

## 无人机自主防碰撞控制器设计

张立鹏<sup>1</sup>, 关旭宁<sup>2</sup>

(1. 空军西安飞行学院理训系, 西安 710306; 2. 空军第一航空学院, 河南 信阳 464000)

**摘要:** 为了使无人机能够有效地规避突发静态障碍物, 提出一种基于EKF-OSA的自主防碰撞控制器设计方法。首先建立无人机与障碍物的相对运动方程, 采用扩展卡尔曼滤波算法(EKF)估计障碍物状态, 并提出突发静态障碍物碰撞规避规则; 然后, 设计一种基于提前一步(OSA)优化方法的导引律。仿真结果验证了所提方法的有效性。

**关键词:** 无人机; 防碰撞; 扩展卡尔曼滤波; 提前一步

**中图分类号:** V279 **文献标志码:** A **文章编号:** 1671-637X(2015)04-0013-06

## Design of Autonomous Collision Avoidance Controller for Unmanned Aerial Vehicles

ZHANG Li-peng<sup>1</sup>, GUAN Xu-ning<sup>2</sup>

(1. Department of Theory and Training, Xi'an Flight College of the Air Force, Xi'an 710306, China;

2. The First Aeronautical College of Air Force, Xinyang 464000, China)

**Abstract:** In order to make Unmanned Aerial Vehicle (UAV) avoid unexpected static obstacles effectively, a method for design a controller of autonomous collision avoidance based on EKF-OSA was proposed. First, the relative motion model between an UAV and the static obstacle was built up. Then, the Extended Kalman Filter (EKF) was applied to estimate the state of the obstacle, and the rule of avoiding collision with unexpected static obstacles was presented. A guidance law based on One-Step-Ahead (OSA) optimization method was designed for collision avoidance. The simulation results verified the effectiveness of the proposed approach.

**Key words:** UAV; collision avoidance; extended Kalman filter; one-step-ahead

### 0 引言

近年来, 无人机作为一种先进的智能系统, 被广泛地应用于执行复杂的民用和军事任务<sup>[1-5]</sup>。对于一些任务而言, 无人机必须以较低的高度飞行在包含固定或移动障碍的密集环境中<sup>[6-8]</sup>, 这就增加了它们与突发的静态障碍物发生碰撞的概率。因此, 对于这样的任务, 防碰撞就成为一个亟待解决的问题。

针对上述问题, 一些学者提出了诸如势场法、几何法和整数优化等方法。文献[9]提出采用球面对称函数构建人工势场, 引导多架无人机无碰撞飞行; 文献[10]采用解析微分几何法研究一机对多机碰撞问题; 文献

[11]从线性规划方面考虑, 把多机碰撞模型化为一个混合整数规划(MLP)问题, 在一般几何构造法上建立碰撞避免约束, 但这些方法比较容易陷入局部极小值, 且实时性不高。对于无人机防碰撞而言, 非协作传感器是非常适合的, 这是因为它们使用自身的量测值而不需要任何通信手段<sup>[12-13]</sup>。特别地, 视觉传感器作为一种非协作传感器, 因其体积小、重量轻且成本低, 可以应用到无人机上, 使得无人机能够规避突发的障碍物。

本文采用照相机进行实时探测障碍物, 采用扩展卡尔曼滤波(Extended Kalman Filter, EKF)对障碍物状态进行预测, 并设计基于提前一步优化的导引律, 最后通过构建仿真验证所提方法的有效性。

### 1 问题描述与建模

考虑一般情况下的无人机与目标运动方程, 假设 $X_{nav}$ ,  $V_{nav}$ ,  $a_{nav}$ 分别为无人机在惯性系中的位置、速度与加速度。则有

收稿日期: 2014-04-25

修回日期: 2015-02-12

基金项目: 国家自然科学基金(61105012); 中国航空科学基金(20135896027)

作者简介: 张立鹏(1986—), 男, 陕西礼泉人, 硕士, 助教, 研究方向为无人机制导控制。

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{X}}_{\text{uav}}(t) = \mathbf{V}_{\text{uav}}(t) \\ \dot{\mathbf{V}}_{\text{uav}}(t) = \mathbf{a}_{\text{uav}}(t) \end{cases} \quad (1)$$

式中,  $\mathbf{a}_{\text{uav}} = [a_x \ a_y \ a_z]^T$ , 为无人机的控制输入。

目标动力学方程为

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{X}}_t(t) = \mathbf{V}_t(t) \\ \dot{\mathbf{V}}_t(t) = \mathbf{a}_t(t) \end{cases} \quad (2)$$

式中,  $\mathbf{X}_t, \mathbf{V}_t, \mathbf{a}_t$  分别为目标在惯性系中的位置、速度与加速度。则无人机相对目标的位置、速度、加速度为

$$\begin{cases} \mathbf{X}(t) = \mathbf{X}_t(t) - \mathbf{X}_{\text{uav}}(t) \\ \mathbf{V}(t) = \mathbf{V}_t(t) - \mathbf{V}_{\text{uav}}(t) \\ \mathbf{a}(t) = \mathbf{a}_t(t) - \mathbf{a}_{\text{uav}}(t) \end{cases} \quad (3)$$

当  $\mathbf{V}_t = 0, \mathbf{a}_t = 0$  时, 相对运动动力学方程为

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{X}}_t(t) = \mathbf{V}_t(t) = -\mathbf{V}_{\text{uav}}(t) \\ \dot{\mathbf{V}}_t(t) = \mathbf{a}(t) = -\mathbf{a}_{\text{uav}}(t) \end{cases} \quad (4)$$

在惯性系中, 假设无人机主要是通过侧向加速度  $a_y$  与法向加速度  $a_z$  来控制, 此时  $a_x = 0$ 。假设要求无人机跟踪到惯性系中的指定固定目标  $\mathbf{X}_{\text{wp}} = [X_{\text{wp}} \ Y_{\text{wp}} \ Z_{\text{wp}}]^T$ , 则固定目标跟踪表示为

$$\begin{cases} Y_{\text{uav}}(t_f) = Y_{\text{wp}} \\ Z_{\text{uav}}(t_f) = Z_{\text{wp}} \end{cases} \quad (5)$$

