

## 半捷联导引头隔离度影响与 STUKF 在线补偿

胡欧磊<sup>1,2</sup>, 王江<sup>1</sup>, 黄鹏<sup>3</sup>, 林德福<sup>1</sup>, 杨哲<sup>1</sup>

(1. 北京理工大学 宇航学院, 北京 100081; 2. 中航国际航空发展有限公司, 北京 100101;  
3. 西北工业集团有限公司, 陕西 西安 710043)

**摘要:** 传感器的刻度尺系数不匹配与机械结构运转造成的干扰力矩为引发半捷联导引头隔离度产生的主要原因。针对上述问题, 首先将不同因素所引发隔离度对导弹控制系统稳定性与制导精度的影响进行了对比。然后, 建立了考虑隔离度寄生回路影响的非线性滤波模型, 采用强跟踪无迹卡尔曼滤波(STUKF)算法, 对传感器刻度尺误差、稳定平台干扰力矩与弹目视线角速度进行同时估计, 以达到在线辨识与补偿导引头隔离度的目的。最后, 对在线补偿方案进行了数字仿真验证。实验结果表明: 所提方法能有效改善系统的制导性能, 提升导弹的制导精度, 并具有较好的抗干扰性与鲁棒性。以上理论分析可为半捷联导引头隔离度的综合评估以及在线补偿方面的工程应用提供指导。

**关键词:** 半捷联导引头; 隔离度; 强跟踪无迹卡尔曼滤波; 在线辨识; 制导精度

**中图分类号:** TJ765.3 **文献标志码:** A **DOI:** 10.3788/IRLA201746.0331002

## Effect of disturbance rejection rate on semi-strapdown seeker and on-line compensation of STUKF

Hu Oulei<sup>1,2</sup>, Wang Jiang<sup>1</sup>, Huang Peng<sup>3</sup>, Lin Defu<sup>1</sup>, Yang Zhe<sup>1</sup>

(1. School of Aerospace Engineering, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China;  
2. AVIC International Aero-Development Corporation, Beijing 100101, China;  
3. Northwest Industries Group Co., Ltd, Xi'an 710043, China)

**Abstract:** Disturbance rejection rate (DRR) not only affected output accuracy of the seeker but also worsened the performance of missile guidance system. The main factors which caused the problem of DRR with semi-strapdown imaging seeker were scale error and disturbance torque. Firstly, a model of guidance system which contained disturbance rejection rate parasitic loop (DRRPL) was established. The relationship between DRR caused by different factors and the stabilization of guidance system was analyzed on basis of the model. Then, an online rejection method based on strong tracking unscented kalman filter (STUKF) was proposed to solve the problem above. The nonlinear filter model considering DRRPL was built by working principle of semi-strapdown seeker, the STUKF algorithm was adopted to estimate DRR and real line of sight rate. Finally, a math simulation was put forward. The result indicates that the guidance accuracy is improved after the compensation of DRR, and the compensation method had good anti-interference and robustness. The above theoretical analysis can provide guidance for online

收稿日期: 2016-07-05; 修订日期: 2016-08-10

基金项目: 国家自然科学基金(61172182); 北京理工大学基础研究基金(20130142017)

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

identification and compensation of semi-strapdown seeker disturbance rejection rate.

**Key words:** semi-strapdown seeker; DRR; STUKF; on-line state estimation; guidance accuracy

## 0 引言

半捷联导引头略去了稳定平台上的速率陀螺,采用角速度补偿法<sup>[1]</sup>,使用弹载惯导敏感的弹体角速度信息与框架角速度合成得到制导所需的弹目视线角速度。因而可以在满足导引头小型化、轻量化和低成本发展需求的同时,为导弹制导控制系统的一体化设计奠定基础<sup>[2-3]</sup>。半捷联技术可节省负载空间,增大导引头离轴角,扩大导弹的攻击包线,有着良好的应用前景<sup>[4]</sup>,目前如美国的 AIM-9X、德国的 IRIS-T 等空空导弹均采用了半捷联技术。

然而在导弹飞行过程中,机械平台运转产生的干扰力矩与温度、气压、震动等不确定因素引起的探测器刻度尺系数波动,会使弹体姿态扰动量进入制导环节,导致导引头隔离度寄生回路的产生,严重影响导弹的制导性能。目前工程上一般采用“地面标定,离线抑制”的方案消除传感器刻度尺误差,但长期存储以及弹药标定与飞行环境的差异仍会使传感器刻度尺产生变化;而柔化导线、润滑机械部件等方法则被用于减小干扰力矩,这些方法虽易于实现但对隔离度的抑制效果仍然有限。导引头隔离度实时估计与在线补偿已成为了隔离度抑制技术的最新发展方向。隔离度在线抑制技术当前还处于起步阶段,宗睿<sup>[5]</sup>设计了基于 UKF 的光学捷联导引头刻度尺误差补偿方法,但该方案无法解决稳定平台机械结构运转引发的隔离度问题;孙高<sup>[4]</sup>、徐娇<sup>[6]</sup>、Lin<sup>[7]</sup>等学者尝试基于神经网络算法与扰动观测器对干扰力矩导致的隔离度进行了抑制,但前者算法复杂,需要较长的收敛时间,后者受建模误差与测量噪声的影响较大。因此,隔离度在线补偿技术依然是目前导引头领域重要的研究方向。

强跟踪无迹卡尔曼滤波(STUKF)对非线性模型具有较强的跟踪能力,且对模型的不确定性具有一定的鲁棒性<sup>[8-10]</sup>。利用 STUKF 可对隔离度进行在线辨识,并对真实弹目视线角速度进行估计,将估计值作为导引头输出引入到制导系统中,可降低隔离度对制导系统的影响。

文中建立了考虑刻度尺误差与干扰力矩的半捷

联导引头隔离度模型,对比分析了由弹簧力矩、阻尼力矩与正负刻度尺误差引起的隔离度对导弹系统稳定性与制导精度的影响。同时设计了基于 STUKF 的隔离度在线补偿方法,通过引入 STUKF 的导引头工作回路与制导控制系统的仿真实验,将滤波模型对被估参数的可观性与在线补偿方案对隔离度的抑制效果进行验证。

## 1 半捷联导引头隔离度模型建立与分析

半捷联导引头的结构框图如图 1 所示。图中: $K_T$ 、 $K_1$ 、 $K_2$  分别为电机力矩系数、运放与功放放大系数; $L$ 、 $R$  为电枢绕组的电阻与电感; $K_E$  为反电动势系数; $J$  为平台转动惯量; $G_{cs}(s)$  为框架角传感器、 $G_g(s)$  为姿态角速率陀螺,由于框架角传感器和速率陀螺频带远高于跟踪回路频带,在隔离度分析中可忽略传感器动力学,此时  $G_{cs}(s)=K_\phi$ 、 $G_g(s)=K_g$ 、 $K_\phi$ 、 $K_g$  为传感器刻度尺系数; $T_M$ 、 $T_D$  为电机输出转矩与干扰力矩。导引头俯仰平面的弹目几何关系如图 2 所示。

