

小型舰载无人机侧向自主着舰引导技术

郑峰婴¹ 龚华军² 王新华²

(1. 南京航空航天大学高新技术研究院, 南京, 210016; 2. 南京航空航天大学自动化学院, 南京, 210016)

摘要:针对无人机着舰性能要求,以国外现役某小型舰载无人机为例,研究其侧向自主着舰引导技术。构建该型舰载无人机侧向自主着舰引导系统,给出侧向自主着舰引导算法,建立无人机动力学和运动学模型,设计侧向飞行控制系统,优化轨迹控制器参数。最后搭建综合仿真平台,完成各模块的分析与测试,实现着舰性能的验证与评估。仿真中,加入舰尾流扰动模型,且舰载无人机初始位置及初始速度方向任意。仿真结果表明,该系统能很好地引导无人机自主着舰,着舰性能符合要求。

关键词:舰载无人机;自主着舰;飞行控制;轨迹引导

中图分类号:V249.1 **文献标志码:**A **文章编号:**1005-2615(2013)01-0082-06

Small Carrier UAV Lateral Autonomous Landing System

Zheng Fengying, Gong Huajun, Wang Xinhua

(1. Academy of Frontier, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China;
2. College of Automation Engineering, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China)

Abstract: According to the request of carrier landing, an active service small carrier unmanned aerial vehicle (UAV) is regarded as research object, and the lateral autonomous landing system of the aircraft is researched. The autonomous landing algorithm is proposed. Additionally, the UAV's dynamics and kinematics model is established. Based on the linear model, lateral flight control system is designed. Finally, trajectory control parameters are optimized, and the simulation system is constructed for verifying and evaluating the performance of landing. The result of the simulation indicates that the system can guide the UAV safely landing with any selected initial position and velocity, and the landing performances meet the design requirement.

Key words: carrier unmanned aerial vehicle (UAV); autonomous landing; flight control; trajectory guiding

小型化是舰载无人机的发展趋势,无人机的安全着舰技术一直备受关注。然而,由于舰载无人机在国外也是刚刚起步^[1-2],国内外在这一方面公开报道的研究成果较少。国内主要停留在用陆基无人机做模型进行设计和仿真^[3],且在小型无人机着舰技术方面的研究几乎为空白。本文以国外现役某小型舰载无人机为模型,研究其侧向自主着舰引导技术。构建侧向自主着舰引导系统,给出自主着

舰引导算法,建立该小型舰载无人机模型,设计侧向飞行控制系统,优化轨迹控制器导引参数,搭建综合仿真平台,完成侧向着舰性能分析。

研究中假定无人机着舰回收方式为撞网回收,任意选定无人机初始位置及初始速度方向。根据侧向自主着舰引导系统结构配置完成中各模块的分析和设计,通过仿真验证无人机侧向着舰性能。本文研究成果为我国舰载无人机研发提供理论支

基金项目:南京航空航天大学基础科研基金(NS2012127,NZ2012006)资助项目。

收稿日期:2012-02-21;**修订日期:**2012-03-26

通信作者:郑峰婴,女,助理研究员,1981年10月出生,E-mail:zhfy@nuaa.edu.cn。

撑和技术储备。

1 侧向自主着舰引导系统

引导舰载无人机至指定着舰点的过程可分别为捕获和跟踪两个阶段^[4],如图 1 所示。

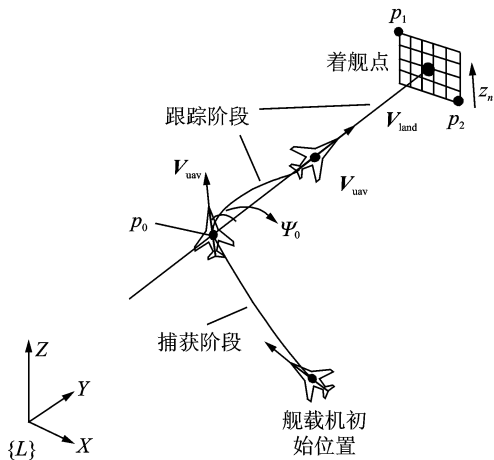


图 1 无人机侧向着舰图(XY平面)

