

捷联式光学图像导引头视线角速率估计

孙婷婷^{1,2} 储海荣¹ 贾宏光¹ 张 跃¹ 郭立红¹

(¹ 中国科学院长春光学精密机械与物理研究所, 吉林 长春 130033)
² 中国科学院大学, 北京 100049

摘要 为准确估计捷联导引头视线角速率,建立了捷联式光学图像导引头数学模型,根据弹目运动相对关系进行视线角速率估计算法研究。定义了估计算法所需坐标系并建立了导引头与陀螺数学模型;根据弹目相对运动学及姿态关系建立视线角速率估计非线性状态方程;针对滤波精度与实时性应用的问题,提出无迹 Kalman 滤波(UKF)方法估计视线角速率,并建立半物理实验系统进行算法验证,实验结果表明:视线角及视线角速率的最大估计误差分别为 0.37° 与 $0.68^\circ/\text{s}$,估计精度分别为 0.1008° 与 $0.2116^\circ/\text{s}$;数字信号处理器(DSP)中算法运行时间约为 3.8 ms ,视线角速率估计算法同时能满足制导系统对精度与实时性的要求。基于 UKF 的视线角速率估计算法为捷联式光学图像导引头的工程应用提供理论依据。

关键词 测量;视线角速率;无迹 Kalman 滤波;捷联式光学图像导引头

中图分类号 TJ765.3 文献标识码 A doi: 10.3788/AOS201434.0612010

Line-of-Sight Angular Rate Estimation of Strapdown Optical Image Seeker

Sun Tingting^{1,2} Chu Hairong¹ Jia Hongguang¹ Zhang Yue¹ Guo Lihong¹

(¹ Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Sciences, Changchun, Jilin 130033, China
² University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China)

Abstract In order to estimate line-of-sight (LOS) angular rate of strapdown seeker accurately, strapdown optical image seeker mathematical model is established. According to the relative motion between missile and target, LOS angular rate estimation algorithm is researched. The required algorithm coordinates are defined, strapdown seeker and gyro models are also established. According to the relative kinematics and attitude relationship of missile and target, the nonlinear state equations of LOS angular rate are given. Aimed at filtering accuracy and real-time application problems, LOS angular rate estimation algorithm based on unscented Kalman filtering (UKF) is proposed. Hardware in loop simulation system are established, and experiments are carried out. The result shows that, the maximum estimation errors of LOS angle and LOS angular rate are 0.37° and $0.68^\circ/\text{s}$, the estimation accuracy are 0.1008° and $0.2116^\circ/\text{s}$, respectively. Algorithm running time is about 3.8 ms in digital signal processor, the estimation algorithm can meet the accuracy and real-time performance requirements of guidance system simultaneously. LOS angular rate estimation algorithm based on UKF provides a theoretical basis for engineering applications of the strapdown optical image seeker.

Key words measurement; line-of-sight angular rate; unscented Kalman filtering; strapdown optical image seeker

OCIS codes 120.2440; 120.0280; 110.3055; 110.3080

1 引 言

在现代局部战争中,为减少附带杀伤对精确制导武器提出了新的发展要求,除了要求命中精度高

外,还要求其具备较高的效费比,实现“外科手术式”打击。导引头是精确制导武器的核心部件,在很大程度上决定了制导武器的打击精度与成本。光学图

收稿日期: 2014-01-06; 收到修改稿日期: 2014-02-27

基金项目: 中国科学院知识创新工程国防科技创新重要项目(YYYJ-1122)

作者简介: 孙婷婷(1989—),女,博士研究生,主要从事飞行器导航制导与控制等方面的研究。E-mail: joystt@163.com

导师简介: 贾宏光(1971—),男,博士,研究员,主要从事飞行器总体技术方面的研究。E-mail: jiahg@ciomp.ac.cn

(通信联系人)

像导引头因具有较高的成像分辨率而得到广泛应用,如标枪与地狱火的制冷性三模图像导引头,联合直接攻击弹药(JDAM)导弹的“DEMASK”捷联式非制冷红外导引头。传统框架式光学图像导引头具有较大的总视场角,能直接提取制导系统所需的视线(LOS)角速率信息,但由于框架的存在,使其结构复杂,质量增大,成本较高,且降低了系统的可靠性。随着大面阵高分辨率成像器件、自动目标识别与跟踪算法及高性能图像跟踪器的迅速发展,捷联式光学图像导引头在制导系统中应用成为重要的研究方向,并在美国“长钉”导弹上得到较好的应用。另外,捷联式光学图像导引头将光学系统、相机和图像跟踪器等部件直接固联在载体基座上,大大降低了结构复杂性与成本,提高了可靠性;框架及其陀螺的取消使总视场角减少,且不能直接提取制导系统所需的视线角速率信号。因此,如何从捷联式光学图像导引头的体视线(BLOS)角信息中实时估计出满足制导系统精度要求的视线角速率是捷联图像制导技术及其工程应用的关键问题。

