

采用双机协同的指令修正惯性中制导方法

李洪钊, 张 斌, 赵 雨

(空军工程大学航空航天工程学院, 西安, 710038)

摘要 为了修正中远距空空导弹惯性中制导过程中的导航误差,提出了采用双机协同的指令修正惯性中制导方法。首先,建立中制导段的运动方程,介绍双机协同探测获取导弹位置信息和角度信息的原理,给出弹上计算机解算导航信息的方法;其次,设计含有指令修正的捷联惯性导航系统(SINS),列出系统的状态方程和量测方程;最后,为解决导航系统的非线性问题,引入无迹卡尔曼滤波(UKF)算法。仿真结果表明:双机协同定位方法能够在一定的精度范围内解算出导弹的导航信息,UKF算法能很好地解决导航系统的非线性问题,采用双机协同的指令修正方法能够修正SINS的导航误差,提高中制导的精度。

关键词 指令修正;双机协同;惯性中制导;捷联惯导系统;无迹卡尔曼滤波

DOI 10.3969/j.issn.1009-3516.2016.01.003

中图分类号 V448;TJ762.2 **文献标志码** A **文章编号** 1009-3516(2016)01-0013-06

A Study of Method of Command Amendment Inertial Midcourse Guidance Based on Dual Aircraft Cooperation

LI Hongke, ZHANG Bin, ZHAO Yu

(Aeronautics and Astronautics Engineering College, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China)

Abstract: In order to correct the navigation error of mid-long range air-to-air missile in the inertial midcourse guidance, a method of command amendment inertial midcourse guidance is proposed by adopting a dual aircraft cooperation method. Firstly, a motion equation of midcourse guidance is established, the principle of dual aircraft cooperative detection to obtain the position information and the angle information of the missile are introduced, and a method of solving the navigation information for missile computer is given. Secondly, the system with command amendment for strap-down inertial navigation system (SINS) is designed, and a state equation and a quantity equation of the system are listed. Moreover, to solve the nonlinear problem of navigation system, the novel algorithm of Unscented Kalman Filter (UKF) is introduced. The simulation results show that the position method by dual aircraft cooperation can precisely calculate the navigation information of the missile in a certain range. The UKF algorithm is useful to solve the problem of navigation system, and the method of command amendment based on dual aircraft cooperation can correct the navigation error of SINS, and can also improve the precision of the midcourse guidance.

Key words: command amendment; dual aircraft cooperation; midcourse guidance; Strap-down Inertial navi-

收稿日期:2015-1-23

作者简介:李洪钊(1991—),男,河南洛阳人,硕士生,主要从事航空火力指挥控制原理与技术研究.E-mail:lihk2013@163.com

引用格式:李洪钊,张斌,赵雨.采用双机协同的指令修正惯性中制导方法[J].空军工程大学学报:自然科学版,2016,17(1):13-18.LI Hongke, ZHANG Bin, ZHAO Yu.A Study of Method of Command Amendment Inertial Midcourse Guidance Based on Dual Aircraft Cooperation[J]. Journal of Air Force Engineering University: Natural Science Edition, 2016, 17(1): 13-18.

gation system; Unscented Kalman Filter

中远距空空导弹是21世纪主要的空战武器^[1]。其导引头不能在发射前完成对目标的锁定,需要采用初制导、中制导、末制导的复合制导方式^[2]。中制导在整个制导过程中持续的时间最长,为导弹的末制导提供有利的空战占位,对整个制导段影响很大。由于惯性导航系统具有自主性强、隐蔽性好的特点,目前的中远距空空导弹多采用惯性中制导^[3],而惯性导航系统的导航误差随工作时间累积^[4-5],因此需要采用一定的技术手段修正惯性导航的误差。

文献[6~7]采用捷联惯性导航系统(Strap-down Inertial Navigation System, SINS)与卫星组合的方式,指出卫星信号受战场环境影响大、导弹高速运动时易导致信号中断等缺点;文献[8]研究了无线电指令修正技术具有弹上设备简单、受天气影响小、指令信号经编码后抗干扰性强等优点,以及精度随距离的增加而降低的缺点;文献[9~10]分别从双机协同定位测角精度和双机协同攻击指令瞄准精度方面充分体现了双机协同在空战中的优势。

