

## 全捷联导引头视线角速度 STCKF 提取技术

白 瑞<sup>1,2</sup>, 夏群利<sup>1</sup>, 张道驰<sup>3</sup>

(1. 北京理工大学 宇航学院, 北京 100081; 2. 北京电子工程总体研究所, 北京 100854;  
3. 北京机电工程研究所, 北京 100074)

**摘 要:** 传统的平台导引头可以通过物理跟踪回路直接提取导弹制导所需的视线角速度信息, 采用全捷联结构后, 导引头失去了直接测量视线角速度的能力, 视线角速度需要通过数字计算的方法来提取。针对全捷联导引头精确制导技术工程应用中的问题, 首先给出了视线角速度提取方案, 推导得到视线角速度估计模型, 鉴于估计模型的强非线性, 采用强跟踪容积卡尔曼滤波算法对视线角速度进行估计。结合小型空面导弹的典型使用条件, 通过弹道仿真对视线角速度估计算法的有效性进行了验证。仿真试验表明: 导引头在末制导段捕获目标后, 能迅速消除滤波初始误差, 准确跟踪真实的弹目视线角和视线角速度变化。为验证将滤波输出作为制导信息的可行性, 考虑激光半主动全捷联导引头的典型干扰, 用蒙特卡洛打靶方法对导弹制导精度进行了考核, 1 000 次打靶结果显示, 对静止目标的制导精度为 0.58 m(CEP), 对运动目标的制导精度为 0.84 m(CEP), 满足精确制导武器的制导精度要求。

**关键词:** 全捷联导引头; 视线角速度; 强跟踪容积卡尔曼滤波

**中图分类号:** TJ765.3   **文献标志码:** A   **DOI:** 10.3788/IRLA201746.1117001

## Technology of line-of-sight rate estimation using STCKF for strapdown seeker

Bai Rui<sup>1,2</sup>, Xia Qunli<sup>1</sup>, Zhang Daochi<sup>3</sup>

(1. School of Astronautics, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China;  
2. Beijing Institute of Electronic System Engineering, Beijing 100854, China;  
3. Beijing Electro-mechanical Engineering Institute, Beijing 100074, China)

**Abstract:** Traditional platform seeker can directly obtain the LOS rate by its physical tracking loop, while the strapdown seeker cannot. Losing the ability to directly measure the LOS rate, the strapdown seeker need digital calculation methods to obtain the LOS rate. To solve the problem, the LOS rate estimation model was established. Considering the strong nonlinearity of the estimation model, the strong track cubature Kalman filter (STCKF) was used for the LOS rate estimation. Based on the typical launch conditions of small air-to-surface missile, the trajectory simulation was done to verify the validity of the estimation algorithm. Simulation results showed that, after capturing the target during terminal phase, the seeker can quickly eliminate filter initial error and accurately track the real LOS angles and LOS rates. To verify the feasibility of the filter output as guidance information, Monte Carlo method was used under

收稿日期: 2017-03-05; 修订日期: 2017-04-03

基金项目: 国家自然科学基金(51605465)

作者简介: 白瑞(1988-), 男, 博士生, 主要从事飞行器总体设计、飞行器制导与控制方面的研究。

Email: bairui19880403@163.com

导师简介: 夏群利(1971-), 男, 副教授, 博士生导师, 博士, 主要从事飞行器总体设计、飞行器制导与控制方面的研究。

Email: 1010@bit.edu.cn

typical random disturbances of missiles with semi-active laser strapdown seeker. The results of 1 000 shooting show that the guidance precision to stationary target is 0.58 m(CEP), and to move target is 0.84 m(CEP), which meet the accuracy requirements of precision guided weapons.

**Key words:** strapdown seeker; line-of-sight rate; STCKF

## 0 引言

全捷联导引头将全部硬件固定在弹体上, 取消了稳定平台及其控制机构, 在降低导引头成本, 提高系统可靠性方面具有重要意义<sup>[1]</sup>。然而不同于平台导引头可以利用稳定平台将弹体运动隔离并通过物理的跟踪回路给出弹目视线角速度信息用于导弹制导, 捷联导引头只能测量相对于弹体的体视线角即导引头误差角, 其中包含了相对于惯性空间的弹目视线角和弹体姿态角两部分信息, 制导系统需要构建“基于数字补偿的控制平台”将导引头中耦合的弹体姿态角信息剔除并利用适当的滤波算法得到制导所需的弹目视线角速度信息。

关于全捷联导引头的视线角速度的估计算法, 国内外学者进行了较多的研究。Ehrich<sup>[2]</sup>等采用“附加速率补偿+微分网络”的方法进行单通道视线角速率重构, 再经过低通滤波器后进入制导系统; 焦迎杰<sup>[3]</sup>、Zhang<sup>[4]</sup>和 Ji<sup>[5]</sup>分别采用扩展卡尔曼滤波(Extended Kalman Filter, EKF)、无迹卡尔曼滤波(Unscented Kalman Filter, UKF)和中心差分卡尔曼滤波(Central Difference Kalman Filter, CDKF)技术估计惯性视线角速率。李璟璟<sup>[6]</sup>利用粒子滤波(Particle Filter, PF)算法进行视线角速度估计。孙婷婷<sup>[7-8]</sup>利用弹目相对运动关系与弹体姿态运动推导视线角速率估计方程, 利用 UKF 估计视线角速率, 并通过了过半实物仿真验证。

