = F(x) + G(x)u \\ y = h(x) \end{cases} \quad (1)$$

式中: x, y 分别为系统的状态量和输出量, $x \in R^n$, $y \in R^m$; u 为输入量, $u \in R^m$; $F(x)$ 为与状态相关的系统动态矩阵; $G(x)$ 为与控制相关的控制效能矩阵; $h(x)$ 为与状态相关的输出,通常为状态 x 。

动态逆(NDI)控制是通过找到输入量和输出量(状态量)之间的直接关系进行求逆运算求解,而INDI控制则是寻求输入量和输出量(状态量)微分之间的增量关系,因此,对输出方程进行微分,并进行泰勒展开。

$$\begin{aligned} \dot{y} &= \frac{dh(x)}{dt} = \frac{\partial h(x)}{\partial x} \frac{dx}{dt} = \dot{x} \approx \\ & \left. \dot{x}_0 + \frac{\partial [F(x) + G(x)u]}{\partial x} \right|_0 + o(x^2) \approx \\ & \left. \dot{x}_0 + G(x)(u - u_0) + \frac{\partial \dot{x}}{\partial x} \right|_0 \end{aligned} \quad (2)$$

通常,在很短的时间内,飞机操纵面对飞机状态的影响要远大于状态变化量对飞机的影响,即 $\partial \dot{x} / \partial x \ll G(x)(u - u_0)$,因此,式(2)可进一步简化为

$$\dot{x} \approx \dot{x}_0 + G(x_0)(u - u_0) \quad (3)$$

对式(2)求逆,INDI控制律可设计为

$$u = u_0 + G^{-1}(x_0)(v - \dot{x}_0) \quad (4)$$

由INDI控制律^[18]可知,控制律不再依赖与模型相关的动态矩阵 $F(x)$,因此对建模误差具有鲁棒性。

3 航迹角速率模态设计方法

3.1 迎角保持回路设计

将舰载机角速率微分方程整理为仿射非线性形式:

$$\begin{cases} \dot{x} = F(x_{pqr}) + G(x_{pqr})u \\ y = x_{pqr} \end{cases} \quad (5)$$

式中: x_{pqr} 为系统状态滚转角速率 p ,俯仰角速率 q ,偏航角速率 r 的矩阵; u 为系统输入副翼 δ_a ,升降舵 δ_e 以及方向舵 δ_r 的矩阵; $F(x_{pqr})$ 为系统的非线性耦合力矩; $G(x_{pqr})$ 为舵面的操纵力矩。

根据INDI控制律的思想,角速率增量动态逆控制律可设计为

$$\begin{bmatrix} \delta_a \\ \delta_e \\ \delta_r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \delta_{a0} \\ \delta_{e0} \\ \delta_{r0} \end{bmatrix} + G^{-1}(x_{pqr}) \left(v_{pqr} - \begin{bmatrix} \dot{p}_0 \\ \dot{q}_0 \\ \dot{r}_0 \end{bmatrix} \right) \quad (6)$$

式中: v_{pqr} 为虚拟控制量, $v_{pqr} = \omega \begin{bmatrix} p_c - p \\ q_c - q \\ r_c - r \end{bmatrix}$; ω 为系

统的带宽,取值为10 rad/s。

对于指令信号 p_c, q_c, r_c 的获取则由气流角增量动态逆回路得到。

同样,将气流角 α, β, u 微分方程写成仿射非线性形式:

$$\begin{cases} \dot{x} = F(x_m) + G_1(x_m)x_{pqr} + G_2(x_m)u \\ y = x_m \end{cases} \quad (7)$$

式中: x_m 为系统状态 α, β, u 的矩阵; $F(x_m)$ 为系统非线性耦合力; $G_1(x_m)$ 为气流角微分信号和角速率信号之间的运动学关系的矩阵; $G_2(x_m)$ 为舵面的操纵力。

由于舵面偏转主要对角速率影响较大,进而影响气流角,而对气流角的直接影响较小。因此,忽略较小量,即忽略舵面偏转对气流角的影响,根据INDI控制律的思想,气流角增量动态逆控制律可以设计为

$$\begin{bmatrix} p_c \\ q_c \\ r_c \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} p_0 \\ q_0 \\ r_0 \end{bmatrix} + G_1^{-1}(x_m) \left(v_{\alpha\beta\mu} - \begin{bmatrix} \dot{\alpha}_0 \\ \dot{\beta}_0 \\ \dot{\mu}_0 \end{bmatrix} \right) \quad (8)$$

