

doi: 10.7690/bgzdh.2023.04.017

基于增量动态逆的无人机着舰控制方法

韩笑¹, 李春涛¹, 苏子康¹, 戴飞²

(1. 南京航空航天大学自动化学院, 南京 211106; 2. 中国人民解放军 94804 部队, 上海 200434)

摘要: 针对舰载无人机着舰过程中的甲板运动、舰尾流等问题, 提出一种基于舰机相对运动的舰载无人机增量动态逆着舰控制方法。在舰机相对运动和相应几何关系的基础上, 推导出甲板运动情况下的相对下滑角与绝对下滑角之间的数学关系, 从而实现对理想着舰轨迹线的精确跟踪; 设计增量动态逆控制律, 在充分利用测量信息的基础上摆脱对模型精度的过度依赖, 在保证跟踪精度的同时能够有效降低计算负荷。仿真结果表明: 该方法能够精确跟踪理想着舰轨迹, 有效降低甲板运动对着舰精度的影响, 同时设计的增量动态逆控制器具有较强的鲁棒性。

关键词: 舰载无人机; 着舰; 相对运动; 增量动态逆; 舰尾流

中图分类号: V279 **文献标志码:** A

Control Method of UAV Carrier Landing Based on Incremental Dynamic Inversion

Han Xiao¹, Li Chuntao¹, Su Zikang¹, Dai Fei²

(1. College of Automation Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 211106, China;
2. No. 94804 Unit of PLA, Shanghai 200434, China)

Abstract: To address the problems of deck motion and carrier air wake during the carrier landing, this paper proposes a landing control method based on the relative motion between the landing deck and aircraft using incremental nonlinear dynamic inversion. This paper explores the mathematical relationships between the relative glide angle and the absolute glide angle without ignoring pitch motion of landing deck based on the relative motion and the corresponding geometric relationship, so as to realize accurate tracking of ideal landing trajectory. The recently popular incremental dynamic inverse control technology is used to design the control law for the inner-loop, which gets rid of the excessive dependence on the model accuracy and improves the robustness by making use of the measurement information, and also reduces the computation load effectively. The simulation results demonstrate that the landing control method proposed in this paper can track the ideal landing trajectory accurately and reduce the impact of deck motion on the landing accuracy effectively. At the same time, the designed incremental nonlinear dynamic inverse control law has strong robustness.

Keywords: carrier-based UAV; carrier landing; relative motion; incremental dynamic inversion; carrier air wake

0 引言

舰载无人机着舰过程甲板运动、舰尾流扰动严重, 且前向和高度耦合强使舰载机着舰非常困难^[1-2]。随着现代控制技术的发展, 自动着舰控制方法正逐渐变得多元化。文献[3-4]将预测控制与基于卡尔曼滤波的甲板预估技术相结合, 修正下滑轨迹, 减小了着舰误差; 文献[5-6]基于自适应动态逆方法, 通过李雅普诺夫方程证明了稳定性, 对着舰过程的未建模动态具有良好的鲁棒性; 文献[7]采用动态逆的方法, 利用神经网络补偿无人机在着舰过程中的外部舰尾流扰动, 但是忽略了神经网络参数多且调参复杂的问题; 文献[8]设计一种低通非奇异终端滑模方法, 能够抑制滑模控制带来的抖振问题, 有效提高了舰载机抗侧风的能力。

非线性增量动态逆近年来受到越来越多的关

注^[9-12]。文献[13]设计了增量动态逆控制器, 并成功进行飞行试验, 文献[14]在此基础上设计非线性动态逆控制器作为对比试验, 飞行测试结果表明, 增量动态逆控制器明显优于动态逆控制器, 为未来的实际应用提供了宝贵的经验。

笔者建立舰机相对运动学模型, 并提出基于增量动态逆的着舰控制方法, 能够有效地抵抗着舰过程中不确定性因素引起的偏差和扰动, 提高控制器的鲁棒性, 满足舰载机着舰高精度、高抗扰的要求。

1 问题描述

与无人机的着陆应用场景不同, 在甲板的六自由度运动中, 沉浮与俯仰运动对舰载机着舰影响最为明显^[15-19]。在不考虑甲板俯仰运动情况下, 分析了相对下滑角和绝对下滑角之间的关系, 然后通过矢量合成方法, 构建出甲板运动条件下的相对舰机

收稿日期: 2022-12-15; 修回日期: 2023-01-28

作者简介: 韩笑(1997—), 女, 江苏人, 硕士, 从事飞行控制和控制理论与控制工程研究。E-mail: hanxx1997@163.com。

运动模型。

1.1 无甲板运动条件下舰机相对运动

无甲板运动时，无人机和舰船之间的相对运动关系如图 1 所示。其中： V_s 为舰船航行速度； V_k 为无人机的地速； V_{ks} 为舰机相对运动速度； Γ 为舰船坐标系下无人机速度矢量相对舰船的相对轨迹角； γ 为惯性系下无人机速度相对水平面的绝对轨迹角。

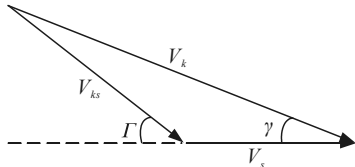


图 1 无甲板运动的舰机相对运动关系

由图 1 可得：

$$\sin(\Gamma - \gamma) / \sin \Gamma = V_s / V_k \quad (1)$$

进一步可得：

$$\gamma = \arcsin(-V_s \sin \Gamma / V_k) + \Gamma \quad (2)$$

1.2 考虑甲板运动的舰机相对运动

当存在甲板俯仰运动时，舰船与无人机之间的相对运动关系如图 2 所示。其中： θ_s 为甲板的俯仰运动角； Γ 为相对于甲板的相对轨迹角； γ 为绝对轨迹角。

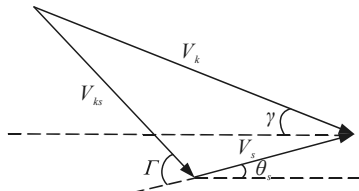


图 2 考虑俯仰运动的舰机相对运动关系

此时，绝对轨迹角和相对轨迹角之间的关系可以表示为：

$$\frac{\partial \gamma}{\partial \Gamma} = \left[\frac{-\dot{h}_s \sin(\arcsin(-V_s \sin(\Gamma - \theta_s) / V_k) + \Gamma - \theta_s)}{V_k \sqrt{1 - (\dot{h}_s \cos(\arcsin(-V_s \sin(\Gamma - \theta_s) / V_k) + \Gamma - \theta_s) / V_k)^2}} + 1 \right] \cdot \left[\frac{-V_s \cos(\Gamma - \theta_s)}{V_k \sqrt{1 - (-V_s \sin(\Gamma - \theta_s) / V_k)^2}} + 1 \right] \quad (9)$$