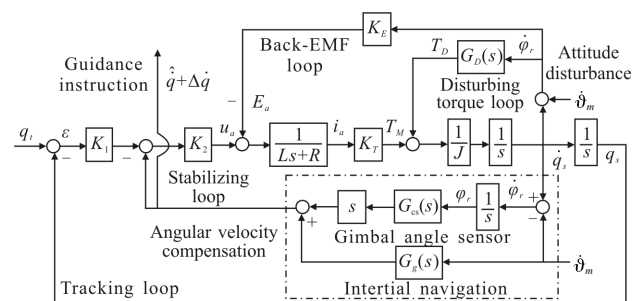


图 1 隔离度影响下半捷联成像导引头工作原理框图

Fig.1 Block diagram of semi-strapdown seeker with DRR

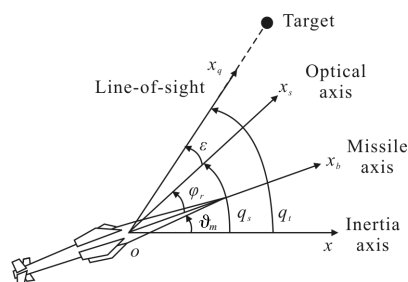


图 2 半捷联导引头跟踪目标时的弹目几何关系

Fig.2 Geometric relationship between missile and target when the target is tracked by a semi-strapdown seeker

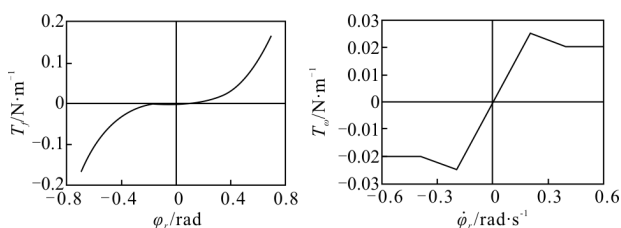
$\vartheta_m$  为弹体姿态角,  $q_s$  为导引头光轴转动角度,  $\varphi_r$  为导引头框架角,  $\varepsilon$  为导引头视线误差角。其中:

$$\varepsilon = q_r - q_s, \varphi_r = q_s - \vartheta_m \quad (1)$$

相比于平台式导引头, 半捷联导引头保留了其框架结构, 可利用稳定平台隔离弹体扰动, 使光轴实时跟踪弹目视线, 但为了达到减小体积和降低成本的目的, 半捷联导引头略去了稳定平台上的角速率陀螺, 因而失去了直接测量惯性角速度的能力, 需要采用角速度补偿法, 利用弹载惯导敏感的弹体姿态角速度与框架角传感器的量测信息合成视线角速度, 为控制系统提供输入信息, 并构建角跟踪回路, 实现导引头台体的稳定控制。而探测器刻度尺系数的不匹配与导引头机械运动引发的干扰力矩会造成弹体姿态角运动的不完全解耦, 产生寄生回路, 改变导引头控制系统的内部结构, 引发隔离度问题。

采用半捷联导引头的弹载惯导系统精度较高, 其角速率陀螺刻度尺  $K_g$  波动范围较小。因此导引头刻度尺误差  $R_k = K_g - K_\varphi$  主要由框架角传感器刻度尺  $K_\varphi$  与其名义值之间的波动引起的, 可用  $R_k$  表征导弹飞行中  $K_\varphi$  的变化。

导引头稳定平台的干扰力矩则会引起电机负载力矩的变化, 其主要由弹簧力矩  $T_N$  与阻尼力矩  $T_\omega$  组成。弹簧力矩是由平台与基座之间的导线拉扯引起的, 与导引头框架角相关; 阻尼力矩是由框架转动连接处动静摩擦引起的, 与导引头框架角速度相关。图 3 为典型的导引头干扰力矩非线性模型<sup>[7]</sup>。在导弹飞行过程中, 框架角与其角速度一般处于较小范围内变化, 在此范围内,  $T_N$ 、 $T_\omega$  与  $\varphi_r$ 、 $\dot{\varphi}_r$  呈近似线性关系。线性化后的干扰力矩模型如图 4 所示, 利用该模型进行隔离度分析与滤波器建模, 可有效简化分析过程和提升辨识计算效率。



(a) 弹簧力矩模型 (b) 阻尼力矩模型  
(a) Spring torque (b) Damping torque

图 3 导引头平台干扰力矩的非线性模型

Fig.3 Nonlinear models of seeker disturbance torque

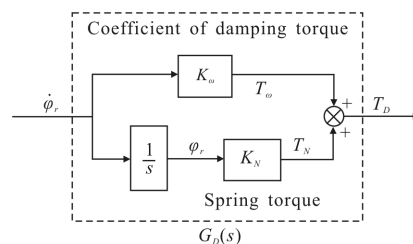


图 4 线性化的干扰力矩模型

Fig.4 Linearized of disturbance torque model

隔离度  $R_{\text{dr}}$  的定义<sup>[11]</sup>为:  $R_{\text{dr}} = \Delta \dot{q} / \dot{\vartheta}_m$ 。其中:  $\dot{\vartheta}_m$  为弹体摆动角速度;  $\Delta \dot{q}$  为由弹体摆动角速度引起的导引头输出附加分量。由图 1 可导出分别由弹簧力矩、阻尼力矩、刻度尺系数误差引起的隔离度传递函数, 如公式(2)~(4)所示。

$$G_{\text{DRR}}^{K_N}(s) = \frac{K_N(Ls+R) + K_E K_T s}{[Js^2(Ls+R) + K_N(Ls+R) + K_E K_T s + K_2 K_T s + K_1 K_2 K_T]} \quad (2)$$

$$G_{\text{DRR}}^{K_\omega}(s) = \frac{K_\omega(Ls+R) + K_E K_T}{s[Js^2(Ls+R) + K_\omega(Ls+R) + K_E K_T s + K_2 K_T s + K_1 K_2 K_T]} \quad (3)$$

$$G_{\text{DRR}}^{R_k}(s) = \frac{Js^2(Ls+R) + K_E K_T s + K_T K_1 K_2}{R_k[Js^2(Ls+R) + K_E K_T s + K_T K_2 s + K_1 K_2 K_T]} \quad (4)$$

目前在隔离度指标约束与测试中主要对弹体频率处的隔离度幅值予以关注。  $K_N$ 、 $K_\omega$  和  $R_k$  在一定频率下与隔离度幅值呈线性关系<sup>[6]</sup>, 工程应用中  $K_N$ 、 $K_\omega$  与  $R_k$  虽无法直接获取, 但可以典型弹体自振频率 2 Hz 处的隔离度幅值近似替代。