式中,  $t_f$  为满足  $\mathbf{X}_{\text{uav}}(t_f) = \mathbf{X}_{\text{wp}}$  的时刻。由于固定目标的位置信息已知, 则不难实现对固定目标的跟踪。又假设  $\mathbf{X}_{\text{obs}}$  为障碍物在惯性系中的位置, 且  $\dot{\mathbf{X}}_{\text{obs}} = 0$ , 即障碍物静止。为规避障碍物, 无人机必须与各个障碍物之间保持一个最小安全距离  $d$ , 如图 1 所示。

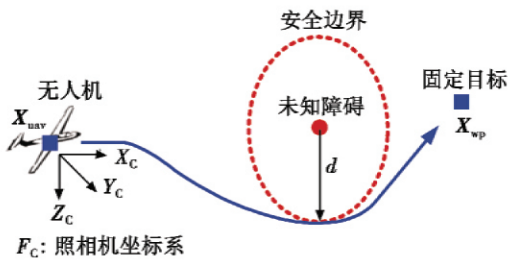


图 1 基于视觉的 UAV 规避未知障碍物示意图

Fig. 1 Schematic diagram of UAV avoiding unknown obstacle based on vision

对于无人机, 必须满足

$$\|\mathbf{X}_{\text{obs}} - \mathbf{X}_{\text{uav}}\| > d \quad (6)$$

才能实现障碍物的安全规避。由于障碍物的位置  $\mathbf{X}_{\text{obs}}$  未知, 所以必须对其进行估计。

由于照相机视觉导航具有的优势, 本文采用照相机视觉作为探测工具, 对障碍进行探测。照相机探测基本原理如图 2 所示<sup>[14]</sup>。

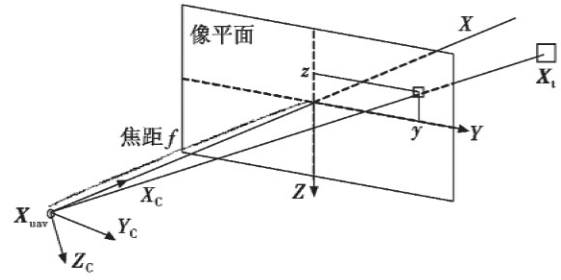


图 2 照相机视觉导引示意图

Fig. 2 Schematic diagram of visual guidance

令  $\mathbf{T}_c(t)$  为惯性坐标系到照相机坐标系中的变换矩阵, 则有

$$\mathbf{X}_c(t) = \mathbf{T}_c(t) \mathbf{X}(t) = [X_c \ Y_c \ Z_c]^T \quad (7)$$

在  $t_k$  时刻, 目标在像平面中的投影为

$$\mathbf{z}(t_k) \mathbf{h}(\mathbf{X}_c(t_k)) = \frac{f}{X_c(t_k)} \begin{bmatrix} Y_c(t_k) \\ Z_c(t_k) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} y(t_k) \\ z(t_k) \end{bmatrix} \quad (8)$$

式中,  $f$  为照相机焦距, 在此取  $f = 1$ 。由于测量时存在一定的噪声, 则量测方程可修正为

$$\mathbf{z}(t_k) = \mathbf{h}(\mathbf{X}_c(t_k)) + \mathbf{v}_k \quad (9)$$

式中,  $\mathbf{v}_k$  为零均值白噪声, 协方差为  $\mathbf{R}_x$ , 由于基于视觉的量测误差与照相机坐标系中相对目标的距离密切相关, 故假设

$$\mathbf{R}_x = \frac{\sigma^2}{X_c^2(t_k)} \mathbf{I} \quad (10)$$

假设有  $n$  个不同威胁, 分别用  $z_k, z_{k_1}, \dots, z_{k_n}$  表示, 同时假设其中的  $m$  障碍的相对位置  $\hat{\mathbf{X}}_{k_1}^-, \hat{\mathbf{X}}_{k_2}^-, \dots, \hat{\mathbf{X}}_{k_m}^-$  被探测到, 并被保存在数据库中。为了更好地更新每次的估计状态, 建立量测量与估计量之间正确的函数关系显得尤为重要, 本文采用 EKF 进行估计。

## 2 基于 EKF 的障碍物状态估计

当相关障碍物在照相机视角之外或者有探测到该障碍物时, 都会出现上述情况。对于这样的估计, 采用 EKF 进行估计<sup>[15]</sup>。

现采用 EKF 对障碍物的相对位置 (在二维像平面中) 进行估计。由于假设障碍物静止, 故障碍物的动力学方程为

$$\dot{\mathbf{X}}_{\text{obs}}(t) = 0 \quad (11)$$

根据 EKF 可得

$$\begin{cases} \hat{\mathbf{X}}_k^- = \hat{\mathbf{X}}_{\text{obs}} - \mathbf{X}_{\text{uav}k} \\ \mathbf{P}_k^- = \mathbf{P}_{k-1} + \mathbf{Q}_k \end{cases} \quad (12)$$

式中:  $\mathbf{X}_{\text{uav}k}$  为已知的无人机位置;  $\mathbf{Q}_k$  为协方差矩阵, 在滤波中取  $\mathbf{Q}_k = \sigma_x^2 \mathbf{I} \cdot \Delta t_k$ ,  $\Delta t_k = t_k - t_{k-1}$  为取样时间, 于是可得

$$\begin{cases} \hat{X}_k = \hat{X}_k^- + K_k(z_k - h(\hat{X}_k^-)) \\ P_k = P_k^- - K_k H_k P_k^- \\ K_k = P_k^- H_k^T (H_k P_k^- H_k^T + P_k)^{-1} \end{cases} \quad (13)$$

式中： $h(\hat{X}_{k_j}^-)$ 如式(8)所示；量测矩阵 $H_k$ 为

$$H_k = \frac{\partial h(\hat{X}_{k_j}^-)}{\hat{X}_{k_j}^-} = \frac{1}{\hat{X}_{C_k}^-} \begin{bmatrix} -\hat{Y}_{C_k}^- & 1 & 0 \\ \hat{X}_{C_k}^- & & \\ -\hat{Z}_{C_k}^- & 0 & 1 \end{bmatrix} T_{C_k} = \frac{1}{\hat{X}_{C_k}^-} [h(\hat{X}_k^-) \quad I] T_{C_k} \quad (14)$$

