

基于理想弹道的全捷联弹药视线角估计方法

刘振亚¹, 高敏¹, 许路铁²

- (1. 中国人民解放军军械工程学院 导弹工程系, 河北 石家庄 050003;
2. 中国人民解放军军械工程学院 弹药工程系, 河北 石家庄 050003)

摘要: 针对惯性测量元件不能满足低成本制导弹药作战需求问题, 提出一种基于理想弹道的全捷联激光半主动末制导弹药视线角估计方法。该方法根据弹目相对运动模型及导引头量测模型建立非线性滤波系统; 针对弹体运动参数在末制导段变化范围较小的特点, 通过分析弹体运动参数对系统不确定性的影响, 将理想弹道弹体运动参数标准值作为滤波系统参数; 利用激光半主动导引头量测信息, 结合容积卡尔曼滤波对弹目视线角进行估计。数字仿真实验结果表明: 在小扰动条件下, 弹目视线倾角与偏角末制导段的均方根误差分别为 0.182° 与 1.668° , 其最大估计误差分别为 0.259° 与 2.913° , 具有较好的估计精度与鲁棒性能。

关键词: 全捷联制导弹药; 视线角; 理想弹道; 容积卡尔曼滤波

中图分类号: TJ765.3 **文献标志码:** A **DOI:** 10.3788/IRLA201847.0417008

Line-of-sight angle estimation method of strapdown munition based on ideal trajectory

Liu Zhenya¹, Gao Min¹, Xu Lutie²

- (1. Missile Engineering Department, Ordnance Engineering College of People's Liberation Army, Shijiazhuang 050003, China;
2. Munition Engineering Department, Ordnance Engineering College of People's Liberation Army, Shijiazhuang 050003, China)

Abstract: Aiming at the problem that inertial measurement unit can not meet the operation requirement of the low cost guidance munition, a line-of-sight (LOS) angle estimation method of strapdown semi-active laser-guided munition based on ideal trajectory was proposed. According to the relative motion model between ammunition and target and the seeker measurement model, the nonlinear filter system was built. Aiming at the features that the ballistic parameters varied in the small range, this algorithm took the ideal trajectory parameters as filter parameters by analyzing the impact from projectile motion parameters on the system uncertainty; the LOS angel was estimated by using the measurement information from laser semiactive seeker and the cubature Kalman filter (CKF). The digital simulation results showed that under the condition of small disturbance, the root mean square errors (RMSE) of LOS inclination and

收稿日期: 2017-11-10; 修订日期: 2017-12-20

基金项目: 装备预研项目(30107020202)

作者简介: 刘振亚(1992-), 男, 硕士生, 主要从事导航制导与控制方面的研究。Email: 466256187@qq.com

导师简介: 高敏(1963-), 男, 教授, 博士生导师, 博士, 主要从事精确制导、弹箭智能化与信息化等方面的研究。

Email: gaomin1103@gmail.com

通讯作者: 许路铁(1967-), 男, 教授, 硕士生导师, 博士, 主要从事信息化弹药等方面的研究工作。

declination are 0.182° and 1.668° , the max estimation errors of them are 0.259° and 2.913° . The algorithm has better estimation precision and robust property.

Key words: strapdown guidance munition; line of sight angle; ideal trajectory; cubature Kalman filter

0 引言

全捷联激光半主动末制导弹药具有体积小、成本低、可靠性高^[1]以及抗干扰能力强等能优点,满足精确打击武器低成本、小型化的需求。但由于全捷联导引头去掉惯性稳定平台,弹体姿态与弹目视线相互耦合,导致导引头激光探测器不能直接输出制导系统所需的弹目视线角及角速率,因此需要对激光探测器测量信息,即弹体视线 (Body line of sight, BLOS)角进行解耦。

