全捷联图像导引头隔离度辨识及其抑制技术应用

胡欧磊[1],王 江[1],王庆权[2],林德福[1],雷红波[3]

(1. 北京理工大学 宇航学院,北京 100081; 2. 中国白城兵器实验中心,吉林 白城 137001;
3. 西北工业集团有限公司,陕西 西安 710043)

摘 要:针对全捷联图像导引头中传感器刻度尺误差与动力学偏差引起的隔离度问题,阐述了隔离度寄生回路产生的机理,并提出在线辨识探测器及角速率陀螺刻度尺系数与补偿导引头动力学延迟的隔离度抑制方案。建立导引头"数字平台"的等效模型,基于无迹卡尔曼滤波算法(UKF),对传感器刻度尺系数以及真实弹目视线角速率进行辨识;运用匹配滤波器补偿导引头探测器动力学滞后。最后进行数学仿真,从稳定弹体飞行姿态与提升制导精度两个方面,对各方案的可行性进行了论证。结果表明:UKF 滤波算法与匹配滤波器可以有效地对隔离度进行抑制并提升制导系统性能。

关键词:全捷联图像导引头; 刻度尺误差; 动力学延迟; 无迹卡尔曼滤波; 匹配滤波
中图分类号:TJ765.3 **文献标志码**:A **DOI**:10.3788/IRLA201645.1031001

Identification and inhibition method for disturbance rejection rate of strapdown imaging guidance seeker

Hu Oulei[1], Wang Jiang[1], Wang Qingquan[2], Lin Defu[1], Lei Hongbo[3]

(1. School of Aerospace Engineering, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China;
2. Baicheng Ordnance Test Center of China, Baicheng 137001, China;
3. Northwest Industries Group Co., Ltd., Xi′an 710043, China)

Abstract: According to the problem of disturbance rejection rate (DRR) within strapdown imaging seeker due to different scales and dynamic error between sensors of missile, the mechanism of DRR was expounded, and the methods of estimating the sensors′ scale factors and compensating the dynamic of seeker to inhibit the effect of DRR were proposed. Firstly, the "mathematics platform" of the seeker was established, and the unsented Kalman filter (UKF) to estimate the scale of sensors and line of sight rate was used, then matched filter to compensate the dynamic of seeker was applied. Finally, numerical simulations were performed to testify the effectiveness of the proposed methods on the aspects of missile body attitude stability and the guidance system accuracy. The simulation results indicated that DRR could be inhibited and the performance of the missile system is also improved after the filtering technique is applied.

Key words: strapdown imaging guidance seeker; scale error; dynamic delay; UKF; matched filter

收稿日期:2016-02-05; **修订日期**:2016-03-03
基金项目:国家自然科学基金(61172182)
作者简介:胡欧磊(1990-),男,硕士生,主要从事飞行器制导控制方面的研究。Email:huoulei1215@163.com
导师简介:王江(1980-),男,副教授,博士,主要从事飞行器总体设计、制导控制方面的研究。Email:wjbest2003@163.com

0 引 言

捷联导引头略去了复杂笨重的机械框架结构直接固联于弹体之上,与传统导引头相比,在跟踪视线角速率不受限制的同时使得系统的结构复杂性和成本有所降低。凭借结构简化、轻量化、低成本等优点,捷联导引头无疑已成为了当下的研究热点。全捷联图像导引头属于凝视型导引头,可以直接依靠大瞬时视场来获得范围较广的捕获视场[1-2]。目前,高精度的电视图像制导技术已经得到了解决,美国的Spike 导弹已经成功地使用了凝视捷联图像导引头。因此,全捷联图像导引头在未来具有良好的工程应用前景与发展空间。

由于捷联导引头取消了机械平台的使用,无法对弹体姿态扰动进行直接隔离。因而需利用导引头探测器与姿态角速率陀螺组成“数字平台”,对弹目视线角速率进行解耦,从而得出惯性系下的姿态角速率信息,实现比例导引完成制导控制工作[3]。但因各传感器之间的刻度尺系数存在误差且战场环境变化也会引起图像探测器动力学延迟,在视线角重构过程中,弹体姿态角速率信息无法完全去耦。同时,制导信息的误差会引发隔离度问题,于制导系统内产生成寄生回路,对系统性能造成不良影响[4]。袁亦方[5-6]、郑多[7]分别针对凝视型捷联导引头中红外光学导引头与电视图像导引头的隔离度问题展开了研究,全面地分析了传感器刻度尺系数误差与动力学偏差所产生隔离度对制导系统的影响。李富贵[8]研究了隔离度寄生回路对视线角速度提取的影响,提出利用最小二乘法对隔离度进行估计的方案[9]。Pual Zarchan[10]利用强迫振动实现了天线罩斜率的在线辨识与抑制。Mehra[11]建立了基于空空导弹的探测器刻度尺估计模型,并尝试利用扩展卡尔曼滤波算法(EKF)辨识刻度尺误差。此外,Russell[12]基于半捷联导引头提出了匹配滤波的思想,该方案对全捷联导引头的动力学抑制有一定的借鉴价值。目前,国内外学者就隔离度对系统制导性能的影响已做出了较全面的分析,但对隔离度抑制技术的研究还处于起步状态。当前提出的隔离度在线辨识方案需引入激励信号,这会对制导系统的性能产生一定影响;且现有的传感器动力学误差补偿模型并不适用于全捷联攻击武器。

针对上述问题,文中在简要分析全捷联图像导引头隔离度寄生回路成因的基础上,提出采取无迹卡尔曼滤波(UKF)算法利用弹载传感器的量测信息在线辨识探测器刻度尺系数与真实弹目视线角速率的方案,该方案对制导系统的性能影响较小。并设计适用于全捷联攻击武器的匹配滤波器,以对导引头探测器动力学滞后进行补偿。依据上述方案进行数学仿真,从系统提取制导信息准确性的提升与弹体飞行过程中姿态稳定性的改善两方面验证各方案的可行性,从而为全捷联图像导引头隔离度抑制技术的工程应用提供依据。