确定型采样滤波方法中的 UKF 和 CDKF 滤波性能易受参数取值的影响, 适用于处理低维的非线性状态估计问题, 而在高维时滤波性能不佳甚至发散。而容积卡尔曼滤波(Cubature Kalman Filter, CKF)同样作为一种确定采样型卡尔曼滤波方法<sup>[9]</sup>, 能利用有限固定采样点对高斯系统中状态的均值和方差进行近似, 经过非线性函数传播后进行加权求和估计。适用于低维到高维的非线性状态估计问题, 具有较高的计算精度和数值稳定性。

与常用的扩展 EKF 相比, CKF 能以二阶精度逼近非线性系统的后验均值和方差, 估计精度更高。而且, 不要求非线性函数连续可微, 不需要计算非线性函数的雅可比矩阵, 克服了 EKF 的局限性。与 PF 相比, CKF 由于采样点固定, 计算量小且不会出现 PF 因随机采样而产生的粒子退化和贫化。

为增强容积卡尔曼滤波算法对系统的跟踪能力和对模型误差的鲁棒性, 将容积卡尔曼滤波算法与强跟踪滤波器(Strong Tracking Filter, STF)相结合, 在状态预测方差阵中引入时变渐消因子, 得到强跟踪容积卡尔曼滤波器(Strong Tracking Cubature Kalman Filter, STCKF)。

基于上述分析, 文中首用强跟踪容积卡尔曼滤波器开展了全捷联导引头视线角速度提取技术研究。

## 1 全捷联导引头视线角速度提取方案

全捷联导引头, 探测器和惯性测量装置与弹体固联, 无法直接提供制导所需要的视线角速度。需要根据其可量测信息, 通过合理的方法提取视线角速度。全捷联导引头纵向平面和侧向平面控制原理相同。以纵向平面为例, 全捷联导引头角度关系如图 1 所示。

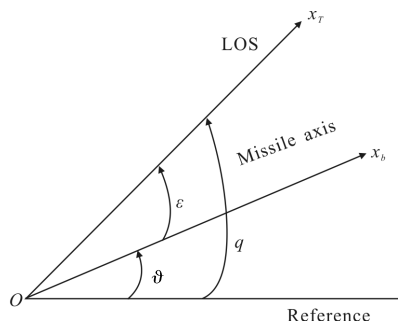


图 1 全捷联导引头纵向平面内角度关系

Fig.1 Relations of angles of strapdown seeker in pitch plane

由图 1 可得:

$$q = \varepsilon + \vartheta \tag{1}$$

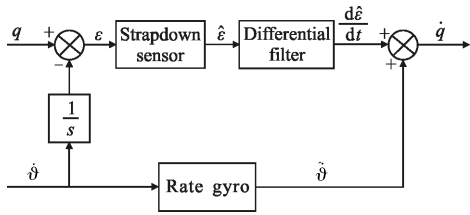
式中： $q$  为弹目视线角； $\varepsilon$  为导引头误差角； $\vartheta$  为弹体姿态角。

根据公式(1)，捷联导引头的视线角速度可以表示为：

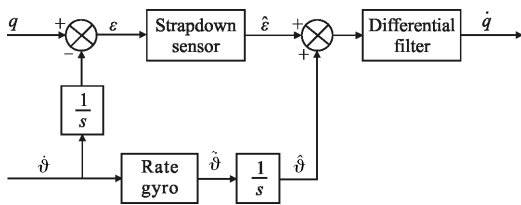
$$\dot{q} = \frac{dq}{dt} = \frac{d\vartheta}{dt} + \frac{d\varepsilon}{dt} = \dot{\vartheta} + \frac{d\varepsilon}{dt} \quad (2)$$

$$\dot{q} = \frac{dq}{dt} = \frac{d(\vartheta + \varepsilon)}{dt} = \frac{d(\int \dot{\vartheta} dt + \varepsilon)}{dt} \quad (3)$$

根据公式(2)，将捷联导引头探测器得到的导引头误差角  $\hat{\varepsilon}$  进行微分后与弹上角速度陀螺测量得到的  $\dot{\vartheta}$  相加，得到制导系统所需的视线角速  $\dot{q}$ ，记为方案 1，如图 2(a)所示。根据公式(3)，将全捷联导引头探测器测量得到的误差角  $\hat{\varepsilon}$  与弹体角速度陀螺测得的角速度信号  $\dot{\vartheta}$  积分得到的弹体姿态角  $\hat{\vartheta}$  相加，得到弹目视线角  $q$ ，对弹目视线角进行微分滤波得到弹道视线角速度  $\dot{q}$ ，记为方案 2，如图 2(b)所示。



(a) 方案 1  
(a) Scheme 1



(b) 方案 2  
(b) Scheme 2

图 2 全捷联导引头视线角速度提取方案

Fig.2 LOS rate extraction scheme for strapdown seeker

以上两种视线角速度提取方案在本质上是相同的。实际工程应用中，由于存在量测噪声，直接微分运算将严重放大噪声致使得到的视线角速度信息无法使用，需要采用现代滤波技术完成视线角速度的估计。由于滤波器估计出的弹目视线角速率比运用微分网络得到的弹目视线角速率具有更小的延迟，

在相同的量测噪声水平下，采用方案 2 输出的弹目视线角速率信号噪声水平更低，视线角速度估计方案 2 优于方案 1<sup>[10]</sup>。文中采用第 2 种方案完成全捷联导引头视线角速度估计。