目前,国内外学者对于全捷联弹目视线角估计问题的研究比较深入,主要通过建立数字稳定平台解耦以及非线性卡尔曼滤波两种方法^[2]获得弹目视线角速率。Vaddi 等人针对非线性目标运动模型,利用扩展卡尔曼滤波的方法对目标运动信息进行了估计^[3];吴浩针对滤波器初始值不准确以及异常值的存在,提出了一种鲁棒参数化范围容积卡尔曼滤波的纯方位跟踪方法^[4];Katkuri J R 等人通过对扩展卡尔曼滤波、无迹卡尔曼滤波、中心差分卡尔曼滤波以及粒子滤波在目标跟踪问题中的性能进行了分析,为在实际应用中如何选择非线性滤波器提供了理论依据^[5]。李兴隆等人利用激光探测器测角信息结合先验弹道的弹丸姿态角和弹高信息最终得到目标相对弹体位置^[6];孙婷婷等人针对光学导引头不能直接测量体视线角速率问题,利用微分+稳态卡尔曼滤波器估计体视线角速率^[7];林喆等人针对捷联成像寻的器的惯性视线重构问题,提出了一种基于自适应中心差分卡尔曼滤波的惯性视线重构滤波器的设计方案^[8]。

目前,相对于数字稳定平台解耦的方法,利用非线性卡尔曼滤波将惯性测量元件以及激光探测器测量误差作为系统噪声进行估计,可以得到较为精确的弹目视线角速率。但由于惯性测量元件价格昂贵,抗过载能力低,并且其精度易受环境影响,极大限制了其在低成本末制导弹药中的应用。因此文中根据末端修正弹体运动参数的概率分布特点,结合

容积卡尔曼滤波,提出基于理想弹道的全捷联激光半主动末端修正弹视线角估计方法。

1 数学模型

1.1 弹目相对运动模型

弹目相对运动模型如图 1 所示。

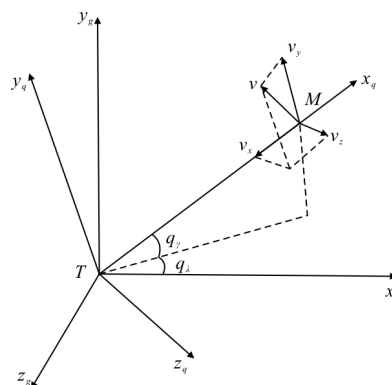


图 1 弹目相对运动关系

Fig.1 Relative motion between munition and target

图 1 中, M 为弹体位置, T 为目标点位置, v 为弹体速度, $o-x_g y_g z_g$ 和 $o-x_v y_v z_v$ 分别为惯性坐标系以及视线坐标系, v_x 、 v_y 和 v_z 分别为弹体速度 v 在视线坐标系三个坐标轴上的投影。 q_λ 和 q_γ 分别为视线偏角以及视线倾角。

设弹目视线相对运动矢量为 r , 由于末制导弹药目标点为固定点, r 的变化规律由弹体速度决定, 即: $\dot{r} = \dot{v}$ 。为便于分析弹目视线角的变化规律, 将 r 用极坐标形式表达, 根据弹目视线相对运动角速度与线速度关系, 可得弹目相对运动速度表达式^[9]:

$$\dot{r} = v_x, \quad \dot{q}_\gamma = \frac{v_y}{r}, \quad \dot{q}_\lambda = \frac{v_z}{r \cos(q_\gamma)} \quad (1)$$

已知弹体速度在弹道坐标系下的坐标为 $(v, 0, 0)$, 根据坐标系间的转换关系, 利用坐标转换矩阵 $L()$, 可得到弹体速度矢量在视线坐标系下的投影:

$$[v_x \ v_y \ v_z]^T = L(q_\gamma, q_\lambda) L(\psi_v, \theta) [v \ 0 \ 0]^T \quad (2)$$

将公式(2)得到的弹体速度在视线坐标系中的分量代入公式(1)中, 最终可得到弹目相对运动模型:

$$\begin{cases} \dot{r} = -v(\sin q_\gamma \sin \theta + \cos q_\gamma \cos \theta \cos(q_\lambda - \psi_v)) \\ \dot{q}_\lambda = v \cos \theta \sin(q_\lambda - \psi_v) / (r \cos q_\gamma) \\ \dot{q}_\gamma = v(\cos \theta \sin q_\gamma \cos(q_\lambda - \psi_v) - \sin \theta \cos q_\gamma) / r \end{cases} \quad (3)$$