式中: $v_{\alpha\beta\mu}$ 为虚拟控制量, $v_{\alpha\beta\mu} = \omega \begin{bmatrix} \alpha_c - \alpha \\ \beta_c - \beta \\ \mu_c - \mu \end{bmatrix}$; ω 为系

统的带宽,取值为2.3 rad/s。

3.2 航迹角速率控制回路设计

由于直接升力直接作用在航迹控制回路,与常规INDI设计方法不同,因此本文设计两层并联的增量动态逆控制回路,将航迹角速率控制回路迎角保持回路完全解耦开来。在航迹角速率模

态着舰控制律设计中,直接升力的产生主要体现在推力变化和直接升力面的输入,认为通过偏转常规气动舵面产生的直接力以及内部状态变化产生的直接力可以忽略,并且忽略迎角保持回路动态的影响,得到简化的航迹回路直接升力仿射非线性系统方程:

$$\dot{X}_F = F(X_F) + G(X_F)u \quad (9)$$

式中: X_F 为航迹角矩阵; u 为控制输入舵面矩阵; $F(X_F)$ 为航迹控制状态自身动态关系矩阵; $G(X_F)$ 为直接升力舵面的控制有效性关系矩阵。

航迹角速率控制通道要进行增量动态逆控制律的设计,首先要获得航迹角加速度与直接升力舵面的关系表达式,这是难以构建的。因此,本文采用微分的定义来构建航迹角加速度与直接升力舵面的关系。

根据微分定义,式(9)中:

$$\ddot{X}_F = \frac{\dot{X}_F|_{u=(\delta_f+\Delta)} - \dot{X}_F|_{u=\delta_f}}{\Delta} \approx \frac{G(X_F)|_{u=(\delta_f+\Delta)} - G(X_F)|_{u=\delta_f}}{\Delta} u \quad (10)$$

因此,根据INDI控制律的思想,航迹角速率增量动态逆控制律可设计为

$$\delta_{fc} = \delta_{f0} + G_{\dot{\gamma}}^{-1}(x)(\dot{\gamma}_d - \dot{\gamma}_0) \quad (11)$$

式中: $G_{\dot{\gamma}}^{-1}(x) = \frac{G(X_F)|_{u=(\delta_f+\Delta)} - G(X_F)|_{u=\delta_f}}{\Delta}$;

$\dot{\gamma}_d = \omega(\dot{\gamma}_c - \dot{\gamma})$, ω 取值为17 rad/s。

速度 V 的微分方程如下:

$$\dot{V} = \frac{1}{m}(F_T \cos \alpha \cos \beta - D - mg \sin \gamma) \quad (12)$$

对速度 V 通道采用解析法,把多元非线性问题化作一元问题来解决。可获得速度控制律如下:

$$F_{Tc} = \frac{m\dot{V} + D + mg \sin \gamma}{\cos \alpha} \quad (13)$$

3.3 角加速度信号的获取

相比于NDI控制律,INDI控制律的优势在于不需要考虑被控对象模型中的非线性动态函数 $F(x)$,进而提高控制系统的鲁棒性。但是,在增量动态逆控制律设计过程中需要额外引入角加速度信号(\dot{p} 、 \dot{q} 、 \dot{r} 、 $\dot{\gamma}$)来计算控制量的增量 Δu 输入以及

引入角速度信号($\dot{\alpha}$ 、 $\dot{\beta}$ 、 $\dot{\mu}$ 、 $\dot{\gamma}$)来计算角速率回路与航迹角速率回路的控制输入,这需要获得精确的角加速度与角速度信号进行反馈。

然而,实际中角速度信号能够通过陀螺仪精确地测量,但是,由于角加速度传感器的安装和加速度计本身条件的限制,并不能直接依靠角加速度传感器精确测量角加速度的数值。加上由于传感器噪声的影响,利用测量的角速度值直接微分求解会带来很大的噪声误差。因此,本文采用非线性微分跟踪器(NTD)来获取增量动态逆中所需的角加速度信号。