由图 2(b)可见，视线角速度估计过可以分为视线角重构和微分滤波两个环节。其中视线角重构主要是利用导引头测得的跟踪误差角信息和弹上惯导测得的姿态角信息进行弹目视线角解算；微分滤波环节主要用于对视线角进行微分运算并滤除信号中的各种噪声。由以上过程得出，导引头测量信息中包含的弹体姿态信息在视线角重构中与弹体惯导测得的姿态角信息相互抵消，从而实现了“数字稳定平台”，有效隔离了弹体扰动。

## 2 视线角速度解算模型

在第 1 节中，讨论了全捷联激光导引头在单平面的视线角速度提取问题，并确定了“视线角重构+微分滤波”的角速度提取方案，在实际的工程应用中，需要将之扩展到三维空间。对于装有全捷联导引头的导弹，其弹上的可用量测信息包括弹体姿态角 ( $\vartheta, \varphi, \gamma$ ) 和导引头跟踪误差角 ( $\varepsilon_v, \varepsilon_z$ )。用符号  $q_y, q_z$  表示惯性系下的弹目视线角。

定义坐标转换矩阵的标准形式为：

$$L_x(\theta) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\theta & \sin\theta \\ 0 & -\sin\theta & \cos\theta \end{bmatrix}$$

$$L_y(\theta) = \begin{bmatrix} \cos\theta & 0 & -\sin\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin\theta & 0 & \cos\theta \end{bmatrix}$$

$$L_z(\theta) = \begin{bmatrix} \cos\theta & \sin\theta & 0 \\ -\sin\theta & \cos\theta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (4)$$

式中： $L_x(\theta)$  代表坐标系  $x$  轴逆时针转过角度  $\theta$ ； $L_y(\theta)$  代表坐标系绕  $y$  轴逆时针转过角度  $\theta$ ； $L_z(\theta)$  代表坐标系绕  $z$  轴逆时针转过角度  $\theta$ 。

图 3 给出了相应坐标之间的转换关系，其中视线系和视线系 \* 的  $x$  轴指向相同。根据图 3，从惯性系到弹体系的转换矩阵为  $L(\gamma, \vartheta, \varphi) = L_x(\gamma)L_z(\vartheta)L_y(\varphi)$ ；从弹体系到虚拟指向坐标系的转换矩阵为  $L(\varepsilon_z, \varepsilon_y) = L_z(\varepsilon_z)L_y(\varepsilon_y)$ ；从惯性系到视线系的转换矩阵  $L(q_y, q_z) = L_z(q_y)L_y(q_z)$ 。

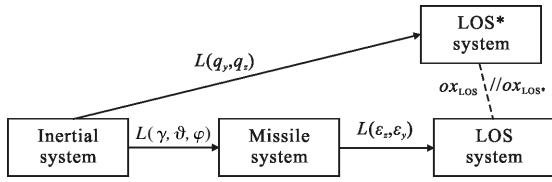


图 3 坐标转换关系

Fig.3 Coordinate transformation relation

$$\begin{bmatrix} x_l \\ y_l \\ z_l \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \vartheta \cos \psi \cos \varepsilon_z \cos \varepsilon_y + \sin \varepsilon_z (-\sin \vartheta \cos \psi \cos \gamma + \sin \psi \sin \gamma) - \cos \varepsilon_z \sin \varepsilon_y (\sin \vartheta \cos \psi \sin \gamma + \sin \psi \cos \gamma) \\ \sin \vartheta \cos \varepsilon_z \cos \varepsilon_y + \cos \vartheta \cos \gamma \sin \varepsilon_z + \cos \varepsilon_z \sin \varepsilon_y \cos \vartheta \sin \gamma \\ -\cos \vartheta \sin \psi \cos \varepsilon_z \cos \varepsilon_y + \sin \varepsilon_z (\sin \vartheta \sin \psi \cos \gamma + \cos \psi \sin \gamma) - \cos \varepsilon_z \sin \varepsilon_y (-\sin \vartheta \sin \psi \sin \gamma + \cos \psi \cos \gamma) \end{bmatrix} \quad (6)$$

根据图 4 所示的空间几何关系，惯性坐标系  $Ox_l y_l z_l$  绕  $y_l$  转过角度  $q_z$  得到中间坐标系  $Ox_{temp} y_{temp} z_{temp}$ ，

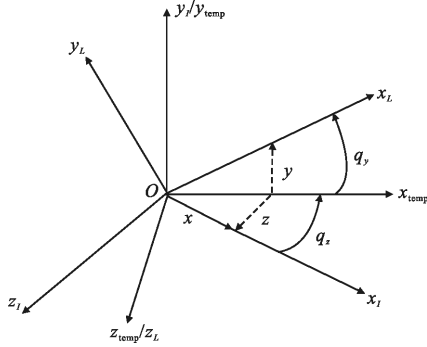


图 4 惯性系空间角度关系

Fig.4 Spatial angles relation of inertial coordinate systems

中间坐标系  $z_{temp}$  轴转过角度  $q_y$  得到视线坐标系  $Ox_l y_l z_l$ 。其中惯性系的俯仰视线角  $q_y$ 、偏航视线角  $q_z$  可以表示为：

$$q_y = \arcsin(y_l) = \arctan\left(\frac{y_l}{\sqrt{x_l^2 + z_l^2}}\right) \quad (7)$$