目前国内外学者已开展对捷联式光学导引头视线角速率估计方面的研究。Ehrich 等^[1]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; Emmert 等^[2]利用抖动自适应滤波与微分网络形成视线角速率,此方法对导引头精度要求适中,但只能用于低机动制导武器中; Smita 等^[3]利用扰动观测器估计视线角速率; Kim 等^[4]利用弹目相对关系与坐标变换推导视线角速率与姿态角及体视线角速率之间的关系,体视线角速率通过微分网络得到; Waldmann 等^[5-6]分别采用扩展 Kalman 与无迹 Kalman 滤波技术估计惯性视线角速率。李璟璟^[7]忽略弹目相对运动,将相对距离,相对速度及相对加速度均等效为零,利用粒子滤波(PF)算法进行估

计; Li 等^[8]利用 $\alpha\beta$ 滤波器估计体视线角速率,再进行视线角速率重构,并可通过 $\alpha\beta$ 调整滤波器带宽; Fan 等^[9]利用基于滑动模态的线性与非线性混合微分器估计体视线角速率。

本文从捷联式光学图像导引头与 MEMS 陀螺数学模型出发,同时考虑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,利用无迹 Kalman 滤波器(UKF)估计视线角速率,并通过半物理实验验证视线角速率估计算法的正确性与精度。

2 坐标系及其关系

为研究捷联导引头模型和视线角速率估计算法,引入地理坐标系、弹体坐标系、视线坐标系和体视线坐标系。各坐标系定义为: 1) 地理坐标系 $Ox_e y_e z_e$, 取载体和地球中心连线与地球表面交点 O 为坐标系原点, Ox_e 轴取在当地水平面内指向东, Oy_e 轴沿当地地垂线方向并且指向天顶, Oz_e 轴方向按右手法则确定, 文中视为与惯性坐标系一致; 2) 弹体坐标系 $Ox_b y_b z_b$, 原点 O 选在导弹瞬时质心上, Ox_b 轴与导弹纵轴重合, 指向导弹头部为正, Oy_b 轴位于导弹纵向对称面内且与 Ox_b 轴垂直, 指向上为正, Oz_b 轴按右手法则确定; 3) 视线坐标系 $O_s x_s y_s z_s$, 坐标原点 O_s 选为光学系统的光学中心, $O_s x_s$ 轴沿光学中心与目标质心连线, 指向目标为正, $O_s z_s$ 轴在惯性坐标系确定的水平面内且垂直于 $O_s x_s$ 轴, $O_s y_s$ 轴按右手法则确定; 4) 体视线坐标系 $O_1 x_1 y_1 z_1$, 原点 O_1 选为光学系统的光学中心, $O_1 x_1$ 轴沿光学中心与目标质心连线, 指向目标为正, $O_1 z_1$ 轴在弹体坐标系确定的 $Ox_b z_b$ 平面内并且垂直于 $O_1 x_1$ 轴, $O_1 y_1$ 轴按右手法则确定。

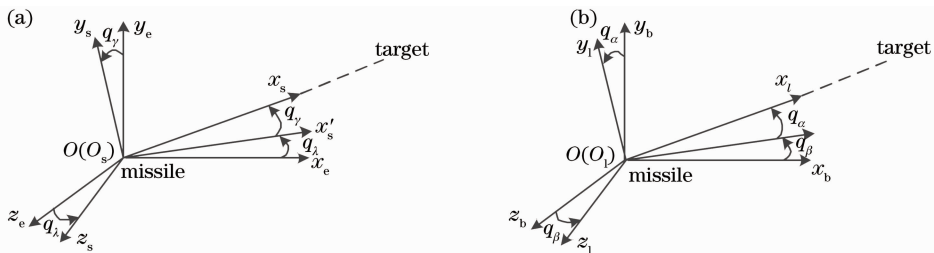


图 1 坐标系角度定义。(a)视线坐标系与地理坐标系角度定义; (b)体视线坐标系与弹体坐标系角度定义

Fig. 1 Angle definitions of coordinates. (a) Angle definitions between LOS coordinate and earth coordinate; (b) angle definitions between BLOS coordinate and body coordinate

各坐标系之间的转换关系如图 1 与图 2 所示，其中 q_α 与 q_β 分别为体视线高低角与方位角， q_γ 与 q_λ 分别为视线高低角与视线方位角， q_c 为视线变换角， $\vartheta, \varphi, \gamma$ 分别为俯仰角、偏航角与滚转角。

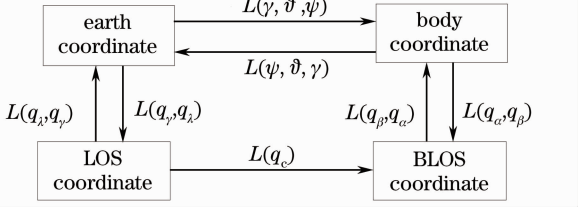


图 2 各坐标系之间的转换关系

Fig. 2 Rotation relationship among coordinates

3 数学模型

3.1 捷联导引头数学模型

捷联式导引头主要由光学系统、相机及图像跟踪器组成，其特性主要由计算延迟、光学与图像探测器测角精度及采样保持输出决定，高低与方位方向具有相同的误差特性，以高低方向为例，模型^[10-11]如图 3 所示。