跟踪微分器的结构包括:一个输入信号 $v(t)$,两个输出信号 $x_1(t)$ 和 $x_2(t)$,其中 $x_1(t)$ 跟踪 $v(t)$ 的微分信号,而 $x_2(t)$ 则跟踪 $v(t)$ 的微分信号。其离散形式如下:

$$\begin{cases} x_1(k+1) = x_1(k) + h \cdot x_2(k) \\ x_2(k+1) = x_2(k) + h \cdot f_{\text{han}} \end{cases} \quad (14)$$

式中: h 为采样步长; f_{han} 为最速综合函数,具体公式详见文献[17]。

4 仿真实验

在Matlab/Simulink环境下验证所设计基于增量动态逆着舰控制系统的控制性能。

假设舰载机着舰时的初始高度为300 m,速度为70 m/s,舰载机的初始俯仰角与迎角为8.174°,初始升降舵偏转角为-1.4131°,初始襟翼偏转角为10°,初始油门开度为0.24。

采用一阶惯性环节来模拟升降舵偏转角与襟翼偏转角执行机构动态,其限制如表1所示。

表1 气动舵面约束

Table 1 Aerodynamic control surface constraint		
气动舵面	位置限制/(°)	速率限制/[(°)·s ⁻¹]
升降舵	-25~25	±60
襟翼	0~60	±80

为了验证本文设计的基于增量动态逆的着舰系统具有较强的鲁棒性,迎角保持回路采用常规动态逆控制,并在俯仰静稳定导数变化干扰下,与本文采用的增量动态逆控制进行对比。

假设舰载机在8 s后受到干扰,致使俯仰静稳定导数变为之前的80%,仿真结果如图2所示。

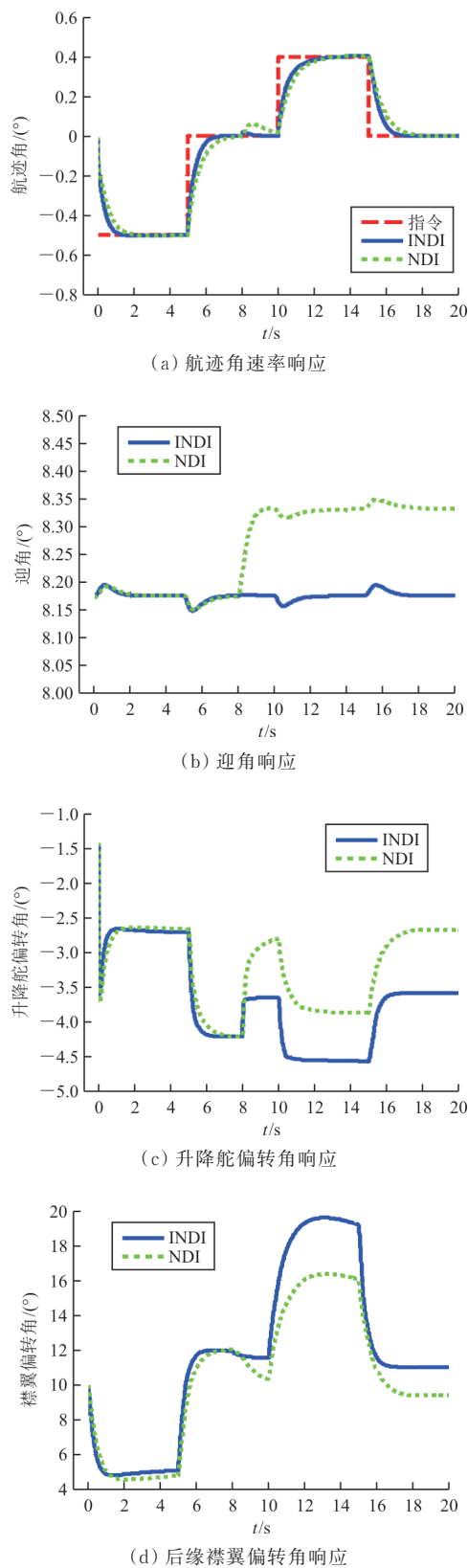


图2 航迹角速率指令下舰载机响应
Fig.2 Carrier based aircraft response under trajectory angular rate command