1.2 激光探测器量测模型

全捷联激光探测器与弹目视线关系如图 2 所示。

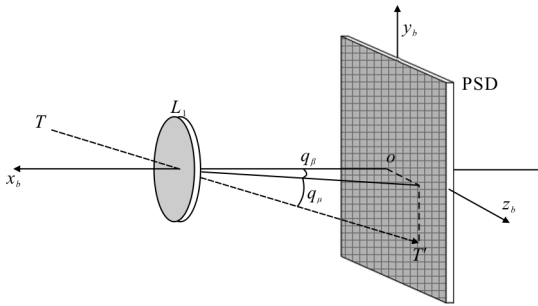


图 2 导引头模型
Fig.2 Seeker model

图 2 中, $o-x_b y_b z_b$ 为坐标原点平移至探测器中心位置的弹体坐标系, $o z_b y_b$ 激光位置敏感探测器 (Position Sensitive Detector, PSD) 平面。目标点 T 经激光照射器照射, 在探测器平面形成光斑 T' , 根据光斑在 PSD 上位置及透镜与探测器间距离可得光线 TT' 在弹体坐标系内形成体视线倾角 q_α 和体视线偏角 q_β 。

由图 1 和图 2 可知, 弹目相对运动矢量 r 在惯性坐标系及弹体坐标系下的坐标分别为 $|r| \cdot (\cos q_\gamma \cos q_\lambda, \sin q_\gamma, -\cos q_\gamma \sin q_\lambda)$ 和 $|r| \cdot (\cos q_\alpha \cos q_\beta, \sin q_\alpha, -\cos q_\alpha \sin q_\beta)$, 利用弹体坐标系以及惯性坐标系之间的转换关系, 可得到:

$$\begin{aligned} & [\cos q_\gamma \cos q_\lambda, \sin q_\gamma, -\cos q_\gamma \sin q_\lambda]^T = \\ & L(\psi, \varphi, \gamma) [\cos q_\alpha \cos q_\beta, \sin q_\alpha, -\cos q_\alpha \sin q_\beta]^T \end{aligned} \quad (4)$$

最终化简得到激光探测器量测模型:

$$\begin{bmatrix} q_\alpha \\ q_\beta \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \arcsin(R_{21} \cos q_\gamma \cos q_\lambda + R_{22} \sin q_\gamma + R_{23} \cos q_\gamma \sin q_\lambda) \\ -\arctan\left(\frac{R_{31} \cos q_\gamma + R_{32} \tan q_\gamma - R_{33} \sin q_\gamma}{R_{11} \cos q_\gamma + R_{12} \tan q_\gamma - R_{13} \sin q_\gamma}\right) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} v_1 \\ v_2 \end{bmatrix} \quad (5)$$

式中: R_{ij} 为惯性坐标系至弹体坐标系转换矩阵中的元素; v_1 和 v_2 为导引头量测噪声。

相关坐标系定义及转换关系参考文献[2]与[7]。

2 基于理想弹道的视线角估计算法

2.1 模型系数不确定性分析

观察所建立模型系数由弹体运动参数组成, 需要惯性测量元件对弹体运动参数进行测量, 但现有的惯性测量元件价格昂贵, 并且测量极易受到外界扰动影响, 并不能满足末制导弹药高过载、低成本、小型化的作战需求。可将理想弹道弹体运动参数视为弹体实际飞行状态带入所建立的滤波系统进行滤波, 需要考虑弹体实际飞行状态误差对于滤波结果的影响。针对所建立模型具有高非线性特点, 将模型线性化后, 分析滤波系统线性化系数受弹体参数误差影响。

线性化状态方程系数 F 与量测方程系数 H 分别为:

$$F(\hat{q}_\gamma, \hat{q}_\lambda, A) = \begin{bmatrix} \partial \dot{q}_\lambda / \partial q_\lambda & \partial \dot{q}_\lambda / \partial q_\gamma \\ \partial \dot{q}_\gamma / \partial q_\lambda & \partial \dot{q}_\gamma / \partial q_\gamma \end{bmatrix}_{(\hat{q}_\lambda, \hat{q}_\gamma)} \quad (6)$$

$$H(\hat{q}_\lambda, \hat{q}_\gamma, B) = \begin{bmatrix} \partial q_\alpha / \partial q_\lambda & \partial q_\beta / \partial q_\gamma \\ \partial q_\alpha / \partial q_\lambda & \partial q_\beta / \partial q_\gamma \end{bmatrix}_{(\hat{q}_\lambda, \hat{q}_\gamma)} \quad (7)$$