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2 \\ \dot{x}_2 = -\frac{2\dot{R}}{R}x_2 - \frac{a_{ym}^l}{R} \cos x_1 - x_4^2 \sin x_1 \cos x_1 + \frac{\sin x_1 (\cos x_3 a_{xm}^l - \sin x_3 a_{zm}^l)}{R} \\ \dot{x}_3 = x_4 \\ \dot{x}_4 = -2x_4 \frac{\dot{R}}{R} + 2x_4 x_3 \tan x_1 + \frac{\sin x_3 a_{xm}^l + \cos x_3 a_{zm}^l}{R \cos x_1} \end{cases} \quad (11)$$

捷联导引头直接量测量为导引头跟踪误差角  $\varepsilon_y, \varepsilon_z$ ，通过视线角重构得到虚拟量测量  $q_y, q_z$ ，量测方程为：

$$\begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \\ x_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \\ x_3 \\ x_4 \end{bmatrix} \quad (12)$$

假设弹目视线的方向向量为  $[1 \ 0 \ 0]^T$ ，则该向量在惯性系的投影为：

$$\begin{bmatrix} x_l \\ y_l \\ z_l \end{bmatrix} = L(\gamma, \vartheta, \varphi)^{-1} L(\varepsilon_z, \varepsilon_y)^{-1} \begin{bmatrix} 1 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (5)$$

式中： $[x_l \ y_l \ z_l]^T$  为惯性坐标系下，目标相对导弹的位置。计算得到：

$$q_z = \arctan\left(\frac{-z_l}{x_l}\right) \quad (8)$$

公式(7)和公式(8)中  $x_l, y_l, z_l$  是与  $\vartheta, \varphi, \gamma, \varepsilon_y, \varepsilon_z$  相关的函数，即全捷联导引头在三维空间通过综合弹体姿态角和误差角信息成了视线角的重构。

对公式(7)和公式(8)进行两次微分，推导得到：

$$\ddot{q}_y = -\frac{2\dot{R}}{R} \dot{q}_y - \frac{a_{ym}^l}{R} = \cos q_y - \dot{q}_z^2 \sin q_y \cos q_y + \frac{\sin q_y (\cos q_z a_{xm}^l - \sin q_z a_{zm}^l)}{R} \quad (9)$$

$$\ddot{q}_z = -2\dot{q}_z \frac{\dot{R}}{R} + 2\dot{q}_z \dot{q}_y \tan q_y + \frac{\sin q_z a_{xm}^l + \cos q_z a_{zm}^l}{R \cos q_y} \quad (10)$$

式中： $a_{xm}^l, a_{ym}^l, a_{zm}^l$  表示惯性系下的导弹加速度； $\dot{q}_y, \dot{q}_z$  表示视线角的一次微分； $\ddot{q}_z, \ddot{q}_y$  表示视线角的二次微分； $R$  表示弹目相对距离； $\dot{R}$  表示距离的一次微分。

令状态量  $[x_1 \ x_2 \ x_3 \ x_4]^T = [q_z \ \dot{q}_z \ q_y \ \dot{q}_y]^T$ ，得到全捷联视线角速度估计系统状态方程为：

由于导引头只能输出相对弹体系的俯仰误差角和偏航误差角，量测方程中弹目视线角需要通过公式(2)和公式(3)解算得到。全捷联导引头视线角速度状态方程与量测方程均存在较强的非线性，无法直接利用线性 Kalman 滤波方法进行视线角速度估计，应采用高性能非线性滤波方法。文中采用一种强跟踪确定采样型卡尔曼滤波方法——STCKF 对视线角速度进行估计。

### 3 STCKF 算法

CKF 利用三阶 Spherical-Radial 规则对高斯加权积分进行近似，根据非线性系统状态的先验概率分布，利用 Cubature 规则选取  $2n$  个等权值的 Cubature 点 (每个采样点权值为  $1/2n$ )，再将一些列 Cubature 点经过非线性系统的方程进行转换，通过转换后得 Cubature 点进行加权求和逼近系统状态的后验均值和协方差。将容积卡尔曼滤波器与强跟踪滤波器相结合，在状态预测方差阵中引入时变渐消因子，得到 STCKF。

设具有加性噪声的非线性系统状态方程和量测方程为：

$$x_k=f(x_{k-1},u_{k-1})+w_{k-1} \quad (13)$$

$$z_k=h(x_k,u_k)+v_k \quad (14)$$

式中： $x_k, x_{k-1}$  为系统在  $k$  时刻和  $k-1$  时刻的状态； $u_{k-1}$  为系统输入； $w, v$  分别为系统噪声和量测噪声； $f(x_k, u_k)$  为状态非线性方程； $h(x_k, u_k)$  为量测非线性方程。

STCKF 算法流程为：

(1) 状态参数初始化

$$\hat{x}_0=E[x_0]$$

$$P_0=E[(x_0-\hat{x}_0)(x_0-\hat{x}_0)^T] \quad (15)$$

(2) 时间更新

1) 计算基本的容积点和对应的权值。使用三阶容积点原则获得的基本容积点和对应的权值为：

$$\xi_i=\sqrt{n} \begin{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 \\ 0 \\ \vdots \\ 0 \end{bmatrix}, \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \\ \vdots \\ 0 \end{bmatrix}, \dots, \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \vdots \\ 1 \end{bmatrix}, \begin{bmatrix} -1 \\ 0 \\ \vdots \\ 0 \end{bmatrix}, \begin{bmatrix} 0 \\ -1 \\ \vdots \\ 0 \end{bmatrix}, \dots, \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \vdots \\ -1 \end{bmatrix} \end{bmatrix} \quad (16)$$

