

## 单兵全捷联图像制导弹药制导信息估计技术

袁亦方<sup>1</sup>, 林德福<sup>1</sup>, 祁载康<sup>1</sup>, 杨涛<sup>2</sup>

(1. 北京理工大学 宇航学院, 北京 100081; 2. 西安现代控制技术研究, 陕西 西安 710065)

**摘要:** 针对全捷联图像导引头无法直接得到惯性系下的视线角速率问题, 提出了基于扩展卡尔曼滤波的制导信息估计算法。首先推导了理想条件下视线角速率的解耦公式。进而基于扩展卡尔曼滤波方程, 建立了全捷联体制下的制导信息估计模型, 结合单兵便携式制导弹药的作战使用模式, 通过蒙特卡洛打靶进行了精度仿真分析。最后通过半实物仿真实验对制导系统的闭环可行性进行了验证。结果表明, 通过该算法估计得到的制导信息可以满足全捷联制导弹药命中精度的要求, 全捷联图像导引头结合制导信息估计算法的技术途径具有较高的工程价值。

**关键词:** 全捷联图像导引头; 制导信息估计; 扩展卡尔曼滤波; 单兵便携式制导弹药

**中图分类号:** TJ765.3 **文献标志码:** A **文章编号:** 1007-2276(2015)01-0370-07

## Techniques on estimating guidance information for strapdown image guided man portable munitions

Yuan Yifang<sup>1</sup>, Lin Defu<sup>1</sup>, Qi Zaikang<sup>1</sup>, Yang Tao<sup>2</sup>

(1. School of Aerospace Engineering, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China;

2. Xi'an Modern Control Technology Research Institute, Xi'an 710065, China)

**Abstract:** Due to the strapdown image seeker cannot measure the inertial line-of-sight (LOS) rate directly, an arithmetic for estimating the LOS rate based on extended Kalman filter (EKF) was presented. The LOS rate decoupling expression under ideal condition was deduced. The model for estimating available guidance information based on EKF equations was established. Then according to the features of operational use of the man-portable guided munitions, the hit probability was analyzed by Monte Carlo method, the Circular Error Probable(CEP) met the operational requirements. The engineering feasibility of guidance system is verified by hardware-in-the-loop simulation. The results show that the arithmetic is an effective solution for estimating available guidance information for strapdown image guided man portable munitions. The technical approach of strapdown image seeker with estimation arithmetic of guidance information is suitable for engineering application.

**Key words:** strapdown image seeker; guidance information estimate; extended Kalman filter; man-portable guided munitions

收稿日期: 2014-05-10; 修订日期: 2014-06-12

基金项目: 国家自然科学基金(61172182)

作者简介: 袁亦方(1986-), 男, 博士生, 主要从事飞行器制导与控制方面的研究。Email: 3120100038@bit.edu.cn

导师简介: 林德福(1971-), 男, 副研究员, 博士生导师, 主要从事导弹总体与制导控制方面的研究。Email: lindf@bit.edu.cn

## 0 引言

近年来的局部战争与反恐战争,对于单兵武器提出了在山区、城市等复杂作战环境下以较低成本实现精确打击的要求。陆军单兵、特种兵等部队需要新一代的单兵精确制导弹药,以替换现有无控或简易制导型弹药,实现精确打击<sup>[1-2]</sup>。随着各类成像探测器视场角范围的提高以及图像处理技术的发展,全捷联图像制导体制已成为单兵制导弹药未来发展的主要方向。

捷联导引头只能测量目标相对于弹体的误差角,其中同时包含弹目视线角及弹体姿态角两部分信息。因此必须通过构建“数学平台”的方法实现对视线角速度的提取及弹体姿态运动的隔离<sup>[3-4]</sup>。

对全捷联导引头制导信息估计算法,Zhang Lu<sup>[5]</sup>推导了基于惯性空间的弹目视线解耦算法,对于捷联成像制导体制带来的非线性及大的测量噪声,姚郁<sup>[6]</sup>提出采用 Unscented 卡尔曼滤波器对制导信息进行估计,韩国学者 Woo Hyun Kim、Se-Ah Jang<sup>[7-8]</sup>等分析了全捷联导引头动力学及刻度尺误差对制导系统的影响。

文中围绕全捷联单兵制导弹药研制的迫切需求,提出了基于扩展卡尔曼滤波(EKF)的制导信息估计算法,采用蒙特卡洛打靶对制导精度进行了数学评估;设计了隔离度半实物仿真测试方案,对制导系统的隔离度进行了测试,并通过制导回路闭环半实物仿真实验验证了制导信息估计算法的工程可行性。所得结论对全捷联图像导引头的工程应用具有重要的参考价值。

## 1 全捷联探测器视线重构算法

全捷联导引头只能测量目标相对于弹体的弹体视线角,而在制导过程中,弹体相对于惯性空间是运动的。因此全捷联导引头测量的弹体视线角中包含了目标相对于惯性空间的视线角和弹体运动两部分信息,制导系统要得到视线系下的制导律必须将导引头测量信号中耦合的弹体运动信息去除。