捕获阶段,指引舰载机从任一飞行状态至下滑道顶点,见图 1 中 p_0 点,图中 $\{L\}$ 为地理坐标系。计算无人机到达该点时飞机速度方向与航母前进方向的偏差角 ψ_0 ,假定航母直线航行, V_{uav} 为无人机飞行速度, V_{land} 为着舰点前进速度。

跟踪阶段,控制飞机侧向速度方向(XY 平面),使其与着舰点前进方向一致,随后,保持对中飞行,直至安全着舰。在接近航母时,需考虑舰尾气流扰动对侧向着舰性能影响^[5]。

无人机侧向自主着舰引导系统的结构配置如图 2 所示,包含飞机动力学和运动学、侧向飞控系统自动着舰引导算法、轨迹控制器等环节。其中 V_{uav0} , P_{uav0} 为初始时刻速度和位置矢量, y_{err} 为飞机实际飞行轨迹与理想轨迹的侧向偏差信号。

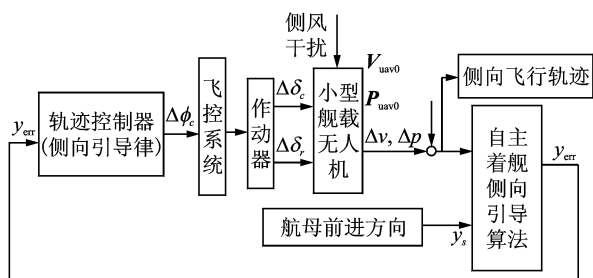


图 2 系统结构配置图

2 侧向自主着舰引导算法

2.1 下滑道顶点位置计算

计算下滑道顶点位置首先需确认回收网位置

和方向。令矢量 $\hat{Z}_n = [0 \ 0 \ 1]$ 表示回收网的垂直方向,如图 3 所示。假定回收网的垂直方向不变,且回收网法向矢量 \hat{n} 只在 XY 平面内移动,主对角线的点为 p_1 和 p_2 ,回收网的主对角线方向为

$$\hat{d} = (\|p_2 - p_1\|)^{-1} \cdot (p_2 - p_1) \quad (1)$$

由 \hat{Z}_n 和 \hat{d} 这两个共面矢量,可得回收网的法向矢量 \hat{n}

$$\hat{n} = (\|\hat{Z}_n \times \hat{d}\|)^{-1} \cdot (\hat{Z}_n \times \hat{d}) \quad (2)$$

由此,确定了回收网在三维空间的位置和方向。回收网中点的位置为

$$p_t = (p_2 + p_1)/2 \quad (3)$$

由回收网位置和方向可计算下滑道。下滑道由两个参数确定,下滑道与水平面的夹角 γ ,以及下滑道长度 D 。

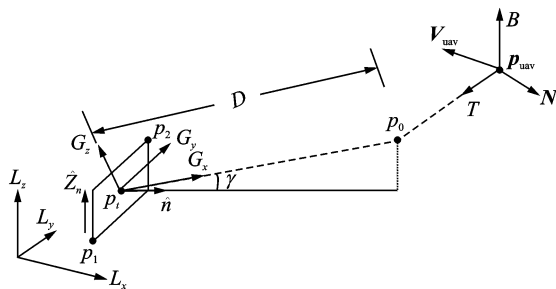


图 3 下滑道示意图(\hat{n} 不指向 X 轴)

假定原点为 p_t ,当回收网的法向矢量 \hat{n} 与 X 轴一致,可得下滑道顶部 p_0 为

$$p_0 = p_t + [D \cos \gamma \ 0 \ D \sin \gamma] \quad (4)$$

当 \hat{n} 不在 X 轴上,采用另一种方法计算 p_0 。引入新的坐标系,原点仍为 p_t ,X 轴指向下滑道。新引入的 $\{G\}$ 坐标系以上标 G 表示,地理坐标系 $\{L\}$ 以上标 L 表示。