式中: F 和 H 分别是以系统状态变量估计值 $\hat{q}_\lambda, \hat{q}_\gamma$ 以及弹体运动参数 A, B 为自变量的非线性函数。将上述非线性函数分别以理想弹道弹体运动参数为自变量利用泰勒公式展开, 可得:

$$F(A) = \bar{F}(\bar{A}) + \partial F / \partial A|_{\bar{A}} \cdot (\Delta A) + o^2(\Delta A) \quad (8)$$

$$H(B) = \bar{H}(\bar{B}) + \partial H / \partial B|_{\bar{B}} \cdot (\Delta B) + o^2(\Delta B) \quad (9)$$

式中: \bar{A} 和 \bar{B} 为理想弹道参数; ΔA 和 ΔB 为实际弹体运动参数与理想弹道间误差值; $o^2(\Delta A)$ 和 $o^2(\Delta B)$ 为二阶以上小量。由公式(8)和(9)可知, 忽略二阶以上误差小量影响, 系统的滤波精度受 $\partial F / \partial A|_{\bar{A}} \cdot (\Delta A)$ 和 $\partial H / \partial B|_{\bar{B}} \cdot (\Delta B)$ 影响, 由线性化系数对参数一阶导数 $\partial F / \partial A|_{\bar{A}}$ 、 $\partial H / \partial B|_{\bar{B}}$ 以及实际弹体运动参数误差值 ΔA 、 ΔB 决定, 现分别分析线性化系数与实际弹体运动参数的变化规律。

2.1.1 弹体运动参数误差

根据上一小节分析可知,系统的滤波精度受 $\partial F/\partial A|_a \cdot (\Delta A)$ 和 $\partial H/\partial B|_b \cdot (\Delta B)$ 影响,现分析弹体运动参数误差(即 ΔA 与 ΔB)的变化规律。由于末制导弹药弹道基本固定,其在飞行过程中弹体参数受外界环境扰动而变化,通过分析在飞行过程中弹体运动参数与理想弹道标准值误差随时间的分布规律,便可将误差范围较小的理想弹道弹体运动参数作为模型系数进行弹目视线角估计。需要注意的是,由于制导信息仅为弹目视线倾角与偏角,为提高计算速度,将弹目相对距离作为模型参数进行分析。

现以某型迫弹作为实验对象,设定初始速度 $v=280$ m/s,初始射角 $\theta=85^\circ$,可得到无扰动条件下的理想弹道。为得到实际飞行过程中弹体运动参数与其理想弹道标准值间的误差随时间的分布规律,在标准弹道模型中加入初始扰动条件以及风速扰动模型。根据扰动概率分布,利用蒙特卡洛打靶方法,对实际弹药飞行状态进行 1 000 次仿真实验。

将理想弹道作为基准,即可得到实际飞行过程中弹体参数误差随时间的变化规律。通过对参数误差的拟合,得到弹体参数除滚转角 γ 误差外均服从均值为 0 的正态分布。其标准差随时间的变化规律如图 3 所示。