研究全捷联制导问题常用到的坐标系除常规的惯性系、弹体系、弹道系及速度系之外,引入了视

线(line-of-sight, LOS)坐标系  $Ox_b y_b z_b$  与弹体视线坐标系  $Ox_l y_l z_l$ 。

上述六种坐标系之间的转换关系可用图 1 表示。

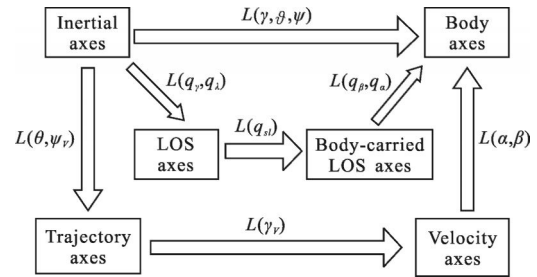


图 1 坐标系转换关系

Fig.1 Coordinate transformation relationships

假设视线系相对于体视线系的旋转角速度为  $\omega_s$ ,将其表示在视线系中为:

$$\omega_s = [-\dot{q}_s \ 0 \ 0]^T \quad (1)$$

体视线系相对于弹体系的旋转角速度为  $\omega_2$ ,在弹体系中的表示为:

$$\omega_2 = [-\dot{q}_\alpha \sin q_\beta \ \dot{q}_\beta \ \dot{q}_\alpha \cos q_\beta]^T \quad (2)$$

弹体系相对惯性系的旋转角速度为  $\omega_1$ ,在弹体系中的表示为:

$$\omega_1 = [\omega_x \ \omega_y \ \omega_z]^T \quad (3)$$

结合公式(1)、(2)、(3)可以得到视线系相对惯性系的旋转角速度为  $\omega_{is}$ ,在惯性系中表示为:

$$\omega_{is} = R_{ib}(\omega_1 + \omega_2) + R_{is}\omega_s \quad (4)$$

式中:  $R_{ib}$ 、 $R_{is}$  分别代表惯性系到弹体系及惯性系到视线系的转换矩阵。

此外,根据视线系与惯性系之间的旋转关系,可以求得:

$$\omega_{is} = [\dot{q}_\gamma \sin q_\gamma \ \dot{q}_\gamma \ \dot{q}_\gamma \cos q_\gamma]^T \quad (5)$$

由公式(4)、(5)可求得:

$$\dot{q}_\gamma \sin q_\gamma = A - \dot{q}_s \cos q_\gamma \cos q_\beta \quad (6)$$

$$\dot{q}_\gamma = C - \dot{q}_s \sin q_\gamma \quad (7)$$

$$\dot{q}_\gamma \cos q_\gamma = B + \dot{q}_s \cos q_\gamma \sin q_\beta \quad (8)$$

式中:  $q_s$  为视线系中的  $Oy_s$  轴与体视线系中  $Oy_l$  轴之间的夹角;  $A, B, C$  的具体表达式如下:

$$\begin{aligned} A &= (\omega_x + \dot{q}_\alpha \sin q_\beta) \cos \vartheta \cos \psi + (\omega_y + \dot{q}_\beta) (-\sin \vartheta \cos \psi \cos \gamma + \sin \psi \sin \gamma) + (\omega_z + \dot{q}_\alpha \cos q_\beta) (\sin \vartheta \cos \psi \sin \gamma + \sin \psi \cos \gamma) \\ B &= -(\omega_x + \dot{q}_\alpha \sin q_\beta) \cos \vartheta \sin \psi + (\omega_y + \dot{q}_\beta) (\sin \vartheta \sin \psi \cos \gamma + \cos \psi \sin \gamma) + (\omega_z + \dot{q}_\alpha \cos q_\beta) (-\sin \vartheta \sin \psi \sin \gamma + \cos \psi \cos \gamma) \\ C &= (\omega_x + \dot{q}_\alpha \sin q_\beta) \sin \vartheta + (\omega_y + \dot{q}_\beta) \cos \vartheta \cos \gamma - (\omega_z + \dot{q}_\alpha \cos q_\beta) \cos \vartheta \sin \gamma \end{aligned}$$

由公式(6)、(8)可得:

$$\dot{q}_\gamma = A \sin q_\gamma + B \cos q_\gamma \quad (9)$$

$$\dot{q}_\gamma = C - (A \cos q_\gamma - B \sin q_\gamma) \tan q_\gamma \quad (10)$$