本文结合中远距空空导弹的中制导运动模型与SINS原理,采用双机协同的方法,完成对导弹位置、方位角和俯仰角的量测,解出导航信息,并对SINS的误差进行修正。扩展卡尔曼滤波(Extended Kalman Filter, EKF)与无迹卡尔曼滤波(Unscented Kalman Filter, UKF)在组合导航滤波中的应用得出两者计算复杂度相当,但UKF比EKF收敛速度快,且精度高^[11],因此本文采用UKF算法解决导航系统的滤波问题。

1 中制导段的运动模型

在导弹的中制导段,忽略导弹绕自身滚转对弹道的影响,将导弹视为可控质点,其运动方程^[2]为:

$$\begin{cases} \dot{x} = v \cos \theta \cos \psi_v \\ \dot{y} = v \sin \theta \\ \dot{z} = -v \cos \theta \sin \psi_v \\ \dot{v} = (P \cos \alpha \cos \beta - F_x - mg \sin \theta) / m \\ \dot{\theta} = (P \sin \alpha + F_y - mg \cos \theta) / mv \\ \dot{\psi}_v = -(P \cos \alpha \sin \beta + F_z) / mv \cos \theta \end{cases} \quad (1)$$

式中: x 、 y 、 z 分别为导弹在 x 、 y 、 z 轴上的位置; α 为攻角; β 为侧滑角; θ 为弹道倾角; ψ_v 为弹道偏角; P 为发动机推力; F_x 、 F_y 、 F_z 分别为空

气动力 F 在 x 、 y 、 z 轴上分解得到的阻力、升力和侧向力。

2 采用双机协同的指令形成方法

2.1 采用双机协同的指令形成原理

由于空空导弹体积小,飞行速度快,通过单机探测获得的位置与速度参数误差较大,不利于导弹的定位。因此,本文采取双机协同定位的方法。首先,2架载机利用自身的雷达采用宽波束覆盖导弹,载机向导弹发送询问和指令信号,导弹接收询问信号后对载机进行应答,载机接收导弹的应答信号后,通过和差变换器产生射频的和信号、方位差信号和俯仰差信号,并将它们下变频到视频信号。然后,从和信号中得出距离信息;通过比较和信号、方位差信号和俯仰差信号的相位,采用比相测角的方法得出角度信息。最后僚机通过数据链将自身的位置信息和测得的导弹信息传递给长机(发射导弹的载机),长机对数据进行处理;并将处理好的数据通过指令发送给导弹,为SINS提供修正信息。

2.2 导弹解算导航信息的方法

2架载机与导弹在三维空间内的位置见图1。

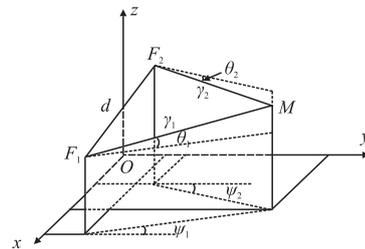


图1 载机与导弹的几何关系图

Fig.1 The geometrical relationship of aircraft and missile

图1中 r_1 、 r_2 分别为载机 F_1 、 F_2 到导弹 M 的距离; d 为载机 F_1 到载机 F_2 的距离; θ_1 、 ϕ_1 和 θ_2 、 ϕ_2 分别为测得的导弹俯仰角和方位角。在以导弹的发射点为原点的“北-东-地”地理坐标系中,设载机 F_1 、 F_2 的坐标为 (x_1, y_1, z_1) 、 (x_2, y_2, z_2) ,导弹 M 的坐标为 (x_M, y_M, z_M) 。根据载机 F_1 、 F_2 与导弹 M 的位置关系可得式(2)。式中: $z_i = h_i - z_0$ ($i = 1, 2, M$); $z_0 = h_0$, h_0 为导弹发射点的高度。因为载机是移动的平台,且导弹速度快,故载机的测量误差相对较大。而导弹的高度信息 z_M 可以通过其自身的测高系统获取,精度较高,将其代入方程(2),通过数据融合可以使导弹水平位置更加准确。因此,载机可以将测得的距离信息和角度信息,以及自身的位置信息发送给导弹,由弹上的计算机