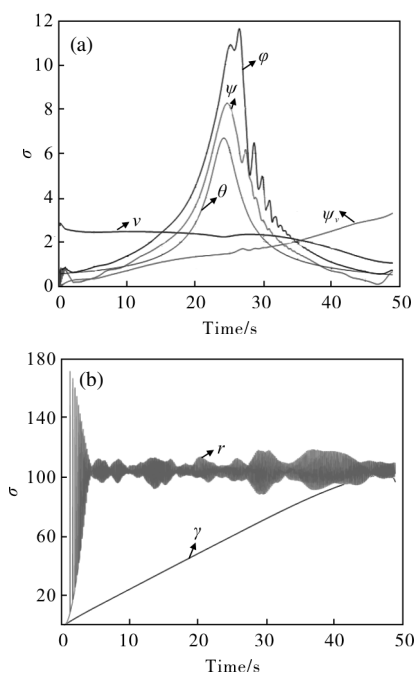


图 3 弹体运动参数误差标准差

Fig.3 Variance of projectile motion parameter error

如图 3 所示,末制导弹药俯仰角 ϕ 、偏航角 ψ 和弹道倾角 θ 的误差标准差随着时间逐渐增大,在弹道顶点附近达到最大值,随后逐渐减小并最终减小至 2° 范围内,弹体速度 v 与速度偏角 ψ_v 误差标准差在整个飞行过程中基本保持不变。因此弹体实际运动参数中 ϕ 、 ψ 、 θ 、 v 和 ψ_v 在弹丸飞行末段相对于 ΔB 理想弹道参数标准值都能保持较小的变化范围。弹体滚转角 γ 以及弹目相对距离 r 的误差标准差随时间的变化规律如图 3 所示,弹目相对距离 r 误差随着时间逐渐增大,并在弹道末段达到最大值;弹体滚转角 γ 的概率分布不服从正态分布,且其误差在整条弹道中都保持较大的变化范围。

线性化系数对弹体运动参数的一阶导数反映了滤波系统系数受弹体运动参数误差的影响程度,而矩阵最大特征值反映了矩阵 2 范数的大小(即矩阵间的长度),因此通过计算 $\partial F/\partial A|_a$ 与 $\partial H/\partial B|_b$ 的最大特征值,分析其在末制导段的变化规律,从而研究利用理想弹道弹体运动参数作为滤波系统参数的可行性。

图 4 为线性化状态方程系数对弹体运动参数一阶导数 $\partial F/\partial A|_a$ 的最大特征值变化规律。在弹丸飞行末段,弹道倾角 θ 、偏角 ψ_v 、弹体速度 v 以及弹目相对运动距离 r 误差对状态方程系数的影响程度保持在很小的范围内。图 5 为线性化量测方程对弹体俯仰角 ϕ 、偏航角 ψ 一阶导数 $\partial H/\partial B|_b$ 的最大特征值变化规律。在弹丸飞行末段,量测方程系数受弹体俯仰角误差的影响程度初始阶段较小,随着时间的增加而增加,最终保持在一个较大的范围内变化;而弹体偏航角误差的影响程度在末端飞行过程中保持着较小的范围。

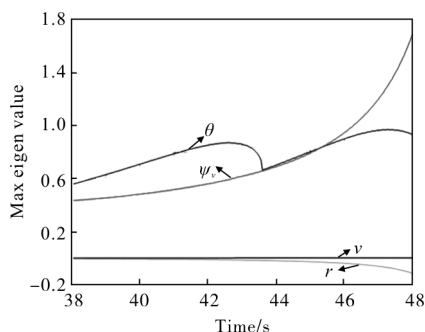


图 4 状态方程受弹体参数影响程度

Fig.4 Influence of projectile parameter on state equation

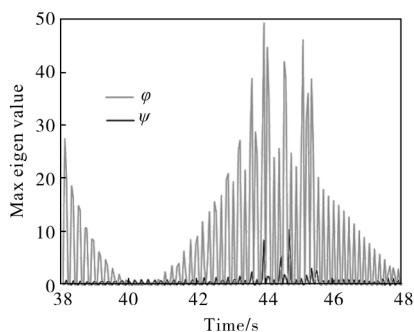


图 5 量测方程受弹体参数影响程度

Fig.5 Influence of projectile parameter on measurement equation

通过分析弹体运动参数误差及线性化模型系数受参数误差影响程度的变化规律,可知:在末制导段,速度 v 、速度偏角 Ψ_v 、弹道倾角 θ 以及弹体偏航角 Ψ 的误差及其对模型系数的影响程度都能保持较小的变化范围,其理想弹道标准值均可作为模型参数;弹体俯仰角 φ 对量测方程系数影响较大,但其误差变化范围较小,弹目相对距离 r 的误差变化范围较大,但系统状态方程受其影响较小,因此 φ 与 r 的理想弹道标准值也可作为模型参数;而弹体滚转角 γ 的误差相对于标准值变化范围较大,需利用测量元件对弹体滚转角进行测量。

2.2 容积卡尔曼滤波

将已建立的弹目相对运动公式(3)作为状态方程,激光探测器量测公式(5)作为量测模型,构建卡尔曼滤波系统。针对所建立系统具有高非线性特点,选择容积卡尔曼滤波^[10]对弹目视线角进行估计。该算法不要求解雅格比矩阵,且滤波精度能达到三阶扩展卡尔曼滤波精度,并且在估计状态变量个数多于 3 时比无迹卡尔曼滤波能达到更好的收敛效果^[11]。

