

## 采用 UKF 的光学捷联导引头刻度尺误差补偿方法

宗睿<sup>1</sup>, 林德福<sup>1</sup>, 刘泰然<sup>2</sup>, 兰玲<sup>3</sup>

(1. 北京理工大学 宇航学院, 北京 100081; 2. 北京理工大学 信息与电子学院, 北京 100081;  
3. 北京航天新风机械设备有限公司, 北京 100854)

**摘要:** 针对光学捷联导引头刻度尺误差带来的隔离度问题, 提出了一种基于无迹卡尔曼滤波(UKF)的刻度尺误差实时补偿方法。分析了刻度尺误差引起隔离度问题的机理, 由弹目相对运动方程以及光学捷联导引头量测方程建立了考虑刻度尺误差影响的非线性滤波模型, 采用 UKF 滤波算法, 对刻度尺系数进行估计, 并用所提出的补偿方法进行实时补偿, 最后进行了数学仿真及半实物仿真验证。仿真结果表明: 所提方法能够有效地估计出刻度尺系数, 经补偿后改善了系统的稳定性, 同时提高了制导精度。

**关键词:** 光学捷联导引头; 刻度尺误差; 无迹卡尔曼滤波; 半实物仿真

**中图分类号:** TJ765.4   **文献标志码:** A   **文章编号:** 1007-2276(2014)11-3577-08

## Compensation method for scale error of optical strapdown seeker using UKF

Zong Rui<sup>1</sup>, Lin Defu<sup>1</sup>, Liu Tairan<sup>2</sup>, Lan Ling<sup>3</sup>

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

2. School of Information and Electronics, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China;

3. Beijing Xinfeng Machinery & Equipment Co., Ltd. of China Aerospace Science & Industry Corp., Beijing 100854, China)

**Abstract:** Aiming at solving the disturbance rejection rate problem produced by scale error of optical strapdown seeker, a real time compensation method for scale error based on Unscented Kalman Filter (UKF) was proposed. The mechanism of disturbance rejection rate caused by scale error was analyzed, and the nonlinear filter model considering scale error was built by missile-target relative motion equation and optical strapdown seeker measurement equation, the UKF algorithm was adopted to estimate scale factors, and the scale errors were compensated by the method proposed, finally a math simulation and a hardware-in-loop simulation were put forward. The simulation results indicate that the scale factors can be estimated effectively by the method, and both of missile system stability and guidance accuracy are improved after the compensation.

**Key words:** optical strapdown seeker; scale error; UKF; hardware-in-loop simulation

收稿日期: 2014-03-13; 修订日期: 2014-04-14

基金项目: 国家自然科学基金(61172182)

作者简介: 宗睿(1988-), 男, 博士生, 主要从事飞行器总体、制导控制方面的研究。Email: zongrui1988@163.com

导师简介: 林德福(1971-), 男, 副研究员, 博士, 主要从事飞行器总体设计方面的研究。Email: lindf@bit.edu.cn

## 0 引言

捷联导引头去掉了笨重复杂的机械框架结构,把导引头的所有器件固联在弹体上,因此凭借其结构简单、体积小、质量轻、可靠性高以及成本低廉等优点成为了当下研究的热点<sup>[1-2]</sup>。捷联导引头可分为波束控制型和凝视型两种基本类型<sup>[3]</sup>。波束控制型捷联导引头多指雷达捷联导引头,其通过电扫的方式可以以小的瞬时视场来获得大的捕获视场;以红外、电视或激光为探测体制的光学捷联导引头均属于凝视型,这类导引头直接依靠大的瞬时视场来获得大的捕获视场,相比于传统平台式导引头,其瞬时视场等于总视场。目前,高精度的大视场光学探测技术已经得到了解决,美国的“标准-3”导弹已经成功使用了凝视型的红外光学捷联导引头,因此,光学捷联导引头在未来有着更好的应用前景。

传统平台式导引头的优点是可以直接测量出惯性系下的视线角速度,因此可以很容易实现比例导引<sup>[4]</sup>。而光学捷联导引头的器件完全固联在弹体上,需要通过视线重构或者滤波器估计的方法来提取惯性系下的视线角速度<sup>[5-8]</sup>。在视线角速度的提取过程中,导引头传感器和弹上姿态陀螺的刻度尺系数若存在误差将会引起隔离度问题,进而生成寄生回路,对整个制导控制系统产生不利影响。Ehrich 和 Vergez<sup>[9]</sup>在对战术导弹末制导捷联式导引头的研究中率先提出了刻度尺误差的概念,并分析了刻度尺误差对系统稳定性的影响;李富贵<sup>[10]</sup>等人研究了刻度尺误差引起的隔离度寄生回路对制导稳定性和脱靶量的影响,同时提出一种系统辨识方法对刻度尺误差进行校正,但这种加入激励信号的方法对系统本身也有一定影响。在地面对导引头和姿态陀螺的刻度尺系数进行实验标定是一种在工程上消除误差的直接方法,但是导弹在飞行过程中的环境不同于地面,由于大气、温度等因素变化的影响,弹上传感器的刻度尺系数在空中会发生一定的变化,因此地面标定的方法并不能从根本上解决隔离度问题。