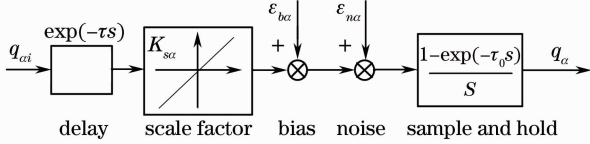


图 3 捷联导引头模型

Fig. 3 Strapdown seeker model

图 3 中 q_{ai} 为理想体视线高低角， τ 为相机和图像处理延迟时间， K_{sa} 为刻度因数，由量化间隔与光学非线性两部分组成，其中光学非线性影响较小， ϵ_{ba} 为零位误差， ϵ_{na} 为由图像处理不确定性造成的误差， τ_0 为采样时间， q_α 为测量体视线高低角。

捷联导引头数学模型可描述为

$$q_\alpha = \frac{1 - \exp(-\tau_0 s)}{s} [\epsilon_{ba} + \epsilon_{na} + K_{sa} \exp(-\tau s) q_{ai}], \quad (1)$$

量化误差造成了测量角度值与实际角度值的差别，通常认为其服从均匀分布，最大误差值为量化间隔 q ，即 1 个像素所对应的测量角度。零位误差 ϵ_{ba} 可以通过对导引头的标定与补偿，使其减少到 1 pixel；图像处理不确定性造成的误差主要由图像跟踪算法引起，通常认为其服从均值为 0，标准差为 1 pixel 的正态分布。若导引头视场为 $18^\circ \times 14.4^\circ$ ，对于分辨率为 $640 \text{ pixel} \times 512 \text{ pixel}$ 的探测器，则像素分辨率为 0.028° 。

3.2 陀螺数学模型

陀螺用于测量导弹相对于惯性空间的角速率，其误差模型为

$$\tilde{\omega}_{ib}^b = \omega_{ib}^b + b_g + S_g \omega_{ib}^b + N_g \omega_{ib}^b + \epsilon_g, \quad (2)$$

式中 $\tilde{\omega}_{ib}^b$ 为陀螺量测矢量， ω_{ib}^b 为真实角速度矢量， b_g 为零偏， S_g 为刻度因数矩阵， N_g 为三轴非正交矩阵， ϵ_g 为随机漂移。 S_g 与 N_g 可写为

$$S_g = \begin{bmatrix} S_{gx} & 0 & 0 \\ 0 & S_{gy} & 0 \\ 0 & 0 & S_{gz} \end{bmatrix}, \quad N_g = \begin{bmatrix} 0 & \theta_{g,xy} & \theta_{g,xz} \\ \theta_{g,yx} & 0 & \theta_{g,yz} \\ \theta_{g,zx} & \theta_{g,zy} & 0 \end{bmatrix}, \quad (3)$$

S_{gx}, S_{gy}, S_{gz} 为三轴陀螺刻度因数， $\theta_{g,xy}, \theta_{g,xz}, \theta_{g,yx}, \theta_{g,yz}, \theta_{g,zx}, \theta_{g,zy}$ 表示陀螺不同轴之间小角度失准角。

陀螺误差模型中包括确定性误差与随机性误差，确定性误差 (b_g, S_g 与 N_g) 可以通过转台、六面体等实验设备进行精确标定与补偿，但剩余的随机误差无法通过标定确定。陀螺的随机漂移^[12]可表示为

$$\epsilon_g(t) = \epsilon_{gb}(t) + \epsilon_{gr}(t) + \omega_g(t), \quad (4)$$

式中 ϵ_{gb} 为逐次启动漂移，取决于启动时刻的环境条件等随机性因素，一旦启动完成便保持不变， ϵ_{gr} 为慢变漂移，是陀螺在工作过程中由于环境、电气参数的随机改变出现的较为缓慢的漂移，可用一阶 Markov 随机过程描述， ω_g 是快变漂移，可抽象为白噪声过程。

微电子机械系统 (MEMS) 陀螺相关时间超过其飞行工作时间，可将陀螺误差模型近似等效为白噪声，其数值上等于陀螺的随机游走系数。

4 视线角速率估计

4.1 视线角速率估计运动学模型

在末制导过程中，导弹-目标相对运动学关系^[13]在视线坐标系中表示为

$$a_s^t = a_s^m + \ddot{R}_s + \dot{\tilde{\omega}}_s R_s + 2\tilde{\omega}_s \dot{R}_s + \tilde{\omega}_s \tilde{\omega}_s R_s, \quad (5)$$

式中 $R_s = [R \ 0 \ 0]^T$ 为弹目相对距离在视线坐标系下的表示， a_s^m 和 a_s^t 为视线坐标系下弹体和目标的加速度， ω_s 为视线坐标系围绕惯性坐标系旋转角速率。对 (5) 式进行展开并整理，可得

$$\begin{aligned} \dot{\omega}_s^z &= -2 \frac{\dot{R}}{R} \omega_s^z + \frac{a_{sy}^t - a_{sy}^m}{R} - \omega_s^x \omega_s^y, \\ \dot{\omega}_s^y &= -2 \frac{\dot{R}}{R} \omega_s^y - \frac{a_{sz}^t - a_{sz}^m}{R} + \omega_s^x \omega_s^z. \end{aligned} \quad (6)$$