表 1 中, S_k 为状态变量先验分布协方差的平方根,即: $P_k = S_k S_k^T$; \bar{x} 为状态变量先验分布均值;采样点 ζ_i 按照 $\zeta_i = \sqrt{n} [1]_i$ 规则求取, n 表示状态变量的个数, $[1]_i$ 表示一个全对阵点集。例如,当 $n=2$ 时,全对阵点集可表示为:

$$\left\{ \begin{bmatrix} 1 \\ 0 \end{bmatrix}, \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \end{bmatrix}, \begin{bmatrix} -1 \\ 0 \end{bmatrix}, \begin{bmatrix} 0 \\ -1 \end{bmatrix} \right\} \quad (10)$$

式中: $f(\cdot)$ 为系统的状态方程, $h(\cdot)$ 为系统的量测

方程。

表 1 容积卡尔曼滤波算法

Tab.1 Cubature Kalman filter algorithm

CKF algorithm flow
1. Initialization: $\hat{x}_0 = E(x_0), P_0 = E[(x_0 - \hat{x}_0)(x_0 - \hat{x}_0)^T]$
2. Time update:
Step1. Cubature point: $X_{i,k/k} = S_{k/k} \zeta_i + \bar{x}_{k/k}$, where $S=1,2,\dots,2n, \zeta_i = \sqrt{n} [1]_i$
Step2. Cubature point spread: $X_{i,k+1/k} = f(X_{i,k/k}, \mu_k)$
Step3. State prediction and error covariance:
$\hat{x}_{k+1/k} = \frac{1}{2n} \sum_{i=1}^{2n} X_{i,k+1/k}$,
$P_{k+1/k} = \frac{1}{2n} \sum_{i=1}^{2n} (X_{i,k+1/k} - \hat{x}_{k+1/k})(X_{i,k+1/k} - \hat{x}_{k+1/k})^T + Q_k$
3. Measurement update:
Step1. Cubature point: $X_{i,k+1/k} = S_{k+1/k} \zeta_i + \bar{x}_{k+1/k}, i=1,2,\dots,2n$, $P_{k+1/k} = S_{k+1/k} S_{k+1/k}^T$
Step2. Cubature point spread: $Z_{i,k+1/k} = h(X_{i,k+1/k}, \mu_k)$
Step3. Measurement estimation, error covariance and cross covariance:
$\hat{z}_{k+1/k} = \frac{1}{2n} \sum_{i=1}^{2n} Z_{i,k+1/k}$,
$P_{zz,k+1/k} = \frac{1}{2n} \sum_{i=1}^{2n} (Z_{i,k+1/k} - \hat{z}_{k+1/k})(Z_{i,k+1/k} - \hat{z}_{k+1/k})^T + R_k$
$P_{xz,k+1/k} = \frac{1}{2n} \sum_{i=1}^{2n} (X_{i,k+1/k} - \hat{x}_{k+1/k})(Z_{i,k+1/k} - \hat{z}_{k+1/k})^T$
4. Filter update:
$K_{k+1} = P_{xz,k+1/k} P_{zz,k+1/k}^{-1}, \hat{x}_{k+1/k+1} = \hat{x}_{k+1/k} + K_{k+1} (z_{k+1} - \hat{z}_{k+1/k})$
$P_{k+1/k+1} = P_{k+1/k} - K_{k+1} P_{zz,k+1/k} K_{k+1}^T$

将理想弹道弹体运动参数作为模型参数,其中弹体滚转角为实际测量值;设定弹目视线角初始值为理想弹道在滤波开始时刻标准值,利用所建立弹目相对运动公式(3)作为系统状态方程,导引头激光探测器量测公式(5)作为系统量测方程,根据表 1 中容积卡尔曼滤波算法流程进行迭代运算,最终得到弹目视线角估计值。