文中针对此类隔离度问题,由弹目相对运动方程和光学捷联导引头量测方程建立了考虑刻度尺误差影响的非线性滤波模型,基于无迹卡尔曼滤波(UKF)方法,提出一种对刻度尺系数进行快速估计和

实时校正的补偿方法,以消除隔离度寄生回路的影响,并进行了仿真验证,为光学捷联式导弹总体设计提供理论参考。

## 1 刻度尺误差引起的隔离度问题

由于捷联导引头无法直接输出惯性系下的弹目视线角速度,只能输出弹目视线与弹轴之间的夹角,输出信号中含有弹体角运动信息,因此需要弹上姿态陀螺测得弹体姿态角信息来实现弹体运动的解耦,依靠弹目视线重构来完成弹目视线角速度的提取,如图 1 所示。

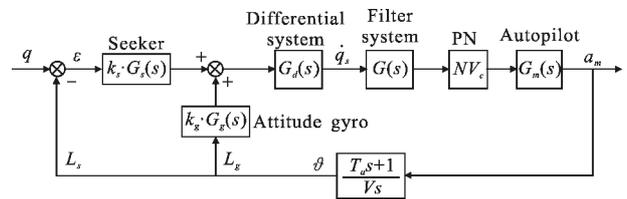


图 1 光学捷联导引头角控制回路原理框图

Fig.1 Block diagram of angle control loop in optical strapdown seeker

由图 1 可知,若弹体运动通过弹体扰动回路  $L_s$  和姿态陀螺补偿回路  $L_g$  后不能正好抵消时,就会引起隔离度问题,形成寄生回路。经图 1 分析可知,导引头和姿态陀螺之间的刻度尺误差以及两者的动力学滞后后都可能对弹体运动的解耦产生影响,引起隔离度问题。文中只考虑刻度尺误差带来的隔离度问题,对动力学滞后不做讨论。因此,将导引头和姿态陀螺环节简化为两个增益  $k_s$  和  $k_g$ ,如图 2 所示。

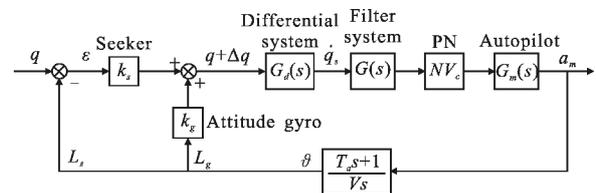


图 2 简化后角控制回路原理框图

Fig.2 Block diagram of angle control loop after simplification

由图 2 可知,弹体扰动回路引起的导引头量测弹目视线角  $\Delta q_1$  为:

$$\Delta q_1 = -k_s \vartheta \tag{1}$$

而姿态陀螺补偿回路弹体运动引起的导引头量测弹目视线角  $\Delta q$  为:

$$\Delta q_2 = k_g \vartheta \tag{2}$$

因此,由弹体角运动引起的导引头量测弹目视线角  $\Delta q$  为:

$$\Delta q = \Delta q_1 + \Delta q_2 = (k_g - k_s) \vartheta \quad (3)$$

由公式(3)可知,若刻度尺系数  $k_s$  和  $k_g$  不存在误差,即  $k_s = k_g = 1.0$  时,  $\Delta q = 0$ , 实现了弹体角运动完全解耦,不存在隔离度问题。但是在工程实际中,刻度尺系数  $k_s$  和  $k_g$  必定存在一定程度的误差,这时  $\Delta q \neq 0$ , 两条回路的姿态角信息不能完全抵消,从而引起隔离度问题,形成刻度尺误差造成的寄生回路,会对导弹制导控制系统的稳定性、时域响应和脱靶量等带来影响。如果刻度尺误差  $k_g - k_s > 0$ , 此时在实质上形成了姿态角正反馈寄生回路,这将在很大程度上减小制导控制系统的稳定裕度,从而导致寄生回路发散,系统失稳。如果刻度尺误差  $k_g - k_s < 0$ , 则在本质上构成了姿态角负反馈寄生回路,这在一定程度上反而增加了系统的稳定性,但这并不表示负的刻度尺误差始终对系统有益,因为随着刻度尺误差的增大,制导控制系统的有效导航比将不断降低,系统响应速度减慢,最终会造成较大的脱靶量<sup>[11]</sup>。因此,无论是正的还是负的刻度尺误差都会对系统稳定性和脱靶量产生不利影响,但系统对负的刻度尺误差的容忍程度要大于正的刻度尺误差。以上分析表明,在光学捷联式导弹的总体方案设计中,对刻度尺误差进行补偿是非常必要的。

## 2 滤波模型的建立

### 2.1 状态方程

滤波模型由状态方程和量测方程组成。其中状态方程基于惯性坐标系来建立。定义惯性坐标系  $Ox_g Oy_g Oz_g$ , 建立弹目相对运动方程为:

$$\begin{aligned} \dot{R}(t) &= V_c(t) \\ \dot{V}_c(t) &= a_r(t) - a_m(t) \end{aligned} \quad (4)$$