从图2可以看出:在未加入扰动之前,INDI与NDI控制下的航迹角速率能够快速跟踪指令,动态性能与稳态性能都较好,迎角也能够很好地保持在配平值,同时也反映了NTD能够实现对角加速度的估计。8 s后加入扰动,INDI依旧具有良好的控制性能,而NDI控制下迎角产生了约 0.2° 的变化,进而导致航迹角速率也产生了一定变化,控制性能下降。

为了进一步验证本文设计的着舰控制系统,在航迹角速率回路外环增加高度控制回路,并在着舰最后12.5 s加入舰尾流的干扰。不同海况下高度跟踪情况如图3所示。

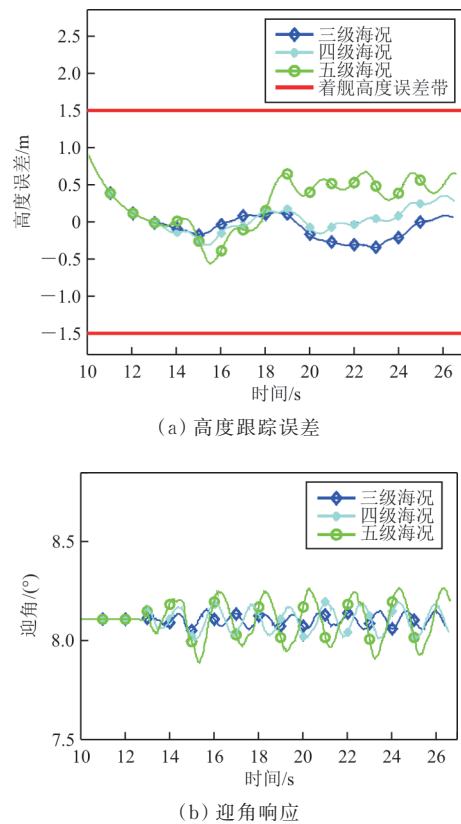
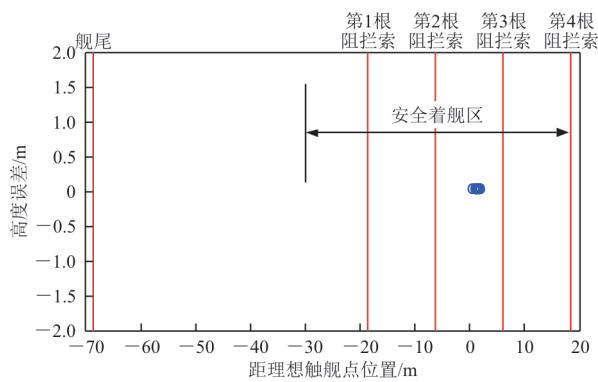


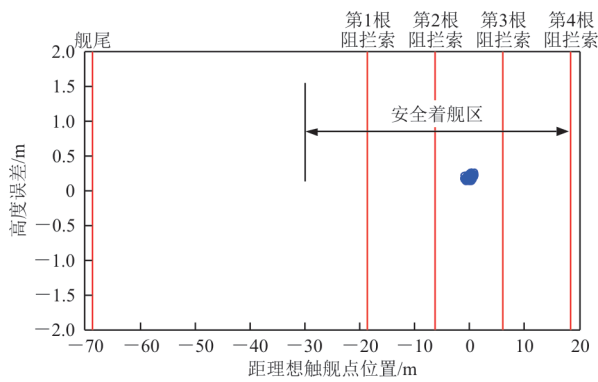
图3 不同海况下高度跟踪情况
Fig.3 Height tracking under different sea conditions

从图3可以看出:海况等级越高,舰载机的跟踪下滑轨迹的误差越大,但都在要求的 ± 1.5 m的高度误差带内;迎角随着海况等级的增大,受到的影响也越大,但都能维持在配平值附近。表明设计的着舰控制系统具有良好的控制性能。