$$w_i=w=\frac{1}{2n}, i=1, \dots, 2n \quad (17)$$

2) 计算容积点

$$X_{i,k-1}=S_{k-1}\xi_i+\hat{x}_{k-1} \quad (18)$$

式中： $S_{k-1}$  为方差  $P_{k-1}$  的乔列斯基分解因子，即  $S_{k-1}S_{k-1}^T=P_{k-1}$ 。

3) 容积点传播

$$X_{i,k/k-1}^*=f(X_{i,k-1},u_{k-1}), i=1, \dots, 2n \quad (19)$$

4) 估计预测均值与协方差阵

$$\hat{x}_{k/k-1}=\sum_{i=1}^{2n} w_i X_{i,k}^* \quad (20)$$

根据强跟踪滤波理论，需要在状态预测方差阵中引入时变渐消因子  $\lambda_k$ ，在线调整增益矩阵  $k_k$ ，使得输出的残差序列相互正交，则

$$P_{xx,k/k-1}=\lambda_k \left[ \sum_{i=1}^{2n} w_i (X_{i,k/k-1}^* - \hat{x}_{k/k-1})(X_{i,k/k-1}^* - \hat{x}_{k/k-1})^T \right] \quad (21)$$

(3) 量测更新

1) 计算容积点：

$$X_{i,k}=\mathcal{S}_{k/k-1}^{(S)} \xi_i + \hat{x}_{k/k-1}, i=1, \dots, 2n \quad (22)$$

2) 计算通过量测方程的传播容积点

$$Z_{i,k}=h(X_{i,k},u_k), i=1, \dots, 2n \quad (23)$$

3) 计算量测预测值、预测方差矩阵和协方差矩阵

$$\hat{z}_{k/k-1}=\sum_{i=1}^{2n} w_i Z_{i,k/k-1} \quad (24)$$

$$P_{zz,k/k-1}=\sum_{i=1}^{2n} w_i (Z_{i,k/k-1} - \hat{z}_{k/k-1})(Z_{i,k/k-1} - \hat{z}_{k/k-1})^T + R_k =$$

$$w \sum_{i=1}^{2n} Z_{i,k/k-1} Z_{i,k/k-1}^T - \hat{z}_{k/k-1} \hat{z}_{k/k-1}^T + R_k \quad (25)$$

$$P_{xz,k/k-1}=\sum_{i=1}^{2n} w_i (X_{i,k/k-1} - \hat{x}_{k/k-1})(Z_{i,k/k-1} - \hat{z}_{k/k-1})^T =$$

$$w \sum_{i=1}^{2n} X_{i,k/k-1} Z_{i,k/k-1}^T - \hat{x}_{k/k-1} \hat{z}_{k/k-1}^T \quad (26)$$

(4) STF 算法(渐消因子的计算)

在强跟踪滤波算法中关键问题是求解时变的渐消因子  $\lambda_k$ ，传统方法要计算非线性方程的雅克比矩阵，不利于算法的实现。利用  $\tilde{x}_{k+1/k}=x_{k+1}-\hat{x}_{k+1/k}$  与量测噪声的不相关性，引入渐消因子以前状态预测协方差阵  $P_{k+1/k}^{(S)}$ ，输出预测方差阵  $P_{zz,k+1/k}^{(S)}$  和互协方差阵  $P_{xz,k+1/k}^{(S)}$  可以表示为<sup>[11]</sup>：

$$P_{k/k-1}^{(S)}=E[(x_k-\hat{x}_{k/k-1})(x_k-\hat{x}_{k/k-1})^T] \quad (27)$$

$$P_{zz,k/k-1}^{(S)}=E[(z_k-\hat{z}_{k/k-1})(z_k-\hat{z}_{k/k-1})^T]=$$

$$E\{[H_k(x_k-\hat{x}_{k/k-1})+w_k-r_k][H_k(x_k-\hat{x}_{k/k-1})+w_k-r_k]^T\}$$

$$E\{[H_k(x_k-\hat{x}_{k/k-1})(x_k-\hat{x}_{k/k-1})^T H_k^T]+E\{(w_k-r_k)(w_k-r_k)^T\}}=H_k P_{k/k-1}^{(S)} H_k^T+R_k \quad (28)$$

$$P_{xz,k/k-1}^{(S)}=E[(x_k-\hat{x}_{k/k-1})(z_k-\hat{z}_{k/k-1})^T]=E\{(x_k-\hat{x}_{k/k-1})[H_k(x_k-\hat{x}_{k/k-1})+w_k-r_k]^T\}=E[(x_k-\hat{x}_{k/k-1})(x_k-\hat{x}_{k/k-1})^T]H_k^T=P_{k/k-1}^{(S)} H_k^T \quad (29)$$

所以有,

$$H_k=[(P_{k/k-1}^{(S)})^{-1}P_{xy,k/k-1}^{(S)}]^T=(P_{xy,k/k-1}^{(S)})^T(P_{k/k-1}^{(S)})^{-1} \quad (30)$$

进而得到,

$$N_k=V_k-H_k Q_{k-1} H_k^T-\beta R_k=V_k-(P_{xy,k/k-1}^{(S)})^T(P_{k/k-1}^{(S)})^{-1}Q_{k-1}(P_{k/k-1}^{(S)})^{-1}P_{xy,k/k-1}^{(S)}-\beta R_k \quad (31)$$

$$M_k=H_k(P_{k/k-1}^{(S)}-Q_{k-1})H_k^T=H_k P_{k/k-1}^{(S)} H_k^T-H_k Q_{k-1}=P_{yy,k/k-1}^{(S)}-R-H_k Q_{k-1} H_k^T=P_{yy,k/k-1}^{(S)}+N_k-V_k+(\beta-1)R_k \quad (32)$$

