

基于 STUKF 的激光平台导引头干扰力矩在线补偿方法研究

胡欧磊, 王江, 林德福, 韩丁丁

(北京理工大学 宇航学院, 北京 100081)

摘要: 隔离度会降低导引头输出信息的精度, 增加导弹的脱靶量。针对激光平台导引头的隔离度问题, 首先建立了考虑隔离度寄生回路的制导系统模型, 经分析确定干扰力矩为引发隔离度的主要原因, 并提出采用滤波算法对其进行估计补偿的方案。之后依据平台导引头的基本结构与干扰力矩的产生机理建立了用于在线辨识隔离度的非线性滤波模型, 采用强跟踪无迹卡尔曼滤波算法(STUKF)补偿建模误差, 解决了干扰力矩难以精确建模的问题, 以对其进行在线辨识与前馈补偿。最后对所提方法进行了数学仿真与半实物仿真实验论证, 实验结果表明: 所提方法可增强导引头光轴对弹目视线角速度的跟踪能力, 改善导引头输出制导信息的品质, 并有效地抑制隔离度, 达到提升系统制导精度的目的。

关键词: 激光平台导引头; 干扰力矩; 强跟踪无迹卡尔曼滤波; 在线辨识

中图分类号: TJ765.3 **文献标志码:** A **DOI:** 10.3788/IRLA201645.1217006

Online compensation method for disturbing torque of laser gimbale seeker using STUKF

Hu Oulei, Wang Jiang, Lin Defu, Han Dingding

(School of Aerospace Engineering, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China)

Abstract: Disturbance rejection rate (DRR) not only affects output accuracy of the seeker but also worsens the performance of missile guidance system. The main factor which causes the problem of DRR with laser gimbale seeker is the disturbing torque. Aiming at the problem caused by DRR, a real time method for compensating disturbing torque based on Strong Tracking Unscented Kalman Filter(STUKF) was proposed. With the analysis of gimbale seeker's operational principle and disturbing torque's mechanism, the nonlinear filter model for estimating the damping and spring torque was built. The STUKF algorithm was adopted to estimate the disturbing torque quickly and accurately, and the DRR was inhibited by the proposed method. Finally a math simulation and a hardware-in-loop simulation were put forward, the simulation results indicate that the accuracy of the seeker's output and stable performance of guidance system are improved after the disturbing torque is compensated.

Key words: laser gimbale seeker; disturbing torque; STUKF; online estimation

收稿日期: 2016-04-11; 修订日期: 2016-05-20

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

激光平台导引头的作用为发现并捕获被激光指示器照射的目标^[1],在对目标进行跟踪的同时,向控制系统提供制导信息使其按照预定的制导律控制导弹飞行。但随着机械平台的运转,导线的拉扯与轴承间的摩擦会产生干扰力矩,弹体扰动运动会因此耦合于导引头的跟踪过程中,从而降低光轴跟踪弹目视线角速度的能力,令导引头输出的制导指令存在误差^[2]。

隔离度 R_d 表征了导引头对弹体扰动的去耦能力,但它的作用却是关键性的。因此,如何对隔离度进行有效抑制是亟待解决的重要问题。工程上常采用柔化导线、降低动静摩擦等工艺方法减小干扰力矩以降低隔离度。 $Masten^{[3]}$ 提出构建带宽稳感器等硬件的限制,稳定回路的带宽只能得到有限的提升。此外,一些学者也提出利用弹载传感器量测信息进行辨识补偿的隔离度在线抑制方法。目前,国内外对导引头隔离度的研究主要停留于对寄生回路稳定性的分析与对导引头输出精度的影响上^[4-8],对隔离度在线辨识的研究还处于空白。 $Lin^{[9]}$ 设计了神经网络算法对隔离度进行辨识,但该算法过于复杂难以在导弹短暂的飞行时间中实现。徐娇^[10]虽然提出了以扰动观测器(DOB)对真实弹目视线角速度的估计值代替导引头输出引入制导系统的方案,但测量噪声与建模误差对该方法的估计精度影响较大。