解算导弹的水平位置信息,再根据位置信息推算出导弹的速度信息,为修正 SINS 的误差提供依据。

$$\left\{ \begin{aligned} &\sqrt{(x_2-x_1)^2+(y_2-y_1)^2+(z_2-z_1)^2} = d \\ &\sqrt{(x_1-x_M)^2+(y_1-y_M)^2+(z_1-z_M)^2} = r_1 \\ &\sqrt{(x_2-x_M)^2+(y_2-y_M)^2+(z_2-z_M)^2} = r_2 \\ &\tan\phi_1 = \frac{y_1-y_M}{x_1-x_M} \\ &\tan\theta_1 = \frac{z_1-z_M}{\sqrt{(x_1-x_M)^2+(y_1-y_M)^2}} \\ &\tan\phi_2 = \frac{y_2-y_M}{x_2-x_M} \\ &\tan\theta_2 = \frac{z_2-z_M}{\sqrt{(x_2-x_M)^2+(y_2-y_M)^2}} \end{aligned} \right. \quad (2)$$

3 指令修正惯性导航的原理

3.1 指令修正捷联惯导的原理框图

捷联惯导的基本原理是:根据力学定律,利用加速度计、陀螺仪测量运动过程中的加速度和角加速度,然后通过积分运算,得到位置、速度和方位等信息^[7,12]。结合第 2 节中双机探测形成的指令给出指令修正捷联惯导的原理,见图 2。

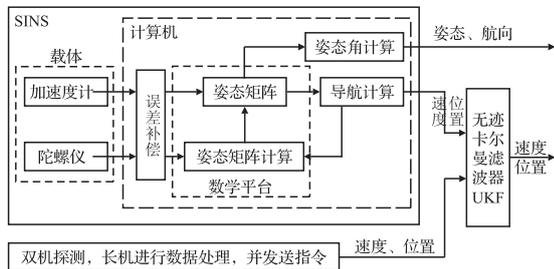


图 2 指令修正 SINS 的基本原理图

Fig.2 The principle of command amendment and SINS

加速度计是线运动敏感元件,输出仿真公式为:

$$\tilde{\mathbf{a}} = \mathbf{a} + \nabla \quad (3)$$

式中: $\tilde{\mathbf{a}}$ 为加速度计的理想输出; ∇ 为加速度计的测量误差。

陀螺仪是角速度运动敏感元件,其输出仿真公式为:

$$\tilde{\boldsymbol{\omega}} = \boldsymbol{\omega} + \boldsymbol{\varepsilon} \quad (4)$$

式中: $\tilde{\boldsymbol{\omega}}$ 为陀螺仪理想输出; $\boldsymbol{\varepsilon}$ 为陀螺仪测量误差。

3.2 指令修正捷联惯导的状态方程

本文以惯性导航的基本导航量作为组合导航系统的状态方程。 $x_M(k)$, $y_M(k)$, $z_M(k)$ 和 $\dot{x}_M(k)$, $\dot{y}_M(k)$, $\dot{z}_M(k)$ 分别为捷联惯导输出和测得的导弹在 x 轴、 y 轴、 z 轴上的位置与速度;

$\varphi_{x_M}(k)$, $\varphi_{y_M}(k)$, $\varphi_{z_M}(k)$ 为导弹的三维姿态角,则导弹的状态向量为:

$$\mathbf{X}(k) = [x_M(k), y_M(k), z_M(k), \dot{x}_M(k), \dot{y}_M(k), \dot{z}_M(k), \varphi_{x_M}(k), \varphi_{y_M}(k), \varphi_{z_M}(k)]^T \quad (5)$$

导弹的运动状态方程为:

$$\mathbf{X}(k+1) = f[\mathbf{X}(k)] + \boldsymbol{\Gamma}\boldsymbol{\omega}(k) \quad (6)$$

式中: f 为 9 维向量函数,对自变量来说的非线性的; $\boldsymbol{\Gamma}$ 为系统的噪声矩阵,其表达式为:

$$\boldsymbol{\Gamma} = \begin{bmatrix} 0.5T^2 \cdot \mathbf{I}_{3 \times 3} \\ T \cdot \mathbf{I}_{3 \times 3} \\ T \cdot \mathbf{I}_{3 \times 3} \end{bmatrix} \quad (7)$$