同样,引入渐消因子后的状态预测协方差阵  $P_{xx,k/k-1}$ 、量测预测协方差阵  $P_{zz,k/k-1}$  和互协方差阵  $P_{xz,k/k-1}$ ,也可得到类似公式(28)~(30)的表达式:

$$P_{zz,k/k-1}=H_k P_{k/k-1} H_k^T+R_k \quad (33)$$

$$P_{xz,k/k-1}=P_{k/k-1} H_k^T \quad (34)$$

$$H_k=[(P_{k/k-1})^{-1}P_{xz,k/k-1}]^T=(P_{xz,k/k-1})^T(P_{k/k-1})^{-1} \quad (35)$$

(5) 状态更新

1) 计算滤波增益矩阵  $K_k$

$$K_k=P_{xz,k/k-1}/P_{zz,k/k-1} \quad (36)$$

2) 计算更新后的状态量

$$\hat{x}_k=\hat{x}_{k/k-1}+K_k(z_k-\hat{z}_{k/k-1}) \quad (37)$$

3) 计算更新后系统方差阵

$$P_k=P_{k/k-1}-K_k P_{zz,k/k-1} K_k^T \quad (38)$$

## 4 仿真验证

某小型空面导弹采用激光半主动<sup>[12-13]</sup>工作体制,配备全捷联导引头,结合其典型工况下的六自由度弹道模型,首先只考虑导引头测角噪声,通过弹道仿真对视线角速度提取算法进行验证。在此基础上,利用蒙特卡洛打靶法计算随机误差干扰下的导弹命中精度,验证视线角速度提取算法的可行性。

### 4.1 仿真条件

弹道仿真初始条件为初始投放高度  $H_0=4$  km,投放速度  $V_0=200$  km/h,目标水水平距离  $R=4$  km,离

轴角  $\psi_k=5^\circ$ 。导引头采用激光捷联导引头,导引头视场角为  $15^\circ$ ,作用距离 4 km,激光照射频率 20 Hz。导引头测角误差为标准差为  $0.2^\circ(1\sigma)$ 的正态分布,导引头捕获目标后,开始视线角速度估计,并将估计视线角速度信息接入制导回路,用于末制导指令计算。捕获目标前,导弹按照组合导航给出的位置信息和目标信息向目标方向飞行。

STCKF 算法中,初始参数设置如下。

量测噪声方差阵为:

$$R=\begin{bmatrix} 0.0003 & 0 \\ 0 & 0.0003 \end{bmatrix} \quad (39)$$

系统噪声协方差阵为:

$$Q=\begin{bmatrix} 1e-7 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1e-7 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1e-7 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1e-7 \end{bmatrix} \quad (40)$$

系统协方差阵初值为:

$$P_0=\begin{bmatrix} 1e-6 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1e-6 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1e-6 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1e-6 \end{bmatrix} \quad (41)$$

滤波初值通过弹上计算机利用组合导航系统提供的弹目位置关系解算得到。

### 4.2 视线角速度提取仿真结果

图 5~7 给出了只存在导引头测角噪声时,末制导采用 STCKF 估计信息得到的弹道曲线与名义曲线、视线角曲线及视线角角速度曲线对比图。由图可知,STCKF 算法能够快速得到具有较高精度的估计结果。