根据惯性坐标系与视线坐标系间的转换关系，惯性视线角 $[q_\gamma \ q_\lambda]^T$ 与旋转角速度 ω_s 的关系可以描述为

$$\boldsymbol{\omega}_s = \begin{bmatrix} \omega_s^x \\ \omega_s^y \\ \omega_s^z \end{bmatrix} = L(q_\gamma, q_\lambda) \begin{bmatrix} 0 \\ \dot{q}_\lambda \\ 0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{q}_\gamma \end{bmatrix}. \quad (7)$$

将其代入(5)、(6)式得到惯性视线的运动方程为

$$\begin{cases} \dot{q}_\lambda = -2 \frac{\dot{R}}{R} \dot{q}_\lambda - \frac{a_{sy}^i - a_{sy}^m}{R \cos q_\gamma} + 2\dot{q}_\lambda \dot{q}_\gamma \tan q_\gamma \\ \dot{q}_\gamma = -2 \frac{\dot{R}}{R} \dot{q}_\gamma + \frac{a_{sy}^i - a_{sy}^m}{R} - \dot{q}_\lambda^2 \sin q_\gamma \cos q_\gamma \end{cases}. \quad (8)$$

捷联式光学图像导引头测量的体视线角中包括了目标相对于惯性空间的视线角和弹体姿态角两部分,而导弹制导所需惯性视线角速率需要从体视线角信号中去除弹体运动信息。可以通过不同坐标系之间的相对旋转关系推导体视线角与视线角的

关系。

根据弹目相对运动的几何关系,目标在视线坐标系和体视线坐标系中的坐标 \mathbf{X}^s 与 \mathbf{X}^t 均为 $[R \ 0 \ 0]^T$,则目标在弹体坐标系以及地理坐标系中的坐标 \mathbf{X}^b 与 \mathbf{X}^e 分别为

$$\begin{cases} \mathbf{X}^b = \mathbf{C}_1^b \mathbf{X}^t \\ \mathbf{X}^e = \mathbf{C}_s^e \mathbf{X}^s \\ \mathbf{X}^e = \mathbf{C}_b^e \mathbf{X}^b \end{cases}. \quad (9)$$

则

$$\mathbf{C}_s^e = \mathbf{C}_b^e \mathbf{C}_1^b, \quad (10)$$

通过(10)式可以分别求出体视线高低角 q_a 与体视线方位角 q_β :

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

式中 R_{ij} 为从地理坐标系 $Ox_e y_e z_e$ 到弹体坐标系 $Ox_b y_b z_b$ 的转换矩阵 \mathbf{C}_b^e 的第 i 行第 j 列元素,均为弹体姿态角的三角函数组合。

弹体姿态角可通过弹载陀螺测得的角速率信号经过四元数解算得到,弹体绕质心转动的姿态运动学方程可表示为

$$\begin{bmatrix} \dot{\vartheta} \\ \dot{\varphi} \\ \dot{\gamma} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & \sin \gamma & \cos \gamma \\ 0 & \frac{\cos \gamma}{\cos \vartheta} & -\frac{\sin \gamma}{\cos \vartheta} \\ 1 & -\tan \vartheta \cos \gamma & \tan \vartheta \sin \gamma \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_{x1} \\ \omega_{y1} \\ \omega_{z1} \end{bmatrix}. \quad (12)$$

4.2 视线角速率估计状态方程与量测方程

选取惯性视线方位角 q_λ 、惯性视线方位角速率 \dot{q}_λ 、惯性视线高低角 q_γ 、惯性视线高低角速率 \dot{q}_γ 、俯仰角 ϑ 、偏航角 φ 及滚转角 γ 七个状态, $\mathbf{X} = [X_1 \ X_2]^T$, 其中 $\mathbf{X}_1 = [q_\lambda \ \dot{q}_\lambda \ q_\gamma \ \dot{q}_\gamma]^T$, $\mathbf{X}_2 = [\vartheta \ \varphi \ \gamma]^T$ 。根据(8)式和(12)式可以得到系统状态方程为

$$\begin{bmatrix} \dot{\mathbf{X}}_1 \\ \dot{\mathbf{X}}_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{A}_1 \mathbf{X}_1 \\ f_2(\mathbf{X}_2) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} B_1 f_1(q_\lambda, \dot{q}_\lambda, q_\gamma, \dot{q}_\gamma, a_{sy}^m, a_{sy}^i, R, \dot{R}) \\ 0 \end{bmatrix}, \quad (13)$$

$$\text{式中 } \mathbf{A} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}, \mathbf{B} = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 1 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix}, f_1(\cdot) =$$

$$\begin{bmatrix} -2 \frac{\dot{R}}{R} \dot{q}_\lambda - \frac{a_{sy}^i - a_{sy}^m}{R \cos q_\gamma} + 2\dot{q}_\lambda \dot{q}_\gamma \tan q_\gamma \\ -2 \frac{\dot{R}}{R} \dot{q}_\gamma + \frac{a_{sy}^i - a_{sy}^m}{R} - \dot{q}_\lambda^2 \sin q_\gamma \cos q_\gamma \end{bmatrix}, f_2(\mathbf{X}_2) \text{ 即为}$$