在完成 EKF 更新后,障碍物的绝对位置估计为

$$\hat{X}_{obs} = \hat{X}_k + \hat{X}_{uavk} \quad (15)$$

### 3 冲突锥形规则

为规避障碍物,必须对估计集内的障碍物进行检查并确定其是否对无人机构成威胁,文献[8]提出了一种二维碰撞锥形方法来建立冲突标准。本文将该二维碰撞锥形方法扩展到三维障碍物规避问题中,只考虑三维平面中相对位置 $X$ 以及相对速度 $V = -V_{uav}$ 。冲突区域定义为从无人机到安全界面的切线集,如图3所示。在某一视角时,冲突安全边界可用由 $X$ 与 $V$ 构成的三维平面中的一个圆表示,冲突锥形有两个源自无人机位置 $X_{uav}$ 的向量( $P_1, P_2$ 切于圆边界), $P_1, P_2$ 可表示为

$$P_i = X + du_i \quad i = 1, 2 \quad (16)$$

式中, $u_1, u_2$ 是从障碍物到两个切点的单位向量。

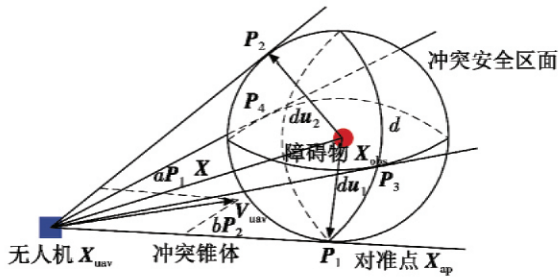


图3 冲突区域与对准点

Fig. 3 Conflicting zone and alignment point

根据图3,无人机的速度可表示为

$$V_{uav} = aP_1 + bP_2 \quad (17)$$

式中

$$\begin{cases} a = \frac{1}{2} \left( \frac{X \cdot V_{uav}}{\|X\|^2 - d^2} + \frac{1}{cd} \right) \\ b = \frac{1}{2} \left( \frac{X \cdot V_{uav}}{\|X\|^2 - d^2} - \frac{1}{cd} \right) \end{cases} \quad (18)$$

上述方法用来检测无人机速度 $V_{uav}$ 是否在冲突锥形

内,冲突锥形规则为

$$a > 0 \quad \text{and} \quad b > 0 \quad (19)$$

当满足式(20)时,则表示无人机有撞上障碍物的危险,必须采用一定的机动进行规避,对准点 $X_{sp}$ 用来进行障碍物规避,其计算式为

$$X_{sp} = \begin{bmatrix} X_{sp} \\ Y_{sp} \\ Z_{sp} \end{bmatrix} = \begin{cases} P_1 + V_{uav} & 0 < b \leq a \\ P_2 + V_{uav} & 0 < a \leq b \end{cases} \quad (20)$$

$$t_{go} = t_k + \frac{X_{sp} - X_{uavk}}{U_{uavk}} \quad (21)$$

式中, $U_{uavk}$ 为 $k$ 时刻无人机在 $X$ 方向上的速度。当 $t_{go} - t_k$ 大于给定的限值 $T$ 时,不需进行规避机动;当 $t_{go} - t_k$ 为负,或者 $t_{go}$ 大于终止时间 $t_f$ 时,则说明没有冲突可能。因此,如同冲突锥形规则,剩余时间标准为

$$t_{go} - t_k < T \quad \text{and} \quad 0 < t_{go} < t_f \quad (22)$$

只有当式(19)、式(22)同时成立时,障碍物才能当作关键障碍物,然后对其进行机动规避。

### 4 基于 OSA 的障碍物规避方法

基于以上冲突规避规则,采用导引律设计思想对障碍物进行规避,其目标是引导无人机到达指定位置。采用上述 EKF 对三维相对状态进行估计,令相对状态向量 $x = [X^T \quad V^T]^T$ ,其中, $X$ 为相对位置, $V$ 为相对速度。假设目标的加速度为零,则式(4)的线性化动力学方程可化为

$$\dot{x}(t) = \begin{bmatrix} 0 & I \\ 0 & 0 \end{bmatrix} x(t) + \begin{bmatrix} 0 \\ -I \end{bmatrix} a_{uav}(t) = Fx(t) + Ga_{uav}(t) \quad (23)$$

则问题可转化为下面二次方程的最小值问题

$$\min_{a_{uav}} J = \frac{1}{2} (x(t_f) - x_f)^T S_f (x(t_f) - x_f) + \frac{1}{2} \int_{t_0}^{t_f} [(x(t) - x_c(t))^T A (x(t) - x_c(t)) + a_{uav}^T B a_{uav}] dt \quad (24)$$

约束条件见式(26),初始条件为 $x(t_0) = x_0, x_f$ 为理想终止相对状态,对于 $t_0 \leq t \leq t_f, x_c(t)$ 为指令相对状态路径, $S_f, A, B$ 为常值权矩阵且满足

$$S_f \geq 0, \quad A \geq 0, \quad B \geq 0 \quad (25)$$

设计导引律的目的是选择最优的 $a_{uav}$ ,使得式(24)中的代价 $J$ 最小。

#### 4.1 末端追踪 OSA 次优导引

当无人机相对目标在视线方向做直线运动、无角度变化时,距离信息变得不可观,而且不满足导引律设计的实时性要求,因此,本文采用一种次优策略以减少计算负担。OSA 次优导引律源于特殊的末端追踪问题,本文将分别应用于末端追踪和突发静态障碍物

规避,以对比估计最优导引和 OSA 次优导引规避障碍物的效果。

为计算当前时刻  $t_k$  的导引输入,令  $\mathbf{a}_{\text{uav}}^1(t)$  为时间  $t_k \leq t \leq t_{k+1}$  段的无人机导引输入,且满足

$$\mathbf{a}_{\text{uav}}^1(t) = \hat{\mathbf{a}}_{\text{uavk}}^*(t) + \Delta \mathbf{a}_{\text{uavk}}^1 \quad (26)$$

式中:输入  $\hat{\mathbf{a}}_{\text{uavk}}^*(t)$  表示估计最优导引律;  $\Delta \mathbf{a}_{\text{uavk}}^1$  是为提高估计性能增加的附加输入项。