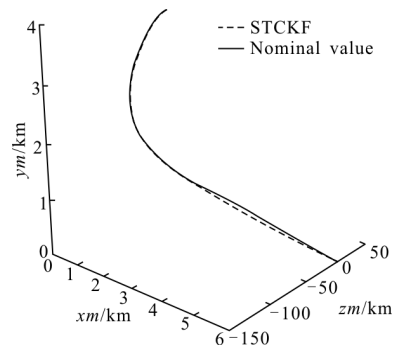


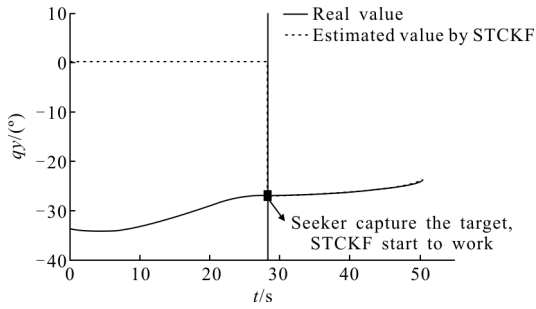
图 5 弹道对比曲线

Fig.5 Trajectory contrast profiles

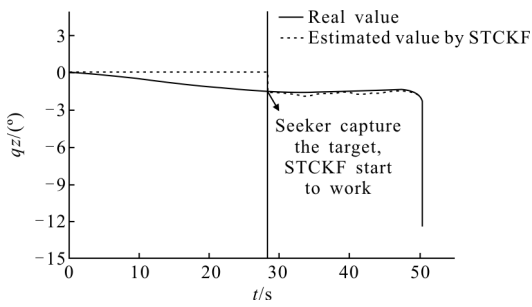
由图 5 可见,末制导采用 STCKF 估计信息得到

的弹道与名义弹道弹道近似重合。

由图 6 可见，导引头开机捕获目标后，采用 STCKF 估计得到的俯仰和偏航视线角都能较好的跟踪视线角的理论值。



(a) 俯仰视线角  
(a) LOS angle of pitch

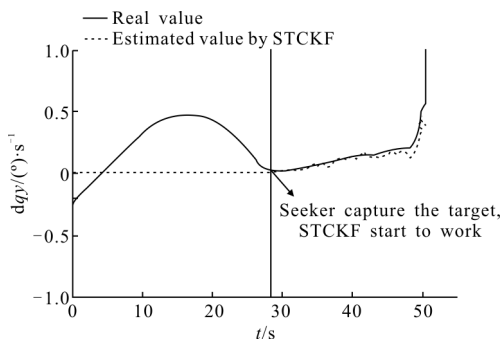


(b) 偏航视线角  
(b) LOS angle of yaw

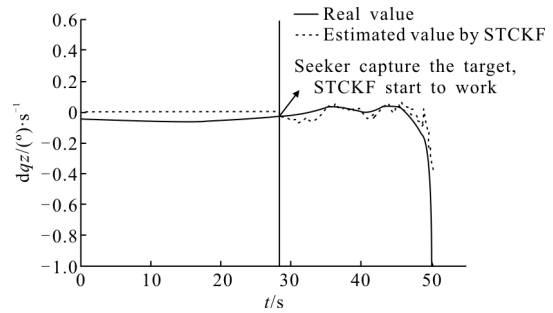
图 6 STCKF 视线角估计结果

Fig.6 LOS angle estimated by STCKF

由图 7 可见，导引头开机捕获目标后，采用 STCKF 估计得到的俯仰和偏航视线角速度都能较好的跟踪视线角速度的理论值。



(a) 俯仰视线角速度  
(a) LOS rate of pitch



(b) 偏航视线角速度  
(b) LOS rate of yaw

图 7 STCKF 算法得到的视线角速度估计结果

Fig.7 LOS rate estimated results by STCKF algorithm

### 4.3 未制导精度仿真

为了进一步评估这种视线角速度提取方法的性能,引入导弹飞行中可能存在的误差源,采用蒙特卡洛方法考核导弹的制导精度。

文中考虑的随机干扰及数值大小如表 1 所示。

表 1 随机干扰数值大小

Tab.1 Random disturbances numerical values

Error type	Error name	Error size
Initial error	Attitude angle	$5^\circ(3\sigma)$
	Off axis angle	$8^\circ(3\sigma)$
	Height	$60\text{ m}(3\sigma)$
	Velocity	$10\text{ m/s}(3\sigma)$
Missile error	Force coefficient	$0.1(3\sigma)$
	Moment coefficient	$0.2(3\sigma)$
	Target location	$200\text{ m}(CEP)$
Location error	Carrier location	$50\text{ m}(CEP)$
	INS position error	$70\text{ m}/(100\text{ s})$
	Seeker error	$0.2^\circ(1\sigma)$
Guidance and control system error	Laser error	$0.0002^\circ(1\sigma)$
	Steering engine error	$0.2^\circ(1\sigma)$
	INS drifting error	$20^\circ/\text{h}$
Atmospheric interference	Wind interfere	Wind field model
	Atmospheric parameter	$0.1(3\sigma)$

在随机扰动下，一般认为导弹的落点服从正态分布  $N(\mu, \sigma^2)$ , 在给置信水平  $(1-\alpha)$  的情况下, 方差  $\sigma^2$  的置信区间为:

$$\left( \frac{(n-1)S^2}{\chi_{\alpha/2}^2(n-1)}, \frac{(n-1)S^2}{\chi_{1-\alpha/2}^2(n-1)} \right) \quad (42)$$

取置信区间为 $(0.9\hat{\sigma}, 1.15\hat{\sigma})$ 时,查 $\chi^2$ 分布表,当 $n=1\ 000$ 时,置信度大于 99%,可以较好的反映制导弹药的精度统计特性,因此蒙特卡洛打靶仿真次数设为 1 000 次。

分别对静止目标和运动目标进行命中精度分析,其中动目标速度为 0~20 m/s 均匀分布,方向 $-180^\circ \sim 180^\circ$ 均匀分布。命中精度仿真结果如图 8 所示。

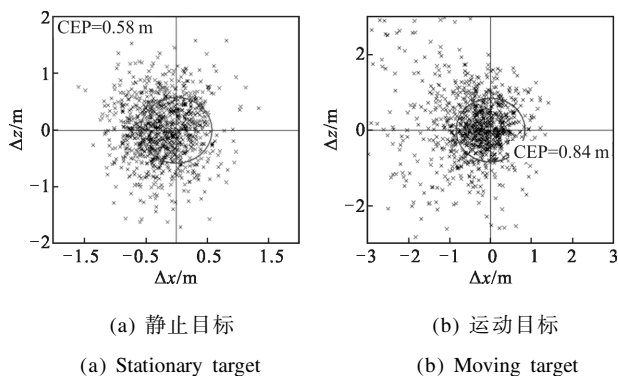


图 8 蒙特卡洛模拟打靶结果

Fig.8 Simulation shooting result of Monte Carlo

由图 8 的仿真结果可知,在表 1 所列的随机干扰下,采用基于 STCKF 算法估计制导信号,全捷联导弹对静止目标命中精度为 0.58 m(CEP),对动目标命中精度为 0.84 m(CEP),满足对地精确打击需求。

## 5 结论

文中针对全捷联导引头无法直接得到视线角速度信息的问题,基于全捷联导引头视线角速度解算模型,将强跟踪理论与容积卡尔曼滤波结合起来,首次得到了基于强跟踪容积卡尔曼滤波的全捷联导引头视线角速度提取算法。