令 ${}^G\hat{X} = {}^G[1 \ 0 \ 0]^T$,从图 3 中,可以计算下滑道坐标系与地理坐标系之间的欧拉角为: $\phi = 0, \theta = \gamma, \psi = \arctan\left(\frac{y_n}{x_n}\right)$,其中, y_n 和 x_n 表示 \hat{n} 在地理坐标系 X 轴和 Y 轴上的分量。

由此,可得 p_0 在地理坐标系下的位置

$$p_0 = p_t + {}^L_c R n \quad (5)$$

式中: ${}^L_c R$ 表示 $\{G\}$ 到 $\{L\}$ 的转换矩阵,且 ${}^L_c R = {}^L R^T$ 。

$${}^L_c R = \begin{bmatrix} \cos\theta\cos\psi & \sin\phi\sin\theta\cos\psi - \cos\phi\sin\psi & \cos\phi\sin\theta\cos\psi + \sin\phi\sin\psi \\ \cos\theta\sin\psi & \sin\phi\sin\theta\sin\psi + \cos\phi\cos\psi & \cos\phi\sin\theta\sin\psi - \sin\phi\cos\psi \\ -\sin\theta & \sin\phi\cos\theta & \cos\phi\cos\theta \end{bmatrix}$$

2.2 侧向捕获及跟踪

假定舰载无人机(UAV)的初始高度和下滑道

顶点高度一致, UAV 初始位置已选定, 从下滑道顶点到 UAV 的位置为: $d = \| p_0 - p_{\text{uav}} \|$, 建立新的坐标系 $\{F\}$, 原点为 UAV 的重心(CG), 以 T , N 和 B 表示, 可参见图 3, T 表示 UAV 的重心指向下滑道顶点, 其表达式为

$$T = (p_0 - p_{\text{uav}}) / d \quad (6)$$

N 定义为

$$N = \| (-y_T \ x_T \ 0) \|^{-1} \cdot (-y_T \ x_T \ 0)^T \quad (7)$$

式中: x_T 和 y_T 为 T 在地理坐标系 X 轴和 Y 轴上的分量。

$$B = T \times N \quad (8)$$

进场时, 引导舰载无人机将其速度方向对准 T 。计算舰载无人机在 $\{F\}$ 坐标下的速度误差, 以产生正确的控制信号。

$\{L\}$ 坐标下速度误差为

$$V_e = \| T_{V_c} - V_{\text{uav}} \| \quad (9)$$

式中 V_c 为指令速度。 $\{F\}$ 坐标系下 V_e 表示为

$${}^F V_e = (T^T \ N^T \ B^T)^T (T_{V_c} - V_{\text{uav}}) = (V_c - T V_{\text{uav}} - N V_{\text{uav}} - B V_{\text{uav}})^T \quad (10)$$

当舰载无人机速度矢量对准 T , 且按指令速度 V_c 飞行时, 速度误差即为 0。根据上述的方法可保证 UAV 将经过下滑道的顶点, 但是不能保证 UAV 到达下滑道顶点时, 它的侧向速度矢量对准航母前进方向。

UAV 捕获到下滑道顶点后, 计算飞机速度方向与航母前进方向(理想下滑道在 XY 面投影)的偏差角 χ_0 , 消除偏差角, 即可保证飞机沿理想的侧向对中轨迹飞行。

将捕获和跟踪阶段误差信号转换为侧向距离偏差信号 y_{err} 引入轨迹控制器, 通过引导律信息, 给出引导指令, 即飞机横滚信号, 侧向飞控系统接收该指令后, 操纵飞机横滚, 由此不断修正航迹, 消除误差, 最终消除侧偏, 令侧向位置偏差为零。本文不考虑舰滚转、俯仰运动引起的回收网及下滑道变化。

2.3 引导算法调整

在运行自主着舰引导算法时, 舰载无人机初始位置及初始速度方向不限, 即有可能存在飞机速度方向(XY 平面)和理想飞行轨迹之间的角度非常大, 如图 4 所示。

在这种情况下, 着舰算法就有可能发散, 或者收敛得非常慢。如果不对算法进行调整, 就会影响着舰性能。此时, 可在外回路中引入调节器, 输入一个大的常值滚转指令, 该指令不超过 20° , 由此, 可使舰载机速度方向快速对准航母前进方向,