式中: T 为采样周期; $\boldsymbol{\omega}(k)$ 为状态噪声,它是 3×1 维相互独立的高斯白噪声, $\boldsymbol{\omega}(k) = [\omega_x(k), \omega_y(k), \omega_z(k)]$ 。

3.3 指令修正捷联惯导的量测方程

由 SINS 和根据指令解算得到的位置、速度信息得出系统的量测 \mathbf{Z} , 即:

$$\mathbf{Z}(k) = [x_{ML}(k), y_{ML}(k), z_{ML}(k), \dot{x}_{ML}(k), \dot{y}_{ML}(k), \dot{z}_{ML}(k)]^T \quad (8)$$

可得系统的量测方程为:

$$\mathbf{Z}(k) = h[\mathbf{x}(k), \boldsymbol{\delta}(k)] \quad (9)$$

$$\boldsymbol{\delta}(k) =$$

$$[\delta_{x_{ML}}(k), \delta_{y_{ML}}(k), \delta_{z_{ML}}(k), \delta_{\dot{x}_{ML}}(k), \delta_{\dot{y}_{ML}}(k), \delta_{\dot{z}_{ML}}(k)] \quad (10)$$

式中: h 为 6 维向量函数; $\boldsymbol{\delta}(k)$ 可分为由载机测量过程中的误差引起的误差和由坐标系之间转换引起的误差。

4 基于 UKF 的指令修正算法

在实际的导航过程中,导弹的运动状态方程和观测方程都是非线性的,而且观测方程的误差模型是不准确的,采用广义卡尔曼滤波(EKF)算法在线性化过程中可能导致较大的状态估计误差,甚至造成滤波发散^[13]。而无迹卡尔曼滤波(UKF)算法在保证均值和协方差不变的前提下选取一组采样点,通过无迹(Unscented)变换(UT 变换)对状态与误差协方差进行递推和更新,避免了线性化带来的误差,提高了滤波的精度^[14-16]。

4.1 UT 变换

UT 变换是计算随机变量非线性变换统计量的方法,它通过设置 Sigma 点和相应权值,计算逼近样本的均值和协方差,从而得到系统的近似估计。

假定随机变量 $z = f(x)$, 其中 f 表示非线性变换, x 为 L 维随机变量,其均值为 \bar{x} , 协方差为 P_x , 为了计算 z 的均值 \bar{z} 和协方差 P_z 。 L 维随机变量 x

可以用 $2L + 1$ 个带有权值的 Sigma 点来近似, x 的 Sigma 点集 $\{\sigma_i\}$ 以及权值 $\{\omega_i\}$, 具体产生方法见文献[17], 其权值系数选为 2. $\{\sigma_i\}$ 通过非线性转换后得到 z 的 Sigma 点集为:

$$z_i = f(x_i), \quad i = 1, 2, \dots, 2L \quad (11)$$

z_i 的均值和协方差分别为:

$$\bar{z}_t = \sum_{i=1}^{2L} \omega_i^{(m)} z_i \quad (12)$$

$$\mathbf{P}_z = \sum_{i=1}^{2L} \omega_i^{(c)} (z_i - \bar{z}_t) (z_i - \bar{z}_t)^T \quad (13)$$

式中: $\omega_i^{(m)}$ 代表第 i 个 Sigma 点均值的权值; $\omega_i^{(c)}$ 代表第 i 个 Sigma 点方差的权值.

4.2 指令修正的 UKF 算法具体流程

将 UT 变换用到线性卡尔曼滤波过程中, 可以得出指令修正的 UKF 具体流程为:

4.2.1 初始化

把 q 维过程噪声 \mathbf{X}_i^q 和 r 维观测噪声 \mathbf{X}_i^r 添加到状态变量 \mathbf{X}_i^l 中, 可得状态变量 \mathbf{X}_i^n 为:

$$\mathbf{X}_i^n = \{\mathbf{X}_i^l, \mathbf{X}_i^q, \mathbf{X}_i^r\} \quad (14)$$

式中: $n = L + q + r$.