假设  $\mathbf{A} = 0$ , 在  $t_k$  时刻的估计最优导引为

$$\mathbf{a}_{\text{uav}}^0(t) = \hat{\mathbf{a}}_{\text{uavk}}^*(t) = -\mathbf{B}^{-1} \mathbf{G}^T e^{\mathbf{F}^T(t_f-t)} \mathbf{S}_f (\mathbf{I} + \zeta_{k+1} \mathbf{S}_f)^{-1} (e^{\mathbf{F}^T(t_f-t_k)} \hat{\mathbf{x}}_{k+1} - \mathbf{x}_f) \quad (27)$$

对于时刻  $t_k \leq t \leq t_{k+1}$ , 采用  $\mathbf{a}_{\text{uav}}^0(t)$ , 在  $t_{k+1}$  时刻的相对状态为

$$\mathbf{x}^0(t_k) = e^{\mathbf{F}^T(t_{k+1}-t_k)} \mathbf{x}(t_k) + \int_{t_k}^{t_{k+1}} e^{\mathbf{F}^T(t_{k+1}-s)} \mathbf{G} \mathbf{a}_{\text{uav}}^0(s) ds = e^{\mathbf{F}^T(t_{k+1}-t_k)} \cdot (\hat{\mathbf{x}}_k + \tilde{\mathbf{x}}_k) - e^{-\mathbf{F}^T(t_f-t_{k+1})} (\zeta_k - \zeta_{k+1}) \mathbf{S}_f (\mathbf{I} + \zeta_k \mathbf{S}_f)^{-1} (e^{\mathbf{F}^T(t_f-t_k)} \hat{\mathbf{x}}_k - \mathbf{x}_f) \quad (28)$$

$t_{k+1}$  时刻真实的相对状态为

$$\mathbf{x}^1(t_{k+1}) = e^{\mathbf{F}^T(t_{k+1}-t_k)} \mathbf{x}(t_k) + \int_{t_k}^{t_{k+1}} e^{\mathbf{F}^T(t_{k+1}-s)} \mathbf{G} (\mathbf{a}_{\text{uav}}^0(s) + \Delta \mathbf{a}_k^1) ds = \mathbf{x}^0(t_{k+1}) + \mathbf{I}_{k+1} \Delta \mathbf{a}_k^1 = \mathbf{x}^0(t_{k+1}) + \Delta \mathbf{x}_{k+1}^1 \quad (29)$$

式中,  $\Delta \mathbf{x}_{k+1}^1 = \mathbf{I}_{k+1} \Delta \mathbf{a}_k^1$  为  $t_{k+1}$  时刻估计最优导引律为

$$\hat{\mathbf{a}}_{\text{uavk+1}}^*(t) = -\mathbf{B}^{-1} \mathbf{G}^T e^{\mathbf{F}^T(t_f-t)} \mathbf{S}_f (\mathbf{I} + \zeta_{k+1} \mathbf{S}_f)^{-1} (e^{\mathbf{F}^T(t_f-t_{k+1})} \hat{\mathbf{x}}_{k+1} - \mathbf{x}_f) = \mathbf{a}_{\text{uav}}^0(t) - \mathbf{B}^{-1} \mathbf{G}^T e^{\mathbf{F}^T(t_f-t)} \mathbf{S}_f (\mathbf{I} + \zeta_{k+1} \mathbf{S}_f)^{-1} (e^{\mathbf{F}^T(t_f-t_{k+1})} \tilde{\mathbf{x}}_{k+1}^- - \tilde{\mathbf{x}}_{k+1}^-) - \mathbf{B}^{-1} \mathbf{G}^T e^{\mathbf{F}^T(t_f-t)} \mathbf{S}_f (\mathbf{I} + \zeta_{k+1} \mathbf{S}_f)^{-1} e^{\mathbf{F}^T(t_f-t_{k+1})} \Delta \mathbf{x}_{k+1}^1 \quad (30)$$

式中,  $\tilde{\mathbf{x}}_{k+1}^- = e^{\mathbf{F}^T(t_{k+1}-t_k)} \tilde{\mathbf{x}}_k$  为在时刻  $t_{k+1}$  的预测估计误差。

在时刻  $t_{k+1} \leq t \leq t_f$ , 将  $\hat{\mathbf{a}}_{\text{uavk+1}}^*(t)$  应用到次优 OSA 导引律中, 得到末端追踪误差为

$$\mathbf{x}^1(t_f) - \mathbf{x}_f = e^{\mathbf{F}^T(t_f-t_{k+1})} \mathbf{x}^1(t_{k+1}) + \int_{t_{k+1}}^{t_f} e^{\mathbf{F}^T(t_f-s)} \hat{\mathbf{a}}_{\text{uav}}^*(s) ds = (\mathbf{x}^0(t_f) - \mathbf{x}_f \zeta_{k+1} \mathbf{S}_f (\mathbf{I} + \zeta_{k+1} \mathbf{S}_f)^{-1} (e^{\mathbf{F}^T(t_f-t_{k+1})} \cdot \tilde{\mathbf{x}}_{k+1}^- - \tilde{\mathbf{x}}_{k+1}^-) + (\mathbf{I} + \zeta_{k+1} \mathbf{S}_f)^{-1} e^{\mathbf{F}^T(t_f-t_{k+1})} \Delta \mathbf{x}_{k+1}^1 \quad (31)$$

式中, 右边第二项为时刻  $t_{k+1}$  估计更新得到的最优导引, 第三项由附加输入  $\Delta \mathbf{a}_k^1$  生成。对于  $i=0, 1$ , 假设理想估计  $\mathbf{E}[\tilde{\mathbf{x}}_{k+i}] = 0$  且  $\mathbf{E}[\tilde{\mathbf{x}}_{k+i} \tilde{\mathbf{x}}_{k+i}^T] = \mathbf{P}_{k+i}$ , 期望代价为  $\hat{J}^1(t_k) = \mathbf{E}[J(t_k)]$ , 计算式为