由于目标在视线系和体视线系下的坐标均为( $r$  0 0),则目标在弹体系以及惯性系中的坐标分别为:

$$\begin{bmatrix} x_b \\ y_b \\ z_b \end{bmatrix} = \mathbf{R}_{bl} \begin{bmatrix} r \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} r \cos q_\alpha \cos q_\beta \\ r \sin q_\alpha \\ -r \cos q_\alpha \sin q_\beta \end{bmatrix} \quad (11)$$

$$\begin{bmatrix} x_i \\ y_i \\ z_i \end{bmatrix} = \mathbf{R}_{is} \begin{bmatrix} r \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} r \cos q_\gamma \cos q_\gamma \\ r \sin q_\gamma \\ -r \cos q_\gamma \sin q_\gamma \end{bmatrix} \quad (12)$$

$$\begin{cases} M = -\cos \vartheta \sin \psi \cos q_\alpha \cos q_\beta + (\sin \vartheta \sin \psi \cos \gamma + \cos \psi \sin \gamma) \sin q_\alpha - (-\sin \vartheta \sin \psi \sin \gamma + \cos \psi \cos \gamma) \cos q_\alpha \sin q_\beta \\ N = \cos \vartheta \cos \psi \cos q_\alpha \cos q_\beta + (-\sin \vartheta \cos \psi \cos \gamma + \sin \psi \sin \gamma) \sin q_\alpha - (\sin \vartheta \cos \psi \sin \gamma + \sin \psi \cos \gamma) \cos q_\alpha \sin q_\beta \end{cases}$$

综上所述,公式(9)、(10)、(14)、(15)即构成了全捷联图像制导系统的弹体姿态解耦算法。体视线角及体视线角速度的解耦结果如图 2、3 所示。

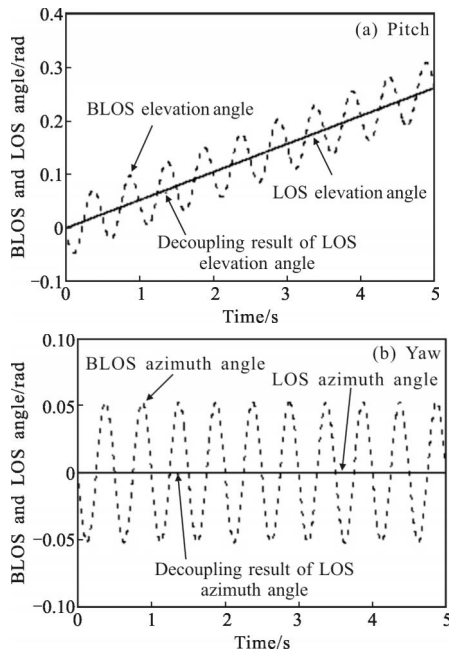
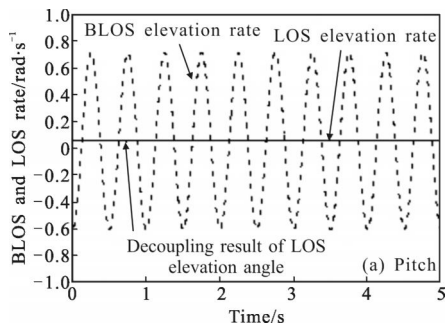


图 2 体视线角及其解耦

Fig.2 BLOS angle and decoupling result of it



又根据关系:

$$\begin{bmatrix} x_i \\ y_i \\ z_i \end{bmatrix} = \mathbf{R}_{eb} \begin{bmatrix} x_b \\ y_b \\ z_b \end{bmatrix} \quad (13)$$

可以求得:

$$q_\gamma = \arcsin(\sin \vartheta \cos q_\alpha \cos q_\beta + \cos \vartheta \cos \gamma \sin q_\alpha + \cos \vartheta \sin \gamma \cos q_\alpha \sin q_\beta) \quad (14)$$

$$q_\gamma = \arctan\left(-\frac{M}{N}\right) \quad (15)$$

其中:

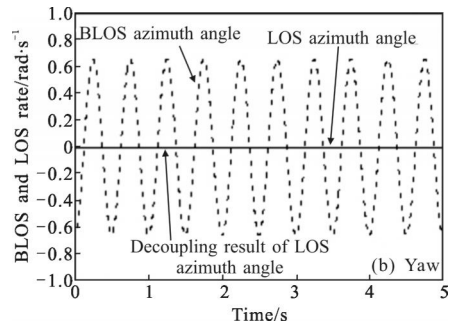


图 3 体视线角速度及其解耦

Fig.3 BLOS rate and decoupling result of it

由以上仿真可知,在已知  $\vartheta, \psi, \gamma, \omega_x, \omega_y, \omega_z, q_\alpha, q_\beta, \dot{q}_\alpha, \dot{q}_\beta$  的情况下,即可以计算得到制导系统所需的弹目信息。但是,全捷联导引头无法直接给出  $\dot{q}_\alpha, \dot{q}_\beta$ 。因此,通过设计合适的滤波算法得到制导信息是全捷联制导体制亟待解决的问题。

## 2 基于 EKF 的视线角速率提取算法

全捷联图像导引头测得的视线信息包含了弹体运动的信息,将导引头包含测量噪声的测量量作为观测量,建立观测方程;将需要解算得到的俯仰、偏航平面的弹目视线角及角速率四个量作为状态变量,建立状态方程。