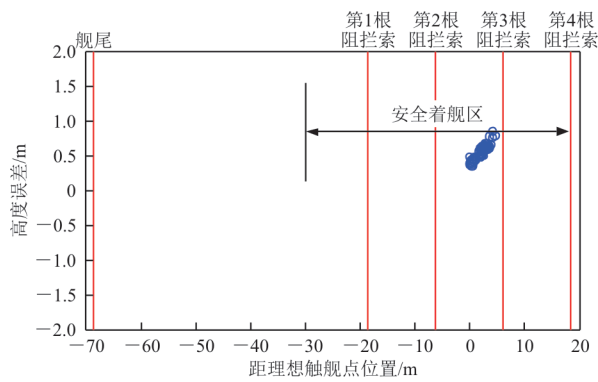
为了避免一次仿真具有的偶然性,对三组海况各仿真50次,着舰点分布图如图4所示。



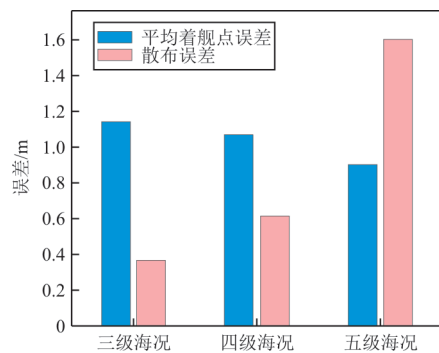
(a) 三级海况下着舰点分布图



(b) 四级海况下着舰点分布图



(c) 五级海况下着舰点分布图



(d) 平均着舰点误差与散布误差

图 4 着舰点分布图

Fig. 4 Distribution map of landing points

从图 4 可以看出:三组海况下着舰都处于理想的第二根阻拦索与第三根阻拦索之间,并且平均着舰点误差处于要求的理想范围 10 ft (3.048 m) 以内;着舰点的散布误差都处于要求的 40 ft (12.192 m) 范围内。因此设计的航迹角速率着舰控制系统在舰尾流的影响下,满足对着舰点分布的品质要求。

5 结 论

1) 本文采用 INDI 设计了迎角保持与航迹角速率控制两个并联回路,实现了迎角与航迹的解耦。

2) 引入的跟踪微分器解决了 INDI 控制航迹角加速度信号的需求问题。

3) 通过仿真验证了基于 INDI 控制的航迹角速率模态着舰控制系统的鲁棒性。

4) 在不同海况下本文设计的着舰控制系统具有较高的航迹跟踪能力、迎角保持能力,舰载机的着舰点满足对舰载机着舰点分布的品质要求。

参考文献

- [1] 黄旭东, 朱万博, 闻子侠, 等. 舰尾流下自动着舰进场动力补偿的仿真与分析[J]. 航空兵器, 2023, 30(1): 69-73. HUANG Xudong, ZHU Wanbo, WEN Zixia, et al. Simulation and analysis of automatic landing approach dynamic compensation under stern flow [J]. Aviation Weapons, 2023, 30(1): 69-73. (in Chinese)
- [2] 甄冲, 曲晓雷, 王翼丰, 等. 视觉引导误差对自动着舰性能影响研究[J/OL]. 航空工程进展: 1-8 [2024-05-27]. <http://kns.cnki.net/kcms/detail/61.1479.V.20231212.1253.004.html>. ZHEN Chong, QU Xiaolei, WANG Yifeng, et al. Influence of visual guidance error on automatic landing performance[J/OL]. 航空工程进展: 1-8 [2024-05-27]. <http://kns.cnki.net/kcms/detail/61.1479.V.20231212.1253.004.html>. (in Chinese)
- [3] ZHANG X, WANG J, FENG X, et al. Direct lift control of carrier-based aircraft based on thrust vector[C]// International Conference on Guidance, Navigation and Control. Singapore: Springer Nature Singapore, 2022: 1750-1759.
- [4] 吴文海, 汪节, 高丽, 等. MAGIC CARPET 着舰技术分析[J]. 系统工程与电子技术, 2018, 40(9): 2079-2091. WU Wenhai, WANG Jie, GAO Li, et al. Technical analysis of MAGIC CARPET landing [J]. Systems Engineering and Electronics, 2018, 40(9): 2079-2091. (in Chinese)
- [5] 张守权. 基于直接力控制的人工着舰技术综述[J]. 飞机设计, 2022, 42(2): 21-25.