同理由图 1 可得：

$$\tan \Gamma = V_k \sin \gamma / (V_k \cos \gamma - V_s) \quad (10)$$

进一步可得：

$$\Gamma = \arctan(V_k \sin \gamma / (V_k \cos \gamma - V_s)) \quad (11)$$

根据式(4)，推导可得：

$$\gamma' = \arctan((V_k \sin \gamma - \dot{h}_s) / (V_k \cos \gamma)) \quad (12)$$

结合图 2 和 3，在式(11)的基础上加入甲板沉浮俯仰运动可得：

$$\Gamma = \arctan(V_k \sin(\gamma' + \theta_s) / (V_k \cos(\gamma' + \theta_s) - V_s)) \quad (13)$$

$$\gamma = \arcsin(-V_s \sin(\Gamma - \theta_s) / V_k) + \Gamma - \theta_s \quad (3)$$

如图 3 所示，将无人机的实际速度与甲板的沉浮运动做矢量合成。

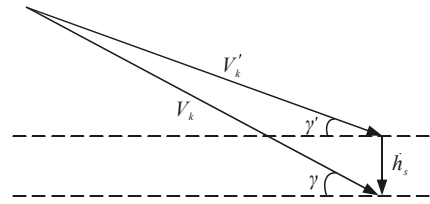


图 3 考虑沉浮运动的舰机相对运动关系

图中： V_k 为飞机的实际速度； \dot{h}_s 为甲板沉浮运动速度； V'_k 为 V_k 矢量减去 \dot{h}_s 后的相对速度； γ' 为矢量合成后的轨迹角； γ 为要求的实际着舰绝对轨迹角。由各速度矢量之间的几何关系可得：

$$\left. \begin{aligned} V_k \cos \gamma &= V'_k \cos \gamma' \\ V_k \sin \gamma - \dot{h}_s &= V'_k \sin \gamma' \end{aligned} \right\} \quad (4)$$

推导可得：

$$\gamma = \arcsin(\dot{h}_s \cos \gamma' / V_k) + \gamma' \quad (5)$$

通过式(3)可得到将无人机的实际速度与甲板沉浮运动矢量合成后， Γ 与 γ' 之间的关系为：

$$\gamma' = \arcsin(-V_s \sin(\Gamma - \theta_s) / V'_k) + \Gamma - \theta_s \quad (6)$$

由于 \dot{h}_s 相对于 V_k 较小，从而 $V'_k \approx V_k$ ；因此，从实际工程的角度，上式可近似为：

$$\gamma' = \arcsin(-V_s \sin(\Gamma - \theta_s) / V_k) + \Gamma - \theta_s \quad (7)$$

再将式(7)代入式(5)，可得惯性系的绝对轨迹角的最终表达式为：

$$\gamma = \arcsin(\dot{h}_s \cos(\arcsin(-V_s \sin(\Gamma - \theta_s) / V_k) + \Gamma - \theta_s) / V_k) + \arcsin(-V_s \sin(\Gamma - \theta_s) / V_k) + \Gamma - \theta_s \quad (8)$$

得到 $\partial \gamma / \partial \Gamma$ 表达式为：

将式(12)代入式(13)，可得相对轨迹角的最终表达式为：

$$\Gamma = \arctan \frac{V_k \sin \left(\arctan \frac{V_k \sin \gamma - \dot{h}_s}{V_k \cos \gamma} + \theta_s \right)}{V_k \cos \left(\arctan \frac{V_k \sin \gamma - \dot{h}_s}{V_k \cos \gamma} + \theta_s \right) - V_s} \quad (14)$$

高精度地控制无人机相对舰船的相对轨迹角是保障成功着舰的关键。针对式(14)，着舰相对轨迹角控制结构如图 4 所示。

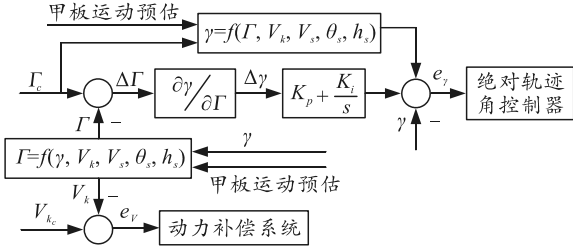


图 4 着舰控制结构

从式(14)可以看出，相对轨迹角与舰载机的速度 V_k 、舰船航行速度 V_s 、舰载机的绝对轨迹角 γ 以及甲板的俯仰沉浮运动有关。文献[4]给出了一种获取甲板沉浮和俯仰运动信息的方法，结果表明，在恶劣海况下沉浮运动最大预测误差不超过 0.1 m。该部分不是分析重点，在实施着舰相对轨迹角控制中，笔者直接采用了文献[4]的方法，此处以舰船俯仰运动为例，预估 1 s 后的结果，预估效果如图 5 和 6 所示，预估均方误差约为 0.05° 。