导弹与目标的几何关系见图 4。

其中,  $r$  为导弹与目标的相对位移,  $r_M, r_T$  分别为导弹和目标相对惯性坐标系的位移,  $V$  为导弹与目标的相对速度,  $V_M, V_T$  分别为导弹和目标相对惯性坐标系的速度,  $a$  为导弹与目标的相对加速度,  $a_M, a_T$

分别为导弹和目标相对于惯性坐标系的加速度。根据导弹和目标的空问几何关系和运动学关系,有:

$$\begin{cases} \mathbf{r}=\mathbf{r}_T-\mathbf{r}_M \\ \mathbf{V}=\mathbf{V}_T-\mathbf{V}_M \\ \mathbf{a}=\mathbf{a}_T-\mathbf{a}_M \end{cases} \quad (16)$$

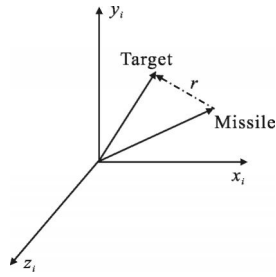


图 4 导弹与目标的空问几何关系

Fig.4 Space geometry relation between the missile and target

视线系相对惯性系的旋转角速度为:

$$\boldsymbol{\omega}_s=\dot{q}_\lambda \sin q_\gamma \mathbf{j}_s+\dot{q}_\lambda \cos q_\gamma \mathbf{j}_s+\dot{q}_\gamma \mathbf{k}_s \quad (17)$$

式中:  $\mathbf{i}_s, \mathbf{j}_s, \mathbf{k}_s$  分别为视线系单位向量;  $q_\gamma$  为视线高低角,  $q_\lambda$  为视线方位角。在视线系中:

$$\mathbf{r}=\mathbf{r}_s \quad (18)$$

$$\dot{\mathbf{i}}_s=\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{i}=\begin{bmatrix} \mathbf{i} & \mathbf{j} & \mathbf{k} \\ \dot{q}_\lambda \sin q_\gamma & \dot{q}_\lambda \cos q_\gamma & \dot{q}_\gamma \\ 1 & 0 & 0 \end{bmatrix}=\dot{q}_\gamma \mathbf{j}_s-\dot{q}_\lambda \cos q_\gamma \mathbf{k}_s \quad (19)$$

同理可得

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{j}}_s &= \dot{q}_\lambda \sin q_\gamma \mathbf{k} - \dot{q}_\gamma \mathbf{i} \\ \dot{\mathbf{k}}_s &= \dot{q}_\lambda \sin q_\gamma \mathbf{k} - \dot{q}_\lambda \mathbf{i} \end{aligned} \quad (20)$$

则有

$$\mathbf{V}=\dot{\mathbf{r}}=\dot{\mathbf{r}}_s+\mathbf{r} \dot{\mathbf{i}}_s=\dot{\mathbf{r}}_s+\mathbf{r} \dot{q}_\gamma \mathbf{j}_s-\mathbf{r} \dot{q}_\lambda \cos q_\gamma \mathbf{k}_s \quad (21)$$

$$\begin{aligned} \mathbf{a}=\dot{\mathbf{V}} &= [\ddot{\mathbf{r}}-\mathbf{r}(\dot{q}_\gamma)^2-\mathbf{r}(\dot{q}_\lambda \cos q_\gamma)^2] \mathbf{i}_s+ \\ & [\mathbf{r} \ddot{q}_\gamma+2 \dot{\mathbf{r}} \dot{q}_\gamma+\mathbf{r}(\dot{q}_\lambda)^2 \sin q_\gamma \cos q_\gamma] \mathbf{j}_s+ \\ & [2 \mathbf{r} \dot{q}_\lambda \dot{q}_\gamma \sin q_\gamma-2 \dot{\mathbf{r}} \dot{q}_\lambda \cos q_\gamma-\mathbf{r} \ddot{q}_\lambda \cos q_\gamma] \mathbf{k}_s \end{aligned} \quad (22)$$

可得

$$\begin{cases} a_{x_s}=\ddot{\mathbf{r}}-\mathbf{r}(\dot{q}_\gamma)^2-\mathbf{r}(\dot{q}_\lambda \cos q_\gamma)^2 \\ a_{y_s}=\mathbf{r} \ddot{q}_\gamma+2 \dot{\mathbf{r}} \dot{q}_\gamma+\mathbf{r}(\dot{q}_\lambda)^2 \sin q_\gamma \cos q_\gamma \\ a_{z_s}=2 \mathbf{r} \dot{q}_\lambda \dot{q}_\gamma \sin q_\gamma-2 \dot{\mathbf{r}} \dot{q}_\lambda \cos q_\gamma-\mathbf{r} \ddot{q}_\lambda \cos q_\gamma \end{cases} \quad (23)$$