$$\begin{aligned} J^1(t_k) &= \frac{1}{2} \mathbf{E}[(\mathbf{x}^1(t_f) - \mathbf{x}_f)^T \mathbf{S}_f (\mathbf{x}^1(t_f) - \mathbf{x}_f)] + \\ &\frac{1}{2} \int_{t_k}^{t_f} \mathbf{a}_{\text{uav}}^{1T}(t) \mathbf{B} \mathbf{a}_{\text{uav}}^1 ds \approx \hat{J}^*(t_k) - \\ &\frac{1}{2} \text{tr}(\mathbf{P}_{k+1}^- - \mathbf{P}_{k+1}) e^{\mathbf{F}^T(t_f-t_{k+1})} \mathbf{S}_f \zeta_{k+1} \mathbf{S}_f (\mathbf{I} + \zeta_{k+1} \mathbf{S}_f)^{-1} e^{\mathbf{F}^T(t_f-t_{k+1})} + \\ &\frac{1}{2} \Delta \mathbf{a}_k^{1T} (\mathbf{I}_{k+1} e^{\mathbf{F}^T(t_f-t_{k+1})} \mathbf{S}_f (\mathbf{I} + \zeta_{k+1} \mathbf{S}_f)^{-1} e^{\mathbf{F}^T(t_f-t_{k+1})} \mathbf{I}_{k+1} + \\ &\mathbf{B}_{k+1}) \Delta \mathbf{a}_k^1 = J^0(t_k) - \frac{1}{2} \text{tr}(\mathbf{P}_{k+1}^- - \mathbf{P}_{k+1}) \mathbf{Z}_{k+1} + \frac{1}{2} \Delta \mathbf{a}_k^{1T} \boldsymbol{\gamma}_{k+1} \Delta \mathbf{a}_k^1 \end{aligned} \quad (32)$$

式中,  $\mathbf{Z}_{k+1}, \boldsymbol{\gamma}_{k+1}$  为常值矩阵, 定义为

$$\begin{cases} \mathbf{Z}_{k+1} = e^{\mathbf{F}^T(t_f-t_{k+1})} \mathbf{S}_f \zeta_{k+1} \mathbf{S}_f (\mathbf{I} + \zeta_{k+1} \mathbf{S}_f)^{-1} e^{\mathbf{F}^T(t_f-t_{k+1})} \\ \boldsymbol{\gamma}_{k+1} = \mathbf{I}_{k+1} e^{\mathbf{F}^T(t_f-t_{k+1})} \mathbf{S}_f (\mathbf{I} + \zeta_{k+1} \mathbf{S}_f)^{-1} e^{\mathbf{F}^T(t_f-t_{k+1})} \mathbf{I}_{k+1} + \mathbf{B}_{k+1} \end{cases} \quad (33)$$

式中,  $\mathbf{B}_{k+1} = \mathbf{B}(t_{k+1} - t_k)$ 。

在时刻  $t_k \leq t \leq t_f$  应用最优导引律可得式(32)的期望代价  $\hat{J}^*(t_k) = J^0(t_k)$ , 当  $\mathbf{A} = 0$  时, 式(32)右边第二项末端追踪误差随着在时刻  $t_{k+1}$  估计性能的提高而降低, 第三项表示控制代价由于  $\Delta \mathbf{a}_k^1$  而增加, 式(32)右边第二项可写为

$$\begin{aligned} \frac{1}{2} \text{tr}(\mathbf{P}_{k+1}^- - \mathbf{P}_{k+1}) \mathbf{Z}_{k+1} &= \frac{1}{2} \text{tr} \mathbf{K}_{k+1} \mathbf{H}_{k+1} \mathbf{P}_{k+1}^- \mathbf{Z}_{k+1} = \\ &\frac{1}{2} \text{tr} \mathbf{H}_{k+1}^T (\mathbf{H}_{k+1} \mathbf{P}_{k+1}^- \mathbf{H}_{k+1}^T + \mathbf{R}_{k+1})^{-1} \mathbf{H}_{k+1} \bar{\mathbf{Z}}_{k+1} \end{aligned} \quad (34)$$

式中,  $\bar{\mathbf{Z}}_{k+1} = \mathbf{P}_{k+1}^- \mathbf{Z}_{k+1} \mathbf{P}_{k+1}^-$  为常值矩阵, 由  $\mathbf{P}_k$  确定。

OSA 设计的目标是找到使代价函数增加最多的  $\Delta \mathbf{a}_k^1$ , 因此可通过下式求得  $\Delta \mathbf{a}_k^1$  的最优导引律

$$\frac{\partial}{\partial \Delta \mathbf{a}_k^1} (J^0(t_k) - J^1(t_k)) = 0 \quad (35)$$

由式(32)、式(34)可得

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial \Delta \mathbf{a}_k^1} (\text{tr} \mathbf{H}_{k+1}^T (\mathbf{H}_{k+1} \mathbf{P}_{k+1}^- \mathbf{H}_{k+1}^T + \mathbf{R}_{k+1})^{-1} \mathbf{H}_{k+1} \bar{\mathbf{Z}}_{k+1} - \\ \Delta \mathbf{a}_k^{1T} \bar{\boldsymbol{\gamma}}_{k+1} \Delta \mathbf{a}_k^1) = 0 \end{aligned} \quad (36)$$

故有

$$\begin{aligned} \Delta \mathbf{a}_k^1 = \frac{1}{2} \bar{\boldsymbol{\gamma}}_{k+1}^{-T} \left[ \frac{\partial}{\partial \Delta \mathbf{a}_k^1} \text{tr}(\mathbf{H}_{k+1} \mathbf{P}_{k+1}^- \mathbf{H}_{k+1}^T + \right. \\ \left. \mathbf{R}_{k+1})^{-1} \mathbf{H}_{k+1} \mathbf{Z}_{k+1} \right]^T \end{aligned} \quad (37)$$

式中,  $\mathbf{H}_{k+1}$  为量测矩阵, 其定义是关于量测模型  $\mathbf{h}(\mathbf{x})$  的 Jacobian 矩阵, 同时也是关于  $\Delta \mathbf{a}_k^1$  的函数, 为简化计算, 对式(37)进行近似处理

$$\begin{aligned} \Delta \mathbf{a}_k^1 = \frac{1}{2} \bar{\boldsymbol{\gamma}}_{k+1}^{-T} \left[ \frac{\partial}{\partial \Delta \mathbf{a}_k^1} \text{tr}(\mathbf{H}_{k+1} \mathbf{P}_{k+1}^- \mathbf{H}_{k+1}^T + \right. \\ \left. |\mathbf{R}_{k+1})^{-1} \mathbf{H}_{k+1} \bar{\mathbf{Z}}_{k+1} \right]^T \Big|_{\hat{\mathbf{x}}_{k+1}^- = \hat{\mathbf{x}}_{k+1}^-} \end{aligned} \quad (38)$$