(12)式所示。

对(13)式描述的非线性状态方程中, $f_1(\cdot)$ 为由弹目相对过载所驱动的惯性视线角加速度 \ddot{q} , 弹目距离 R 、接近速度 \dot{R} 及弹体加速度 a_{sy}^m 信息可通过弹上捷联惯导信息进行估算,而地面目标机动形式未知,故难以准确计算 \ddot{q} , 考虑将 \ddot{q} 用一时变 Gauss-Markov 随机向量 v_k 来描述,并设其时变的统计特性为 $q_k = E[v_k]$ 。

捷联式光学图像导引头可直接测量体视线高低角 q_a 与方位角 q_β , 固将其作为量测信息, $\mathbf{y} = [q_a \ q_\beta]^T$, 由(11)式可得

$$\begin{bmatrix} q_a \\ q_\beta \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \arcsin(R_{21} \cos x_3 \cos x_1 + R_{22} \sin x_3 - R_{23} \cos x_3 \sin x_1) \\ -\arctan\left(\frac{R_{31} \cos x_1 + R_{32} \tan x_3 - R_{33} \sin x_1}{R_{11} \cos x_1 + R_{12} \tan x_3 - R_{13} \sin x_1}\right) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} r_1 \\ r_2 \end{bmatrix}, \quad (14)$$

式中 $R_{ij} = f_{ij}(x_5, x_6, x_7)$ 为状态向量的函数, r_i 为导引头量测噪声, 服从正态分布 $N(0, r)$, r 的数值大小由导引头视场角、分辨率及图像跟踪器性能决定。

4.3 UKF 估计算法

捷联式光学图像导引头视线角速率状态方程与量测方程均存在较强非线性, 无法直接使用线性 Kalman 滤波进行估计, 故考虑使用非线性滤波方法。Julier 等^[14-15]提出的 UKF 滤波器直接利用非线性模型, 采用无迹变换(UT)得到的 Sigma 采样点来实现对状态向量后验分布的近似, 避免了线性化误差, 使得状态均值和方差均得到近似三阶泰勒展开的滤波精度, 但仍需假设后验概率分布为高斯分布。对于给定 n 维状态向量 X_{k-1} 和协方差阵 P_{k-1} , 可得如下滤波方程^[16]:

1) Sigma 点与加权阵计算

状态 x 的 Sigma 点为

$$\begin{cases} x^{(0)} = m \\ x^{(i)} = m + [\sqrt{(n+\lambda)P}]_i, & i = 1, \dots, n \\ x^{(i)} = m - [\sqrt{(n+\lambda)P}]_i, & i = n+1, \dots, 2n \end{cases}, \quad (15)$$

$$\begin{cases} w_m^{(0)} = \lambda/(n+\lambda) \\ w_c^{(0)} = \lambda/(n+\lambda) + (1-\alpha^2 + \beta), & i = 1, \dots, 2n \\ w_m^{(i)} = w_c^{(i)} = 1/[2(n+\lambda)] \end{cases} \quad (16)$$

式中 $w_m = [\omega_m^{(0)} \ \dots \ \omega_m^{(2n)}]^T$, $W = (\mathbf{I} - [\omega_m \ \dots \ \omega_m]) \times \text{diag}(\omega_c^{(0)} \ \dots \ \omega_c^{(2n)}) \times (\mathbf{I} - [\omega_m \ \dots \ \omega_m])^T$, λ 为比例参数, $\lambda = \alpha^2(n + \kappa) - n$, $\alpha \in (10^{-3}, 1)$ 为主刻度因数, 决定 Sigma 点的分布程度, β 与 κ 分别为第二、第三刻度因数。

2) 时间更新方程

主要计算预测状态均值 m_k^- 和预测协方差 P_k^- 。

$$\mathbf{X}_{k-1} = [m_{k-1} \ \dots \ m_{k-1}] + \sqrt{c} [0 \ \sqrt{P_{k-1}} \ -\sqrt{P_{k-1}}], \quad (17)$$

$$\hat{\mathbf{X}}_k = f(\mathbf{X}_{k-1}, k-1), \quad (18)$$

$$m_k^- = \hat{\mathbf{X}}_k w_m, \quad (19)$$

$$P_k^- = \hat{\mathbf{X}}_k W [\hat{\mathbf{X}}_k]^T + Q_{k-1}. \quad (20)$$

3) 量测更新方程

计算预测均值 μ_k 、量测协方差 S_k 与状态值与量测值的互协方差 C_k 为

$$\mathbf{X}_k^- = [m_k^- \ \dots \ m_k^-] + \sqrt{c} [0 \ \sqrt{P_k^-} \ -\sqrt{P_k^-}], \quad (21)$$