式中:  $R(t) = [x_r(t), y_r(t), z_r(t)]^T$  为弹目相对位置向量;  $V_c(t) = [\dot{x}_r(t), \dot{y}_r(t), \dot{z}_r(t)]^T$  为弹目相对速度向量;  $a_r = [a_{rx}(t), a_{ry}(t), a_{rz}(t)]^T$  和  $a_m = [a_{mx}(t), a_{my}(t), a_{mz}(t)]^T$  分别为目标和弹体加速度沿惯性坐标系  $Ox_g, Oy_g$  和  $Oz_g$  3个方向的投影向量。

对于目标机动模型,采用 Singer 模型进行建模<sup>[12]</sup>, 其状态方程可以表示为:

$$\dot{\tilde{a}}_r(t) = A_r \tilde{a}_r(t) + w_r(t) \quad (5)$$

式中:  $A_r = \text{diag} [-1/\tau_x, -1/\tau_y, -1/\tau_z]$ ,  $\tau_x, \tau_y, \tau_z$  分别为沿惯性坐标系  $Ox_g, Oy_g$  和  $Oz_g$  3个方向的目标机动时间常数;  $w_r(t) = [w_{rx}(t), w_{ry}(t), w_{rz}(t)]^T$  为零均值高斯白噪声,其方差阵记为  $Q_r(t)$ 。

将导引头刻度尺系数  $k_s$  和姿态陀螺刻度尺系数分别设为状态变量,且受随机高斯白噪声激励,分别用  $w_s, w_g$  来表示,将两者组成的方差阵记为  $Q_k(t)$ :

$$\begin{aligned} \dot{k}_s(t) &= w_s(t) \\ \dot{k}_g(t) &= w_g(t) \end{aligned} \quad (6)$$

综上所述可以得到滤波模型的状态方程为:

$$\dot{X}(t) = AX(t) + Bu(t) + w(t) \quad (7)$$

其中,滤波器的状态变量为:

$$X(t) = [x_r(t), y_r(t), z_r(t), \dot{x}_r(t), \dot{y}_r(t), \dot{z}_r(t), k_s(t), k_g(t), a_{rx}(t), a_{ry}(t), a_{rz}(t)]^T \quad (8)$$

输入变量,即控制量为:

$$u(t) = [a_{mx}(t), a_{my}(t), a_{mz}(t)]^T \quad (9)$$

状态方程系数矩阵  $A, B$  为:

$$A = \begin{bmatrix} 0_{3 \times 3} & I_{3 \times 3} & 0_{3 \times 2} & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 2} & I_{3 \times 3} \\ 0_{2 \times 3} & 0_{2 \times 3} & 0_{2 \times 2} & 0_{2 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 2} & A_r \end{bmatrix}$$

$$B = [0_{3 \times 3} \quad -I_{3 \times 3} \quad 0_{2 \times 3} \quad 0_{3 \times 3}]^T$$

噪声干扰向量为:

$$w(t) = [0_{1 \times 3} \quad 0_{1 \times 3} \quad w_s^T(t) \quad w_g^T(t) \quad w_r^T(t)]^T$$

系统方差阵为:

$$Q = \begin{bmatrix} 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 2} & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 2} & 0_{3 \times 3} \\ 0_{2 \times 3} & 0_{2 \times 3} & Q_k & 0_{2 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 2} & Q_r \end{bmatrix}$$

### 2.2 考虑刻度尺误差影响的量测方程

由图 3 所示弹目相对位置关系可以得到惯性系下俯仰和偏航方向真实的弹目视线角为:

$$\begin{aligned} q_\alpha &= \arctan(y_r / \sqrt{x_r^2 + z_r^2}) \\ q_\beta &= \arctan(-z_r / x_r) \end{aligned} \quad (10)$$

由图 3 可知,系统的量测量有两组,一组是捷联导引头量测的弹轴与弹目视线轴之间的夹角  $\varepsilon_\alpha$  和  $\varepsilon_\beta$ , 另一组是由弹上姿态陀螺量测的弹体姿态角信息  $\tilde{\vartheta}$  和  $\tilde{\psi}$ :

$$\begin{aligned} \varepsilon_\alpha &= k_s(q_\alpha - \vartheta) \\ \varepsilon_\beta &= k_s(q_\beta - \psi) \\ \tilde{\vartheta} &= k_g \vartheta \\ \tilde{\psi} &= k_g \psi \end{aligned} \quad (11)$$

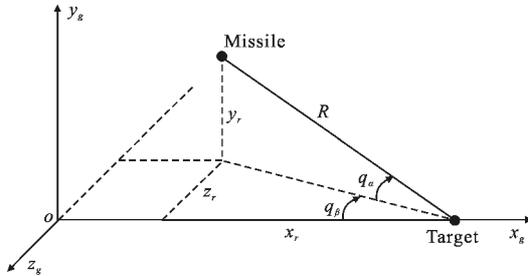


图 3 惯性坐标系下弹目相对位置关系

Fig.3 Missile-target position relationship in inertial frame

综上所述，可以得到刻度尺误差影响的非线性量测方程为：

$$Z(t) = H[Z(t)] + V(t) \quad (12)$$

即：

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_\alpha \\ \varepsilon_\beta \\ \tilde{\vartheta} \\ \tilde{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} k_s(t) \arctan(y_r / \sqrt{x_r^2 + z_r^2}) - k_s(t) \vartheta \\ k_s(t) \arctan(-z_r / x_r) - k_s(t) \psi \\ k_g(t) \vartheta \\ k_g(t) \psi \end{bmatrix} + V(t) \quad (13)$$