1 全捷联图像导引头的隔离度问题

全捷联图像制导对地攻击武器保持滚转通道的姿态稳定,利用惯性系下的制导信息生成过载指令传送给自动驾驶仪,对俯仰与偏航通道进行控制。导引头俯仰与偏航通道控制机理相同,现以俯仰通道为例,导引头所涉及的各个角度如图 1 所示。

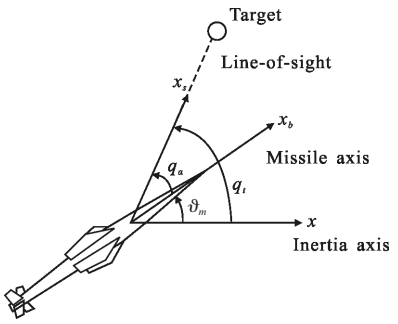


图 1 全捷联导引头俯仰平面角度关系

Fig.1 Pitch plan angle relationship of strapdown seeker

由图 1 中各角度关系可以得到:

$$q_t=q_\alpha+\vartheta_m \tag{1}$$

式中:q_t 为弹目视线角;q_α 为体视线高低角。导引头利用图像匹配算法[13-14]寻找到目标在探测器上成像的形心,并较精确计算出弹目视线偏离探测器中心的角度 q_α。弹体姿态信息 ϑ_m,可由角速率陀螺测量信号积分得到。利用上述量测信息进行角度重构和微分滤波可以解算出弹目视线角速率。

全捷联图像导引头制导系统如图 2 所示。图中,Z_t 为目标横向位移;Z_m 为导弹横向位移;V_m 为导弹的飞行速度;ε 为初始速度指向误差;V_c 为导弹与目

标相对运动速度；T_F 为制导系统工作时间；t 为导弹飞行时间；在此以四次一阶环节表示制导系统，其中制导滤波器一阶，自动驾驶仪 3 阶；T_g 为制导系统时间常数；N 为比例导引系数；T_α 为攻角时间常数；a_c 为导弹过载指令；a_m 为导弹过载输出；近似取探测器与陀螺动力学为一阶惯性环节，其中 K_s、K_g 为探测器与陀螺的刻度尺；T_S、T_G 表示探测器和陀螺的动力学常数；$\dot{q}^*$ 为系统微分环节提取的弹目视线角速度；$\dot{q}_c$ 为弹目视线角速度指令。

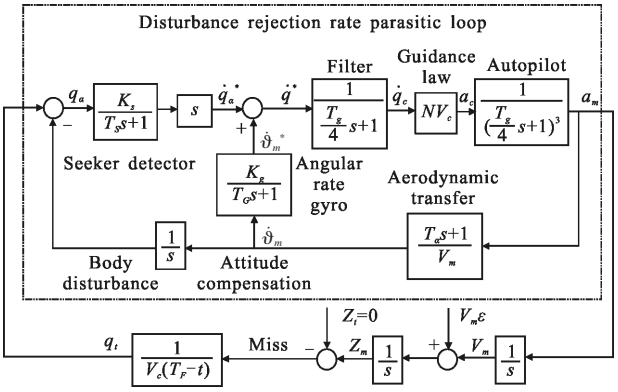


图 2 全捷联图像攻击武器制导系统模型

Fig.2 Guidance system model of strapdown imaging weapon

综合弹体扰动通道与角速率陀螺补偿通道两个通道的结果，得到弹体运动引起的导引头输出弹目视线角 $\Delta\dot{q}$ 为：

$$\Delta\dot{q}=\left(\frac{K_s}{T_Ss+1}-\frac{K_g}{T_Gs+1}+1\right)\dot{\vartheta}_m \tag{2}$$

由公式(2)可知，若全捷联导引头与角速率陀螺的刻度尺误差系数、动力学时间常数不完全匹配，会导致弹目视线信息的不完全解耦，即残留的弹体姿态信息进入了制导环节。现定义隔离度如下[5]：

$$R_{\mathrm{dr}}=\frac{\Delta\dot{q}}{\dot{\vartheta}_m}\times 100\% \tag{3}$$

根据隔离度定义，可以得到隔离度传递函数为：

$$G_{\mathrm{is}}(s)=\frac{K_g(T_Ss+1)-K_s(T_Gs+1)}{(T_Ss+1)(T_Gs+1)} \tag{4}$$

由公式(4)可知，弹载传感器的刻度尺系数误差与导引头探测器的动力学延迟是引发全捷联图像导引头隔离度产生的主要原因。

隔离度的存在会使制导回路增添一个附加回路——“隔离度寄生回路”。弹体姿态运动通过寄生回路对导引头输出产生扰动，制导系统根据制导律以错误的视线角速度生成控制指令传输给自动驾驶仪，操纵执行机构控制弹药飞行。导引头输出信息精度的降低，会使弹体产生不利于导引头跟踪目标的附加姿态运动，并增加系统的脱靶量。为使弹药满足命中精度的要求，有必要对刻度尺系数进行辨识并补偿导引头的动力学延迟。

2 UKF 的刻度尺系数误差补偿方法

假设传感器具有相同的动力学特性 ($T_S=T_G$)，且由于取消平台后导引头具有更快的动力学特性，可忽略相位滞后与幅值衰减，将公式(4)进一步简化，此时隔离度传递函数为：

$$G_{\mathrm{GLD-}K}=K_g-K_s \tag{5}$$

角速率陀螺刻度尺系数 K_g 在导弹飞行过程中波动范围在 1×10^{-2} 以内，而在地面已进行标定的探测器刻度尺系数 K_s 也会因长期存储和标定状态与飞行环境之间的差异而产生波动。因此，有必要在线辨识刻度尺系数与真实弹目视线角速率以对刻度尺系数误差产生的隔离度进行抑制。