式中:  $a_{x_s}, a_{y_s}, a_{z_s}$  为导弹和目标在视线坐标系下的相对加速度分量。

由于单兵全捷联制导弹药打击的是固定/慢速运动的地面目标,可认为  $a_{y_s}, a_{z_s}$  近似为 0。令状态变

量  $\mathbf{x}=[q_\gamma \quad \dot{q}_\gamma \quad q_\lambda \quad \dot{q}_\lambda]^T$ , 则可得到系统的状态方程为:

$$\begin{cases} \dot{x}_1=x_2 \\ \dot{x}_2=-\frac{2 \dot{\mathbf{r}}}{r} x_2-x_4^2 \sin x_1 \cos x_1 \\ \dot{x}_3=x_4 \\ \dot{x}_4=2 x_2 x_4 \tan x_1-\frac{2 \dot{\mathbf{r}}}{r} x_4 \end{cases} \quad (24)$$

再根据全捷联导引头视线角速率解耦公式及坐标转换矩阵  $\mathbf{L}(\gamma, \theta, \psi)$ , 可得:

$$\begin{aligned} q_\alpha &= \arcsin(-\sin \theta \cos \psi \cos \gamma+\sin \psi \sin \gamma) \times \cos q_\gamma \cos q_\lambda+ \\ & \cos \theta \cos \gamma \sin q_\gamma-(\sin \theta \sin \psi \cos \gamma+\cos \psi \sin \gamma) \cos q_\gamma \sin q_\lambda \\ q_\beta &= -\arctan\left(\frac{M1}{N1}\right) \end{aligned} \quad (25)$$

整理可得观测方程为:

$$\begin{cases} q_\alpha=\arcsin\left(R_{21} \cos x_1 \cos x_3+R_{22} \sin x_1-R_{23} \cos x_1 \sin x_3\right) \\ q_\beta=\arcsin\left(\frac{R_{33} \sin x_3-R_{31} \cos x_3-R_{32} \tan x_1}{R_{11} \cos x_3+R_{12} \tan x_1-R_{13} \sin x_3}\right)+v_2 \end{cases} \quad (26)$$

式中:  $R_{ij}(i=1, 2, 3; j=1, 2, 3)$  为矩阵  $\mathbf{L}(\gamma, \theta, \psi)$  的对应元素。

可见, 系统的状态方程和量测方程具有较强的非线性特点。根据上述建立的系统状态方程和量测方程, 对应 Kalman 滤波方程如下:

$$\begin{aligned} \mathbf{X}_k &= \boldsymbol{\Phi}_{k, k-1} \mathbf{X}_{k-1}+\boldsymbol{\varphi}_{k-1} \\ \mathbf{Z}_k &= \mathbf{H}_k \mathbf{X}_k+\mathbf{V}_k \end{aligned} \quad (27)$$

$\boldsymbol{\Phi}_{k, k-1}, \mathbf{H}_k$  为 Jacobi 矩阵:

$$\boldsymbol{\Phi}_{k, k-1}=\begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 \\ -x_1^2 \cos 2 x_1 & -\frac{2 \dot{\mathbf{r}}}{r} & 0 & -\sin (2 x_1) x_4 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ \frac{2 x_2 x_4}{\cos ^2 x_1} & 2 x_4 \tan x_1 & 0 & 2 x_2 \tan x_1-\frac{2 \dot{\mathbf{r}}}{r} \end{bmatrix} \quad (28)$$

$$\mathbf{H}_k=\begin{bmatrix} h_{11} & 0 & h_{13} & 0 \\ h_{12} & 0 & h_{23} & 0 \end{bmatrix} \quad (29)$$

其中:

$$h_{11}=\frac{1}{\sqrt{1-Q^2}}\left(-R_{21} \sin x_1 \cos x_3+R_{22} \cos x_1+R_{23} \sin x_1 \sin x_3\right)$$

$$h_{13}=\frac{1}{\sqrt{1-Q^2}}\left(-R_{21} \cos x_1 \sin x_3-R_{22} \cos x_1 \cos x_3\right)$$

$$h_{21}=\frac{\left(\frac{-R_{32}}{\cos ^2 x_1}\right) N1-M1\left(\frac{-R_{12}}{\cos ^2 x_1}\right)}{M1^2+N1^2}$$

$$\begin{aligned}
 h_{23} &= \frac{(R_{33}\cos x_3 + R_{31}\sin x_3)N1}{M1^2 + N1^2} - \frac{M1(-R_{11}\sin x_3 - R_{13}\cos x_3)}{M1^2 + N1^2} \\
 Q &= R_{21}\cos x_1 \cos x_3 + R_{22}\sin x_1 - R_{23}\cos x_1 \sin x_3 \\
 M1 &= R_{33}\sin x_3 - R_{31}\cos x_3 - R_{32}\tan x_1 \\
 N1 &= R_{11}\cos x_3 + R_{12}\tan x_1 - R_{13}\sin x_3 \quad (30)
 \end{aligned}$$