式中,  $\hat{\mathbf{x}}_{k+1}^-$  为在时刻  $t_{k+1}$  采用  $\mathbf{a}_{\text{uav}}(t) = \hat{\mathbf{a}}_{\text{uavk}}^* = \mathbf{a}_{\text{uav}}^0$  时的预测估计, 式(38)中  $\bar{\mathbf{Z}}_{k+1}$  可认为是附加输入  $\Delta \mathbf{a}_k^1$  的权值。由于  $\bar{\mathbf{Z}}_{k+1}$  为关于误差协方差  $\mathbf{P}_k$  的二次函数, 当估计误差小时  $\Delta \mathbf{a}_k^1$  小, 当估计误差大时  $\Delta \mathbf{a}_k^1$  大。因此保证了当估计精度很高时, 无人机无需做额外机动来提高估计性能。

以静态目标追踪为例, 假设静态目标为下一目标, 在给定终止时间  $t_f$ , 追踪静态目标可当作是求二次函数的最小值问题, 即

$$\mathbf{A} = 0, \quad \mathbf{B} = \mathbf{I}, \quad \mathbf{S}_f = \begin{bmatrix} s_x \mathbf{I} & 0 \\ 0 & s_v \mathbf{I} \end{bmatrix}, \quad \mathbf{x}_f = 0 \quad (39)$$

式中,  $s_x, s_v > 0$  为常数, 视觉测量时将目标质点投影在

像平面上,如式(8)所示。误差协方差矩阵  $R_k$  为

$$R_k = \frac{\sigma^2}{\hat{X}_{C_k}^2} I \quad (40)$$

由于目标静止,又 EKF 估计的是目标相对无人机的相对位置,因此,无人机误差协方差矩阵  $P_k$  与量测矩阵  $H_{k+1}$  分别为  $3 \times 3$  和  $2 \times 3$  矩阵,式(38)中  $P_{k+1}^-$  与  $H_{k+1}$  可化为

$$\begin{cases} P_{k+1}^- = \begin{bmatrix} P_{k+1}^- & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \\ H_{k+1} = [H_{k+1} \quad 0] \end{cases} \quad (41)$$

由于目标静止,根据  $t_k$  时刻式(39)的参数,可得如下线性反馈控制器

$$\hat{a}_{\text{uvk}}^* = K_X \hat{X}_k - K_V V_{\text{uv}}(t_k) \quad (42)$$

式中:

$$K_X = \frac{s_x(t_f - t_k) + \frac{s_x s_v}{2}(t_f - t_k)}{\Lambda_k};$$

$$K_V = \frac{s_x(t_f - t_k)^2 + \frac{s_x s_v}{3}(t_f - t_k)^3 + s_v}{\Lambda_k};$$

$$\Lambda_k = 1 + \frac{s_x}{3}(t_f - t_k)^3 + \frac{s_x s_v}{12}(t_f - t_k)^4 + s_v(t_f - t_k)。$$

在 OSA 次优导引律设计中,增加附加输入项  $\Delta a_k^1$  的目的是产生额外的运动趋势以提高估计性能。在视觉测量平面中,量测矩阵

$$H_{k+1} = \frac{1}{\hat{X}_{C_{k+1}}} \begin{bmatrix} -\hat{Y}_{C_{k+1}}^- & 1 & 0 \\ \hat{X}_{C_{k+1}}^- & & \\ -\hat{Z}_{C_{k+1}}^- & 0 & 1 \\ \hat{X}_{C_{k+1}}^- & & \end{bmatrix} \quad (43)$$

式中

$$\begin{aligned} \hat{X}_{C_{k+1}}^- &= [\hat{X}_{C_{k+1}}^- \quad \hat{Y}_{C_{k+1}}^- \quad \hat{Z}_{C_{k+1}}^-]^T = T_C(t_{k+1}) \hat{X}_{C_k}^- = \\ &T_C(t_{k+1}) [\hat{X}_k + V_{\text{uv}}(t_k)(t_{k+1} - t_k) - \frac{1}{2}(\hat{a}^*(t_k) + \\ &\Delta a_k^1)(t_{k+1} - t_k)^2] \end{aligned} \quad (44)$$

由式(43)、式(44)可得,量测矩阵  $H_{k+1}$  为附加输入项  $\Delta a_k^1$  的函数,又由式(37)可知,附加输入项  $\Delta a_k^1$  为当前估计状态  $\hat{X}_k$ 、误差协方差  $P_k$ 、无人机速度  $V_{\text{uv}}(t)$  与  $T_C(t_{k+1})$  的函数。

#### 4.2 突发障碍物规避导引设计

考虑在固定目标跟踪时遇到突发静态威胁时的情形,假设在  $x$  方向上的速度  $U$  为常数,固定目标跟踪问题式(35)有如下条件

$$A=0, \quad B = \begin{bmatrix} \infty & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, \quad S_f = \begin{bmatrix} s_x I & 0 \\ 0 & s_v I \end{bmatrix}, \quad x_f = \begin{bmatrix} 0 \\ -U \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (45)$$

式中,  $s_x > 0, s_v > 0$  为常数,视觉测量时将目标质点投影在像平面上,由于无人机与固定目标之间相对信息完全已知,如没有障碍,则可采用最优导引律。当存在对无人机造成威胁的障碍时,无人机必须采用机动来进行规避。假设无人机遇到的威胁为静态,通常无人机必须与其保持一个最小安全间隔  $d$ ,以保证无人机安全规避障碍。

$$\hat{a}_{\text{wp}}^*(t_k) = K_X(X_{\text{wp}} - X_{\text{uv}}(t_k)) - K_V V_{\text{uv}}(t_k) \quad (46)$$