## 2 隔离度对制导系统的性能影响分析

在制导系统内, 隔离度的存在使弹体姿态运动反馈至导引头, 从而形成了一个包含制导滤波器与驾驶仪等高阶动力学模型的额外反馈回路, 定义为隔离度寄生回路<sup>[12]</sup>, 其等效模型如图 5 所示。其中,  $N$  为导航比,  $V_c$  为弹目相对速度,  $V_m$  为导弹飞行速度,  $T_g$  为制导时间常数,  $T_\alpha$  为攻角滞后时间常数,  $G_{\text{DRR}}(s)$  为隔离度传递函数, 考虑不同因素时, 可分别取弹簧力矩隔离度  $G_{\text{DRR}}^{K_N}(s)$ , 阻尼力矩隔离度  $G_{\text{DRR}}^{K_\omega}(s)$  和刻度尺系数误差隔离度  $G_{\text{DRR}}^{R_k}(s)$ 。由图 5 可得隔离度寄生回路的传递函数为:

$$G_{\text{DL}}(s) = \frac{a_m(s)}{q_s(s)} = \frac{NV_c}{\left(\frac{T_g}{4} + 1\right)^4 - \frac{NV_c}{V_m}(T_\alpha s + 1)G_{\text{DRR}}(s)} \quad (5)$$

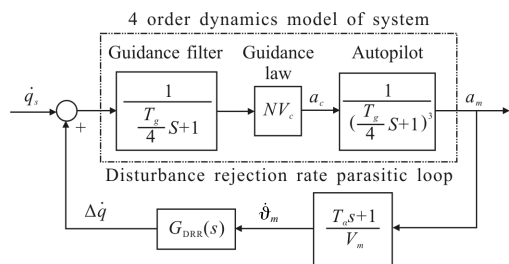


图 5 半捷联导引头隔离度寄生回路等效模型

Fig.5 Model of disturbance rejection rate of parasitic loop in semi-strapped seeker

根据公式(5)的特征方程与劳斯判据可得不同因素引起的隔离度寄生回路稳定边界曲线，如图 6 所示。隔离度幅值越大会导致寄生回路越容易失稳。隔离度幅值相同时，不同因素引起的隔离度寄生回路稳定区域存在区别。隔离度寄生回路对负刻度尺误差的容忍度较大；相比于负刻度尺误差导引头干扰力矩引起隔离度的稳定区域明显缩小，其中阻尼力矩的稳定域要稍大于弹簧力矩；当刻度尺误差为正时，寄生回路更容易失稳，此时寄生回路构成了姿态角正反馈，制导控制系统的稳定裕度也会因此减小。

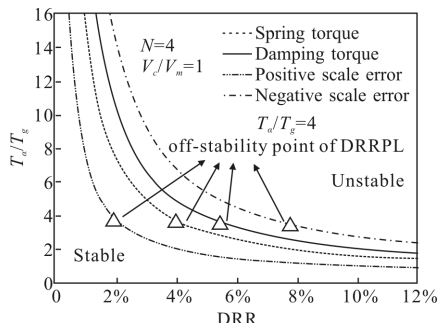


图 6 隔离度寄生回路稳定边界曲线

Fig.6 Comparison of boundary curves of stabilizing region of disturbance rejection rate parasitic loop

图 7 给出了包含隔离度作用的导弹制导回路等效模型，可以推导出制导系统闭环传递函数：

$$G_{cl}(s) = \frac{N}{\left[ \left( \frac{T_g}{4} s + 1 \right)^4 - \frac{NV_c}{V_m} G_{DRR}(s)(T_{\alpha} + 1) \right] s T_{g0} + N} \quad (6)$$

根据公式(5)特征方程，采取固化系数法，应用劳斯稳定判据可得到不同剩余制导时间下制导系统临界稳定边界曲线，如图 8 所示。仿真结果表明，干扰力矩、刻度尺误差均会恶化制导控制系统的稳定性。其中正刻度尺误差的影响最为严重，当其引起

的隔离度作用时，随着弹目距离的接近，制导系统稳定域不断减小。

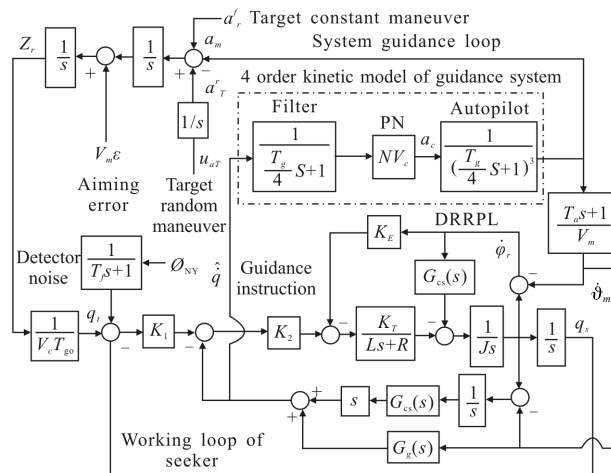
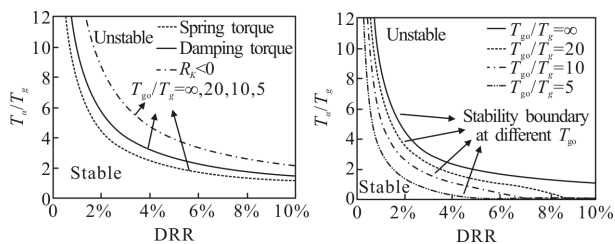


图 7 干扰输入下寄生回路作用时制导系统框图

Fig.7 guidance system block diagram under the action of disturbance rejection rate parasitic loop with disturbance input



(a) 干扰力矩与  $R_k < 0$  (b)  $R_k > 0$  误差

图 8 隔离度寄生回路影响下制导系统稳定域

Fig.8 Effect of DRR on stability region of guidance system

隔离度寄生回路导致比例导引制导信息中存在弹体姿态信息耦合，从而在噪声和干扰的作用下影响导弹制导系统的精度，增加脱靶量。以下采用图 9 所示的制导系统伴随模型<sup>[13]</sup>分析隔离度对脱靶量的影响，其中典型干扰定义如表 1 所示。