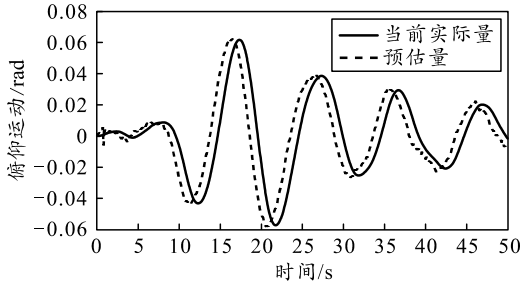


图 5 甲板俯仰运动预估曲线

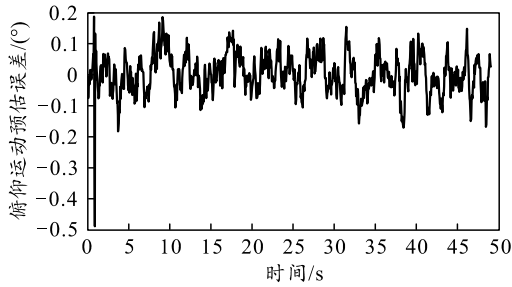


图 6 甲板俯仰运动预估误差曲线

2 绝对轨迹角控制方法

由式(14)可知：在着舰过程中，控制相对下滑轨迹角 Γ 的关键是控制舰载机的飞行速度 V_k 以及下滑航迹倾斜角 γ 稳定。无人机着舰时动力学模型可描述为^[20]：

$$\left. \begin{aligned} \dot{V}_k &= \frac{\delta_T T_{\max}}{m} \cos \alpha - \frac{QS_w}{m} (C_{D_0} + C_{D\alpha^2} \alpha^2) - g \sin \gamma \\ \gamma &= \theta - \alpha \\ \dot{\theta} &= q \\ \dot{q} &= M / I_{yy} \\ M &= QS_w c_A (C_{m_0} + C_{m_\alpha} \alpha + C_{m_q} c_A q / (2V) + C_{m_{\delta_e}} \delta_e) \end{aligned} \right\} \quad (15)$$

式中： θ 、 q 、 γ 、 α 、 M 、 V 分别为俯仰角、俯仰角速率、绝对轨迹角、迎角、俯仰力矩、空速； m 、 g 、 S_w 、 c_A 、 I_{yy} 分别为无人机的质量、重力加速度、机翼参考面积、机翼平均气动弦长和绕 y 轴的转动惯量； Q 为动压； T_{\max} 为发动机的最大推力； δ_T 和 δ_e 分别为油门开度和升降舵偏角； C_{D_0} 、 $C_{D\alpha^2}$ 、 C_{m_0} 、 C_{m_α} 、 C_{m_q} 、 $C_{m_{\delta_e}}$ 均为空气动力系数。

从式(15)可知，舰载机着舰过程中的绝对倾斜角 γ 主要与迎角 α 和俯仰角有关，可表示为：

$$\gamma = \theta - \alpha \quad (16)$$

速度控制器可使迎角 α 渐近稳定^[15]，因此：

$$\dot{\gamma} = \dot{\theta} = q \quad (17)$$

定义航迹倾斜角跟踪误差为：

$$e_\gamma = \gamma_c - \gamma \quad (18)$$

由于稳定时 γ_c 为常值，可以得到 $\dot{\gamma}_c = 0$ ，因此：

$$\dot{e}_\gamma = \dot{\gamma}_c - \dot{\gamma} = -q \quad (19)$$

进一步可得俯仰角速度的给定值为：

$$q_c = -K_\gamma e_\gamma = -K_\gamma (\gamma_c - \gamma) \quad (20)$$

当俯仰角速度控制回路稳定时， $q_c = 0$ ，即 e_γ 最终收敛于 0。

从式(20)可以看出，绝对轨迹角的内环为俯仰角速度，因此设计基于增量动态逆的俯仰角速度控制器，提高内环的鲁棒性。将着舰过程中的俯仰力矩 M 分为非操纵力矩 M_a 和操纵力矩 M_c 2 部分。结合式(15)可得：

$$\dot{q} = (M_a + M_c) / I_{yy} \quad (21)$$

非操纵力矩 M_a 是造成控制中参数不确定性的主要因素^[21-22]，将 \dot{q} 在 q_0 处一阶泰勒展开可得近似表达式：

$$\begin{aligned} \dot{q} \approx & \dot{q}_0 + \frac{\partial}{\partial q} [(M_a + M_c) / I_{yy}] \Big|_{q=q_0, \delta_e=\delta_{e_0}} (q - q_0) + \\ & \frac{\partial}{\partial \delta_e} [(M_a + M_c) / I_{yy}] \Big|_{q=q_0, \delta_e=\delta_{e_0}} (\delta_e - \delta_{e_0}) \end{aligned} \quad (22)$$

非操纵力矩 M_a 对舵面 δ_e 的导数为 0，俯仰角速度 q 相对于俯仰角加速度 \dot{q} 而言是慢变量；因此，可以近似认为角速度 q 不变，从而式(22)可化简为：

$$\dot{q} \approx \dot{q}_0 + \frac{\partial}{\partial \delta_e} (M_c / I_{yy}) \Big|_{q=q_0, \delta_e=\delta_{e_0}} (\delta_e - \delta_{e_0}) \quad (23)$$

舵面偏转的增量为：

$$\Delta \delta_e = (M_c)_{\delta_e}^{-1} I_{yy} (\dot{q} - \dot{q}_0) \quad (24)$$

式中 $(M_c)_{\delta_e} = \partial M_c / (\partial \delta_e) = QS_w c_A C_{m_{\delta_e}}$ 。

期望动态 \dot{q}_c 可表示为:

$$\dot{q}_c = \mathbf{K}_q(q_c - q). \quad (25)$$

代入式(24)可得舵面偏转的增量为:

$$\Delta\delta_e = (M_c)_{\delta_e}^{-1} I_{yy}(\dot{q}_c - \dot{q}_0). \quad (26)$$

定义 A_0 为:

$$A_0 = \frac{\partial}{\partial q} [(M_a + M_c) / I_{yy}] \Big|_{q=q_0, \delta_e=\delta_{e0}} (q - q_0) + O(\Delta q^2). \quad (27)$$

在设计控制器时将 A_0 项忽略了, 假设不忽略该项, 那么系统的误差可写成:

$$\dot{e} = -\mathbf{K}_q e - A_0. \quad (28)$$

式中 $e = q_c - q$, 基于增量动态逆设计的控制器稳定性证明由引理 1^[23]给出.