2.1 滤波模型的建立

图 3 给出全捷联导引头提取视线角速度的等效模型。弹目视线角速度 $\dot{q}_t$ 为指令 $\dot{q}_c$ 经过一阶低通滤波器的输出，即 $\dot{q}_t=\dot{q}_c/(T_cs+1)$；$K_s$、$K_g$ 为全捷联导引头探测器与角速率陀螺刻度尺系数；ϑ_m、$\dot{\vartheta}_m$ 为真实弹体姿态角度与角速率，$\dot{\vartheta}_m^*$、ϑ_m^* 为角速率陀螺输出及其积分值；q_α 为体视线角，q_α^* 为导引头探测器输出的体视线角；$\dot{q}$ 为微分环节提取的弹目视线角速度，$\dot{q}^*$ 为 $\dot{q}$ 的量测值。

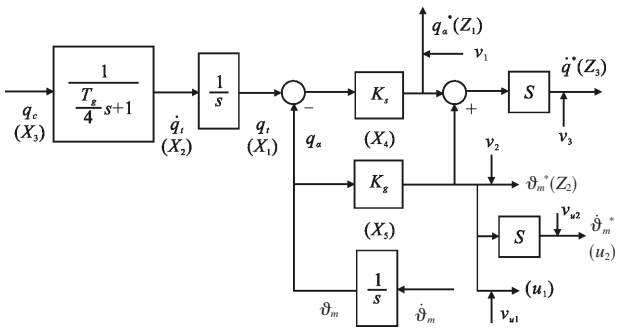


图 3 全捷联导引头提取弹目视线角等效模型

Fig.3 Model of strapdown seeker acquire LOS angle rate

选取状态变量为：

$$X=[X_1\ \ X_2\ \ X_3\ \ X_4\ \ X_5]=[q_t\ \ \dot{q}_t\ \ \dot{q}_c\ \ K_s\ \ K_g] \tag{6}$$

取导引头的输出信息 q_α^*、$\dot{q}^*$ 与弹体姿态信息的量测值 $\dot{\vartheta}_m^*$、ϑ_m^* 为滤波器的量测量与输入量。

UKF 滤波器的量测值为：

$$Z=[Z_1\ \ Z_2\ \ Z_3]^{\mathrm{T}}=[q_\alpha^*\ \ \vartheta_m^*\ \ \dot{q}^*]^{\mathrm{T}} \tag{7}$$

式中：$q_\alpha^*=K_\alpha q_\alpha+v_1$、$\vartheta_m^*=K_g\vartheta_m+v_2$、$\dot{q}^*=\dot{q}+v_3$，$v_1$、$v_2$、$v_3$ 为均值为零，方差分别为 σ_{v1}、σ_{v2}、σ_{v3} 的量测噪声。

UKF 滤波器的输入量为：

$$u=[u_1\ \ u_2]^{\mathrm{T}}=[\vartheta_m^*\ \ \dot{\vartheta}_m^*]^{\mathrm{T}} \tag{8}$$

其中，$\vartheta_m^*=K_g\vartheta_m+v_{u1}$、$\dot{\vartheta}_m^*=K_g\dot{\vartheta}_m+v_{u2}$，$v_{u1}$、$v_{u2}$ 为标准差为 σ_{u1}、σ_{u2} 的零均值白噪声。

滤波状态方程和量测方程为：

$$\begin{aligned}X(t)&=FX(t)+W(t)\\Z(t)&=h[X(t)]+V(t)\end{aligned} \tag{9}$$

其中，系统矩阵为 $F=\begin{bmatrix}0_{1\times1} & I_{1\times1} & 0_{1\times1} & 0_{1\times2}\\0_{1\times1} & -\dfrac{1}{T_c} & \dfrac{1}{T_c} & 0_{1\times2}\\0_{3\times1} & 0_{3\times1} & 0_{3\times1} & 0_{3\times2}\end{bmatrix}$；设弹目视线角速度指令 $\dot{q}_c$ 的一阶导数为：

$$\ddot{q}_c=w_{Tx}(t) \tag{10}$$

式中：w_{Tx} 为零均值高斯白噪声，其方差记为 $Q_T(t)$。

将 K_s 与 K_g 设为受高斯白噪声激励的状态变量，以 w_s、w_g 表示，将二者组成的方差记为 $Q_K(t)$。

$$\begin{aligned}\dot{K}_s&=w_s(t)\\\dot{K}_g&=w_g(t)\end{aligned} \tag{11}$$

噪声干扰向量为：$W(t)=[0_{1\times1}\ \ w_{Tx}(t)\ \ w_s(t)\ \ w_g(t)]^{\mathrm{T}}$。

由此得到系统噪声矩阵：

$$Q_k=\begin{bmatrix}0_{2\times2} & 0_{2\times1} & 0_{2\times2}\\0_{1\times2} & Q_T & 0_{1\times2}\\0_{2\times2} & 0_{2\times1} & Q_K\end{bmatrix} \tag{12}$$

量测函数为 $h[X(t)]=\begin{bmatrix}X_4X_1-u_1X_4\\u_1X_5\\X_4X_2-(X_4-X_2)u_2\end{bmatrix}$；$V(t)$为测量白噪声序列 $V(t)=[v_1\ \ v_2\ \ v_3]^{\mathrm{T}}$，据此求得噪声方差矩阵为：

$$R_k=E(vv)^{\mathrm{T}}=\mathrm{diag}(\sigma_{v1}^2,\sigma_{v2}^2,\sigma_{v3}^2) \tag{13}$$