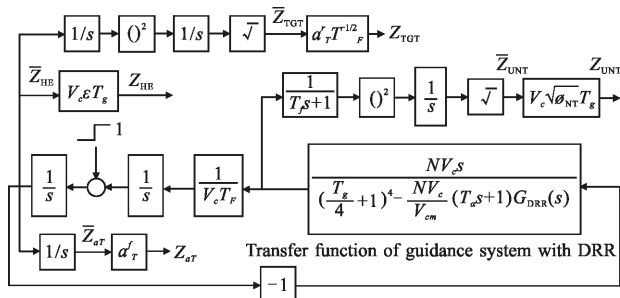


图 9 典型干扰作用下系统伴随模型

Fig.9 Adjoint system model with disturbance input

表 1 制导系统典型干扰源及参数定义

Tab.1 Definition of typical disturbance parameters

Type of disturbance	Heading error	Target constant maneuver	Target random maneuver	Detector noise
Parameter	Error angle	Target maneuver	Power spectral density	Power spectral density
Definition	$\varepsilon/(\circ)$	$a_T^f/m \cdot s^{-2}$	$\phi_r = a_T^2 T_F^{-1}$	$\phi_{NT}/m^2 HT^{-1}$
Miss distance	$Z_{IE}/V_m \varepsilon T_g$	$Z_{aT}/a_T^f$	$Z_{IGT}/a_T^2 T_F^{-1}$	$Z_{UNT}/V_c T_g^{-1/2} \phi_{NT}^{1/2}$

不同因素产生隔离度引发的无量纲脱靶量对比结果如图 10 所示, 在隔离度寄生回路稳定区域内, 弹簧力矩以及阻尼力矩隔离度对脱靶量的影响较小, 寄生回路失稳后, 脱靶量迅速发散; 刻度尺误差隔离度引起的脱靶量在隔离度寄生回路失稳前已存在发散趋势, 其中正刻度尺误差对系统时域响应的影响更为恶劣。

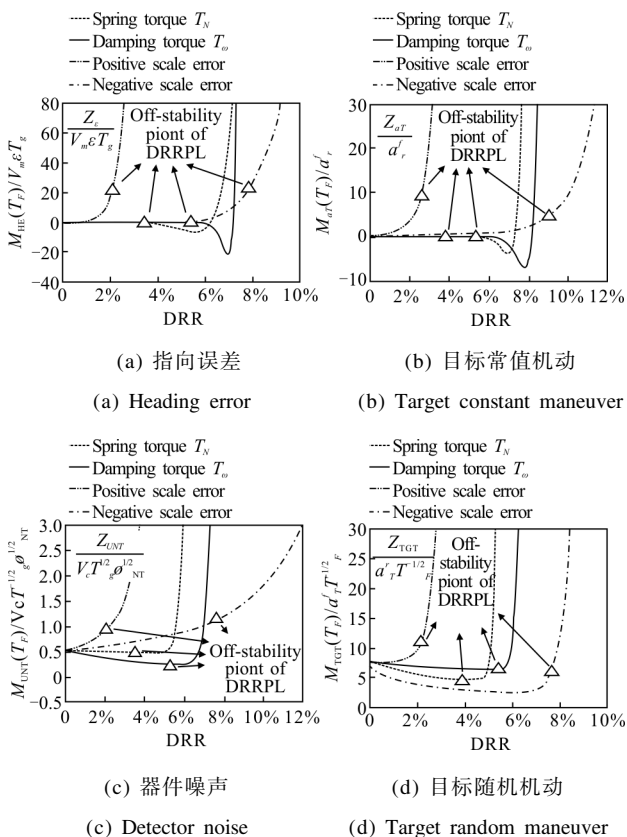


图 10 不同因素产生隔离度引发的无量纲脱靶量对比图

Fig.10 Curve of nondimensional miss distance vs DRR

以上分析表明, 制导系统对负刻度尺误差要求较为宽松, 导引头干扰力矩次之, 而对正的刻度尺误差系数较为敏感, 此时寄生回路更容易失稳, 应对控

制系统参数进行严格选取。

### 3 STUKF 的隔离度抑制算法

半捷联导引头隔离度主要由两部分因素产生, 一部分是平台与基座之间的干扰力矩, 另一部分为框架角传感器与角速率陀螺间的刻度尺系数误差。虽然这两种因素引起的隔离度在导引头中的影响本质并不相同, 但可以通过设计适用于半捷联导引头的 STUKF 滤波器, 完成对干扰力矩、传感器刻度尺系数误差以及弹目视线角速度的实时估计, 以滤波器对当前弹目视线角速度的估计值代替导引头利用角速度补偿法提取的制导信息引入制导系统, 可达到在线度辨识并补偿导引头隔离的目的。

#### 3.1 半捷联导引头隔离度估计模型的建立

为简化滤波器建模过程, 提升运算效率, 可忽略传感器动力学滞后, 将干扰力矩近似线性化, 对图 1 中结构进行等效变换, 简化后导引头模型如图 11 所示。近似取, 可建立导引头动力学微分方程组:

$$\begin{cases} \ddot{q}_s = \frac{1}{J} K_T i_a - \frac{1}{J} K_\omega \dot{\varphi}_r - \frac{1}{J} K_N \varphi_r \\ \dot{i}_a = \frac{K_1 K_2}{L} (q_s - q_t) - \frac{K_E}{L} \dot{\varphi}_r - \frac{R}{L} i_a - \frac{K_2}{L} [(1-RK) \dot{q}_s - R_K \vartheta_m] \\ \varphi_r = q_s - \vartheta_m \end{cases} \quad (7)$$

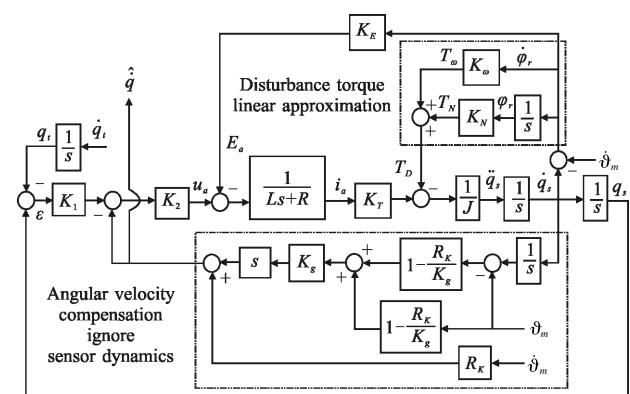


图 11 半捷联导引头等效模型

Fig.11 Simplified model of semi-strapdown seeker

在此基础上可对适用于半捷联导引头的隔离度估计模型进行建立, 选取状态变量为:

$$X = [X_1 \ X_2 \ X_3 \ X_4 \ X_5 \ X_6 \ X_7 \ X_8]^T = [q_t \ \dot{q}_t \ q_s \ \dot{q}_s \ i_a \ K_N \ K_\omega \ R_K]^T$$