引理 1: 如式(28)所示的闭环系统, 其中 $-\mathbf{K}_q$ 是 Hurwitz 矩阵, 如果 $\|A_0\| \leq \varepsilon$, 那么俯仰角速度的跟踪误差 e 最终有界于 ε 的 K 类函数.

证明: 选取 Lyapunov 函数为 $V(e) = e^T P e$, 其中 $P = P^T > 0$, 且为 $P\mathbf{K}_q + \mathbf{K}_q^T P = I$ 的解, 因此 $V(e)$ 正定, 且满足:

$$\left. \begin{aligned} \alpha_1(\|e\|_2) &\leq V(e) \leq \alpha_2(\|e\|_2) \\ \alpha_1(\|e\|_2) &\triangleq \lambda_{\min}(P)\|e\|_2^2 \\ \alpha_2(\|e\|_2) &\triangleq \lambda_{\max}(P)\|e\|_2^2 \end{aligned} \right\}. \quad (29)$$

式中, $\lambda_{\min}(P)$ 和 $\lambda_{\max}(P)$ 分别为 P 的最大特征值与最小特征值.

对 $V(e)$ 求导可得:

$$\begin{aligned} \dot{V}(e) &= \dot{e}^T P e + e^T P \dot{e} = (-\mathbf{K}_q e - A_0)^T P e + \\ &e^T P (-\mathbf{K}_q e - A_0) = e^T (-\mathbf{K}_q^T P - P\mathbf{K}_q) e - \\ &2e^T P A_0 \leq -\|e\|_2^2 + 2\|e\|_2 \|P\|_2 \varepsilon. \end{aligned} \quad (30)$$

对于任意的 $\|e\|_2 \geq (2\|P\|_2 \varepsilon) / (1 - \theta_1) \triangleq \mu_1 \varepsilon$, 可使得

$$\dot{V}(e) \leq -\theta_1 \|e\|_2^2, \quad \text{其中 } \theta_1 \in (0, 1).$$

从而对于任意的 $e(t_0) \in \mathbb{R}^n$, 存在 KL 类函数 β 和与 t_0 无关的有限时间 T_1 , 满足:

$$\begin{aligned} \|e(t)\|_2 &\leq \beta(\|e(t_0)\|_2, t - t_0), \quad t_0 \leq t \leq t_0 + T_1; \\ \|e(t)\|_2 &\leq \alpha_1^{-1}(\alpha_2(\mu_1 \varepsilon)), \quad t_0 + T_1 \leq t. \end{aligned} \quad (31)$$

俯仰角速度跟踪误差 e 最终有界于 $\alpha_1^{-1}(\alpha_2(\mu_1 \varepsilon)) = \sqrt{\lambda_{\max}(P) / \lambda_{\min}(P)} \mu_1 \varepsilon$, 即系统的跟踪误差 e 最终有界于 ε 的 K 类函数.

跟踪误差 e 最终有界, 且与控制器的带宽以及

采样控制周期有关, 可以通过增大带宽以及提高控制采样频率来提高跟踪精度^[23].

由式(21)可知:

$$\dot{q} = \frac{M_a + M_c}{I_{yy}} = \frac{M_a}{I_{yy}} + \frac{M_c}{I_{yy}} \delta_e. \quad (32)$$

令上式中 $f = M_a / I_{yy}$, $g = M_c / (I_{yy} \delta_e)$, 此时 \dot{q} 表示为:

$$\dot{q} = f + g \delta_e. \quad (33)$$

气动系数偏差引起的模型参数摄动最终都会反映在 f 和 g 上, 假设摄动量为 Δf 和 Δg , 将摄动量和外部干扰量引入到式(33)中, 得到:

$$\begin{aligned} \dot{q} &= f + \Delta f + (g + \Delta g) \delta_e = [f + \Delta f + (g + \Delta g) \delta_{e_0}] + \\ &(g + \Delta g) \Delta \delta_e = \dot{q}_0 + (g + \Delta g) \Delta \delta_e. \end{aligned} \quad (34)$$

俯仰角速度控制器中不含非线性项 f , 摄动量 Δf 都是通过 \dot{q}_0 的测量值反映出来的, 因此只需考虑 g 存在摄动时的情况. 将式(26)增量动态逆控制律以及 $(M_c)_{\delta_e} = g \cdot I_{yy}$ 代入式(34)可得:

$$\begin{aligned} \dot{q} &= \dot{q}_0 + (g + \Delta g) (M_c)_{\delta_e}^{-1} I_{yy} (\dot{q}_c - \dot{q}_0) = \dot{q}_c + \\ &g^{-1} \Delta g (\dot{q}_c - \dot{q}_0) = [I + g^{-1} \Delta g] \dot{q}_c - g^{-1} \Delta g \dot{q}_0. \end{aligned} \quad (35)$$

令 $g^{-1} \Delta g = C$, 式(35)可化简为:

$$\dot{q} = (I + C) \dot{q}_c - C \dot{q}_0 = (I + C) \mathbf{K}_q (q_c - q) - C \dot{q}_0. \quad (36)$$

拉普拉斯变换后可得:

$$s q = (I + C) \mathbf{K}_q (q_c - q) - C s q. \quad (37)$$

进一步可得:

$$q / q_c = \mathbf{K}_q / (s + \mathbf{K}_q). \quad (38)$$

俯仰角速度闭环控制结构如图 7 所示.