$$\mathbf{Y}_k^- = h(\mathbf{X}_k^-, k), \quad (22)$$

$$\boldsymbol{\mu}_k = \mathbf{Y}_k^- w_m, \quad (23)$$

$$\mathbf{S}_k = \mathbf{Y}_k^- \mathbf{W} [\mathbf{Y}_k^-]^T + \mathbf{R}_k, \quad (24)$$

$$\mathbf{C}_k = \mathbf{X}_k^- \mathbf{W} [\mathbf{Y}_k^-]^T. \quad (25)$$

4) 滤波更新

计算滤波增益 K_k , 更新后的状态值 m_k 与协方差值 P_k 。

$$\mathbf{K}_k = \mathbf{C}_k \mathbf{S}_k^{-1}, \quad (26)$$

$$m_k = m_k^- + \mathbf{K}_k (y_k - \boldsymbol{\mu}_k), \quad (27)$$

$$\mathbf{P}_k = \mathbf{P}_k^- - \mathbf{K}_k \mathbf{S}_k \mathbf{K}_k^T, \quad (28)$$

将(13)、(14)式代入到(15)~(28)式中, 设置滤波初值, 进行迭代计算, 即可估计出所需状态。

算法复杂度是衡量算法能否实时应用的关键指标, 很多算法虽滤波精度较高, 但因计算量大而无法实时应用。UKF 算法的计算复杂度为 $O(n^3)$, 计算量为

$$N = 4n^3 + (4 + 5m)n^2 + (6n + 2)m^2 + 5mm + m + (2n + 1) \times (A + B), \quad (29)$$

式中 n 为状态向量维数, m 为量测向量维数, A 与 B 分别为一步时间更新与量测更新所需乘法次数, 由状态方程与量测方程确定。

5 实验验证

5.1 实验原理

为验证基于 UKF 的视线角速率估计算法的正确性及估计精度, 建立如图 4 所示视线角速率估计算法半物理实验平台。实验平台主要由实时仿真计算机、三轴飞行仿真转台、视景模拟器、全捷联电视导引头、MEMS 惯性导航系统等设备组成。仿真计算机实时计算弹目运动学模型, 并向视景模拟器发送导弹与目标的速度与位置信息 $[\mathbf{V}_t, \mathbf{P}_t, \mathbf{V}_m, \mathbf{P}_m]$, 三轴仿真转台根据仿真机姿态角指令 $[\vartheta, \varphi, \gamma]$ 模拟弹体姿态运动, 且滚转通道实现稳定控制, 捷联式光学图像导引头与 MEMS 惯导系统安装于转台内框, 陀螺敏感其角速度 $\boldsymbol{\omega}_m^i$, 捷联惯性导航系统(SINS)解算弹体姿态角 $[\tilde{\vartheta}, \tilde{\varphi}, \tilde{\gamma}]$ 并发送给仿真计算机; 导引头跟踪目标模拟器上的目标, 实时输出脱靶量 \tilde{q}_α 与 \tilde{q}_β , 仿真计算机根据以上信息实时计算视线角速率 \tilde{q}_γ 与 \tilde{q}_λ , 并与理论值进行对比。UKF 算法及导航算法均在 SINS 中执行, 其主处理器为 TMS320F28335。捷联式光学导引头^[17]与陀螺参数如表 1 所示, 对系统中的有色噪声进行白化处理, 形成高斯白噪声。假设弹体三轴角加速度幅值均为

19.1°/s²,角频率为 1 Hz 的正弦运动,角速度与姿态角初值均为 0,弹目初始相对位置为 3937 m,初始相

对速度为 170 m/s,初始相对加速度为 8.3 m/s²。与弹目相对运动相关的过程噪声 q_k 设为 0.01 rad/s²。

表 1 导引头与陀螺参数表

Table 1 Seeker and gyro parameters table

	Model item	Parameters
Strapdown seeker	Bias	Uniform distribution U(0,0.028°)
	Image processing uncertainty	Normal distribution N(0,0.028°)
	Quantized error	Uniform distribution U(0,0.028°)
	Frame frequency /Hz	50
GyroSTIM202	Bias /[(°)/h]	60
	Biasstability /[(°)/h]	60
	Scale factor accuracy /10 ⁻⁶	200