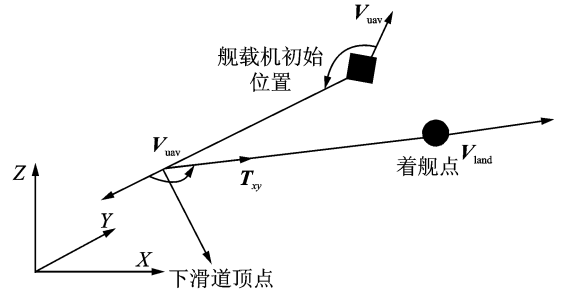


图4 速度方向远偏离着舰点前进方向

以保证算法有效。

3 侧向控制系统设计

本文参考了国外现役某小型舰载无人机气动参数^[6]。首先建立其全向非线性动力学和运动学模型, 随后, 以舰载无人机进场时定常直线飞行状态为基准点进行配平及线性化, 得到该型无人机侧向运动方程, 分析横侧向自然特性, 在此基础上设计侧向控制系统。

3.1 舰载无人机建模

无人机状态向量为

$$x = [V \ \alpha \ \beta \ p \ q \ r \ \theta \ \psi \ \phi \ x_g \ y_g \ h]$$

其中: V 为飞行速度; α 为迎角, 是 V 在飞机对称平面上的投影与机体轴 x 间的夹角; β 为侧滑角, 是 V 与飞机对称平面间的夹角; p, q, r 为机体坐标轴相对于地轴系的转动角速度 ω 在机体坐标轴上的分量; θ, ψ, ϕ 为机体轴相对于地轴系的俯仰角, 偏航角, 滚转角; x_g, y_g, h 为飞机质心在地轴系中的分量。

在气流坐标系上建立力方程组, 在机体坐标系上建立力矩方程组和运动学方程组^[7], 可得到无人机状态向量的非线性一阶微分方程组。其中, 该型无人机的推力模型为

$$T = T_0 - 0.0238 |V| \sqrt{T_0} \quad (11)$$

式中 T_0 为静推力。

$$T_0 = -18.188 + 0.0065 \times (\Delta \delta_T \times 8700) \quad (12)$$

随后, 对其进行配平并线性化。配平时, 舰载无人机定常直线飞行, 基准高度为 100 m, 基准速度为 30 m/s, 横侧向运动参数为零, 只考虑纵向运动^[8]。

选取性能指标

$$J = \dot{V}^2 + \dot{\alpha}^2 + \dot{q}^2 \quad (13)$$

需配平的变量为迎角 α 、升降舵偏角 δ_c 、发动机油门控制量 δ_T 。给定初始变量值, 应用优化算法, 令 J 无限逼近于 0, 求得对应的最优配平量, 即

该飞行状态下飞机平衡点状态量。

$\alpha, \delta_e, \delta_i$ 配平量的计算结果如图 5 所示。

$$\alpha_0 = 2.4219^\circ, \delta_{e_0} = 0.573^\circ, \delta_{i_0} = 1.869 \text{ N}.$$

考虑到配平的最终目的是为了给线性化提供一个基准飞行状态,通过调整舵偏角使力和力矩平衡,即使得加速度和角加速度为零。由图 5 中可见, J 趋向于 10^{-8} ,意味着加速度和角加速度接近于 0,达到配平效果。

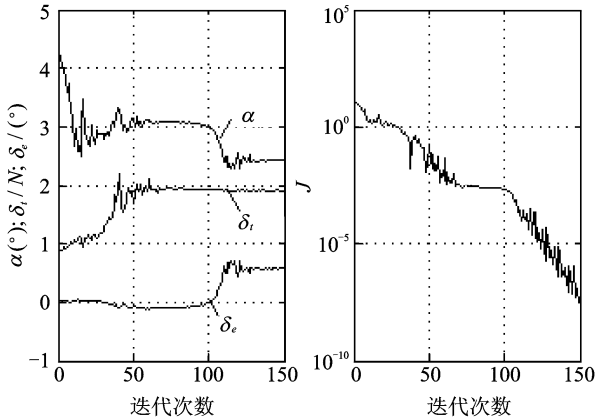


图 5 小型舰载无人机配平图

依据小扰动原理,线性化得到无人机纵向和横侧向运动方程,其中横侧向方程如下

$$\begin{bmatrix} \Delta \dot{\beta} \\ \Delta \dot{p} \\ \Delta r \\ \Delta \dot{\phi} \end{bmatrix} =$$