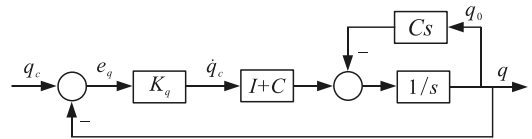


图 7 俯仰角速度闭环控制结构

可以看出, 利用增量动态逆方法设计的控制器在存在参数摄动的前提下, 系统输出和期望输出之间的传递函数没有发生改变, 控制器中不含造成模型参数不确定的力矩 M_a , 不依赖于模型的精确性. 此外, 参数摄动引起的动力学特性改变, 如舵面受损, 非定常气动力作用等, 反映在角加速度 \dot{q} 的测量值中, 并作为控制反馈, 增强了姿态角控制的鲁棒性^[21-24].

图 8—11 分别为俯仰角速度阶跃响应与开环伯德图以及航迹倾斜角阶跃响应与开环伯德图, 可以看出, 俯仰角速度上升时间约为 0.7 s, 调整时间约

为 1.2 s，相角裕度为 90°；绝对轨迹角上升时间约为 2.6 s，调整时间约为 7 s，相角裕度为 74°，满足设计要求。

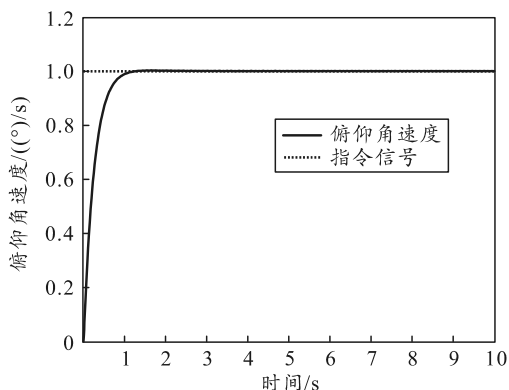
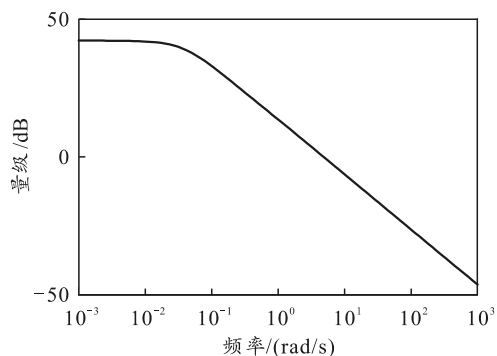
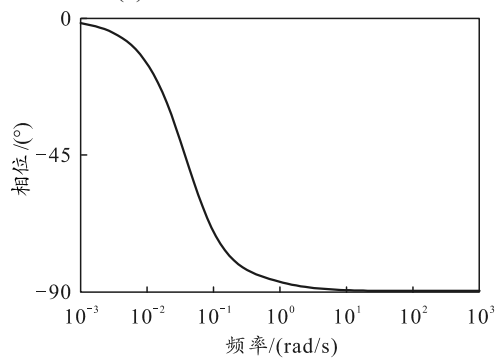


图 8 俯仰角速度阶跃响应



(a) 俯仰角速度阶跃响应



(b) 俯仰角速度开环伯德图

图 9 俯仰角速度阶跃响应与开环伯德图

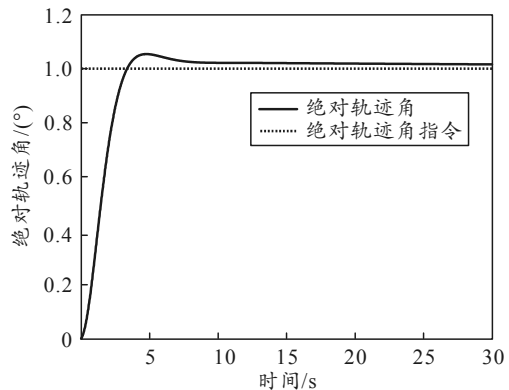
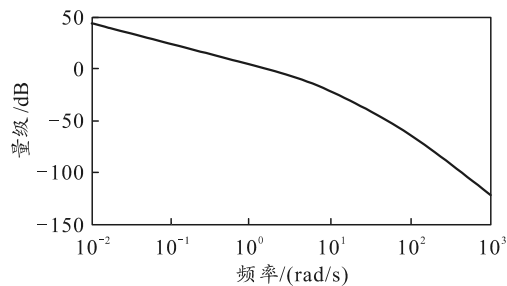
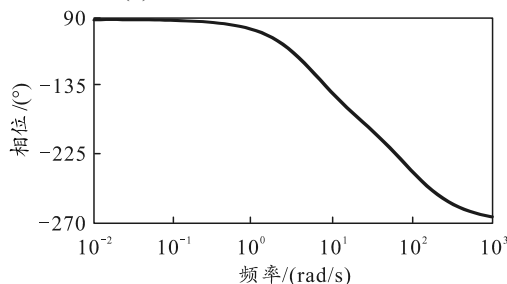


图 10 绝对轨迹角阶跃响应



(a) 绝对轨迹角阶跃响应



(b) 绝对轨迹角开环伯德图

图 11 绝对轨迹角开环伯德图

3 空速控制

采用基于增量动态逆的空速控制，提高轨迹跟踪性能^[25-28]。将式(15)中的 \dot{V}_k 写成如下形式：

$$\dot{x} = F + Gu \quad (39)$$

式中： $F = -\frac{QS_w}{m}(C_{D_0} + C_{D_{\alpha^2}}\alpha^2) - g \sin \gamma$ ， $G = -\frac{T_{\max}}{m} \cos \alpha$ 。将式(39)一阶泰勒展开得到一阶近似表达式：

$$\dot{x} \approx \dot{x}_0 + \frac{\partial}{\partial x}(F + Gu)|_{x=x_0, u=u_0}(x - x_0) + \frac{\partial}{\partial u}(F + Gu)|_{x=x_0, u=u_0}(u - u_0) \quad (40)$$

式中： x 可看作慢变量， \dot{x} 可看作快变量；因此，可以近似认为 x 不变，即状态量 x 无限接近于 x_0 。又因为 $\partial F / \partial u = 0$ ，上式可简化为：

$$\dot{x} \approx \dot{x}_0 + \frac{\partial}{\partial u}(Gu)|_{x=x_0, u=u_0}(u - u_0) \quad (41)$$