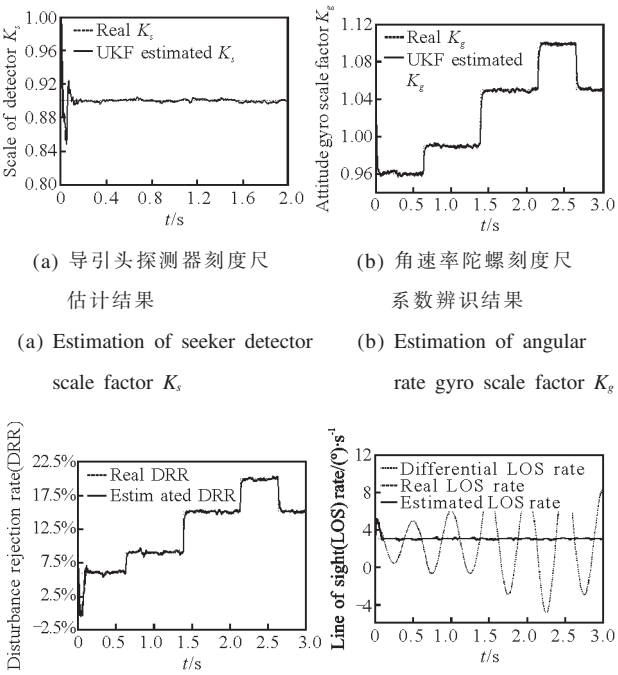
由之前建立的滤波模型可知，其量测方程为非线性模型。在此采用适用于非线性系统的 UKF 滤波算法。UKF 相比于传统的扩展卡尔曼滤波(EKF)算法，不必对非线性系统进行线性化处理，避免了繁琐的求解和线性近似时可能会引起的截断误差。

表 1 制导系统传感器刻度尺辨识模型仿真参数

Tab.1 Parameter value of the scale factor estimation

Parameter	σ_{v1}	σ_{v2}	σ_{v3}	σ_{u1}	σ_{u2}
Value	0.1°	0.05°	0.2(°)/s	0.3°	0.3(°)/s

在辨识仿真中，假设弹目视线角输入为$\dot{q}_t$=3(°)/s，弹体作振幅为 3°，频率为 2 Hz 的正弦振动。当采用低成本的 MEMS 角速率传感器构建导弹姿态测量单元时，K_g 会产生 10%以内的漂移，故在数值仿真中，对 K_g 分阶段进行 5%~10%的拉偏。仿真结果如图 4 所示。



(a) 导引头探测器刻度尺估计结果

(a) Estimation of seeker detector scale factor K_s

(b) 角速率陀螺刻度尺系数辨识结果

(b) Estimation of angular rate gyro scale factor K_g

(c) 隔离度辨识结果

(c) Estimation of DRR

(d) 弹目视线角速度估计结果

(d) Estimation of LOS rate

图 4 UKF 滤波器辨识结果

Fig.4 Estimation of UKF filter

由图 4 可知，采用 UKF 滤波算法可以精确并快速地辨识得到传感器刻度尺系数及其误差引起的隔离度，并输出较为精确的视线角速度。

2.2 利用 UKF 提取弹目视线角速度抑制隔离度

由图 4(d)可知，UKF 可利用弹载传感器量测值

与导引头输出信息较为准确地估计出真实弹目视线角速度$\dot{q}_t$。现提出以 UKF 滤波器的估计结果$\hat{\dot{q}}_t$代替导引头微分环节提取的视线角速度$\dot{q}^*$为导引头输出制导信息从而抑制隔离度的方案。该方案的总体算法流程图如图 5 所示。

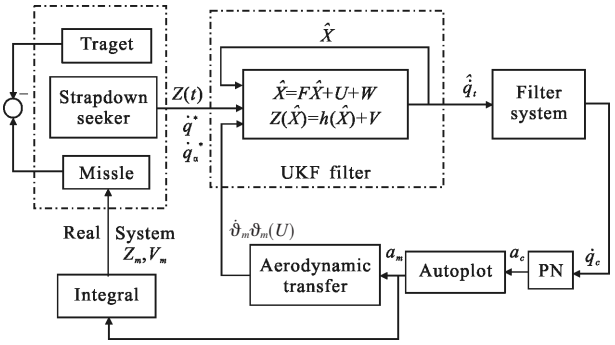


图 5 利用 UKF 直接提取视线角速度的制导系统算法流程图

Fig.5 Math process of estimating LOS rate using UKF

图 6 为采取该方案的制导系统框图，系统仿真参数为：$N=4$，$T_\alpha=0.68$ s，$T_F=6$ s，$T_g=0.4$ s，$\varepsilon_v=5°$，$V_c=V_m=170$ m/s。该方案对导引头提取制导信息精度的改善程度如图 7 所示。

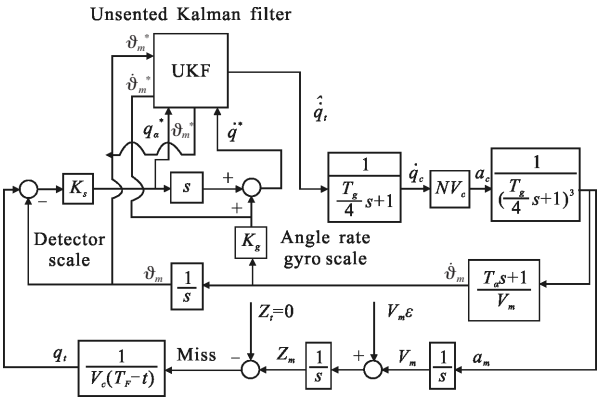


图 6 基于 UKF 算法直接提取视线角速度的制导系统框图

Fig.6 Block of guidance system with UKF for estimating LOS rate

由图 7 可以看出，UKF 能在短时间内收敛，准确提取出真实弹目视线角速度。相比于利用传统微分环节提取的制导信息$\dot{q}^*$，UKF 对弹目视线角速度的估计结果$\hat{\dot{q}}$明显减小了弹体姿态信息的耦合，并缩小了系统获取的制导信息与真实弹目视线角速率$\dot{q}_t$间的误差，提升了导引头输出信息的精度，达到了抑制隔离度的目的。