$$\begin{bmatrix} -0.2384975 & 0.042272 & -0.99911 & 0.466566 \\ -78.9853666 & -27.8361 & 6.794145 & 0 \\ 22.5042373 & -0.94619 & -1.02058 & 0 \\ 0 & 1 & 0.0423 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta \beta \\ \Delta p \\ \Delta r \\ \Delta \phi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0.11572 \\ 350.0188 & 8.453283 \\ -11.8528 & -15.0963 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_a \\ \delta_r \end{bmatrix}$$

另由运动学方程可得

$$\begin{cases} \Delta \dot{\psi} = \Delta r / \cos \theta_0 \\ \Delta \dot{\chi} = \Delta \psi + (\Delta \beta - \Delta \phi \sin \alpha_0) / \cos \gamma_0 \\ \dot{y}_{ac} = U_0 \cos \gamma_0 \cdot \Delta \chi \end{cases} \quad (14)$$

根据飞机侧向运动状态方程可求得系统侧向运动的特征方程,解得 3 组特征根为

$$s_1 = -27.6250$$

$$s_{2,3} = -0.7577 \pm 5.1402i$$

$$s_4 = 0.0452$$

分别对应飞机的滚转阻尼模态、荷兰滚模态和

螺旋模态。荷兰滚振荡阻尼为 0.1458,自然频率为 5.196。

图 6 给出了开环飞机单位初始滚转角作用下的横侧向运动响应。加入单位初始滚转角的作用相当于给飞机一个初始干扰量,如果飞机具有较好的横向静稳定性,那么飞机的滚转角应逐渐变为 0,偏航及滚转角速率也逐渐变为 0。然而,从响应曲线中可以看出,飞机受扰后侧滑角和滚转角速率逐渐稳定,而滚转角和偏航角速率逐渐增大,飞机不能恢复原有飞行状态,因此自然飞机的横向稳定性不好。

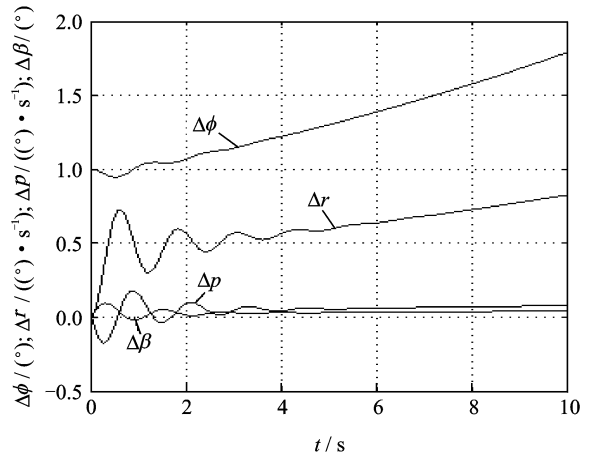


图 6 开环飞机初始滚转角响应图

3.2 侧向飞控律设计

根据飞机侧向自然特性,本文采用的方向舵和副翼舵控制律为

$$\Delta \delta_r = k_{ari} \Delta \delta_a + k_r (\Delta r - \Delta p \cdot \alpha_0) \frac{\tau s}{\tau s + 1} - k_\beta \Delta \beta \quad (15)$$

$$\Delta \delta_a = k_\phi (\Delta \phi - \Delta \phi_e) + k_p \Delta p \quad (16)$$

方向舵通道主要起滚转协调的作用,引入 $\Delta \delta_a$:减小操纵副翼滚转时引起的侧滑,实现绕稳定轴即速度轴滚转;引入 $\Delta r - \Delta p \cdot \alpha_0$:改善飞机的荷兰滚阻尼特性;引入 $\Delta \beta$:增加飞机的方向静稳定性和荷兰滚模态的自然频率,加速对侧滑角的抑制。