由增量动态逆的原理可得：

$$\Delta u = G^{-1}(\dot{x} - \dot{x}_0) \quad (42)$$

即

$$\Delta \delta_T = G^{-1}(\dot{V}_k - \dot{V}_{k_0}) \quad (43)$$

然后采用期望动态 $\dot{V}_{k_c} = K_V(V_{k_c} - V_k)$ 代替 \dot{V}_k 可得动力补偿系统的舵面偏转增量为：

$$\Delta \delta_T = G^{-1}(\dot{V}_{k_c} - \dot{V}_{k_0}) \quad (44)$$

从式(44)可以看出，基于增量动态逆方法设计

的动力补偿不含非线性反馈项 F ，减少了控制器对模型的依赖，增强了系统的鲁棒性，稳定性和鲁棒性证明与前一节类似，在此不再赘述。控制器中的 K_V 是动力补偿系统的带宽，由发动机特性环节决定。

图 12 和 13 为空速阶跃响应与开环伯德图，可以看出，上升时间约为 7 s，调整时间约为 13 s，相角裕度为 71° ，满足设计要求。

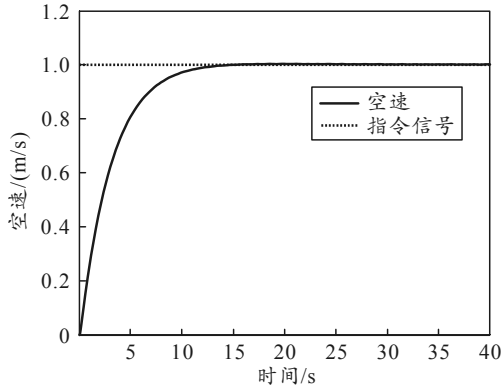
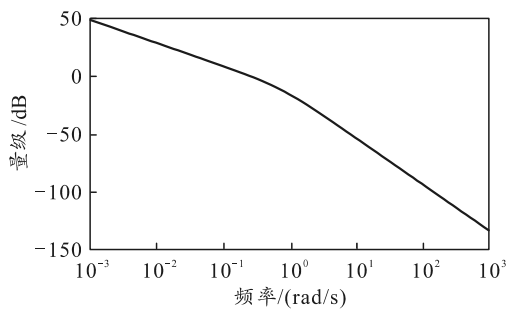
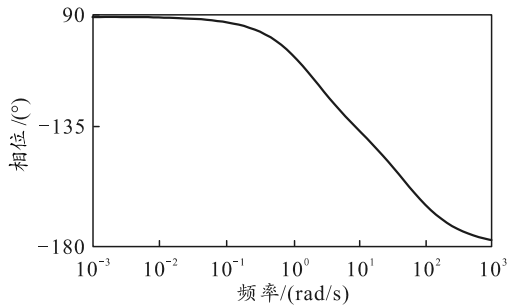


图 12 空速阶跃响应



(a) 空速阶跃响应



(b) 空速开环伯德图

图 13 空速开环伯德图

4 仿真验证

将式(15)中气动参数均拉偏 20%，图 14 为俯仰角速度动态逆控制器与增量动态逆控制器阶跃响应的对比。从图中可以看出，采用动态逆控制，动态性能和稳态性能均较差，稳态误差可达 20%，而采用增量动态逆控制器，可以快速、无误差地跟踪指令信号。

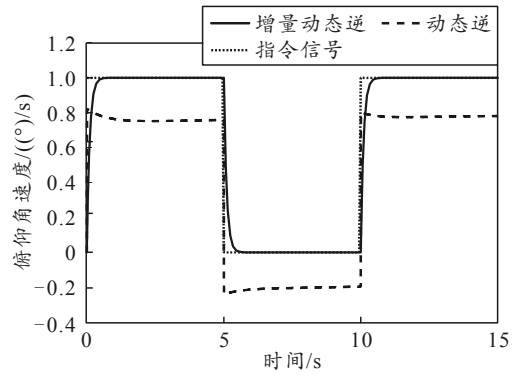


图 14 动态逆与增量动态逆仿真效果对比

舰尾流是影响舰安全的重要因素之一，是由于舰船运动引起的舰船尾部的复杂气流扰动^[29-30]。MIL-F-8785C 军用规范将距离舰船 800 m 内的舰尾流分为自由大气分量、稳态分量、周期分量和随机分量 4 部分，具体内容参考文献[20]。取舰载机飞行速度 59 m/s，舰船航行速度 10 m/s，甲板风 12 m/s，可得到舰尾流的纵向速度分量和垂向速度分量如图 15 和 16 所示。

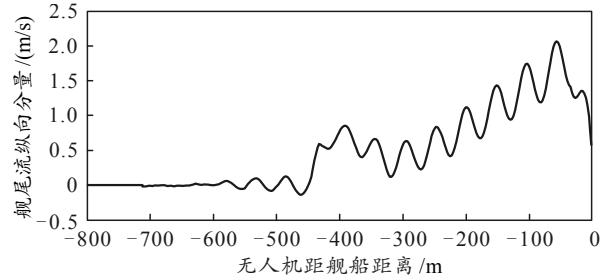


图 15 舰尾流纵向速度分量

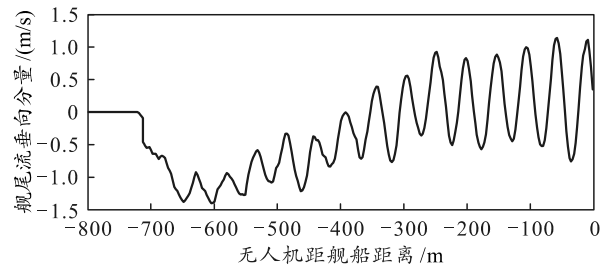


图 16 舰尾流垂向速度分量

可以看出：纵向分量的最大幅值约为 2.1 m/s，约为舰载机速度的 3.5%，影响较小；垂向速度分量的最大幅值约为 1.3 m/s，会造成最大约 1.3° 的迎角波动，对着舰的纵向精确度影响较大。