式中： $\vartheta$  为俯仰角； $\psi$  为偏航角；导引头量测噪声  $V(t)$  是均值为 0 的高斯随机白噪声。量测噪声均方差阵为  $R = \text{diag}(\sigma_s^2, \sigma_s^2, \sigma_g^2, \sigma_g^2)$ 。

### 3 基于 UKF 的非线性系统状态估计

由之前建立的滤波模型可知，其量测方程为非线性模型，因此不能用标准卡尔曼滤波来进行状态估计。UKF 是一种适用于非线性系统状态估计的滤波方法，它基于 UT 变换，根据原状态分布的均值和方差，在其周围进行 Sigma 点采样，经滤波方程传播后利用加权求和产生变换后的均值和方差。与 EKF 相比，其具有明显优势：UKF 不必对非线性系统作线性化处理，因此避免了 Jacobi 矩阵的繁琐求解；EKF 只是对非线性系统的一阶线性近似，因此若滤波模型呈现强非线性时，EKF 的线性化处理将会引起严重的截断误差，影响估计精度并可能导致滤波发散，而 UKF 对非线性系统的线性近似至少达到二

阶，因此具有更高的估计精度和滤波稳定性，考虑到文中滤波模型中量测方程的较强非线性，这里采用 UKF 来进行状态估计。

设状态变量  $X$  为  $n$  维随机变量， $Z$  为  $m$  维随机量测向量。UKF 具体算法步骤如下<sup>[13]</sup>。

(1) 选定滤波初值。

$$\hat{X}_0 = EX_0, P_0 = E[(X_0 - \hat{X}_0)(X_0 - \hat{X}_0)^T]$$

(2) 确定权值：

$$W_0^{(m)} = \frac{\lambda}{n + \lambda}, W_0^{(c)} = \frac{\lambda}{n + \lambda} + 1 - \alpha^2 + \beta$$

$$W_i^{(m)} = W_i^{(c)} = \frac{1}{2(n + \lambda)} \quad i = 1, 2, \dots, 2n$$

式中： $\lambda = \alpha^2(n + \kappa) - n$ ，可取  $10^{-4} \leq \alpha \leq 1$ ；对于正态分布，选择  $\kappa = 0, \beta = 2$  为最优值。对  $k = 1, 2, 3, \dots$ ，执行步骤(3)。

(3) 计算  $k-1$  时刻的  $\sigma$  样本点：

$$\tilde{X}_{k-1}^{(0)} = \hat{X}_{k-1}$$

$$\tilde{X}_{k-1}^{(i)} = \hat{X}_{k-1} + \sqrt{n + \lambda} (\sqrt{P_{k-1}})_{i=1, 2, \dots, n}$$

$$\tilde{X}_{k-1}^{(i)} = \hat{X}_{k-1} - \sqrt{n + \lambda} (\sqrt{P_{k-1}})_{(i-n)} \quad i = n+1, n+2, \dots, 2n$$

式中： $\sqrt{P_{k-1}}$  表示矩阵  $P_{k-1}$  的下三角分解平方根的第  $i$  列，为  $n$  维列向量。

(4) 计算  $k$  时刻的一步预测模型值：

$$X_{k/k-1}^{*(i)} = f[\tilde{X}_{k-1}^{(i)}, u_{k-1}] \quad i = 0, 1, 2, \dots, n$$

$$\hat{X}_{k/k-1} = \sum_{i=0}^{2n} W_i^{(m)} X_{k/k-1}^{*(i)}$$

$$P_{k/k-1} = \sum_{i=0}^{2n} W_i^{(c)} [X_{k/k-1}^{*(i)} - \hat{X}_{k/k-1}][X_{k/k-1}^{*(i)} - \hat{X}_{k/k-1}]^T + Q_{k-1}$$

(5) 计算  $k$  时刻的一步预测样本点：

$$X_{k/k-1}^{(0)} = \hat{X}_{k/k-1}$$

$$X_{k/k-1}^{(i)} = \hat{X}_{k/k-1} + \sqrt{n + \lambda} (\sqrt{P_{k-1}})_{(i)} \quad i = 1, 2, \dots, n$$

$$X_{k/k-1}^{(i)} = \hat{X}_{k/k-1} - \sqrt{n + \lambda} (\sqrt{P_{k-1}})_{(i-n)} \quad i = n+1, n+2, \dots, 2n$$