初始状态为:

$$\mathbf{X}_0^n = E(\mathbf{X}_0^n) \quad (15)$$

$$\mathbf{P}_0^n = E[(\mathbf{X}_0^n - \bar{\mathbf{X}}_0^n) (\mathbf{X}_0^n - \bar{\mathbf{X}}_0^n)^T] \quad (16)$$

4.2.2 选取 U 变换的变量

$$\mathbf{X}_i^n(k|k) = [\mathbf{X}_i^n(k|k) \quad \mathbf{X}_i^n(k|k) + kk \quad \mathbf{X}_i^n(k|k) - kk] \quad (17)$$

式中: $kk = \sqrt{(n + \lambda) \mathbf{P}_k^n}$; $\lambda = \alpha^2(n + l) - n$ 为一个比例因子, 用来调整滤波器的性能^[18], 这里令 $\alpha = 0.01$, $l = 0$.

4.2.3 时间更新方程

$$\mathbf{X}_i^x(k+1|k) = f[\mathbf{X}_i^x(k|k), \mathbf{X}_i^q(k)] \quad (18)$$

$$\bar{\mathbf{X}}(k+1|k) = \sum_{i=0}^{2L} \omega_i^m \mathbf{X}_i^x(k+1|k) \quad (19)$$

$$\mathbf{P}(k+1|k) = \sum_{i=0}^{2L} \omega_i^c (\mathbf{X}_i^x(k+1|k) - \bar{\mathbf{X}}(k+1|k)) \cdot$$

$$(\mathbf{X}_i^x(k+1|k) - \bar{\mathbf{X}}(k+1|k))^T \quad (20)$$

$$\mathbf{Z}_i(k+1|k) = h[\mathbf{X}_i^x(k+1|k), \mathbf{X}_i^r(k+1)] \quad (21)$$

$$\hat{\mathbf{Z}}(k+1|k) = \sum_{i=0}^{2L} \omega_i^m \mathbf{Z}_i(k+1|k) \quad (22)$$

4.2.4 状态更新方程

$$\mathbf{P}_{qq}(k+1|k) = \sum_{i=0}^{2L} \omega_i^c (\mathbf{Z}_i(k+1|k) - \hat{\mathbf{Z}}(k+1|k)) \cdot$$

$$(\mathbf{Z}_i(k+1|k) - \hat{\mathbf{Z}}(k+1|k))^T \quad (23)$$

$$\mathbf{P}_{xq}(k+1|k) = \sum_{i=0}^{2L} \omega_i^c (\mathbf{X}_i^x(k+1|k) - \bar{\mathbf{X}}(k+1|k)) \cdot$$

$$(\mathbf{Z}_i(k+1|k) - \hat{\mathbf{Z}}(k+1|k))^T \quad (24)$$

$$\boldsymbol{\omega}(k+1) = \mathbf{P}_{xq}(k+1|k) \mathbf{P}_{qq}^{-1}(k+1|k) \quad (25)$$

$$\hat{\mathbf{X}}(k+1|k+1) = \hat{\mathbf{X}}(k+1|k) + \boldsymbol{\omega}(k+1) (\mathbf{Z}(k+1|k) - \hat{\mathbf{Z}}(k+1|k)) \quad (26)$$

$$\mathbf{P}(k+1|k+1) = \mathbf{P}(k+1|k) - \boldsymbol{\omega}(k+1) \mathbf{P}_{qq}(k+1|k) \boldsymbol{\omega}^T(k+1) \quad (27)$$

5 仿真分析

5.1 仿真条件

为了较真实地反映该方法在空战中的应用, 对空战环境做如下设定:

1) 目标的初始位置为 (64 km, 48 km, 3 km), 初始速度为 (-260 m/s, -150 m/s, 0 m/s), 在 $t = 0 \sim 40$ s 内作匀速直线运动; 当 $t > 40$ s 时目标在水平面内作蛇形机动, 机动模型如下:

$$\begin{cases} x(k+1) = x(k) + v_x \Delta t \\ y(k+1) = y + R \sin(\omega t) \\ z(k+1) = z(k) + v_z \Delta t \end{cases} \quad (28)$$