副翼舵通道控制飞机的滚转角 $\Delta \phi$ 和滚转角速率 Δp ,以达到控制航迹的目的^[8]。

此外,该型无人机作动器为带有速率和位置限制的二阶系统。其自然频率为 50 Hz,阻尼为 1,截止频率为 5 Hz。

经设计,飞控律参数为

$$k_{ari} = -1.723, k_r = 0.272 (^\circ/^\circ/s)$$

$$k_\beta = 0.621 (^\circ/^\circ), k_\phi = 1.02 (^\circ/^\circ)$$

$$k_p = 0.531 (^\circ/^\circ/s).$$

侧向控制系统在 $\Delta\phi_c$ 单位阶跃指令下响应曲线如图7所示。结果表明,设计的侧向控制系统能快速准确地跟踪指令,且舵面快速回中。系统的带宽接近 1 rad/s ,符合飞机的动特性要求。因此,本文设计的飞控律效果较好,为无人机侧向控制律的设计提供一般的方法。

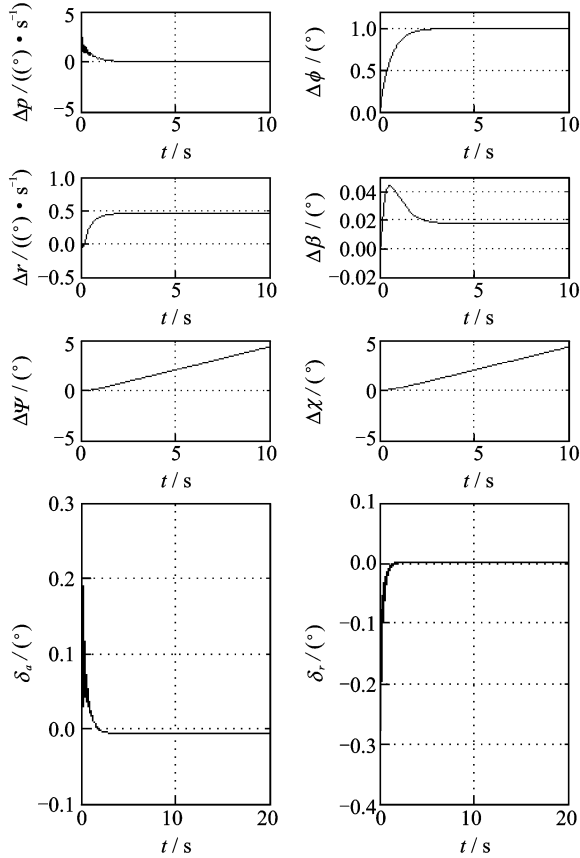


图7 单位阶跃指令下侧向姿态控制系统响应

3.3 轨迹控制器设计

设计的侧向飞控系统为横滚姿态系统,导引律将输出飞机横滚信号 ϕ_c ,采用如下带滤波器的导引律

$$\frac{K_1 M(X)}{K_2 s + 1} \left[\left(\frac{1 + \frac{s}{39}}{1 + \frac{s}{35} + \frac{s^2}{25}} \right) \left(1 + \frac{\tau_1}{s} \right) + \left(\frac{s}{1 + \frac{s}{35} + \frac{s^2}{25}} \right) \left(\frac{\tau_2 D(X)}{K_3 s + 1} + \frac{\tau_3 s}{(K_4 s + 1)^2} \right) \right] \quad (17)$$

式中: K_1 为前向回路增益; K_2, K_3, K_4 为滤波器常数; τ_1 为积分常数; τ_2 为比例系数; τ_3 为微分系数。

$M(X)$ 及 $D(X)$ 为飞机与理想目标点距离 X 有关的项,捕获阶段理想目标点为下滑道顶点,跟

踪阶段理想目标点为理想着舰点。

根据着舰品质,要求该引导系统保证舰载机着舰时的侧向着舰误差小于 $\pm 3 \text{ m}$ 。

$$M(X) = \begin{cases} \frac{L_{G1}}{X} & X \geq L_{X1} \\ \frac{L_{G1}}{L_{X1}} & X < L_{X1} \end{cases} \quad (18)$$