以装配激光半主动全捷联导引头的某小型空面导为例,不考虑随机误差,在其典型投放条件下进行了弹道仿真,仿真结果表示,按照上述提出的算法,导引头开机并捕获目标后,能快速消除滤波初始误差,得到具有较高精度的估计结果。其中,俯仰和偏航方向的视线角估计值与理论值曲线近似重合,角速度估计值在理论值曲线上小范围波动,相应的仿真弹道与理论弹道近似重合。

考虑投放初始误差、弹体误差、定位误差、大气

扰动、制导控制系统误差等多源随机干扰,将上述滤波方法得到的视线角速度作为小型空面导弹的制导信息,利用蒙特卡洛方法进行了 1 000 次打靶试验,置信度达到 99%。结果表明,对静止目标,制导精度达到 0.58 m(CEP);对速度 0~20 m/s 均匀分布的动目标,制导精度达到 0.84 m(CEP),能满足小型空面导对地精确打击的要求。

## 参考文献:

- [1] Zhang Yue, Chu Hairong. Technology characteristics of strapdown imaging seeker [J]. *Optics and Precision Engineering*, 2014, 22(10): 2825-2831. (in Chinese)  
张跃, 储海荣. 全捷联图像导引头制导的技术特点 [J]. *光学精密工程*, 2014, 22(10): 2825-2831.
- [2] Ehrich R D, Vergez P. Strapdown seeker technology for the terminal guidance of tactical weapons[C]//AGARD Guidance and Control Aspects of Tactical Air-launched Missiles 15p, 1980, 81(10): 7-15.
- [3] Jiao Yingjie, Wang Xiao, Chen Zhijian. Application of strapdown homing guidance technology in short-range guided rocket [J]. *Rockets, Missiles and Guidance*, 2012, 32(1): 13-16. (in Chinese)  
焦迎杰, 王箫, 陈志坚. 捷联寻的制导技术在近程制导火箭中的应用[J]. *弹箭与制导学报*, 2012, 32(1): 13-16.
- [4] Zhang G J, Yao Y, Ma K M. Line of sight rate estimation of strapdown imaging guidance system based on unscented Kalman filter [C]//Machine Learning and Cybernetics, Proceedings of 2005 International Conference on, 2005: 1574-1578.
- [5] Ji B, Nie C, Zhang K. Research on line of sight angle rate reconstruction based on strap down seeker [C]//First International Conference on Information Sciences, Machinery, Materials and Energy, 2015(1): 11.
- [6] Li Jingjing. Research of LOS estimation method for strapdown imaging seeker [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2008. (in Chinese)  
李璟璟. 捷联成像导引头视线角速率估计方法研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2008.
- [7] Sun Tingting, Chu Hairong, Jia Hongguang. Line-of-sight rate decoupling and estimation of of strapdown optical seeker [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2014, 43(5): 1587-1593. (in Chinese)  
孙婷婷, 储海荣, 贾宏光. 捷联式光学导引头视线角速率解耦与估计[J]. *红外与激光工程*, 2014, 43(5): 1587-1593.



- [8] Sun T, Chu H, Zhang B, et al. Line-of-sight rate estimation based on UKF for strapdown seeker [J]. *Mathematical Problems in Engineering*, 2015, 2015(1): 1–14.
- [9] Cui Naigang, Zhang Long, Wang Xiaogang, et al. Application of adaptive high-degree cubature Kalman filtering in target tracking [J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2015, 36(12): 3885–3895. (in Chinese)  
崔乃刚, 张龙, 王小刚, 等. 自适应高阶容积卡尔曼滤波在目标跟踪中的应用 [J]. *航空学报*, 2015, 36 (12): 3885–3895.
- [10] Wang Wei, Lin Defu, Xu Ping. Strapdown seeker LOS angular rate estimation [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2015, 44(10): 3066–3069. (in Chinese)  
王伟, 林德福, 徐平. 捷联导引头弹目视线角速率估计[J]. *红外与激光工程*, 2015, 44(10): 3066–3069.
- [11] Ding Jialin, Xiao Jian, Zhao Tao. Adaptive CKF strong tracking filter and its application [J]. *Journal of Electric Machines and Control*, 2015, 19(11): 111–120. (in Chinese)  
丁家琳, 肖建, 赵涛. 自适应 CKF 强跟踪滤波器及其应用 [J]. *电机与控制学报*, 2015, 19(11): 111–120.
- [12] Zhang Xin, Du Zhiyuan. Research on the linear field of view of the whole strapdown laser semi-active seeker [J]. *Chinese Optics*, 2015, 8(3): 415–421. (in Chinese)  
张鑫, 杜智远. 全捷联激光半主动导引头线性视场研究 [J]. *中国光学*, 2015, 8(3): 415–421.
- [13] Zhang Junqiang, Xie Fei, Xue Qingsheng. Laser guided lens based on four-quadrant detector [J]. *Chinese Optics*, 2015, 8(3): 471–479. (in Chinese)  
张军强, 谢飞, 薛庆生. 基于四象限探测器的激光导引镜头的研制[J]. *中国光学*, 2015, 8(3): 471–479.
- [14] Chu Hairong, Duan Zhen, Jia Hongguang. Error model and Simulation of strapdown inertial navigation system [J]. *Optics and Precision Engineering*, 2009, 17(11): 2779–2785. (in Chinese)  
储海荣, 段镇, 贾宏光. 捷联惯导系统的误差模型与仿真 [J]. *光学精密工程*, 2009, 17(11): 2779–2785.