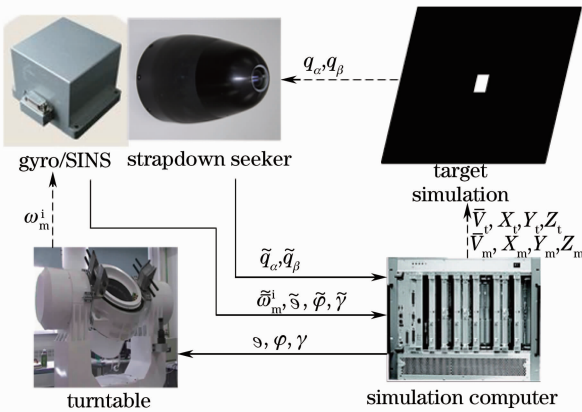


图 4 半物理实验系统

Fig. 4 Hardware in loop simulation system

5.2 结果与分析

按照图 4 所示原理进行实验验证,实验结果如

图 5、图 6 与表 2 所示,可以看出估计的视线角与视线角速率均能较好跟踪真实值,视线高低角与方位角最大估计误差分别为 0.32°与 0.37°,估计精度分别为 0.0949°与 0.1008°;视线高低角速率与方位角速率的最大估计误差为 0.64°/s 与 0.66°/s,估计精度分别为 0.2082°/s 与 0.2116°/s;过程噪声 q 的选取对 UKF 滤波器收敛速度有影响, q 越小,收敛速度越快,实际应用中可忽略目标运动参数,根据弹目相对距离 R 、弹体速度与加速度等信息初步确定 q 值;算法在 DSP TMS320F28335 中的运行时间约为 3.8 ms,满足制导周期 20 ms 的要求。半物理实验验证了视线角速率估计算法的正确性,且估计精度能够满足一般空对地制导武器采用比例制导视线角速率动态特性需求。

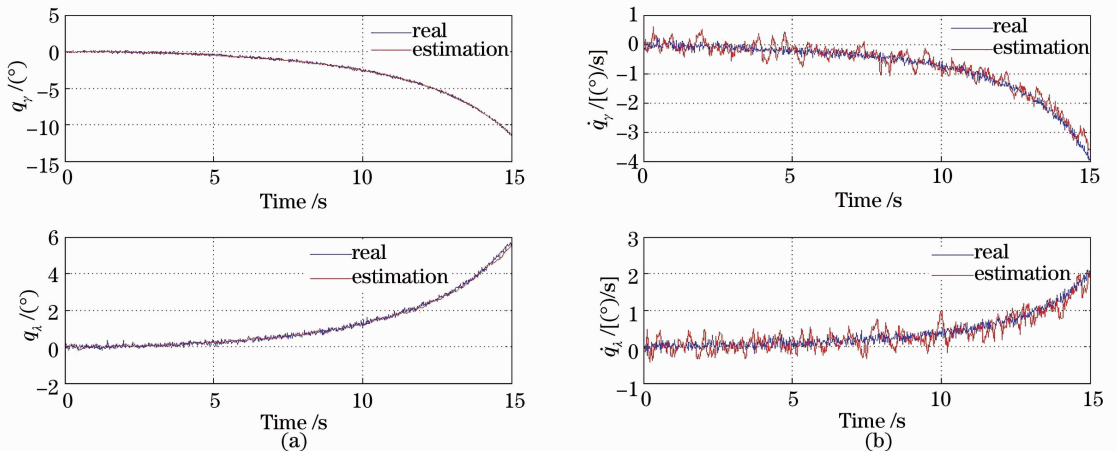


图 5 (a)视线角与(b)视线角速率估计曲线

Fig. 5 (a) LOS angle and (b) LOS angular rate estimation curve

表 2 实验结果

Table 2 Experimental result

	$\bar{q}_y / (°)$	$\bar{q}_x / (°)$	$\bar{q}_{\dot{y}} / [(°)/s]$	$\bar{q}_{\dot{x}} / [(°)/s]$
Max estimation error	0.32	0.37	0.64	0.66
Estimation accuracy	0.0949	0.1008	0.2082	0.2116