(6) 进行量测更新，并计算协方差阵：

$$\tilde{Z}_{k/k-1}^{(i)} = h[X_{k/k-1}^{(i)}], i = 0, 1, 2, \dots, 2n$$

$$\hat{Z}_{k/k-1} = \sum_{i=0}^{2n} W_i^{(m)} \tilde{Z}_{k/k-1}^{(i)}$$

$$P_{(XZ)k/k-1} = \sum_{i=0}^{2n} W_i^{(c)} [X_{k/k-1}^{(i)} - \hat{X}_{k/k-1}][\tilde{Z}_{k/k-1}^{(i)} - \hat{Z}_{k/k-1}]^T$$

$$P_{(ZZ)k/k-1} = \sum_{i=0}^{2n} W_i^{(c)} [\tilde{Z}_{k/k-1}^{(i)} - \hat{Z}_{k/k-1}][\tilde{Z}_{k/k-1}^{(i)} - \hat{Z}_{k/k-1}]^T + R_k$$

(7) 计算增益矩阵:

$$K = P_{(XZ)k/k-1} P_{(ZZ)k/k-1}^{-1}$$

(8) 计算滤波值:

$$\hat{X}_k = \hat{X}_{k-1} + K[Z_k - \hat{Z}_{k/k-1}]$$

$$P_k = P_{k-1} - KP_{(XZ)k/k-1}K^T$$

## 4 仿真验证

### 4.1 数学仿真验证

采用 UKF 的刻度尺误差补偿数学仿真验证方法如图 4 所示。将真实系统的量测量,即受刻度尺误

差影响的捷联导引头测量的弹轴与弹目视线轴夹角信息、姿态陀螺量测弹体姿态信息以及控制量  $U$  输入到 UKF 滤波器中,经滤波之后得到捷联导引头和姿态陀螺的刻度尺系数估计值  $\hat{k}_s, \hat{k}_g$ ,将两组量测量分别除以  $\hat{k}_s, \hat{k}_g$  后再相加,以消除刻度尺误差带来的隔离度和寄生回路问题,同时完成弹体运动的完全解耦。在得到补偿后的弹目视线角之后,经过微分网络、比例导引制导律和驾驶仪等环节,生成新的控制量,再分别输入到真实系统和 UKF 滤波器中,从而形成制导闭环,完成补偿方法的数学仿真验证。

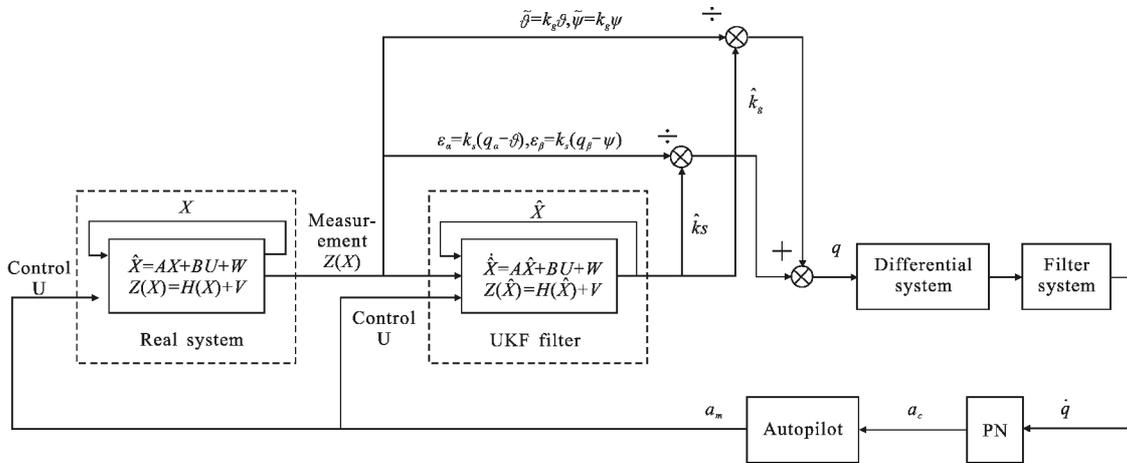


图 4 光学捷联导引头刻度尺误差补偿数学仿真流程框图

Fig.4 Math simulation process of optical strapdown seeker scale error compensation

在图 4 所示的整个 UKF 数学仿真流程中,可以把仿真过程中某些参数在补偿前后的变化情况作为仿真结果来验证补偿方法的有效性。UKF 滤波器输出的  $\hat{k}_s, \hat{k}_g$  是真实参数  $k_s, k_g$  的估计值,其估计精度的高低直接决定了补偿效果的好坏。而补偿效果将由导弹系统的稳定性和制导精度来体现,其中,可用弹体加速度  $a_{my}, a_{mz}$  和弹体姿态角  $\vartheta, \psi$  的变化情况来反映系统的稳定性;用导弹落地时刻的脱靶量  $\sqrt{x_f^2 + z_f^2}$  来表征导弹的制导精度。

设置仿真初始条件为:在惯性坐标系中,导弹初始位置  $P_{M0}=[0, 1500, 0]^T m$ , 初始速度  $V_{M0}=[250, 0, 0]^T m/s$ ;目标初始位置  $P_{T0}=[4000, 0, 0]^T m$ , 初始速度  $V_{T0}=[0, 0, 0]^T m/s$ , 并令目标沿  $Oz_g$  方向做  $1g$  机动,目标机动时间常数  $\tau_x = \tau_y = \tau_z = 0.5 s$ 。导弹初始俯仰角和偏航角均为  $0^\circ$ 。