式中: ω 为蛇行机动的圆周频率, $\omega = 0.1$ rad/s, R 为蛇行机动圆周半径; $R = 2$ km。

2) 长机的初始位置为 (2 km, 1.5 km, 3.5 km), 初始速度为 (200 m/s, 150 m/s, 0 m/s), 在 $t = 0 \sim 40$ s 内作匀速直线运动; 当 $t > 40$ s 时在水平面内作蛇形机动, 蛇形机动的参数为 $\omega = 0.1$ rad/s, $R = 3$ km。

3) 僚机的初始位置为 (-1 km, 4 km, 3.5 km), 初始速度为 (200 m/s, 150 m/s, 0 m/s), 机动方式与长机相似, 蛇形机动的参数为 $\omega = 0.15$ rad/s, $R = 3$ km。

4) 导弹中制导开始的位置为 (5 km, 3 km, 3.2 km), 初始速度为 $v = 800$ m/s, 弹道倾角为 $\theta = 3^\circ$, 侧滑角为 $\phi_v = 20^\circ$, 运动模型见第 2 节。中制导过程采用比例导引法, 选取比例系数为 3, 目标的信息由长机通过数据链提供, 本文不做详细讨论。

5.2 仿真结果分析

根据空战环境, 提取导弹的位置、速度、加速度和角加速度等信息, 为 SINS 提供输入参数, 本文 SINS 的解算周期为 $T = 0.1$ s; 长机与僚机的水平定位精度为 20 m, 垂直定位精度为 5 m; 载机与导弹间的距离和角度信息根据图 3 中的仿真结合载机雷达的测距和测角误差得到。

通过对 SINS 和指令的仿真得: SINS 在短时间内的精度较高, 在 1 s 内的误差在 25 m 左右, 在 2 s 内的误差在 100 m 左右; 指令修正的误差在 50 m

左右。因此,指令修正的周期应大于 1 s,这样也可以减轻弹上计算机的解算负担。依据中制导对精度的要求,本文指令修正的周期选为 2 s,导弹模型在水平面内的航迹与有无指令修正的 SINS 的水平位置输出见图 4。

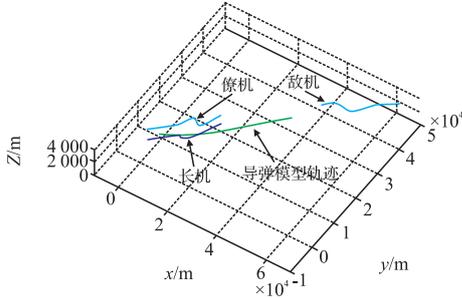
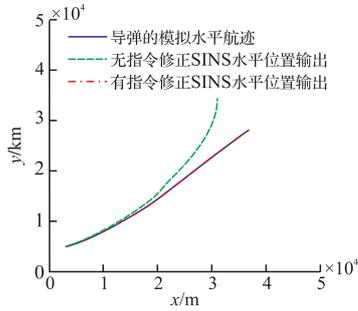
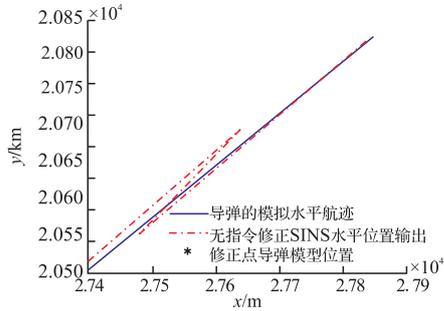


图 3 空战环境示意图

Fig.3 The diagram of combat environment



(a) 导弹水平航迹与SINS的水平输出比较



(b) 第46 s的局部放大

图 4 有无指令修正 SINS 水平输出比较图

Fig.4 The horizontal output comparison of SINS with or without command correction

从图 4(a)可见:在无指令修正情况下,SINS 的水平位置误差随时间增加逐渐增大,在中制导结束时刻, x 轴、 y 轴方向的误差分别为 5 790 m 和 6 228 m;在有指令修正情况下,SINS 的输出能够很好地反映导弹模型的轨迹,达到精确导航的目的。从图 4 可以看出,基于 UKF 的指令修正算法能够很好的修正 SINS 的误差。