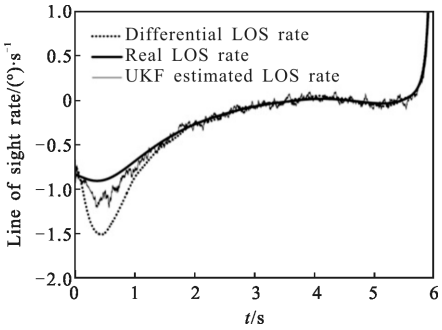


图 7 UKF 对视线角速度的估计结果

Fig.7 UKF estimation of line of sight rate

2.3 利用 UKF 估计刻度尺误差系数解算弹目视线角速度抑制隔离度

根据全捷联导引头重构微分提取弹目视线角的过程，易知微分环节所提取的弹目视线角速率$\dot{q}_t$与弹目视线角速率真实值$\dot{q}_t$之间存在如下关系：

$$\dot{q}_t=\frac{\dot{q}^*-(K_g-K_s)\dot{\vartheta}_m^*}{K_s} \tag{14}$$

由 2.1 小节滤波器仿真结果图 4(a)、图 4(b)可知 UKF 算法可快速并准确地对弹载传感器的刻度尺系数进行辨识。据此提出第二种采取 UKF 算法在线抑制隔离度的方案，即利用微分环节所提取的视线角速度与滤波算法估算的刻度尺系数解算真实弹目视线角速率，以该计算结果作为导引头输出引入制导系统对隔离度进行抑制。此方案的制导系统算法流程如图 8 所示，利用 UKF 算法在线辨识传感器刻度尺系数 K_g、K_s，再结合微分环节提取的弹目视线角速率$\dot{q}^*$，由公式(14)关系对真实弹目视线角速度进行近似求解，并以计算结果为制导信息生成控制信号对弹体进行控制。

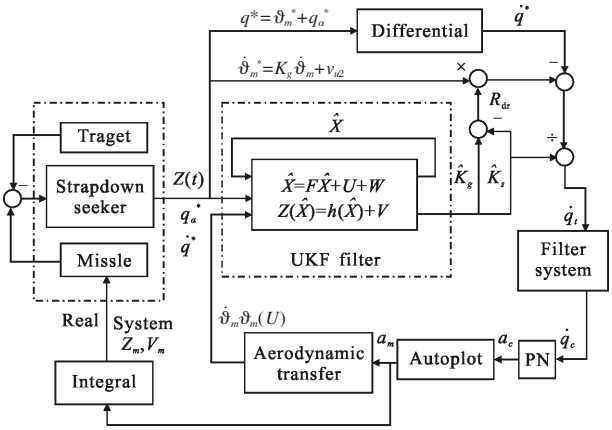


图 8 利用 UKF 间接解算视线角速度的制导系统算法流程图

Fig.8 Process of indirectly calculating LOS rate with UKF

图 9 为基于 UKF 辨识结果间接解算弹目视线角速度的制导系统框图，该系统的仿真参数与 2.2小节相同。

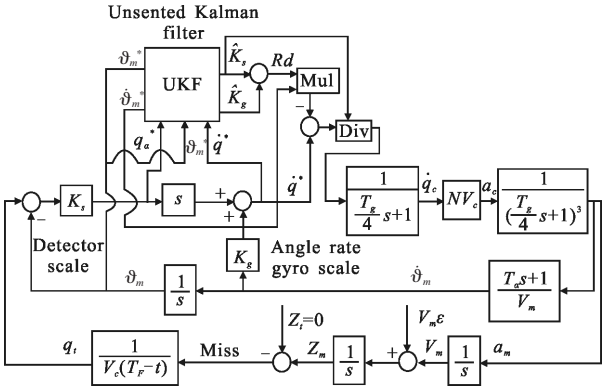


图 9 UKF 辨识结果间接解算弹目视线角速度的制导系统框图

Fig.9 Block of guidance system with UKF for using its estimation to calculate LOS rate indirectly

制导系统对弹目视线角速度的解算结果如图10所示，除去量测噪声造成估计结果的微小波动，视线角速度的解算结果与真实值基本一致。将图 8 与图 10 对比可知与利用滤波算法直接提取制导信息的方案相比，基于 UKF 辨识结果间接解算视线角速度的方案进一步提升了制导信息的精确性。

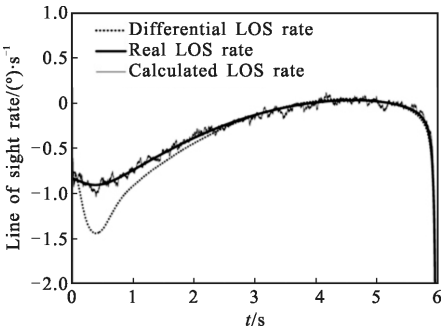
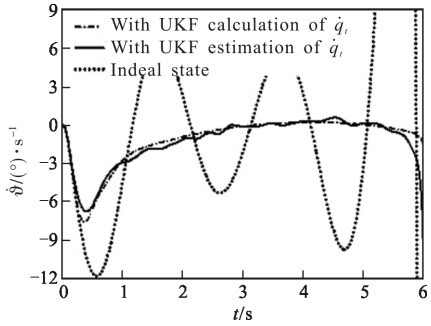