结合样例无人机自身特性，将相对运动模型下仿真的初始条件设置为：初始速度为 59 m/s，初始迎角为 4° ，初始俯仰角为 4° 。相对运动模型下，以理想着舰点为坐标原点，即舰船的高度和前向距离均为 0 m，设置舰船航行速度为 10 m/s，甲板风为 12 和 15 m/s，分别模拟四级海况和五级海况，

并在舰载机距离理想着舰点 800 m 处加入舰尾流，1 500 m 处加入甲板运动。

舰载机着舰仿真结果如图 17—23 所示。

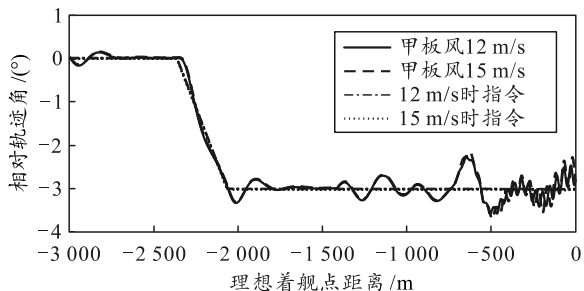


图 17 相对轨迹角

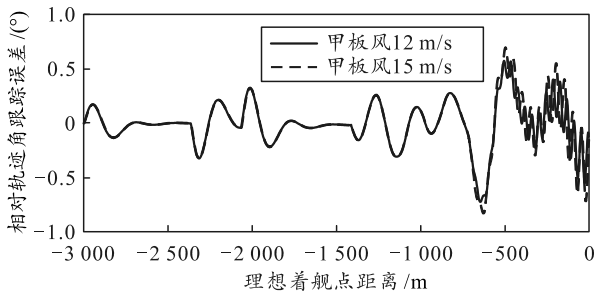


图 18 相对轨迹角跟踪误差

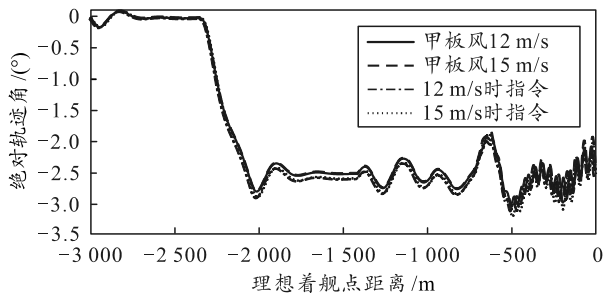


图 19 绝对轨迹角

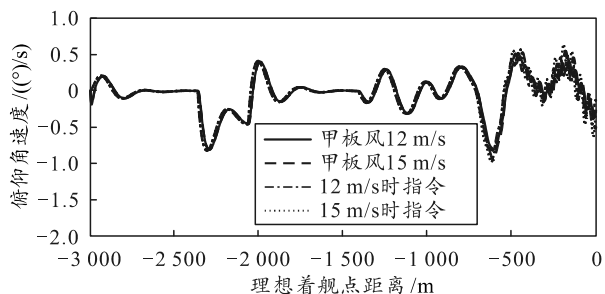


图 20 俯仰角速度

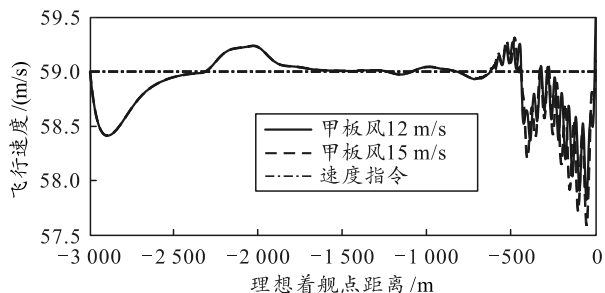


图 21 飞行速度

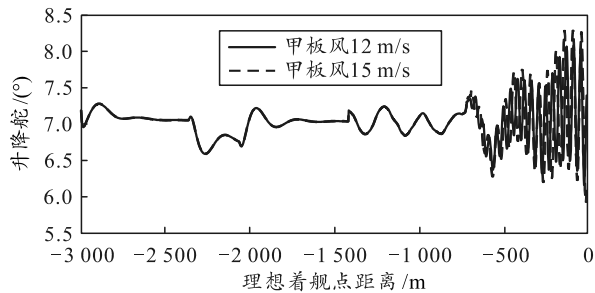


图 22 升降舵

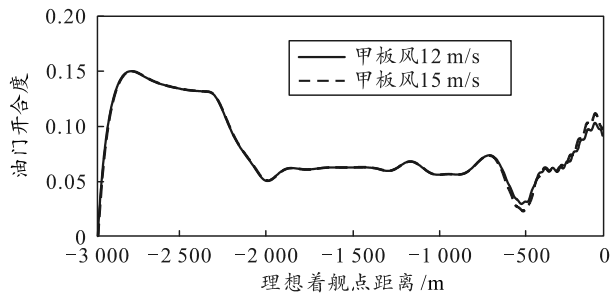


图 23 油门开合度

从图中可以看出：在初始条件下，各量均能快速收敛，当加入甲板运动时，相对轨迹角在 $-2.8^{\circ}\sim-3.2^{\circ}$ 范围内小幅度波动，飞行速度几乎无变化；在遭遇舰尾流时，波动范围变大，但仍处于可容忍范围：着舰相对轨迹角在 $-3.4^{\circ}\sim-2.4^{\circ}$ 范围内波动，舰载机的飞行速度在 $57.4\sim59.3\text{ m/s}$ 范围内波动。

5 结论

笔者分析甲板运动情况下的舰机相对运动学模型，针对舰载机气动参数不确定的问题，采用增量动态逆的方法设计了内环俯仰角速度以及速度回路的控制器，提高了控制系统的鲁棒性。仿真结果显示，该控制器有着较好的控制效果，满足无人机着舰的精度要求。