- ZHANG Shouquan. Summary of manual landing techniques based on direct force control[J]. Aircraft Design, 2022, 42(2): 21-25. (in Chinese)
- [6] 朱玉莲, 甄子洋, 季雨璇, 等. 舰载飞机着舰直接力控制方法[J]. 电光与控制, 2020, 27(11): 1-5.
ZHU Yulian, ZHEN Ziyang, JI Yuxuan, et al. Direct force control method for shipborne aircraft landing [J]. Electric Light and Control, 2020, 27(11): 1-5. (in Chinese)
- [7] 汪节, 朱飞翔, 韩维, 等. MAGIC CARPET着舰控制的稳定性[J/OL]. 电光与控制: 1-8[2024-04-28]. <http://kns.cnki.net/kcms/detail/41.1227.tn.20230816.1423.002.html>.
WANG Jie, ZHU Feixiang, HAN Wei, et al. MAGIC CARPET stability of landing control[J/OL]. Electric Light and Control: 1-8[2024-04-28]. <http://kns.cnki.net/kcms/detail/41.1227.tn.20230816.1423.002.html>. (in Chinese)
- [8] 宋立廷, 周思羽, 张杨, 等. 级联式预设性能动态逆解耦直接升力着舰控制[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2023, 55(12): 42-53.
SONG Liting, ZHOU Siyu, ZHANG Yang, et al. Cascade preset performance dynamic inverse decoupling direct lift landing control[J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 2023, 55(12): 42-53. (in Chinese)
- [9] 罗飞, 张军红, 王博, 等. 基于直接升力与动态逆的舰尾流抑制方法[J]. 航空学报, 2021, 42(12): 193-208.
LUO Fei, ZHANG Junhong, WANG Bo, et al. Aft current suppression method based on direct lift and dynamic inverse[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2021, 42(12): 193-208. (in Chinese)
- [10] 罗飞, 张军红, 王博, 等. 基于直接力的着舰航迹动态逆控制仿真研究[J]. 电光与控制, 2021, 28(9): 103-107.
LUO Fei, ZHANG Junhong, WANG Bo, et al. Simulation research on dynamic inverse control of landing track based on direct force[J]. Electric Light and Control, 2021, 28(9): 103-107. (in Chinese)
- [11] 张志冰, 张秀林, 王家兴, 等. 一种基于多操纵面控制分配的IDLC人工着舰精确控制方法[J]. 航空学报, 2021, 42(8): 142-157.
ZHANG Zhibing, ZHANG Xiulin, WANG Jiaying, et al. An accurate IDLC manual landing control method based on multi-control surface control assignment is presented [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2021, 42(8): 142-157. (in Chinese)
- [12] 邓金来, 张志冰, 王家兴. 基于直接力的舰载机着舰控制技术[J]. 飞机设计, 2020, 40(2): 6-10.
DENG Jinlai, ZHANG Zhibing, WANG Jiaying. Research on landing control technology of carrier aircraft based on direct force[J]. Aircraft Design, 2020, 40(2): 6-10. (in Chinese)
- [13] 孙笑云. 舰载飞机精确着舰飞行控制技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2023.
SUN Xiaoyun. Research on accurate landing flight control technology of carrier-borne aircraft [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2023. (in Chinese)
- [14] 朱玉莲. 舰载机“魔毯”着舰技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2021.
ZHU Yulian. Research on landing technology of carrier-based aircraft "Magic Carpet"[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2021. (in Chinese)
- [15] LIU Z, ZHANG Y, LIANG J J, et al. Application of the improved incremental nonlinear dynamic inversion in fixed-wing UAV flight tests [J]. Journal of Aerospace Engineering, 2022, 35(6): 1-12.
- [16] PFEIFLE O, FICHTER W. Time-optimal incremental nonlinear dynamic inversion through deadbeat control[C]// 2022 AIAA Scitech Forum. US: AIAA, 2022: 1596-1605.
- [17] STEINLEITNER A, FRENZEL V, PFEIFLE O, et al. Automatic take-off and landing of tailwheel aircraft with incremental nonlinear dynamic inversion [C]// 2022 AIAA Scitech Forum. US: AIAA, 2022: 1228-1235.
- [18] 韩京清. 自抗扰控制器及其应用[J]. 控制与决策, 1998(1): 19-23.
HAN Jingqing. Active disturbance rejection controller and its application[J]. Control and Decision, 1998(1): 19-23. (in Chinese)

(编辑:丛艳娟)