图 10 利用 UKF 算法对实现角速度的解算结果

Fig.10 UKF calculated of line of sight rate

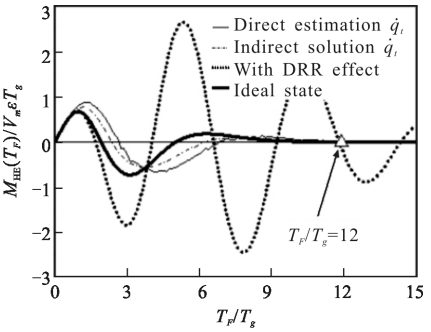
从图 11(a)可以看出，无论以凭借 UKF 直接提取还是利用 UKF 辨识结果间接解算所获取的制导信息代替微分环节所得结果作为制导指令均可对隔离度引起的弹体附加姿态扰动进行有效地抑制，且采取间接解算的方案提取真实弹目视线角速度时，弹体在飞行过程中姿态角速率的变化更为平缓。

图 11(b)为两方案对制导精度影响的对比，经分析可知：当 $T_F<9T_g$ 时，采用间接提取弹目视线角速度方案，可获得较高的制导精度。当 $T_F>9T_g$ 时，两种方案对隔离度的抑制效果基本相同。由于全捷联图像



(a) UKF 抑制算法对姿态角速率的影响

(a) Influence of attitude angle rate by UKF



(b) UKF 抑制算法对系统制导精度的影响

(b) Influence of attitude angle rate by UKF

图 11 UKF 算法对制导系统的影响

Fig.11 Effect of UKF method on guidance system

制导武器的制导时间 T_F 一般需要达到制导系统时间常数 T_g 的 10~15 倍，即 4~6 s。在此时间区间中，各方案的脱靶量均趋于零。可见采用上述两种方案皆可以对刻度尺系数误差造成的隔离度进行抑制，并提升系统制导精度。综上所述，利用 UKF 滤波算法直接提取或间接解算真实弹目视线角速度均具有一定的可行性与工程应用价值。

3 匹配滤波器抑制动力学误差

3.1 动力学误差分析与匹配滤波器的设计

假设全捷联导引头传感器刻度尺系数 与 同比例变化，传感器的动力学误差为引起隔离度问题的原因。此时，导引头探测器的传递函数为$G_s(s)=1/(T_Ss+1)$，角速率陀螺的动力学传递函数为 $G_g(s)=1/(T_Gs+1)$，由此可得出隔离度的传递函数：

$$G_{\mathrm{DRD}}=\frac{(T_G-T_S)s}{(T_Gs+1)(T_Ss+1)} \tag{15}$$

当 $T_G=T_S$ 时，$G_{\mathrm{DRD}}=0$。即传感器动力学时间常数一致时，系统可以完成弹目视角信息的完全解耦。一般情况下，角速率陀螺的动态性能比导引头探测器环节快。当 $T_G\neq T_S$ 时，传感器动力学不一致会引发隔离度问题。可以采用匹配滤波的方法使陀螺环节的传递函数匹配低频的探测器传递函数，来消除导弹姿态运动对弹目视线角速率的影响。

采用匹配滤波方案的全捷联导引头角控制回路原理如图 12 所示。为补偿导引头探测器的动力学延迟，将形式为 $G_m(s)=(T_1s+1)(T_2s+1)$ 的匹配滤波器加入陀螺通道中，此时陀螺通道的传递函数递为 $G'=G_gG_m$，而隔离度传递函数变为：

$$G_{\mathrm{DRD}}=\frac{(T_1T_2-T_2T_G)s^2+[(T_1+T_S)-(T_2+T_G)]s}{(T_Gs+1)(T_Ss+1)} \tag{16}$$

为使优化后的角速率陀螺与导引头探测器之间的动力学特性尽量接近，采用参考文献[15]中所提出的有约束非线性最小化方法。在满足目标函数 $f(x)=\min(|G'|-|G_s|)$ 与约束条件：$0\leqslant T_1$，$0\leqslant T_2$，$T_1\leqslant T_2$ 的基础上，通过非线性最小化方法确定 T_1、T_2 的数值。

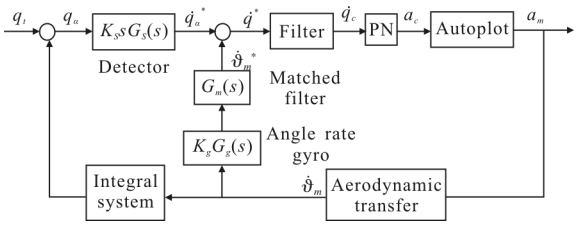


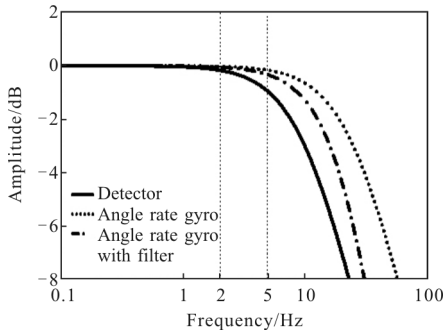
图 12 加入匹配滤波器后的导引头角控制回路原理框图

Fig.12 Angle control loop in seeker using matched filter

图 13 为使用匹配滤波器前后传感器与隔离度的幅值曲线对比。由于全捷联图像制导武器的典型频率为 3 Hz，在此对低频段的对比结果进行分析。由图 13(a)可知，在(2~5 Hz)的频段中，使用匹配滤波器后，导引头探测器与速率陀螺通道的幅值更为接近。图 13(b)为使用匹配滤波器前后隔离度传递函数幅值的对比结果，可以看出在低频段隔离度幅值由 4%~7%降至接近 0%。