参考文献：

- [1] 甄子洋, 王新华, 江驹, 等. 舰载机自动着舰引导与控制研究进展[J]. 航空学报, 2017, 38(2): 127-148.
- [2] 张志冰, 甄子洋, 江驹, 等. 舰载机自动着舰引导与控制综述[J]. 南京航空航天大学学报, 2018, 50(6): 734-744.
- [3] ZHEN Z, MA K, BHATIA A K. Automatic carrier landing control for unmanned aerial vehicles based on preview control[J]. Transactions of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 34(4): 413-419.
- [4] AJEET K B, JIANG J, ZHEN Z, et al. Robust adaptive preview control design for autonomous carrier landing of F/A-18 aircraft[J]. Aircraft Engineering and Aerospace Technology, 2021, 93(4): 642-650.
- [5] HARRIS J, VALASEK J. DIRECT L1-adaptive nonlinear

- dynamic inversion control for command augmentation systems[C]//Proc. of the AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference. Kissimmee: American Institute of Aeronautics and Astronautics press, 2018: 2411-2429.
- [6] FRANCISCO G, RAFAEL V. Adaptive control for aircraft longitudinal dynamics with thrust saturation[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2015, 38(4): 651-661.
- [7] 周俊, 江驹, 余朝军, 等. 改进神经网络动态逆着舰控制方法[J]. 哈尔滨工程大学学报, 2018, 39(10): 1649-1654.
- [8] 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, 2021, 36(7):1-10.
- [9] SIEBERLING S, CHU Q, MULDER J A. Robust flight control using incremental nonlinear dynamic inversion and angular acceleration prediction[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2010, 33(6): 1732-1742.
- [10] SMEUR E J J, CHU Q, CROON G C H E. Adaptive incremental nonlinear dynamic inversion for attitude control of micro air vehicles[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2016, 39(3): 450-461.
- [11] WANG X, KAMPEN E, CHU Q, et al. Flexible aircraft gust load alleviation with incremental nonlinear dynamic inversion[C]//Proc. of the AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference. Kissimmee: American Institute of Aeronautics and Astronautics press, 2018: 664-685.
- [12] ZHANG J, WANG J, ZHANG F, et al. Modeling and incremental nonlinear dynamic inversion control for a highly redundant flight system[C]//Proc. of the AIAA Scitech Forum and Exposition. San Diego: American Institute of Aeronautics and Astronautics press, 2019: 2246-2995.
- [13] POLLACK T S C, LOOYE G H N, LINDEN F L J. Design and flight testing of flight control laws integrating incremental nonlinear dynamic inversion and servo current control[C]//Proc. of the AIAA Scitech Forum and Exposition. San Diego: American Institute of Aeronautics and Astronautics press, 2019: 26-49.
- [14] GRONDMAN F, LOOYE G H N, KUCHAR R, et al. Design and flight testing of incremental nonlinear dynamic inversion based control laws for a passenger aircraft[C]//Proc. of the AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference. Kissimmee: American Institute of Aeronautics and Astronautics press, 2018: 52-76.
- [15] ZHU Q, LI J, LI Y, et al. The approach power compensation system of carrier aircraft[C]//Proc. of 25th Chinese Control and Decision Conference. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2013: 5074-5076.
- [16] 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.
- [17] ZHEN Z, ZHANG Z, ZHANG J. Guidance and control techniques of carrier-based aircraft for automatic carrier landing[J]. Transactions of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 34(6): 600-608.
- [18] DING Z, LI K, MENG Y, et al. FLIR/INS/RA integrated landing guidance for landing on aircraft carrier[J]. International of Advanced Robotic Systems, 2015, 12(5): 1-9.
- [19] XIA G, DONG R, XU J, et al. Linearized model of carrier-based aircraft dynamics in final-approach air condition[J]. Journal of Aircraft, 2016, 53(1): 33-47.
- [20] 杨一栋. 无人机着舰制导与控制[M]. 北京: 国防工业出版社, 2013: 33-49.
- [21] 郑琛, 唐鹏, 李秋实. 基于增量动态逆的倾转旋翼飞行器飞行控制律设计[J]. 兵工学报, 2019, 40(12): 2457-2466.
- [22] SMEUR E J J, CROON G C H E, CHU Q. Cascaded incremental nonlinear dynamic inversion for MAV disturbance rejection[J]. Control Engineering Practice, 2018, 73C(4): 79-90.
- [23] WANG X R, KAMPEN E, CHU Q, et al. Stability analysis for incremental nonlinear dynamic inversion control[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2019, 42(5): 1116-1129.
- [24] CAKIROGLU C, KAMPEN E, CHU Q P. Robust incremental nonlinear dynamic inversion control using angular accelerometer feedback[C]//Proc. of the AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference. Kissimmee: American Institute of Aeronautics and Astronautics press, 2018: 1493-1508.
- [25] 段卓毅, 王伟, 耿建中, 等. 舰载机人工进场着舰精确轨迹控制技术[J]. 航空学报, 2019, 40(4): 6-20.
- [26] ZHEN Z, TAO G, YU C, et al. A multivariable adaptive control scheme for automatic carrier landing of UAV[J]. Aerospace Science and Technology, 2019, 92(9): 714-721.
- [27] YUE L, LIU G, HONG G. Design and simulation of F/A-18A automatic carrier landing guidance controller[C]//Proc. of the AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference. Washington: American Institute of Aeronautics and Astronautics press, 2016: 271-281.
- [28] ZHU Q D, YANG Z B. Design of air-wake rejection control for longitudinal automatic carrier landing cyber-physical system[J]. Computers and Electrical Engineering, 2020(84): 1-6.
- [29] URNES J M, HESS R K, MOOMAW R F, et al. H-Dot automatic carrier landing systems for approach control in turbulence[J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 1981, 4(2): 177-183.
- [30] 彭争, 聂宏, 李春涛, 等. 舰尾流扰动下无人机纵向着舰控制律设计[J]. 光电与控制, 2020, 27(8): 69-74.