式中,  $K_X, K_V$  与式(41)中相同,通过速度  $U$  及  $X$  方向上与固定目标的相对距离进行计算可得终止时间为

$$t_f = t_k + \frac{X_{\text{wp}} - X_{\text{uv}}(t_k)}{U} \quad (47)$$

为了进行障碍物规避,由3节的冲突规则进行冲突预测。令障碍物的位置为  $X_{\text{obs}}$ ,  $X_{\text{uv}}$  为无人机的位置信息,  $V_{\text{uv}}$  为无人机的速度信息,如果满足冲突条件,定义对准点  $X_{\text{ap}}$  为冲突区域与障碍物安全边界的切点,因此障碍物规避导引律为

$$\hat{a}_{\text{oa}}^*(t_k) = K_X(\hat{X}_{\text{ap}} - X_{\text{uv}}(t_k)) - K_V V_{\text{uv}}(t_k) \quad (48)$$

将式(48)代入式(26)进行计算,得到总的加速度指令。由于对障碍物位置  $X_{\text{obs}}$  采用 EKF 进行状态估计得到  $\hat{X}_{\text{obs}}$ , 因此利用  $\hat{X}_{\text{ap}}$  对  $X_{\text{ap}}$  进行替代,  $K_X, K_V$  与式(42)中相同,终止时间为

$$t_f = t_k + \frac{\hat{X}_{\text{ap}} - X_{\text{uv}}(t_k)}{U} \quad (49)$$

## 5 仿真结果与分析

为了验证本文所提自主防撞控制方法的有效性,采用 Matlab 搭建仿真环境,所有的计算在一台 CPU 为英特尔酷睿 i5,主频为 2.8 GHz, Windows 操作系统的电脑上执行。仿真中,设定无人机初始位置为  $X_{\text{uv}0} = [10, 0, 0]^T$ , 目标位置为  $X_t = [108, 18, 9]^T$ , 无人机速度为 12.5 m/s, 障碍物位置为  $X_{\text{obs}} = [75, 15, 2]^T$ , 令  $s_x = 100, s_v = 10, P_0 = 100 I, \sigma = 1$ 。两种导引方法得到无人机障碍物规避的仿真曲线如图4~图8所示。

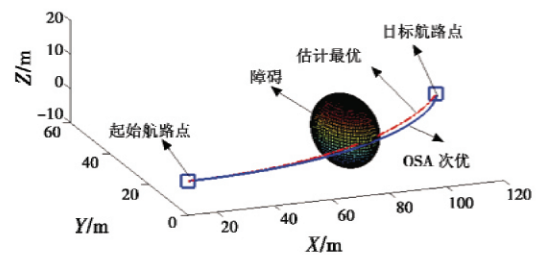


图4 障碍规避导引轨迹曲线

Fig.4 Trajectory curve of obstacle avoidance guidance

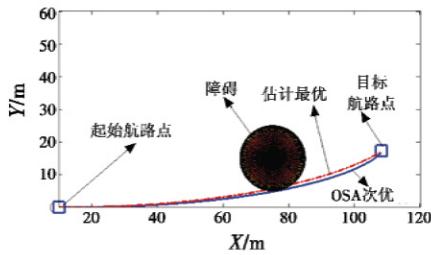


图5 障碍规避导引轨迹XY投影曲线

Fig.5 Trajectory curve of obstacle avoidance guidance projected on the XY plane

由图4和图5可知,基于估计最优的导引律轨迹比基于OSA次优导引的轨迹平滑,但估计最优方法不能使无人机完全规避冲突区域,OSA次优导引可使无人机很好地规避冲突区域。

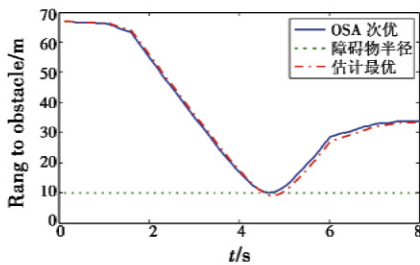


图6 两种方法下无人机与障碍物的距离对比

Fig.6 The comparison of the distance between UAV and obstacle under two kinds of methods

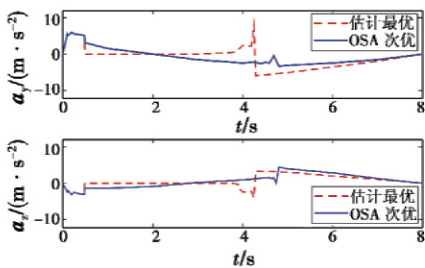


图7 障碍规避导引输入曲线

Fig.7 The curve of guidance input for obstacle avoidance

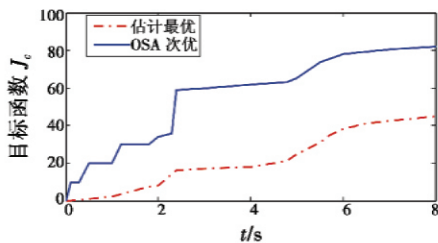


图8 障碍规避导引代价曲线

Fig.8 The curve of guidance cost for obstacle avoidance

由图6可看出,基于OSA次优方法导引可使无人机与障碍物的距离保持Rang大于等于 $d$ ,而基于估计最优的导引律有穿越冲突区域的情况,由图7可知,基于估计最优的导引律输入比基于OSA次优导引的输入抖动小,由图8可知,基于估计最优的导引律代价比

基于OSA次优导引的代价小。

综上所述,在进行突发障碍物规避时,基于估计最优的导引律在输入抖动性能、导引代价方面优于基于OSA次优导引律,但这是以牺牲防碰撞安全为代价的。因此,为保证无人机防止碰撞,应选用基于OSA次优导引律。

## 6 结论

针对无人机自主规避突发静态障碍物问题,采用EKF对障碍物进行预测估计,提出了一种基于OSA优化方法的次优导引律设计方法。仿真结果表明,在进行固定目标追踪时,估计最优导引律在各性能方面均优于OSA次优导引律,而在进行突发静态障碍规避时,OSA次优导引律显示出了优势,能完全规避冲突区域,同时保证了输入的性能。