3 实验验证

3.1 数字仿真

为验证弹目视线角估计精度以及算法的性能,首先构建图 6 所示的仿真验证模型。

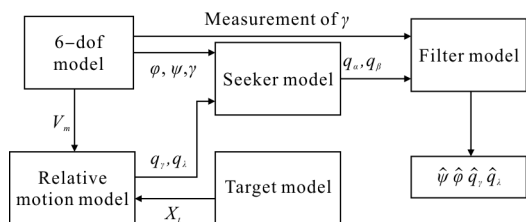


图 6 仿真实验模型示意图

Fig.6 Schematic diagram of simulation experiment model

其中, 弹体六自由度模型根据某型迫弹六自由度方程结合弹体气动参数及实际射击环境构建, 为简化问题将弹目相对模型及导引头模型根据系统状态方程以及量测方程构建, 滤波估计模型根据容积卡尔曼滤波算法构建, 其滤波初始值为滤波开始时刻的理想弹目视线角, 系统噪声为均值为零的高斯白噪声。设定固定目标点为 (1 000, 0), 导引头开始工作时刻为 38 s, 并假设导引头开始工作便搜索到目标。由于迫弹在弹道末端的速度约为 200 m/s, 导引头的探测距离一般为 2 km, 因此设定滤波器工作时间为 10 s。

弹体运动参数不确定性主要由弹体质量、转动惯量、气动参数、发射角偏差、初始速度偏差、风速以及风向等扰动因素造成。由于弹体质量、转动惯量以及气动参数不确定范围较小, 因此在此次实验中忽略这三种扰动因素, 分别设定 4 种扰动条件进行仿真实验, 分别为无扰动 (No Disturbance, ND)、小扰动 (Small Disturbance, SD), 较大扰动 (Comparatively Large Disturbance, CLD), 大扰动 (Large Disturbance, LD), 如表 2 所示。

表 2 实验扰动条件

Tab.2 Disturbances in experiment

	$\Delta v/m \cdot s^{-1}$	$\Delta angle/(^\circ)$	$\Delta wind$	$\Delta Awind/(^\circ)$
ND	0	0	0	0
SD	0.5	0.1	0.1	30
CLD	2.5	0.5	0.5	60
LD	5	1	1	90

表 2 中, Δv 表示初始速度偏差, $\Delta angle$ 表示射角偏差, $\Delta Awind$ 表示风向扰动偏差, $\Delta wind$ 表示风速系数 (即风速扰动=发射环境测量得到的风速×风速系数)。

3.2 实验结果与分析

弹目视线角估计结果如表 3、图 7、8 所示, 其中

实线表示视线角真值, 虚线表示视线角估计值。可以看出随着外界扰动的增大, 弹目视线倾角估计精度有小幅度减少, 而弹目视线偏角估计精度基本不变, 其估计结果在各种扰动条件下都能够保持较高的精度。其中, 在小扰动条件下弹目视线倾角与偏角在末制导段的均方根误差分别为 0.182° 与 1.668° , 其最大估计误差分别为 0.259° 与 2.913° , 在大扰动的条件下, 弹目视线倾角与偏角在末制导段的 RMSE 分别为 2.295° 与 1.501° , 其最大估计误差分别为 3.773° 与 2.302° 。综上, 利用理想弹道弹体运动参数作为模型参数进行弹目视线角估计值具有较高的滤波精度, 并且具有较好的鲁棒性能。

表 3 实验结果

Tab.3 Experiment result

	ND	SD	CLD	LD
q_γ RMSE/ $(^\circ)$	0.035	0.182	1.025	2.295
q_γ Max error/ $(^\circ)$	0.095	0.259	1.638	3.773
q_λ RMSE/ $(^\circ)$	1.902	1.668	1.708	1.501
q_λ Max error/ $(^\circ)$	4.441	2.913	2.410	2.302