选取的量测量为: 导引头探测器输出的误差角  $\varepsilon^*$ 、框架角传感器敏感的框架角  $\varphi_r^*$ 、通过微分重构法获取的视线角速率  $\dot{q}^*$ ;

$$Z=[Z_1 \ Z_2 \ Z_3]^T=[\varepsilon^* \ \varphi^* \ \dot{q}^*]^T$$

弹上惯导系统测量得到的弹体姿态角  $\vartheta_m^*$  与姿态角速度  $\dot{\vartheta}_m^*$ , 则可以作为滤波器的输入量:

$$U=[u_1 \ u_2]^T=[\vartheta_m^* \ \dot{\vartheta}_m^*]^T$$

$$f[X(t)]=\begin{bmatrix} X_2 \\ 0 \\ X_4 \\ \frac{K_T}{J}X_5-\frac{1}{J}X_7(X_4-\dot{\vartheta}_m^*)-\frac{1}{J}X_6(X_3-\vartheta_m^*) \\ \frac{K_1K_2}{J}(X_1-X_3)\frac{K_2}{L}[X_4(1-X_3)+X_8\dot{\vartheta}_m^*]-\frac{R}{L}X_5-\frac{K_E}{L}(X_3-\vartheta_m^*) \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}$$

由此可对状态方程与量测方程进行列写:

$$\dot{X}(t)=f[X(t)]+W(t)$$

$$Z(t)=h[X(t)]+V(t) \quad (8)$$

其中, 状态函数为:

$W(t)=[0, w_2, 0_{1 \times 3}, w_6, w_7, w_8]^T$  为零均值系统过程白噪声序列;  $w_2, w_6, w_7, w_8$  的功率谱密度分别为  $S_{w2}, S_{w6}, S_{w7}, S_{w8}$ , 其系统噪声方差阵记为  $Q$ :

$$Q=\text{diag}(0, S_{w2}/T_s, 0, 0, 0, S_{w6}/T_s, S_{w7}/T_s, S_{w8}/T_s)$$

量测函数为:

$$h[X(t)]=\begin{bmatrix} X_1-X_3 \\ (1-X_3)(X_4-\dot{\vartheta}_m^*) \\ X_4(1-X_3)+X_8\dot{\vartheta}_m^* \end{bmatrix}$$

$V(t)=[v_1 \ v_2 \ v_3]^T$  为零均值测量白噪声序列;  $v_1, v_2, v_3$  的标准差分别为  $\sigma_{v1}, \sigma_{v2}, \sigma_{v3}$ 。测量噪声均方差阵为:  $R_k=\text{diag}(\sigma_{v1}^2, \sigma_{v2}^2, \sigma_{v3}^2)$ 。

### 3.2 STUKF 算法的非线性状态估计

在导弹飞行过程中, 弹体扰动运动使稳定平台运转时产生变化的干扰力矩, 而温度、气压、震动等不确定因素则会导致探测器刻度尺系数产生波动, 因此滤波模型的精确建立存在较大的难度。为克服系统模型的不确定性, 提升辨识精度, 在此利用强跟踪无迹卡尔曼滤波算法(STUKF)对状态变量进行估计。该算法以无迹卡尔曼滤波(UKF)为基本构架, 结合了强跟踪滤波器(STF)的特点, 在 UKF 中引入时变的渐消因子在线调整增益矩阵  $K_k$ , 以提升对模型不确定性的跟踪能力<sup>[14]</sup>。其算法流程为:

(1) 通过预测更新确定由 UT 变换所得点集的均值  $\bar{X}_i$  与估计误差方差阵  $P_{(XZ)k/k-1}^i, P_{(XZ)k/k-1}^i$  以及一步协方差矩阵  $M_i^k$ 。

(2) 引入渐消因子, 设多重渐消因子矩阵为  $\Lambda_k=\text{diag}\{\lambda_{1,k}, \lambda_{2,k}, \lambda_{3,k}, \lambda_{n,k}\}$ , 取  $\lambda_{i,k}=a_i c_k, a_i \geq 1$ 。若某一状态量发生突变的可能性较大, 可以相应地增大对应数据通道  $a_i$  值,  $c_k$  为待定因子, 且:  $c_k=\text{Tr}(N_k)/\text{Tr}(L_k)$ 。  $\text{Tr}(\cdot)$  为求迹算子。式中:  $N_k=V_{0,k}-(P_{(XZ)k/k-1}^i)^T(M_k^i)^{-1}Q_k(M_k^i)^{-1}P_{(XZ)k/k-1}^i-R_k, L_k=P_{(XZ)k/k-1}^i-V_{0,k}+N_k$ ; 且有:

$$V_{0,k}=\begin{cases} [Z_1-h(\bar{X}_i)][Z_1-h(\bar{X}_i)]^T, & k=1 \\ \frac{\rho V_{0,k}+[Z_1-h(\bar{X}_i)][Z_1-h(\bar{X}_i)]^T}{1+\rho}, & k>1 \end{cases}$$

式中:  $\rho$  为遗忘因子, 一般取值  $0.95 \leq \rho \leq 0.995$  值;

(3) 利用  $M_i^k$  计算引入渐消因子后的预测协方差矩阵:

$$M_k=\bar{\Lambda}_k \sum_{i=0}^{2n} W_i^c [X_{k/k-1}^{*i}-\hat{X}_{k/k-1}][X_{k/k-1}^{*i}-\hat{X}_{k/k-1}]^T \bar{\Lambda}_k^{-T}+Q_k$$

式中:  $\Lambda_k=\bar{\Lambda}_k \cdot \bar{\Lambda}_k^{-T}, \bar{\Lambda}_k=\text{diag}(\sqrt{\lambda_{1,k}}, \sqrt{\lambda_{2,k}}, \dots, \sqrt{\lambda_{3,k}})$

(4) 利用  $M_k$  计算引入  $\Lambda_k$  的一步预测样本点与协方差求出滤波增益  $K_k$  并进行状态估计。

在滤波模型搭建完毕后, 首先利用 STUKF 算法对平台式雷达导引头的隔离度进行在线估计, 以考察所设计滤波器的估计精度与滤波稳定性。仿真实验流程如图 12 所示, 输入取值为  $\dot{q}_1=1(^{\circ})/s$  的真实弹目视角角速度, 令弹体作幅值为  $3^{\circ}$  频率为 2 Hz 的正弦摆动。利用 STUKF 算法对导引头隔离度进行在线辨识。为验证算法在不确定因素影响下的鲁棒性, 采

用图 3 所示的非线性模型近似替代干扰力矩,并考虑刻度尺误差  $R_k > 0$  的情况,以正弦函数模拟框架角传感器刻度尺系数的变化,此时刻度尺误差为:

$$R_k = 0.03 + 0.01 \sin(5\pi t) \quad (9)$$

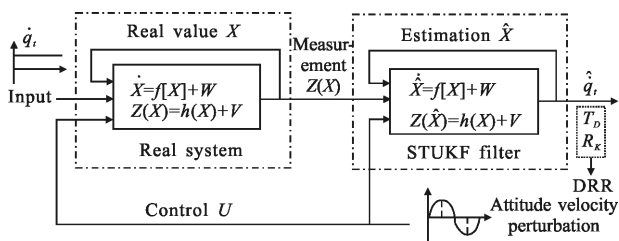
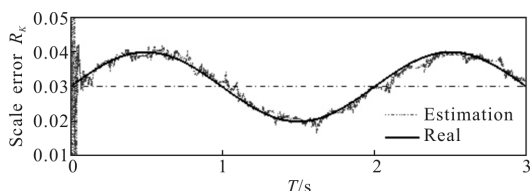