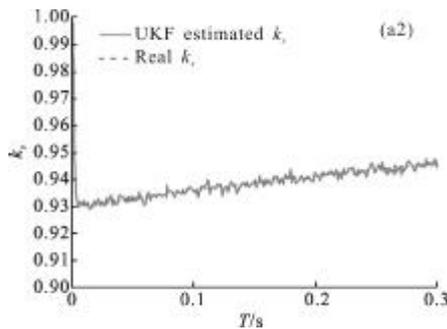
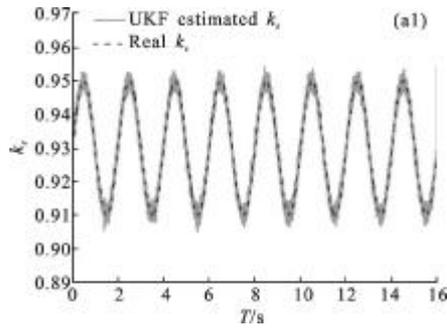
在真实系统中加入刻度尺误差,在这里考虑刻度尺误差  $k_g - k_s > 0$  的情况,分别用正弦函数模拟刻度尺系数的真实变化,其中:

$$\begin{cases} k_s = 0.93 + 0.02\sin(\pi t) \\ k_g = 1.07 + 0.02\sin(\pi t) \end{cases} \quad (14)$$

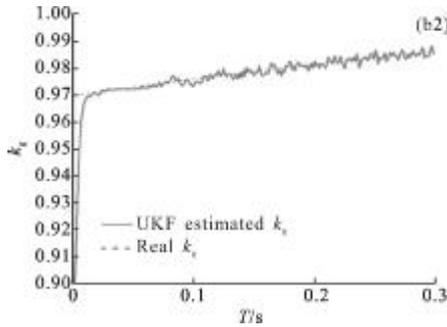
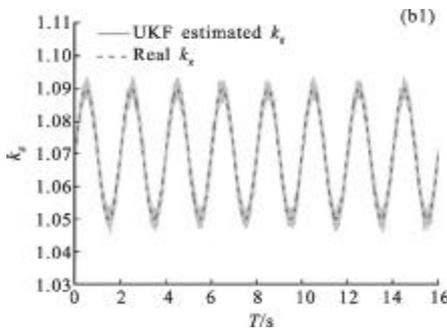
刻度尺系数滤波初值选为  $k_s = k_g = 1.0$ 。

为方便起见,将微分环节、滤波环节、驾驶仪环节均简化为一阶滞后环节,时间常数分别为  $T_d=0.1 s, T=0.1 s, T_m=0.3 s$ ,攻角滞后时间常数  $T_\alpha=0.7 s$ 。

由以上初始条件开始仿真,图 5 所示为导引头刻度尺系数  $k_s$  和姿态陀螺刻度尺系数  $k_g$  的估计结果。可以看出,尽管刻度尺系数存在变化,但是由于滤波模型对于被估参数具有很强的可观性,因此 UKF 滤波器依然可以快速估计出真实的刻度尺系数,并且估计精度在 0.5%之内。



(a) 导引头刻度尺系数  $k_x$  估计结果  
 (a) Estimation of seeker scale factor  $k_x$

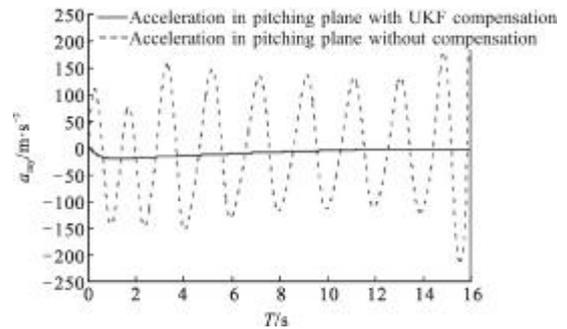


(b) 姿态陀螺刻度尺系数  $k_y$  估计结果  
 (b) Estimation of attitude gyro scale factor  $k_y$

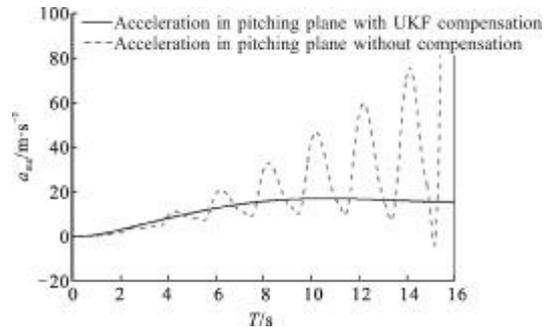
图 5 刻度尺系数估计结果

Fig.5 Result of scale factors estimation

从导弹稳定性情况来看,由图 6 和图 7 所示的仿真结果可以看出,在未做任何补偿的情况下,系统



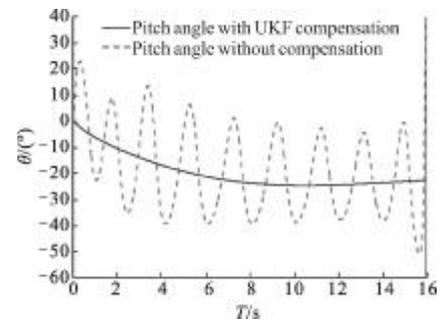
(a) 俯仰方向导弹加速度  
 (a) Acceleration in pitching plane