至此,全捷联制导体制下基于 EKF 算法的制导信息估计模型已建立完毕。

### 3 仿真分析

#### 3.1 数学仿真分析

综合作战环境、目标特性、全捷联图像导引头作用距离约束以及国外在研相关项目信息,可以判断此类单兵便携式制导弹药的射程一般不超过 1.5 km,弹道较为平直,采用三通道独立控制。

仿真初始参数如下:

- (1) 目标:  $X_{70}=1\ 500\ \text{m}$ ,  $Y_{70}=0\ \text{m}$ ,  $V_7=0\ \text{m/s}$ ;
- (2) 全捷联图像制导弹药:  $X_{m0}=0\ \text{m}$ ,  $Y_{m0}=1.5\ \text{m}$ ,  $V_{m0}=0\ \text{m/s}$ ;当  $V_m>100\ \text{m/s}$  时,制导控制系统开始工作。
- (3) 制导律:  $a_{vc}=4V_c\dot{q}_y$ ;
- (4) EKF 滤波器

量测噪声协方差阵:

$$R_k = \begin{bmatrix} 0.1 & 0 \\ 0 & 0.1 \end{bmatrix}$$

系统噪声协方差阵:

$$Q_k = \begin{bmatrix} 0.000\ 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0.3 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0.001 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0.3 \end{bmatrix}$$

估值误差方阵初值:

$$P(0|0) = \begin{bmatrix} -5.7 \times 10^{-6} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -8.4 \times 10^{-6} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -4.2 \times 10^{-7} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -5.8 \times 10^{-8} \end{bmatrix}$$

滤波初值:

$$\hat{X}(0|0) = [0\ 0\ 0\ 0]^T$$

经仿真结果如图 5~图 7 所示。

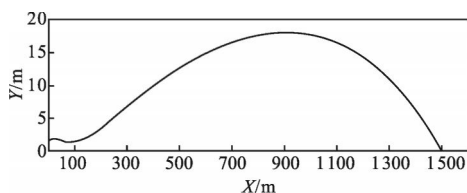


图 5 纵向弹道

Fig.5 Longitudinal trajectory

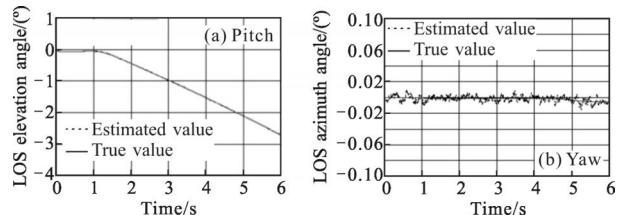


图 6 弹目视线角估计结果

Fig.6 Estimation of LOS angle

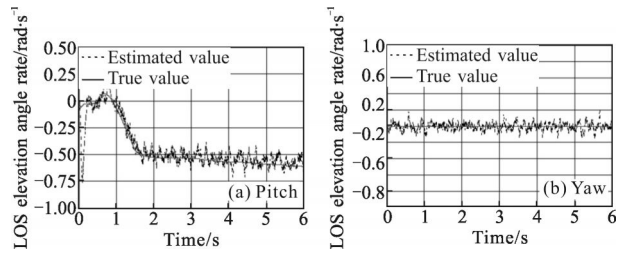


图 7 弹目视线角速度估计结果

Fig.7 Estimation of LOS rate

引入初始射向偏差、发动机推力偏心、发动机工作时间偏差,发动机推力偏差,随机风干扰等影响后,通过蒙特卡洛打靶对制导弹药命中精度进行仿真,结果如图 8 所示。

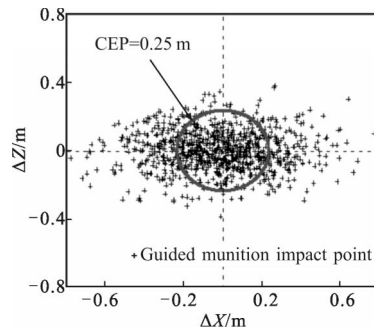


图 8 蒙特卡洛打靶结果

Fig.8 Result of Monte Carlo simulation

通过 1 000 次蒙特卡洛打靶仿真可以得到,采用基于 EKF 的制导信息估计算法,所得结果可以满足全捷联图像制导弹药命中精度要求,满足战术使用需求。

#### 3.2 半实物仿真实验分析

##### (1) 制导系统隔离度测试

隔离度是衡量制导系统输出信号品质的一个重要指标,其表征了导引头视线角速度输出对弹体运动干扰的隔离能力<sup>[9]</sup>。文中对制导系统隔离度定义如下:

隔离度 =  $\frac{\text{弹体角速度引起的导引头输出弹目视线角速度}}{\text{弹体角速度}}$

隔离度测试方案如图 9 所示。

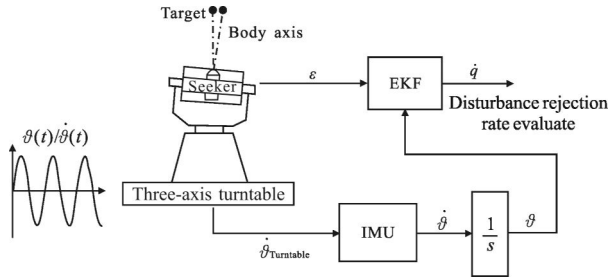


图 9 隔离度测试方案

Fig.9 Diagram of disturbance rejection testing

将全捷联导引头安装在三轴转台上,前方放置静止模拟目标,给转台输入一正弦激励信号,三轴转台的运动对导引头造成扰动使其输出偏差角信号,将该信号与转台惯组输出的姿态信号作为 EKF 滤波器的输入,将解算得到的弹目视线角速度  $\dot{q}$  与惯组输出的姿态信号对比如图 10 所示。

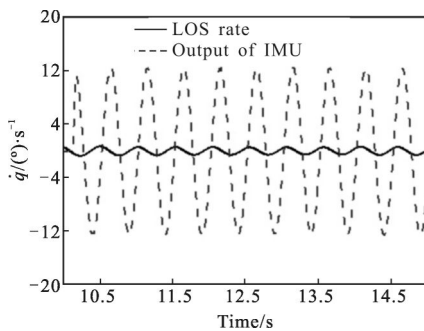


图 10 弹目视线角速度输出与导引头姿态输出

Fig.10 Output of LOS rate and seeker attitude

对实验结果进行分析可知,采用基于 EKF 的制导信息估计算法对弹目视线角速度进行估计,可以将全捷联图像制导系统的隔离度控制在 4%。

(2) 隔离度寄生回路稳定性分析

隔离度寄生回路会对比例导引有效导航比、制导系统稳定性以及制导精度产生影响,因此对隔离度寄生回路稳定性的分析能够为全捷联导引头的工程应用提供相应的理论指导<sup>[10]</sup>。

全捷联制导系统隔离度寄生回路稳定区域如图 11 所示<sup>[11]</sup>。图中  $T_\alpha$  为导弹攻角滞后时间常数,  $T_g$  为制导系统时间常数,  $N$  为比例导引有效导航比,  $R_d$  为制导系统隔离度,  $V_c/V_m$  为弹目相对速度与导弹速

度之比。结合单兵便携式全捷联制导弹药的作战使用特点,文中所分析模型在稳定区间所处的位置如图 11 中黑点所示。

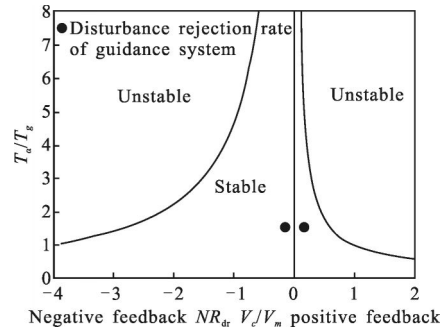


图 11 隔离度寄生回路稳定区域

Fig.11 Stable region of disturbance rejection rate parasitic loop

由以上分析可知,无论隔离度反馈形式为正反馈或负反馈,制导系统隔离度寄生回路都是稳定的。

(3) 制导回路闭环半实物仿真实验

通过制导回路闭环半实物仿真实验对制导信息估计算法的实验原理如图 12 所示。

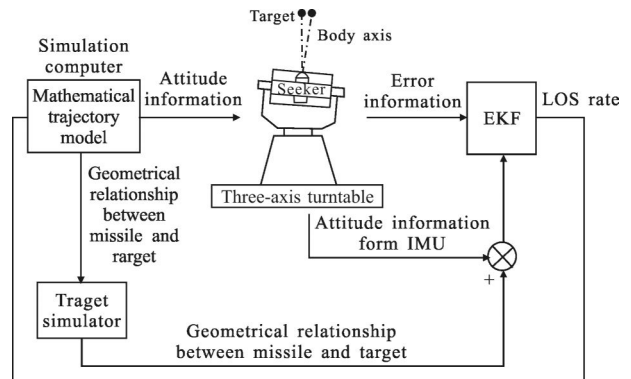


图 12 制导回路闭环仿真实验原理框图

Fig.12 Diagram of guidance loop simulation

将导弹数学模型存入仿真机中,其中一路信号输出姿态指令驱动转台运动,另一路信号输出弹目相对位置信息给视景仿真机生成相应视景;全捷联导引头测得弹目相对偏差角,与转台 IMU 输出的姿态信息以及弹目相对位置信息输入 EKF 算法模块,实时解算得到弹目视线角速度信息;该信息再反馈至弹道模型生成舵控指令,完成仿真闭环。进行仿真实验,结果如图 13、14 所示。