$$D(X) = \begin{cases} L_{R1} & X < L_{RX1} \\ kX - k \cdot L_{RX1} + L_{R1} & L_{RX2} < X < L_{RX1} \\ L_{R1} & X < L_{RX2} \end{cases} \quad (19)$$

$$k = \frac{L_{R1} - L_{R2}}{L_{RX1} - L_{RX2}} \quad (20)$$

经设计,侧向通道导引律传递函数各参数为

$$\begin{aligned} \tau_1 &= 30, \tau_2 = 7.5, \tau_3 = 7.5, K_1 = 0.11, \\ K_2 &= 7.75, K_3 = 0.25, K_4 = 0.3475, \\ L_{G1} &= 2500, L_{X1} = 2500, L_{RX1} = 1500, \\ L_{RX2} &= 2500, L_{R1} = 1.01, L_{R2} = 0.5 \end{aligned}$$

4 系统仿真评估

仿真初始条件如下:以海平面上某一点为地理坐标系 $\{L\}$ 的原点,设定下滑道顶点 p_0 的坐标为 $(800, 200, 100)$,理想着舰点 p_i 坐标为 $(-360, 1360, 0)$,坐标刻度单位为 m 。航母前进速度 $V_s = 15 \text{ m/s}$,下滑角 $\gamma_0 = 3.5^\circ$,飞机前进速度大小为指令速度 $V_{uv} = 30 \text{ m/s}$,任意选定飞机初始位置和速度方向进行仿真。

选取无人机初始位置坐标为 $(1000, 200, 100)$,单位为 m ,初始速度方向单位矢量为 $(-0.5, 0.866, 0)$,仿真结果如图8所示,给出了无人机侧向着舰飞行轨迹(XY平面)。

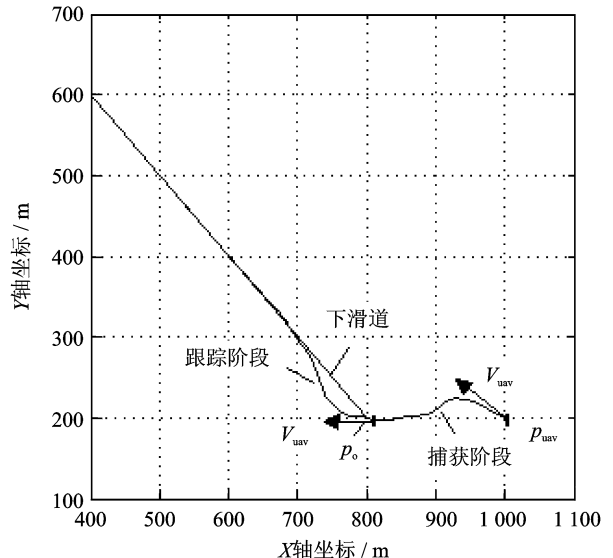


图8 无人机侧向着舰引导仿真结果图

存在飞机速度方向与理想飞行轨迹之间的夹角非常大的情况,选取无人机初始位置坐标为(900,400,100),单位为 m,速度方向单位矢量为(0.5,0.866,0),仿真结果如图 9 所示。