图 12 STUKF 的状态估计仿真流程

Fig.12 Simulation process of STUKF estimation

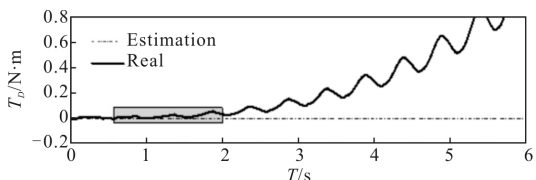
数字仿真中,各状态量与估计误差协方差初值取  $\hat{X}_0 = [0, 0, 0, 0, 0, 0, 0, 0]^T$ ,  $P_0 = I_{8 \times 8}$ 。考虑到干扰力矩建模误差与刻度尺误差的波动,选取  $a_1 = a_2 = \dots = a_5 = 1$ ,  $a_6 = a_7 = 2.5$ ,  $a_8 = 2$ 。仿真参数设为  $\sigma_{v1} = \sigma_{v3} = 0.3^\circ$ 、 $\sigma_{v2} = 0.2^\circ/s$ 、 $S_{v1} = S_{v2} = S_{v3} = S_{v4} = S_{v5} = S_{v6} = S_{v7} = S_{v8} = 0.01$ 。

仿真开始后,将量测值实时输入给滤波器,利用 STUKF 算法可完成对干扰力矩、刻度尺误差与弹目视线角速度的同时估计,图 13 为 STUKF 对状态量的估计结果。如图 13(a)、(b)所示,STUKF 算法可使状态量估计值快速收敛至真实值附近,并较为准确地



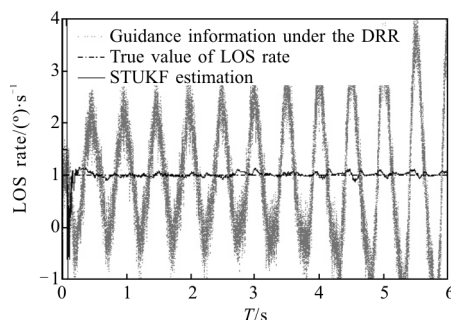
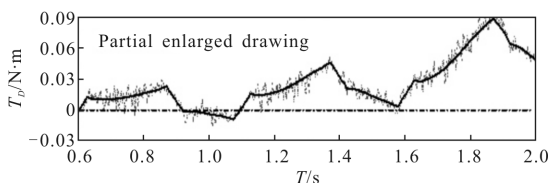
(a) 刻度尺系数误差估计结果

(a) Estimation of scale error



(b) 干扰力矩的估计结果

(b) Estimation of disturbing torque



(c) 弹目视线角速度的估计结果

(c) Estimation of LOS rate

图 13 STUKF 对隔离度与视线角速度的估计结果

Fig.13 Estimation of DRR and LOS rate using STUKF

跟踪其变化,具有较好的自适应能力。图 13(c)表明,由于隔离度寄生回路的存在,角速度补偿法获取的制导信息中存在大量的弹体姿态信息耦合,STUKF 算法可以有效消除隔离度影响,对弹目视线角速度进行实时估计,以该估计值作为导引头输出可有效改善系统的制导信息品质。

### 3.3 STUKF 的在线补偿方案对制导系统的性能影响

为验证 STUKF 算法对半捷联导引头隔离度的补偿效果,将所设计的滤波器引入到导弹制导回路的模型当中,以初始速度指向误差为例,利用 STUKF 算法,根据导引头传感器和弹载惯导系统所敏感的滤波器量测量与输入量,完成对干扰力矩、刻度尺误差以及弹目视线角速度的在线辨识,并使用

当前弹目视线角速度的估计值  $\hat{q}_t$  作为制导信息输入给控制系统,进而抑制导引头隔离度对导弹制导控制系统的影响。引入 STUKF 在线补偿算法的制导系统框图如图 14 所示。STUKF 滤波器对弹目视线角速度估计精度的高低直接决定了制导信息品质的优劣,而隔离度的在线补偿效果则通过导弹系统的稳定性与制导精度来体现,其中,可用弹体加速度  $a_m$  与姿态角速率  $\dot{\vartheta}_m$  的变化情况来反映系统稳定性的改善程度,以脱靶量  $Z$  表征导弹的制导精度。

利用图 14 所示带有 STUKF 在线抑补偿的制导系统可进行隔离度抑制效果的仿真实验,仿真条件为:导弹飞行速度  $V_m = 500 \text{ m/s}$ 、弹目相对速度  $V_c = 520 \text{ m/s}$ 、制导时间取  $T_F = 6 \text{ s}$ ,初始弹目距离设为  $R_{TM} = V_c T_F$ ;以 4 次 1 阶环节表示导弹的控制系统,其参数设置为  $T_g = 0.4 \text{ s}$ 、 $N = 4$ ;攻角滞后时间常数取  $T_\alpha = 0.1 \text{ s}$ ,导弹初始俯仰角设为  $0^\circ$ ,并给定速度指向误差为  $\varepsilon = 5^\circ$ ,滤波模型的参数选取与 3.2 小节相同。为使