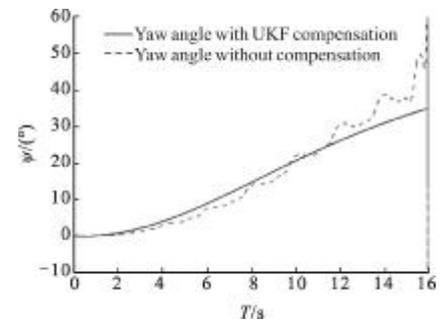
(b) 偏航方向导弹加速度  
 (b) Acceleration in yawing plane

图 6 导弹加速度仿真结果

Fig.6 Simulation result of missile acceleration



(a) 俯仰角  
 (a) Pitch angle



(b) 偏航角  
 (b) Yaw angle

图 7 姿态角仿真结果

Fig.7 Simulation result of attitude angle

在刻度尺误差的影响下无论是弹体加速度还是弹体姿态都产生了强烈的振荡,这表明系统已经趋向于失稳。而采取基于 UKF 的实时补偿方法之后,弹体加速度和弹体姿态的振荡状态已经基本消失,表明补偿方法消除了刻度尺误差对系统稳定性的影响,保证了导弹在整个制导过程中的稳定性。

从脱靶量情况来看,图 8 中的弹目运动轨迹仿真结果表明,在未做任何补偿的条件下,系统由刻度尺误差引起失稳,从而导致剧烈的制导偏差的产生,影响了导弹的整个飞行状态,脱靶量为 13.26 m,无法命中目标。采取 UKF 补偿方法之后,保证了导弹在飞行过程中的稳定性,脱靶量降为 0.32 m,起到了很好的补偿效果,制导精度得到了很大提升,证明 UKF 补偿方法是有效的。

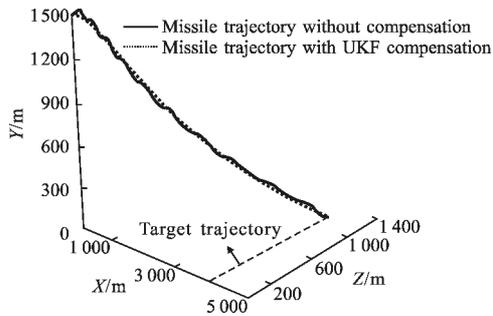


图 8 弹目运动轨迹仿真图

Fig.8 Simulation of missile trajectory

### 4.2 半实物仿真验证

为了进一步验证刻度尺误差 UKF 补偿方法的有效性,以数学仿真方案为基础,在制导回路中引入某型激光捷联导引头和姿态陀螺等实物硬件,进行了半实物仿真试验。

图 9 所示为刻度尺误差 UKF 补偿方法半实物仿真试验流程。在半实物仿真试验开始之前首先要对激光捷联导引头和姿态陀螺进行标定,将两者输出信号的刻度尺系数均调整为 1。再引入变化已知的  $k_s$  和  $k_g$  作为真实的刻度尺系数,设置其值与公式(14)一致,存储在仿真计算机中。

仿真开始后,导引头接收到漫反射后的光斑能量产生视线角信号,姿态陀螺敏感弹体姿态生成弹体姿态信息,将两者采样进入仿真机后分别乘以相应的刻度尺系数,作为量测量进入 UKF 滤波器,估计出刻度尺系数后完成刻度尺误差的补偿以及弹道的实时解算,并将弹体姿态角作为三轴转台指令来

模拟弹体姿态运动,通过导弹与目标的几何关系得出两轴转台角度指令,模拟真实弹目视线。

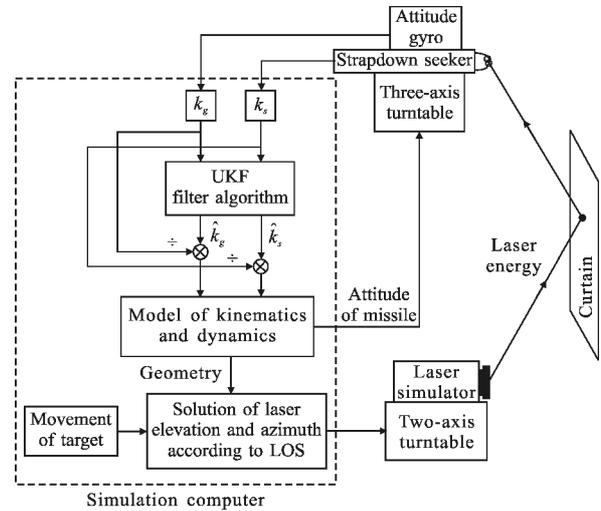
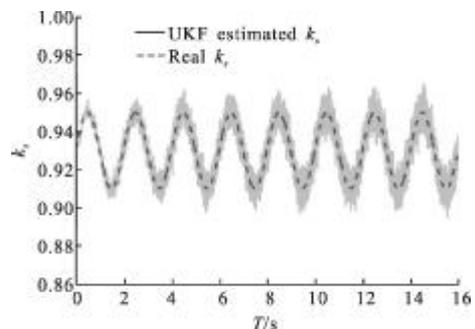