单次仿真的脱靶量为 0.18 m。实验表明,基于 EKF 的制导信息估计算法可以有效抑制全捷联导引头测量噪声,响应速度较快,估计所得制导信息满足

制导弹药精度要求。具有较高的工程实现价值。

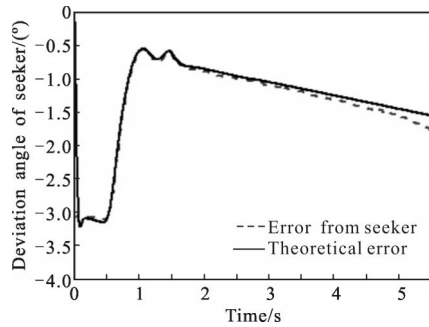


图 13 导引头偏差角输出

Fig.13 Output of the deviation angle of seeker

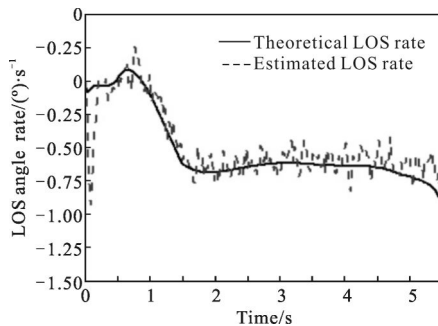


图 14 弹目视线角速度曲线

Fig.14 Curve of LOS rate

## 4 结论

综上所述,可以得到以下结论:

(1) 基于 EKF 的制导信息估计算法可以得到具有较高精度的弹目视线角速度信息,在典型的误差源干扰下,可以满足全捷联单兵制导弹药命中精度的需求;

(2) 通过半实物仿真实验测试,基于该算法的制导系统隔离度约为 4%,可以满足隔离度寄生回路稳定性约束;

(3) 制导回路的闭环半实物仿真结果表明,全捷联图像导引头结合制导信息估计算法的技术途径具有较强的工程实现价值。

## 参考文献:

- [1] Sam LaGrone. US programme aims to weaponise small UAVs [J]. *Jane's Navy International*, 2010(6): 24-27.
- [2] Yang Ming. Research on the seeker technology of guided bomb in terminal guidance [J]. *Control Technology of Tactical Missile*, 2011, 28(1): 19-22. (in Chinese)  
杨明. 制导炸弹末制导导引头技术 [J]. 战术导弹控制技术, 2011, 28(1): 19-22.
- [3] Garnell P. Guidance Weapon Control Systems [M]. 2nd Revision. by Qi Zaikang and Xia Qunli. Beijing: Beijing Institute of Technology Press, 2003: 268-270. (in Chinese)
- [4] Zhou Ruiqing, Lv Shanwei, Liu Xinhua. Comparison of two stabilization methods for airborne strapdown antenna platform [J]. *Systems Engineering and Electronics*, 2005, 27(8): 1397-1400. (in Chinese)  
周瑞青, 吕善伟, 刘新华. 弹载捷联式天线平台两种稳定实现方法的比较[J]. 系统工程与电子技术, 2005, 27(8): 1397-1400.
- [5] Zhang Lu, Xiao Shanzhu, Zhang Zhiyong, et al. An algorithm of dim target detection based on strap-down decoupling extended Kalman filter[C]//2010 International Conference on Intelligent Computation Technology and Automation, 2010: 478-481.
- [6] Yao Yu, Zhang Guojiang. Discussion on strapdown imaging guidance system[J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2006, 35(1): 1-6. (in Chinese)  
姚郁, 章国江. 捷联成像制导系统的若干问题探讨[J]. 红外与激光工程, 2006, 35(1): 1-6.
- [7] Woo Hyun Kim. Stability analysis of strapdown seeker scale factor error and los rate [C]//AIAA GN&C Conference, 2007, 6788: 115-122.
- [8] Se-Ah Jang. Guidance Algorithms for tactical missile with strapdown seeker [C]//SICE Annual Conference, 2008: 2616-2619.
- [9] Li Fugui, Xia Qunli, Qi Zaikang. Effect of parasitic loop on strap-down seeker and compensated with identification method [J]. *Systems Engineering and Electronics*, 2013, 34(5): 1999-2005. (in Chinese)  
李富贵, 夏群利, 祁载康. 全捷联导引头寄生回路影响与辨识校正[J]. 系统工程与电子技术, 2013, 34(5): 1999-2005.
- [10] Li Fugui, Xia Qunli, Cai Chuntao. Effect of seeker disturbance rejection rate on parasitical loop stability [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2013, 42(9): 2341-2347. (in Chinese)  
李富贵, 夏群利, 蔡春涛. 导引头隔离度寄生回路稳定性的影响[J]. 红外激光工程, 2013, 42(9): 2341-2347.
- [11] Wang Jiabin, Lin Defu, Qi Zaikang, et al. Effort of strapdown seeker disturbance rejection rate on stability of PNG system [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2013, 42(10): 2608-2613. (in Chinese)  
王嘉鑫, 林德福, 祁载康, 等. 全捷联导引头隔离度对制导稳定性的影响 [J]. 红外与激光工程, 2013, 42(10): 2608-2613.