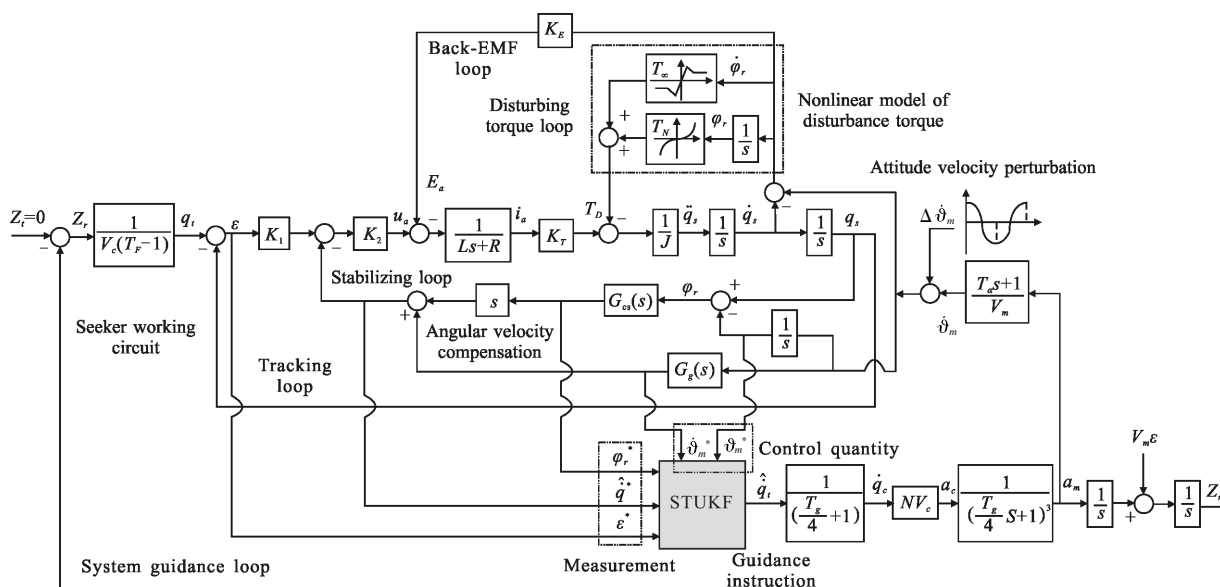


图 14 引入 STUKF 半捷联导引头隔离度在线补偿算法的制导系统模型框图

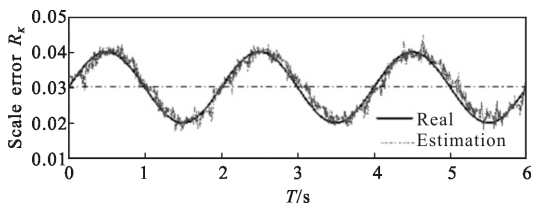
Fig.14 Block diagram of guidance system with semi-strapdown seeker DRR on-line compensation using STUKF

仿真分析更加贴合实际情况,利用参考文献[7]中的非线性模型对导引头干扰力矩进行模拟,刻度尺误差系数的设置如公式(8)所示,并在导弹飞行过程中设置频率为 2 Hz,幅值为 3°的弹体姿态扰动。

误差,并准确跟踪时变参数,在导弹飞行过程中完成对导引头隔离度的准确辨识,具有良好的收敛性、适应性与稳定性。

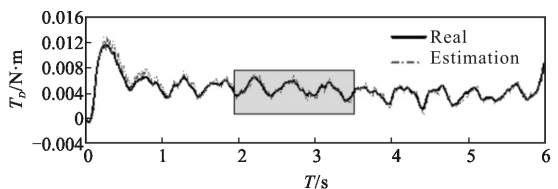
图 15 仿真结果表明:STUKF 可有效补偿建模

STUKF 对制导信息的改善情况如图 16 所示,



(a) 刻度尺系数误差的估计结果

(a) Estimation of scale error



(b) 干扰力矩的估计结果

(b) Estimation of disturbing torque

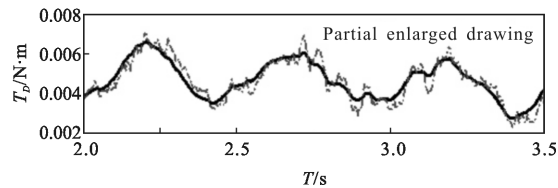
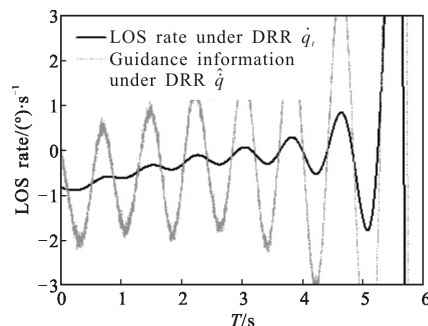


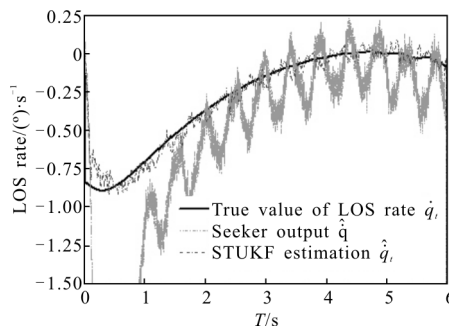
图 15 STUKF 对导引头隔离度参数的估计结果, \$T\_r=6\$ s

Fig.15 STUKF estimated results for DRR for \$T\_r=6\$ s



(a) 隔离度影响下制导信息的提取情况

(a) Guidance information under DRR



(b) STUKF 对弹目视线角速度的估计结果

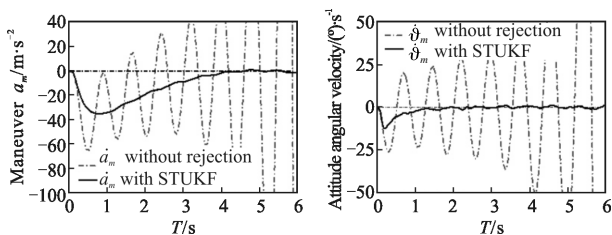
(b) Estimation of LOS rate under STUKF

图 16 STUKF 对制导信息的改善情况

Fig.16 Accuracy of guidance information with STUKF



未补偿时, 弹目视线角速度在隔离度的影响下趋于发散, 且寄生回路会使弹体姿态扰动信息耦合进制导信息中, 引入 STUKF 后, 视线角速度的变化趋于平稳, 制导信息的品质明显改善。图 17 为 STUKF 在制导过程中对系统稳定性的影响, 隔离度的存在将导致弹体做“不必要”的机动, 此时导弹制导系统趋于失稳, 而采用 STUKF 在线补偿隔离度后, 在飞行过程中弹体过载与其姿态运动的振荡状态基本消除, 导弹制导过程的稳定性得到了有效提升。



(a) 弹体过载的变化 (a) Variation of acceleration  
(a) 弹体姿态运动的变化 (a) Variation of attitude rate

图 17 STUKF 对制导过程中系统稳定性的影响

Fig.17 Influence of STUKF on the stability of system in the process of guidance

速度指向误差输入下不同制导时间  $T_F$ , 采用 STUKF 在线补偿算法对导弹脱靶量的影响如图 18 所示。由仿真结果可知, 无补偿时, 隔离度寄生回路趋于失稳, 导弹脱靶量无法迅速收敛; 而 STUKF 在线补偿算法可有效抑制制导头隔离度对脱靶量的影响, 当  $T_F > 12T_g$ , 脱靶量基本上收敛至零。

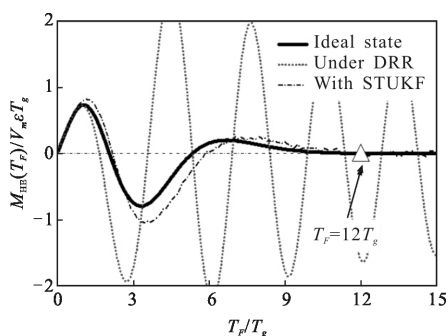
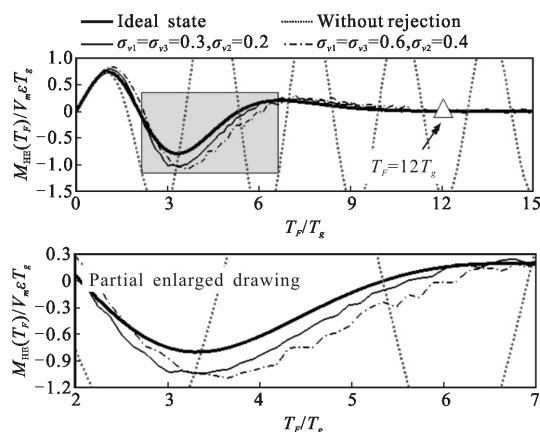