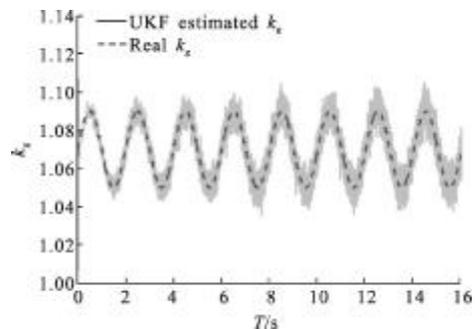
图 9 UKF 补偿方法半实物仿真框图

Fig.9 Hardware-in-loop simulation for UKF compensation method

根据以上所述的半实物仿真试验流程,共进行了 4 次半实物仿真试验,试验结果如图 10 和表 1 所示。



(a) 导引头刻度尺系数  $k_s$  估计结果  
(a) Estimation of seeker scale factor



(b) 姿态陀螺刻度尺系数  $k_g$  估计结果  
(b) Estimation of attitude gyro scale factor

图 10 刻度尺系数半实物仿真估计结果

Fig.10 Results of scale factors estimation in hardware-in-loop simulation

表 1 半实物仿真脱靶量对比

Tab.1 Miss distance comparison in hardware-in-loop simulation

Test	Miss distance without compensation/m	Miss distance with compensation/m
1	15.37	1.46
2	14.89	1.55
3	14.78	1.33
4	15.21	1.38
Mean	15.06	1.43

由图 10 所示仿真结果可以看出,在半实物仿真试验中,UKF 滤波器依然可以实现对刻度尺系数的快速估计,估计精度保持在 1.3%以内。而表 1 所示的半实物仿真补偿前后脱靶量对比情况同样表明,采用 UKF 补偿方法之后,脱靶量明显减小。因此,半实物仿真试验的结果同样可以证明刻度尺误差 UKF 补偿方法是行之有效的。

## 5 结 论

在光学捷联导引头的应用中,刻度尺误差带来的隔离度问题将严重影响导弹的制导控制系统稳定性和制导精度。针对此类问题,文中提出了一种基于 UKF 的刻度尺误差实时补偿方法,并进行了数学仿真和半实物仿真验证。

仿真结果表明,所设计的 UKF 滤波器能够快速准确地估计出刻度尺系数,采用补偿方法之后,能够消除刻度尺误差对系统稳定性的影响,保证了导弹在飞行过程中的稳定性,与此同时减小了脱靶量,提高了制导精度,从而验证了补偿方法的有效性。

### 参考文献:

- [1] Yin Shengli, Jia Hongguang, Zhang Yue, et al. Semi-strapdown stabilization of optical imaging seeker[J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2011, 40(1): 129-132. (in Chinese)
- [2] Zhang Yue, Liu Bo, Yin Shengli. Strapdown optical seeker: stabilization, tracking principle and system simulation [J]. *Optics and Precision Engineering*, 2008, 16(10): 1942-1948. (in Chinese)
- [3] Su Shenbang. Technology of strapdown guidance and the development in foreign countries [J]. *Aeroweapon*, 1994(2): 45-50. (in Chinese)
- [4] Li Hui, Wu Junhui, Zhu Zhen, et al. Analysis and simulation of stabilization and tracking principle for rate gyroscope laser seeker [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2011, 40(7): 1337-1341. (in Chinese)
- [5] Nesline F. William, Zarchan P. Line of sight reconstruction for faster homing guidance [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 1985, 8(1): 3-8. (in Chinese)
- [6] Zhang Yingchun, Li Jingjing, Li Huayi. Line of sight rate estimation of strapdown imaging seeker based on particle filter[C]//ISSCAA, 2010: 191-195.
- [7] Kim D, Ryoo C, Kim Y, et al. Guidance and control for missiles with a strapdown seeker [C]//Proc of the 11th International Conference on Control, Automation and Systems, 2011: 969-972.
- [8] Savage P. Strapdown sculling algorithm design for sensor dynamics amplitude and phase-shift error [J]. *Journal of Guidance Control and Dynamics*, 2012, 35(6): 1718-1729.
- [9] Ehrich R D, Vergez L P. Strapdown seeker technology for the terminal guidance of tactical weapons[R]. AD-A092606, 1980.
- [10] Li Fugui, Xia Qunli, Qi Zaikang, et al. Effect of parasitic loop on strap-down seeker and compensated with identification method [J]. *Systems Engineering and Electronics*, 2013, 35(8): 1717-1722. (in Chinese)
- [11] Zarchan P. *Tactical and Strategic Missile Guidance* [M]. 5th ed. Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2007.
- [12] Pini G, Jeremy K. Improving missile guidance performance by in-flight two-step nonlinear estimation of radome aberration [J]. *IEEE Transactions on Control System Technology*, 2004, 12(4): 532-541.
- [13] Qin Yongyuan, Zhang Hongyue, Wang Shuhua. *Kalman Filter and Integrated Navigation Theory* [M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 2012. (in Chinese)