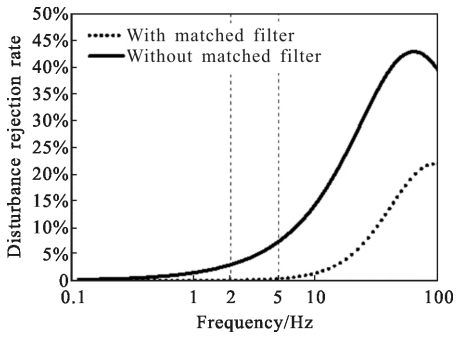
现对匹配滤波器抑制弹姿态体扰动的效果进行分析。定义视线角速度的解耦精度如下：

$$\text{解耦精度}=(1-\text{隔离度})\times 100\% \tag{17}$$



(a) 传感器幅值曲线

(a) Amplitude curves of sensor



(b) 隔离度幅值曲线

(b) Amplitude curves of DRR

图 13 匹配滤波器使用前后幅值曲线对比

Fig.13 Comparison of amplitude curves with matched filter

令弹体作振幅为 3°振动频率为 4 Hz 的正弦摆动，弹目视线角速度输入为零。此时，系统输出即为姿态角速率耦合产生的误差。由图 14 结果分析可知，在使用匹配滤波器后视线角速度的解耦精度有了明显提升，由 67%上升至 90%。

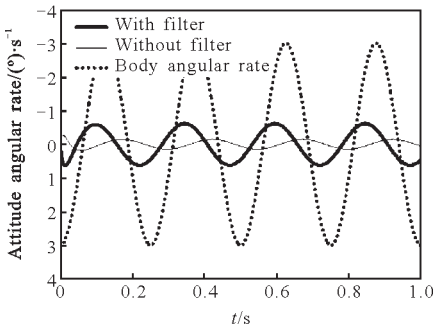


图 14 匹配滤波器对姿态信息解耦精度的改善情况

Fig.14 Improvement decoupling accuracy of attitude information with matched filter

3.2 匹配滤波器对隔离度抑制效果的分析

图 15 为应用匹配滤波器的全捷联图像导引头

制导系统框图。

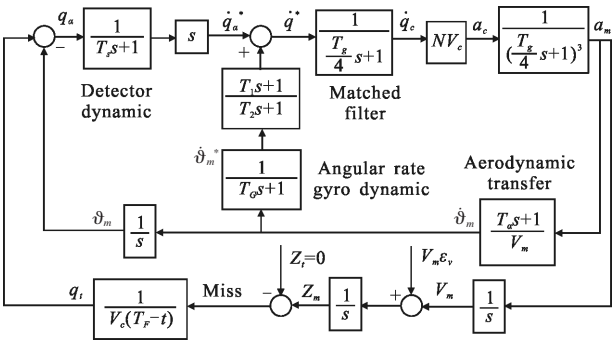
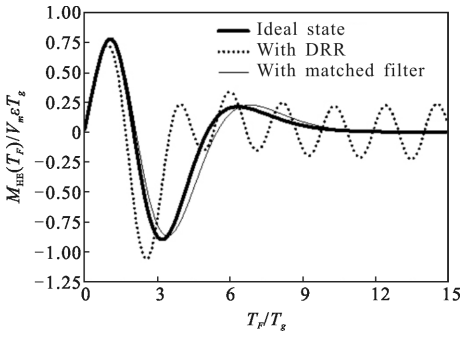


图 15 应用匹配滤波器的全捷联导引头制导系统框图

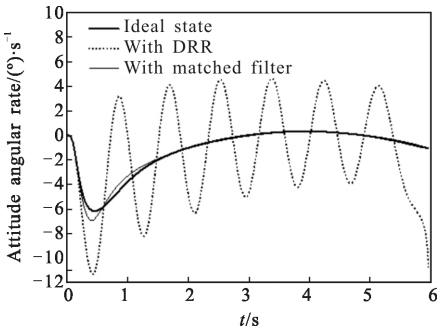
Fig.15 Block of missile guidance system with sirapdown imaging seeker

沿用 2.3 节中的参数,对图 15 模型进行数学仿真。仿真结果如图 16 所示。结果表明,匹配滤波器可以有效地抑制隔离度对制导精度的影响，使其基本达到无隔离度存在时的水平；且弹体的姿态角速度在飞行过程中较为平稳，利于图像全捷联导引头跟踪目标并输出较为精确的体视线角 q_a。



(a) 匹配滤波器对制导精度的影响

(a) Effect of matched filter on missile guidance precision



(b) 匹配滤波器对姿态角速率的影响

(b) Effect of attitude angle rate by matched filter

图 16 匹配滤波器对制导系统的影响

Fig.16 Effect of matched filter on guidance system

在弹药的实际作战使用中，目标的移动或其所处地形的复杂性会使图像导引头在原有的图像处理周期内无法完成图形处理计算，因此导引头动力学延迟会相应地增长。考虑上述情况对探测器时间常数 正向拉偏 20%，系统仿真结果如图 17 所示。此时，匹配滤波器仍可以使脱靶量在短时间内收敛至较小数值,并在足够的末导时间内收敛至零。因此，使用匹配滤波器对探测器与速率陀螺的动力学进行匹配可以有效地抑制由传感器动力学不一致引起的隔离度对制导系统的影响。

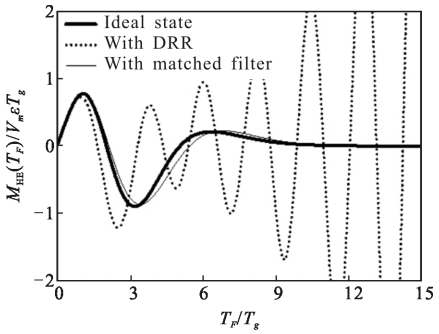


图 17 *Ts* 拉偏 20%时匹配滤波器对制导精度的影响

Fig.17 Effect of matched filter on missle guidance precision in the case of 20% growth *Ts*