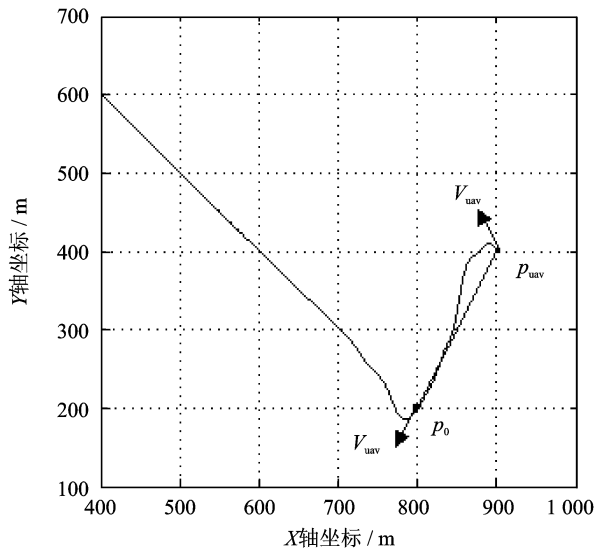


图 9 大的常值滚转速率指令引导结果图

从仿真结果可以看出,任意选定无人机的速度方向和初始位置,所设计的无人机侧向着舰系统均能很好地引导无人机侧向对准下滑道(对中)。

考虑到飞机接近航母时,受到舰尾流的干扰,影响着舰性能。为此,按照美军标 MIL-8785C 中规定,在无人机距航母约 800 m 处加入舰尾大气扰动模型^[9]。运行 200 次仿真,每次任意选取无人机的初始位置和速度方向,着舰点的侧向分布如图 10 所示。

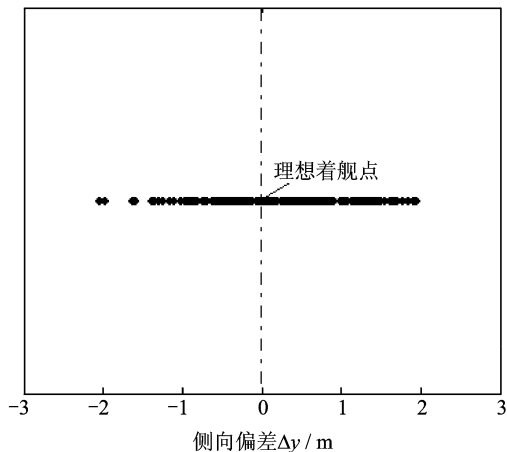


图 10 侧向着舰点分布图

由此,可计算侧向终端最大误差为-2.1 m,平均误差为偏左 0.21 m,标准差为 0.95 m,符合着舰性能要求^[10-11]。

5 结束语

本文研究了小型舰载无人机侧向着舰技术,给出自主着舰引导算法,开发并设计侧向着舰引导系统。最后通过仿真验证,所设计的系统能够很好地引导无人机侧向对中,在舰尾流干扰下,侧向性能满足着舰要求。

参考文献:

- [1] 赵涛. 舰载无人机的发展[J]. 舰船电子工程, 2010, 30(4): 21-24.
Zhao Tao. Development of the shipborne UAVS[J]. Ship Electronic Engineering, 2010, 30(4): 21-24.
- [2] Sergey Khantsis. Control system design using evolutionary algorithms for autonomous shipboard recovery of unmanned aerial vehicles[D]. Australia: Royal Melbourne Institute of Technology, 2006.
- [3] 刘强,袁锁中. 基于 TECH/H_∞ 的无人机纵向着舰系统设计[J]. 安徽大学学报(自然科学版), 2011, 35(1): 47-51.
Liu Qiang, Yuan Suozhong. Longitudinal carrier landing system design for UAV based on TECH/H_∞ [J]. Journal of Anhui University (Natural Science Edition), 2011, 35(1): 47-51.
- [4] Isaac Kammer, Antonio Pascoal, Eric Hallberg, et al. Trajectory tracking for autonomous vehicles: An integrated approach to guidance and control[J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 1998, 21(1): 29-38.
- [5] Franklin Wong, Eric Gagnon, Kevin McTaggart, et al. A parametric study of factors affecting successful ship recovery of UAVs[R]. Valcartier, Canada: Defence R&D, 2008.
- [6] Mariano I Lizarraga. Autonomous landing system for a UAV[D]. Monterey, California: Naval Postgraduate School, 2004.
- [7] 张立珍. 无人机自主飞行控制系统的设计[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2011.
Zhang Lizhen. Design on autonomous flight control system[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2011.
- [8] 吴森堂,费玉华. 飞行控制系统[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2005.
- [9] 杨一栋,余俊雅. 舰载飞机着舰引导与控制[M]. 北京: 国防工业出版社, 2007.
- [10] Midshipman Joseph F Sweger. Design specifications development for unmanned aircraft carrier landings [R]. Maryland, United States: United States Naval Academy Annapolis, 2003.
- [11] Nicholas A Denison. Automated carrier landing of an unmanned combat aerial vehicle using dynamic inversion[D]. Ensign, USN: Department of the Air Force University, 2007.