有指令修正 SINS 在 x 轴、 y 轴方向的误差随时间的变化曲线分别见图 5~6。

从图 5 和图 6 可以看出,在 x 轴、 y 轴方向上,修正点的误差大部分都在 50 m 以内,且大于 100 m 的修正点较少,在 $t > 40$ s 附近时修正点的误差

较大,符合目标与载机机动的假设条件;在 $t > 70$ s 后,由于 2 架载机机动后的间距较近,且与导弹的距离较远,故修正点的误差也有相应的增大,符合实际情况。在整个导航过程中,SINS 的导航误差绝大部分小于 150 m,且其极大值小于 300 m,能够满足中制导的精度要求。

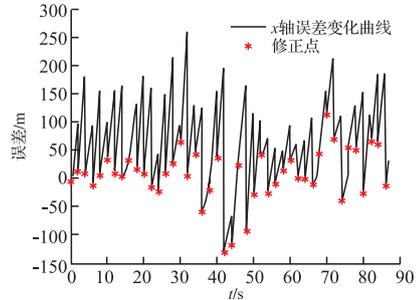


图 5 有指令修正 SINS 的 x 轴方向的位置误差
Fig.5 Location error in x direction of SINS with command correction

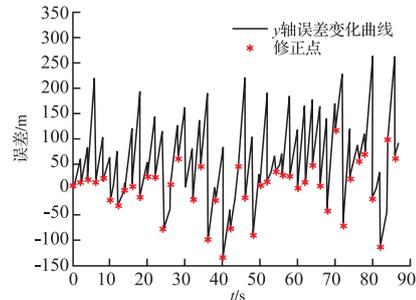


图 6 有指令修正 SINS 的 y 轴方向的位置误差
Fig.6 Location error in y direction of SINS with command correction

6 结语

本文在研究导弹中制导运动模型和 SINS 的导航原理的基础上,为了修正 SINS 的导航误差,采用双机协同探测,长机发送修正指令的指令修正惯性中制导方法,避免了利用 GPS 的“丢星”问题,可以实现全天候攻击。

根据 SINS 的精度和指令的精度,文中选取指令修正的周期为 2 s,以满足中制导的精度要求。采用 UKF 算法解决导航系统的非线性问题,运算量适中,实现容易,精度较高。结果表明:采用双机探测的指令修正方法能够在中远距空空导弹的惯性中制导过程里有效的修正 SINS 的误差,提高导航精度。

由于在中制导段需要长机提供修正指令,因此不能实现“发射后不管”。在考虑战术配合的条件下,实现预警机等多种方式的协同制导,以便长机尽

早退出空战,将是下一步研究重点。

参考文献(References):