4 结 论

文中阐述了两种产生隔离度的机理，即刻度尺误差系数与导引头探测器动力学滞后，并分析了其对弹体姿态运动的稳定性与制导系统精度的影响。基于 UKF 滤波与匹配滤波技术,提出了辨识刻度尺基于 UKF 滤波与匹配滤波技术,提出了辨识刻度尺系数并补偿探测器动力学延迟的方案，有效地抑制了隔离度。具体内容如下：

(1) 利用 UKF 滤波器对真实弹目视线角速度及弹载传感器的刻度尺系数进行辨识，将去耦后的弹目视线角速度值前馈至制导信息输出处，从而消除刻度尺系数误差的影响。

(2) 利用匹配滤波器对导引头探测器动力学滞后进行补偿，抑制由于传感器动力学不一致对制导系统造成的影响。

通过仿真表明,UKF 与匹配滤波技术可以有效地去除耦合于制导信息中的弹体姿态运动信息,并补偿图像探测器的动力学延迟,减小隔离度的影响,

在提高弹体飞行稳定性的同时，提升系统的制导精度,具有重要的工程意义。

参考文献：

[1] Zhang Yue, Chu Hairong. Technical characteristics of strapdown image seeker guidance [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] Zhang Yue, Liu Bo, Yin Shengli. Strapdown optical seeker: stabilization, tracking principle and system simulation [J]. ***Optics and Precision Engineeri ng***, 2008, 16 (10): 1942-1948. (in Chinese)
张跃, 刘波, 闾胜利. 捷联式光学导引头的稳定、跟踪原理与系统仿真[J]. 光学 精密工程, 2008, 16(10): 1942-1948.

[3] Zong Rui, Lin Defu, Liu Tairan, at el. Compensation method for scale error of optical strapdown seeker using UKF [J]. ***Infrared and Laser Engineering***, 2014, 43(11): 3577-3584. (in Chinese)
宗睿, 林德福, 刘泰然, 等. 采用 UKF 的光学捷联导引头刻度尺误差补偿方法 [J]. 红外与激光工程, 2014, 43(11): 3577-3584.

[4] Jang S A, Ryoo C K, Choi K, et al. Guidance algorithms for tactical missiles with strapdown seeker [C]//SICE Annual Conference, 2008: 2616-2619.

[5] Yuan Yifang, Lin Defu, Yang Tao, et al. Effect of ground attack strapdown guided weapons seeker disturbance rejection rate on the performance of guidance system [J]. ***Infrared and Laser Engineering***, 2015, 44(6): 1956-1962. (in Chinese)
袁亦方, 林德福, 杨涛, 等. 全捷联对地攻击制导武器导引头隔离度对制导系统性能的影响 [J]. 红外与激光工程, 2015, 44(6): 1956-1962.

[6] Yuan Yifang. Research on guidance and control technology for strapdown guided munition [D]. Beijing: Beijing Institute of Technology, 2015. (in Chinese)
袁亦方. 全捷联制导弹药制导控制技术研究[D]. 北京: 北京理工大学, 2015.

[7] Zheng Duo, Lin Defu, Song Tao, et al. Research on disturbance rejection rate parasitic loop and its armamentarii [J]. ***Acta Armamentarii***, 2014, 35 (11): 1774-1782. (in Chinese)
郑多, 林德福, 宋韬, 等. 捷联成像导引头隔离度寄生回路及其内部动力学影响研究 [J]. 兵工学报, 2014, 35(11): 1774-1782.

[8] Li Fugui, Xia Qunli, Cai Chuntao, et al. 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, 等. 导引头隔离度对寄生回路稳定性的影响[J]. 红外与激光工程, 2013, 42(9): 2341-2347.

[9] Li Fugui, Xia Qunli, Qi Zaikang, et al. Effect of parasitic loop on strap-down seeker and compensated identification method[J]. ***Systems Engineering and Electronics***, 2013, 35(8): 1717-1722. (in Chinese)
李富贵, 夏群利, 祁载康, 等. 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, 35(8): 1717-1722.

[10] Zarchan P, Gratt H. Adaptive radome compensation using dither [J]. ***Journal of Guidance, Control, and Dynamics***, 1999, 22(1): 51-57.

[11] Mehra R, Ehrich R D. Air-to-air missile guidance for strapdown seekers [C]//The 23rd IEEE Conference, 1984: 1109-1115.

[12] Rudin Russell T. Strapdown stabilization for imaging seekers [C]//CA Annual Interceptor Technology Conference, 2013, 6: 6601.

[13] Xu Jiajia. Fast image registration method based on Harris and SIFT algorithm[J]. ***Chinese Optics***, 2015, 8(4): 574-581. (in Chinese)
许佳佳. 结合 Harris 与 SIFT 算子的图像快速配准算法 [J]. 中国光学, 2015, 8(4): 574-581.

[14] Wang Xinhua, Huang Wei, Ouyang Jihong. Real-time image registration of the multi-detectors mosaic imaging system[J]. ***Chinese Optics***, 2015, 8(2): 211-219. (in Chinese)
王新华, 黄玮, 欧阳继红. 多探测器拼接成像系统实时图像配准[J]. 中国光学, 2015, 8(2): 211-219.

[15] Xu Yusheng, Du Yingge, Wang Jiajia. New algorithm for solving constrained nonlinear programming problems [J]. ***Journal of Chongqing University of Technology***, 2010(6): 94-96. (in Chinese)
徐裕生, 杜英阁, 王佳佳. 求解有约束非线性规划问题的新算法[J]. 重庆理工大学学报, 2010(6): 94-96.