图 18 不同  $T_F$  下 STUKF 对脱靶量的影响

Fig.18 Effect of STUKF on miss distance at different  $T_F$

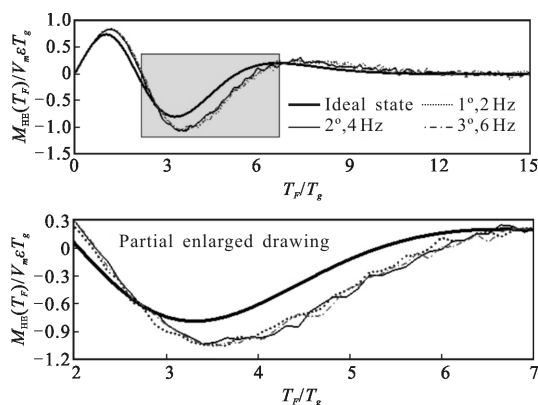
为验证在线补偿方案的自适应性, 在保持滤波器与制导控制系统参数不变的条件下, 研究测量噪声水平提升与弹体姿态扰动变化对在线补偿效果的影响, 仿真结果如图 19 所示。由 19(a)可知, 随着量

测噪声水平的提升, 在线补偿后的脱靶量虽略有增加, 但隔离度的影响仍可得到明显的抑制; 图 19(b)所示仿真结果表明, 弹体摆动频率与幅值对隔离度补偿效果影响不大。综上, 基于 STUKF 的隔离度在线补偿方案具有较好的抗干扰性与鲁棒性, 可有效加快脱靶量的收敛速度, 使其近似恢复到无隔离度作用时的水平, 从而提升系统的制导精度。



(a) 测量噪声水平变化

(a) Level of measurement noise change



(b) 弹体摆动振幅与频率变化

(b) Body swing amplitude and frequency change

图 19 不同应用条件对 STUKF 补偿效果的影响

Fig.19 Compensate precision of STUKF under different circumstance

## 4 结论

文中建立了半捷联成像导引头的隔离度模型, 分析了其对导弹制导系统脱靶量的影响, 并设计了基于 STUKF 的隔离度抑制算法, 得到以下结论:

(1) 传感器刻度尺系数不匹配与机械平台运转产生的干扰力矩为导致半捷联导引头隔离度问题的

主要原因。

(2) 隔离度寄生回路对正刻度尺误差最为敏感,在相同幅值隔离度作用下,正刻度尺误差对制导系统的性能影响最为严重,引起的脱靶量最大,而弹簧力矩与阻尼力矩隔离度产生的脱靶量依次减小。比较而言,制导系统对负刻度尺误差的要求较为宽松。

(3) 基于 STUKF 的隔离度抑制算法能够较为准确地在线辨识隔离度并对弹目视线角速度进行估计,将估计结果代入到制导系统中,可实现对隔离度的有效抑制。实验结果表明文中方案有一定的抗干扰性与鲁棒性。

### 参考文献:

- [1] Cheng Dong, Li Jinping, Chen Yun, et al. Light axis stabilization of semi-strapdown infrared imaging seeker [J]. *Computer Measurement & Control*, 2012, 20(11): 3008-3010. (in Chinese)  
程冬, 栗金平, 陈韵, 等. 红外成像半捷联导引头光轴稳定方法研究 [J]. 计算机测量与控制, 2012, 20 (11): 3008-3010.
- [2] Jianmei S, Gaohua C, Xianxiang C, et al. Stability region analysis of the parasitic loop of the semi-strapdown homing seeker [J]. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers*, 2012, 226(4): 550-562.
- [3] Song J, Cai G, Kong L, et al. Precision analysis of the semi-strapdown homing guided system [J]. *Journal of Aerospace Engineering*, 2012, 27(1): 151-167.
- [4] Sun Gao, Zhu Mingchao, Liu Hui, et al. Optical axis stabilization of semi-strapdown seeker[J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2013, 42(2): 489-494. (in Chinese)  
孙高, 朱明超, 刘慧, 等. 半捷联导引头光轴稳定性[J]. 红外与激光工程, 2013, 42(2): 489-494.
- [5] Zong Rui, Lin Defu, Liu Tairan, et al. 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.
- [6] Xu Jiao, Wang Jiang, Song Tao, et al. A disturbance observer-based inhibition method for disturbance rejection rate of seeker [J]. *Acta Armamentar*, 2014, 35 (11): 1790-1798. (in Chinese)  
徐娇, 王江, 宋韬, 等. 基于扰动观测器的导引头隔离度抑制方法研究[J]. 兵工学报, 2014, 35(11): 1790-1798.
- [7] Lin C L, Hsiao Y H. Adaptive feedforward control for disturbance torque rejection in seeker stabilizing loop [J]. *Control Systems Technology, IEEE Transactions on*, 2001, 9(1): 108-121.
- [8] Li M, Zhu B, Wang S, et al. Strong tracking unscented Kalman filtering algorithm based-on satellite attitude determination system [J]. *International Journal of Future Generation Communication & Networking*, 2014, 7(3): 155.
- [9] Jwo D J, Yang C F, Chuang C H, et al. Performance enhancement for ultra-tight GPS/INS integration using a fuzzy adaptive strong tracking unscented Kalman filter [J]. *Nonlinear Dynamics*, 2013, 73(1-2): 377-395.
- [10] Han P, Mu R, Cui N. Effective fault diagnosis based on strong tracking UKF[J]. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, 2011, 83(5): 275-282.
- [11] Zheng Duo, Lin Defu, Xu Xinghua, et al. Effect of radome and seeker disturbance rejection rate parasitic loop on guidance system [J]. *Systems Engineering and Electronics*, 2015, 37(7): 1596-1603. (in Chinese)  
郑多, 林德福, 徐兴华, 等. 天线罩和导引头隔离度对制导系统影响研究 [J]. 系统工程与电子技术, 2015, 37(7): 1596-1603.
- [12] 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.
- [13] Paul Zarchan. *Tactical and Strategic Missile Guidance* [M]. 6th ed. Virginia: AIAA Inc, 2013: 34-45.
- [14] Hu G, Gao S, Zhong Y, et al. Modified strong tracking unscented Kalman filter for nonlinear state estimation with process model uncertainty [J]. *International Journal of Adaptive Control and Signal Processing*, 2015, 29 (12): 1561-1577.