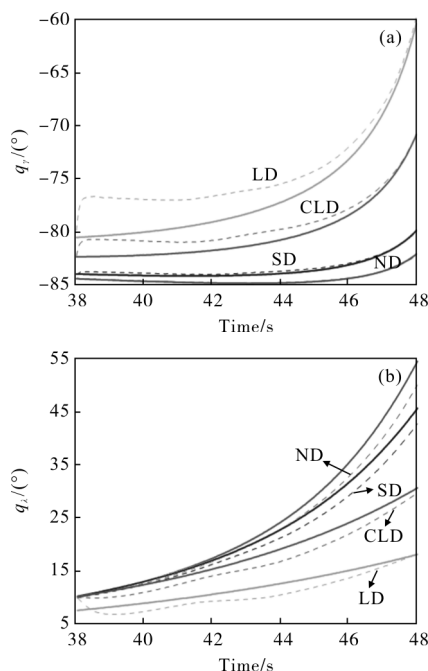


图 7 (a) 视线倾角估计值与 (b) 视线偏角估计值

Fig.7 Estimation of (a) LOS inclination and (b) LOS declination

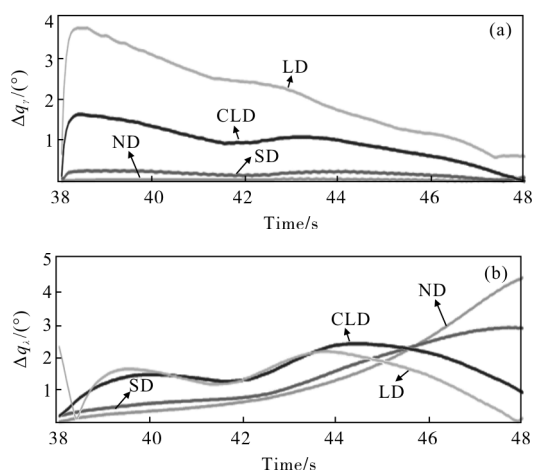


图 8 (a)视线倾角估计误差与(b)视线偏角估计误差
Fig.8 Estimation error of (a) LOS inclination and (b) LOS declination

4 结 论

文中提出了一种基于理想的全捷联激光半主动视线角估计方法，针对弹体运动参数在末制导段变化范围较小的特点，将理想弹道弹体运动参数标准值作为滤波系统参数，利用容积卡尔曼滤波对弹目视线角进行估计。通过数字仿真实验表明，基于理想弹道的弹目视线角估计精度较高，并且具有较好的鲁棒性。该方法满足制导信息估计精度要求，可应用于全捷联激光半主动制导弹药视线角估计等工程实践中。

参考文献：

[1] Yao Yu, Zhang Guojiang. Discussion on strapdown imaging guidance system [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2006, 35(1): 1-6. (in Chinese)
 [2] Wang Wei, Lin Defu, Xu Ping. Strap-down seeker LOS angular rate estimation [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2015, 44(10): 3066-3069. (in Chinese)

[3] Vaddi S S, Menon P K. Target state estimation for integrated guidance-control of missiles [C]//AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit, 2007: 1-22.
 [4] Wu Hao, Chen Shuxin, Yang Bin Feng. Robust range-parameterized cubature Kalman filter for bearings-only tracking [J]. *Journal of Central South University*, 2016, 23(6): 1-8. (in Chinese)
 [5] Katkuri J R, Jilkov V P, Li X R. A comparative study of nonlinear filters for target tracking in mixed coordinates[C]//Proc of the 42nd South Eastern Symposium on System Theory, 2010: 202-207.
 [6] Li Xinglong, Yao Wenjin, Wang Xiaoming, et al. Target localization method of semi active laser terminal correction projectile [J]. *Transactions of Beijing Institute of Technology*, 2016, 36(4): 387-392. (in Chinese)
 [7] Sun Tingting, Chu Hairong, Jia Hongguang, et al. Line-of-sight angular rate estimation of strapdown optical image seeker [J]. *Acta Optica Sinica*, 2014, 34(6): 0612010. (in Chinese)
 [8] Lin Zhe, Yao Yu, Ma Kemao. ACDKF inertial LOS reconstruction filter with strapdown imaging seeker [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2008, 37(3): 400-405. (in Chinese)
 [9] Liu Yi, Zhao Jing, Feng Dejun, et al. Seeker measurement error suppressing using precision speed information of inertial navigation system [J]. *Acta Electronica Sinica*, 2011, 39(9): 2207-2211. (in Chinese)
 [10] Icnkaran Arasaratnam, Simon Haykin. Cubature Kalman filters [J]. *IEEE Transactions on Automatic Control*, 2009, 54(6): 1254-1269.
 [11] Wang Xiaoxu, Pan Quan, Huang He, et al. Overview of deterministic sampling filtering algorithms for nonlinear system[J]. *Control and Decision*, 2012, 27(6): 801-812. (in Chinese)