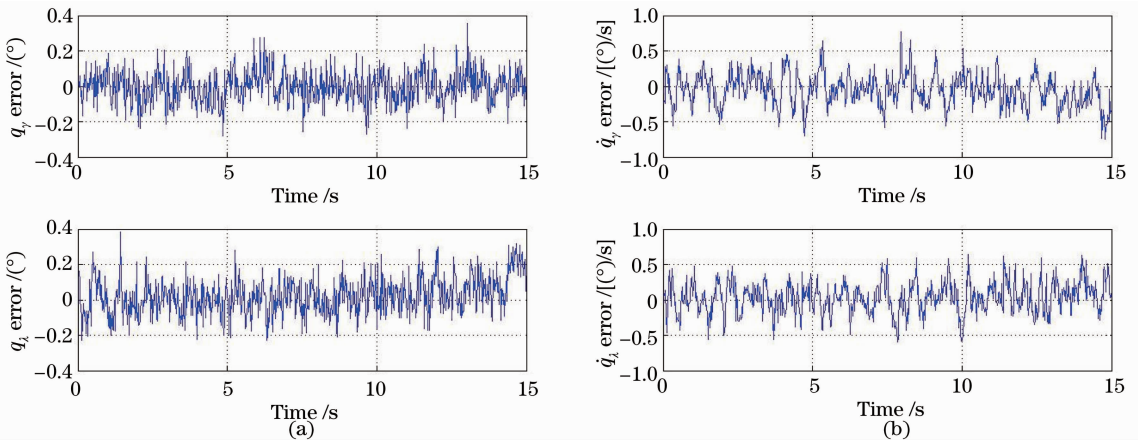


图 6 (a)视线角与(b)视线角速率估计误差曲线

Fig. 6 (a) LOS angle and (b) LOS angular rate estimation error curve

6 结 论

捷联式光学图像导引头因其结构简单、可靠性高、成本低等特点已经得到实际应用,但其无法直接输出制导所需的视线角速率。对捷联式光学图像导引头与陀螺进行数学建模,考虑弹目运动关系与弹体姿态运动推导了视线角速率估计状态空间非线性模型,考虑估计精度与实时性问题,利用 UKF 进行视线角速率估计。半物理实验表明,基于 UKF 的视线角速率估计算法的估计精度为 0.1008° ,角速率估计精度为 $0.2116^\circ/\text{s}$,运行时间约为 3.8 ms ,算法估计精度能够满足一般空对地制导武器比例导引视线角速率精度需求,且算法计算复杂度能够满足工程实时应用。本文提出的视线角速率估计算法可为捷联式光学图像导引头在制导系统中应用提供理论依据。

参 考 文 献

- 1 R D Ehrich, Lt P Vergez. Strapdown Seeker Technology for the Terminal Guidance of Tactical Weapons [R]. In AGARD Guidance and Control Aspects of Tactical Air-Launched Missiles, 1980.
- 2 R I Emmert, R D Ehrich. Strapdown Seeker Guidance for Air-to-Surface Tactical Weapons [R]. ADB030995, 1978.
- 3 Sadhu Smita, T K Ghoshal. Sight line rate estimation in missile seeker using disturbance observer-based technique [J]. IEEE Transactions on Control Systems Technology, 2011, 19(2): 449-454.
- 4 Dowan Kim, Chang-Kyung Ryoo, Yongho Kim, et al.. Guidance and control for missiles with a strapdown seeker [C]. 11th International Conference on Control, Automation and Systems, 2011. 969-972.
- 5 Jacques Waldmann. Line-of-sight rate estimation and linearizing control of an imaging seeker in a tactical missile guided by proportional navigation [J]. IEEE Transactions on Control Systems Technology, 2002, 10(4): 556-567.
- 6 Jiao Yingjie, Wang Xiao, Chen Zhijian. Application of strapdown homing guidance technology in short-range guided rocket [J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2012, 32(1): 13-17.

焦迎杰,王 潇,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): 13-17.

- 7 Li Jingjing. Research of LOS Rate Estimation Method for Strapdown Imaging Seeker [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2008.
- 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.
- 8 Li Fugui, Xia Qunli, Xiong Linqing, et al.. Study on air-to-ground missile with strapdown imaging infrared seeker against moving target [C]. Proceedings of the 32nd Chinese Control Conference, 2013. 5149-5152.
- 9 Fan Junfang, Su Zhong, Li qing, et al.. A hybrid differentiator for strapdown guidance system [C]. 12th International Conference on Control, Automation and Systems, 2012. 1960-1964.
- 10 Zhang Yiguang, Yang Jun, Zhu Xueping, et al.. Uncooled Infrared Imaging Seeker [M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 2009.
- 张义广,杨 军,朱学平,等.非制冷红外成像导引头[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2009.
- 11 Wang Chao, Jiang Huhai, Zhu Ruifei, et al.. Boresight error analysis and correction of conformal infrared seeker [J]. Acta Optica Sinica, 2013, 33(9): 0912001.
- 王 超,姜湖海,朱瑞飞,等.共形光学导引头瞄视误差分析与修正[J]. 光学学报, 2013, 33(9): 0912001.
- 12 Qin Yongyuan, Zhang Hongyue, Wang Shuhua. Kalman Filtering and Integrated Navigation Principle [M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 2012.
- 秦永元,张洪钺,汪淑华.卡尔曼滤波与组合导航原理[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2012.
- 13 Bertil Ekstrand. Tracking filters and models for seeker applications [J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2001, 37(3): 965-977.
- 14 S J Julier, J K Uhlmann, H F Durrant-Whyte. A new approach for filtering nonlinear systems [C]. Proceedings of the 1995 American Control Conference, 1995, 3: 1628-1632.
- 15 S J Julier, J K Uhlmann. Unscented filtering and nonlinear estimation [J]. Proceedings of the IEEE, 2004, 92(3): 401-422.
- 16 Xue Yonghong, An Wei, Zhang Tao, et al.. Real-time line of sight calibration algorithm for high earth orbit infrared scanning sensor [J]. Acta Optica Sinica, 2013, 33(6): 0628003.
- 薛永宏,安 玮,张 涛,等.高轨红外扫描相机视轴指向实时校正算法[J]. 光学学报, 2013, 33(6): 0628003.
- 17 Cheng Gong, Guo Lei, Han Junwei, et al.. Infrared dim small target detection based on morphological band-pass filtering and scale space theory [J]. Acta Optica Sinica, 2012, 32(10): 1015001.
- 程 堪,郭 雷,韩军伟,等.基于形态学带通滤波和尺度空间理论的红外弱小目标检测[J]. 光学学报, 2012, 32(10): 1015001.