- [1] 任森,王秀萍,国外空空导弹发展动态研究[J].航空兵器,2013(5):12-17.
REN Miao, WANG Xiuping. Research on Foreign Air-to-Air Missile Development[J]. Aero Weaponry,2013(5):12-17.(in Chinese)
- [2] 计佳俊. 远程空空导弹制导律研究与应用[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2011.
JI Jiajun. Analysis and Application of the Navigation Law for a Long-Range Air-To-Air Missile [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2011.(in Chinese)
- [3] 高建军. 远程空空导弹制导与控制技术[J]. 制导与引信, 2010, 31(1): 14-18.
GAO Jianjun. The Guidance and Control Technology of Long Range Air to Air Missile[J].Guidance & Fuze,2010, 31(1): 14-18.(in Chinese)
- [4] Gul F, Fang J, Gaho A A. GPS/SINS Navigation Datafusion Using Quaternion Model and Unscented Kalman Filter[C]//IEEE International Conference on Mechatronics and Automation Control.2006: 1854-1859.
- [5] 张科,刘海鹏,李恒年. SINS/GPS/CNS 组合导航联邦滤波算法[J]. 中国惯性技术学报,2013, 21(2): 226-230.
ZHANG Ke, LIU Haipeng, LI Hengnian. SINS/GPS/CNS Integrated Navigation Federal Filtering Algorithm[J]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2013, 21(2): 226-230. (in Chinese)
- [6] Gai E. The century of Inertial Navigation Technology [C]//Aerospace Conference Proceedings of IEEE.2000:59-60.
- [7] 王海东,华克强. 基于 Simulink 的 SINS/GPS 组合导航系统仿真[J]. 中国民航大学学报, 2010, 28(5): 33-37.
WANG Haidong, HUA Keqiang. Simulation for SINS/GPS Integrated Navigation System Based on Simulink [J]. Journal of Civil Aviation University of China, 2010, 28(5): 33-37. (in Chinese)
- [8] 张灵燕,指令扩频通信系统应答模块设计[D].南京:南京理工大学, 2012.
ZHANG Lingyan, Design of Response Module for Instruction Spread Spectrum Communication System [D]. Nanjing: Nanjing University of Science & Technology, 2012. (in Chinese)
- [9] 高翔,方洋旺,董凤珍,等. 双机协作无源定位测角精度计算[J]. 空军工程大学学报:自然科学版,2012, 13(5): 5-9.
GAO Xiang, FANG Yangwang, DONG Fengzhen, et al. Angle Precision Study of Dual-aircraft Coordination Locating Remote Target by Passive Locating Method [J]. Journal of Air Force Engineering University, 2012,13(5): 5-9.
- [10] 付昭旺,于雷,周中良,等.双机协同攻击指令瞄准建模及精度研究[J]. 空军工程大学学报:自然科学版,2013, 14(1): 5-10.
FU Zhaowang, YU Lei, ZHOU Zhongliang, et al. Research on Coordinated Targeting Modeling and Precision for Double Fighter[J]. Journal of Air Force Engineering University, 2013, 14(1): 5-10. (in Chinese)
- [11] 马媛,杨树兴,张成. 基于 UKF 的组合导航误差状态估计[J]. 华中科技大学学报,2009, 37(8): 280-283.
MA Yuan, YANG Shuxing, ZHANG Cheng. Nonlinear Filtering of SINS GPS Integrated Navigation [J].Huazhong University of Science & Tech,2009, 37(8): 280-283. (in Chinese)
- [12] 韩璐,景占荣,段哲民. SINS /GPS 组合导航系统仿真研究[J]. 计算机仿真,2009, 26(9): 32-36.
HAN Lu, JING Zhanrong, DUAN Zhemin. Simulation of SINS /GPS Integrated Navigation System[J]. Computer Simulation, 2009, 26(9): 32-36. (in Chinese)
- [13] 张正愿,程咏梅,杨峰,等. 预测-校正 EKF 算法在自主导航中的应用[J]. 宇航学报,2009, 30(6): 2226-2230.
ZHANG Zhengyuan, CHENG Yongmei, YANG Feng, et al. Applying of Forecast-Revise EKF Algorithm in Autonomous Navigation System[J]. Journal of Astronautics. 2009, 30(6): 2226-2230. (in Chinese)
- [14] Halil Ersin So ken, Chingiz Hajiyev. REKF and RUKF for Pico Satellite Attitude Estimation in the Presence of Measurement Faults[J]. Journal of Systems Engineering and Electronics, 2014, 25(2): 288-297.
- [15] 汪秋婷,胡修林. 基于 UKF 的新型北斗/SINS 组合系统直接法卡尔曼滤波[J]. 系统工程与电子技术,2010, 32 (2): 376-379.
WANG Qiuting, HU XiuLin. Improved Kalman Filtering Algorithm for Passive-BD/SINS Integrated Navigation System Based on UKF[J].Journal of Systems Engineering and Electronics,2010, 32 (2): 376-379. (in Chinese)
- [16] ZHOU Zhanxin, GAO Yanan, CHEN Jiabin. Unscented Kalman Filter for SINS Alignment [J]. Journal of Systems Engineering and Electronics,2007,18(2):327-333.
- [17] Hu Haidong, Huang Xianlin. SINS/CNS/GPS Integrated Navigation Algorithm Based on UKF [J]. Journal of Systems Engineering and Electronics,2010,21(2): 102-109.
- [18] Julier S J. The Scaled Unscented Transformation [C]//Proceeding of the American Control Conference. Anchorage: IEEE.2002: 4555-4559.

(编辑:徐敏)