## 参考文献

- [1] MARCONI L, NALDI R. Aggressive control of helicopters in presence of parametric and dynamical uncertainties [J]. *Mechatronics*, 2008, 18(7):381-389.
- [2] METNI N, HAMEL T. A UAV for bridge inspection: Visual serving control law with orientation limits [J]. *Automation in Construction*, 2007, 17(1):3-10.
- [3] BRVSON M, SUKKARIEH S. Cooperative localization and mapping for multiple UAVs in unknown environments [C]//*Proceedings of 2007 IEEE Aerospace Conference*, 2007:1-12.
- [4] HU J, XU J, XIE L. Cooperative search and exploration in robotic networks [J]. *Unmanned Systems*, 2013, 1(1):121-142.
- [5] VAN DER WALLE D, FIDAN B, SUTTON A, et al. Non-hierarchical UAV formation control for surveillance tasks [C]//*American Control Conference*, 2008:777-782.
- [6] ZEITLIN A D. Issues and tradeoffs in sense and avoid for unmanned aircraft [C]//*Proceedings of the 4th Annual Systems Conference*, IEEE, 2010:61-65.
- [7] LUCIA P, ERIC M F, ANTONIO B. Conflict resolution problems for air traffic management system solved with mixed integer programming [J]. *IEEE Transactions on Intelligent Transportations System*, 2002, 3(1):1756-1766.
- [8] CHAKRAVARTHY A, GHOSE D. Obstacle avoidance in a dynamic environment: A collision cone approach [J]. *IEEE Transactions on Systems, Man and Cybernetics-Part A: Systems and Humans*, 1998, 28(5):220-230.
- [9] WATANABE Y, JOHNSON E N, CALISE A J. Stochastically optimized monocular vision-based guidance design [C]//*AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit*, South Carolina, 2007:1-16.

(下转第22页)

引信延迟时间误差导致的战斗部破片攻击目标偏差在米级范围内,可以满足瞄准式战斗部精确攻击目标的要求。证明在一般的相对速度误差下,本文建立的破片与目标交会模型可以应用于瞄准式战斗部,本文提出的基于破片最佳飞散距离的瞄准式战斗部引战配合是合理的、可行的。

验证在现有脱靶量测量误差条件下产生的引信起爆延迟时间误差,假设脱靶量误差为 $(-1\text{ m}, 1\text{ m})$ ,取脱靶量 $\rho$ 分别为 $5\text{ m}, 10\text{ m}, 15\text{ m}$ ,相对速度从 $500\text{ m/s}$ 增大到 $1500\text{ m/s}$ 进行仿真,仿真结果如图3所示。

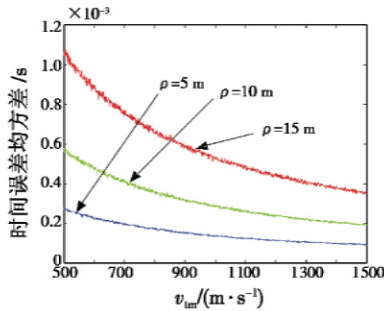


图3 脱靶量对延迟时间误差的影响

Fig. 3 The influence of miss distance to delaying time

从图中也可以看出,在现有的脱靶量测量误差条件下,引信起爆延迟时间误差可以保持在毫秒级范围内,能满足瞄准式战斗部精确攻击目标的需要。证明本文提出的基于最佳飞散距离的瞄准式战斗部控制方案是可行的。

#### 4 结论

本文提出了基于最佳飞散距离的瞄准式战斗部控制策略。该策略根据瞄准式战斗部不同瞄准角对应不同破片飞散距离的特点,解决了瞄准角的控制问题,根据目标预估位置,实现了战斗部在导弹弹体内周向和轴向的双定位。仿真表明,在已知的误差条件下,利用

本文提到的战斗部控制策略可以满足瞄准式战斗部攻击目标的要求。

#### 参考文献

- [1] 李炜,王正杰,樊宁军. 巡飞弹姿态约束条件下引战配合系统分析[J]. 宇航学报,2008,29(1):188-191. (LI W, WANG Z J, FAN N J. Analysis of coordination system of fuze and warhead under attitude restriction of loitering missile[J]. Journal of Astronautics, 2008, 29(1):188-191.)
- [2] 陈超,王志军. 蒙特卡罗法在武器系统毁伤概率计算中的应用[J]. 火箭与制导学报,2002,22(1):48-50. (CHEN C, WANG Z J. The application of Monte Carlo method to the calculation of weapon system kill probability [J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2002, 22(1):48-50.)
- [3] 都军民,汪太琨. 利用蒙特卡罗方法对导弹筒内弹道参数的分布进行分析[J]. 火箭与制导学报,2002,22(4):45-47. (DU J M, WANG T K. The analysis of missile ballistic parameter distribution with Monte Carlo way [J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2002, 22(4):45-47.)
- [4] 庄志洪,王宏波,张清泰. 一种反弹道导弹用瞄准战斗部的引战能力分析[J]. 探测与控制学报,2002,24(3):1-4. (ZHUANG Z H, WANG H B, ZHANG Q T. Ability analysis of gimballed warhead in anti-tactical ballistic missile[J]. Journal of Detection & Control, 2002, 24(3):1-4.)
- [5] 范作娥,顾文锦,姜鹏,等. 基于蒙特卡罗法的反舰导弹末端机动突防效果研究[J]. 海军航空工程学院学报,2010,25(3):241-246. (FAN Z E, GU W J, JIANG P, et al. Research on penetration effect of terminal maneuver for anti-ship missile based on Monte Carlo method [J]. Journal of Naval Aeronautical and Astronautical University, 2010, 25(3):241-246.)
- [10] YANG X L, MEJIAS L, MOLLOY T. Nonlinear  $H_\infty$  control of UAVs for collision avoidance in gusty environments[J]. Journal of Intelligent & Robotic systems, 2013, 69:207-225.
- [11] CHOU F Y, YANG C Y, YANG J S. Support vector machine based artificial potential field for autonomous guided vehicle[C]//Proceedings of the 4th International Symposium on Precision Mechanical Measurements, Bellingham, WA, 2008, 71304J:1-6.
- [12] DOROKHODV V N, KAMINER I I, JONES K D, et al. Vision-based tracking and motion estimation for moving targets using unmanned air vehicles[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2008, 31(4):907-910.
- [13] CHOI H J, KIM Y D. Reactive collision avoidance of unmanned aerial vehicles using a single vision sensor[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2013, 36(4):1234-1240.
- [14] TIAN Y, LI Y, REN Z. Vision-based adaptive guidance law for intercepting a maneuvering target[J]. IET Control Theory & Applications, 2011, 5(3):421-428.
- [15] CHOWD G, JATEGAONKAR R. Aerodynamic parameter estimation from flight data applying extended and unscented Kalman filter[J]. Aerospace Science and Technology, 2010(14):106-117.

(上接第18页)