文中通过对激光平台导引头隔离度产生机理与其对制导系统性能影响的研究分析,确定干扰力矩为导致隔离度产生的主要因素,而对其进行在线辨识补偿可降低隔离度带来的影响。但在导弹飞行过程中,弹体姿态扰动会引起干扰力矩的变化,且对干扰力矩的精确建模也存在较大的难度。因此设计了考虑隔离度寄生回路的非线性滤波模型,提出采用强跟踪滤波(STUKF)算法,通过引入渐消因子,在线调节滤波增益矩阵^[11]补偿建模误差的方案,以实现对于干扰力矩的准确辨识。最后,通过数学仿真与半实物仿真实验对所提方法进行验证。实验结果表明:该方法可提高导引头输出信息的精度并降低导弹的脱靶量,有效地对隔离度进行抑制。

1 平台导引头隔离度模型的建立

平台导引头俯仰平面角度关系与导引头基本结

构如图 1、图 2 所示。

图 1 中, ϑ_m 为弹体俯仰姿态角, q_s 为导引头光轴转动角度, q_t 为弹目视线角, φ_r 为导引头框架角, ε 为导引头视线误差角。各角度角间关系为: $\varepsilon = q_t - q_s$; $\varphi_r = q_s - \vartheta_m$ 。

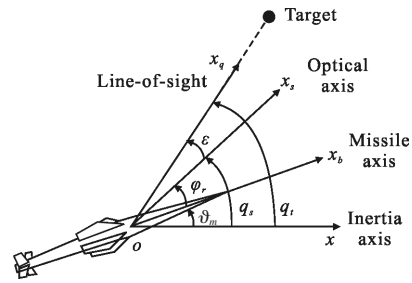


图 1 平台导引头俯仰平面角速关系

Fig.1 Pitch plan angle relationship of gimballed seeker

图 2 中, u_a 为电机输入电压, E_a 为反电动势, i_a 为电机控制电流, T_M 为电机输出转矩, T_D 为干扰力矩引起的负载转矩, \dot{q} 为导引头输出。其他符号定义及典型参数取值如表 1 所示。

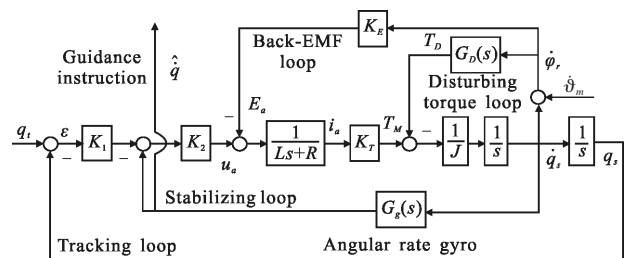


图 2 激光平台导引头结构图

Fig.2 Block diagram of laser gimballed seeker

表 1 典型平台导引头参数

Tab.1 Parameters of typical gimballed seeker

Parameter	Value
Operational amplifier parameters K_1	12
Power amplifier parameters K_2	12
Inductance L/H	0.003 5
Resistance R/Ω	8
Moment coefficient $K_t/(N \cdot m \cdot A^{-1})$	0.234 4
Motor moment of inertia $J/kg \cdot m^2$	0.002 099 5
Angular rate gyro $G_g(s)$	$1/(4 \cdot 10^{-7} s^2 + 0.003 s + 1)$
Back EMF coefficient $K_e/V \cdot rad^{-1} \cdot s$	0.234 4

在导弹的飞行中,导引头探测弹目视线与光轴之间的误差角,再与角速率陀螺反馈的信号综合,实

时生成伺服机构的控制电流,带动平台转动,以对弹目视线进行跟踪。角速率陀螺实时敏感光轴相对于惯性空间的旋转角速度,作为导引头输出传递制导系统。稳定回路与跟踪回路用于保持导引头光轴的空间稳定并控制光轴跟踪目标。反电动势回路与干扰力矩回路组成的寄生回路则将弹体摆动角速度引入到制导回路中。因此,反电动势与干扰力矩为引起隔离度的因素。隔离度 R_{dr} 的定义为: $R_{dr} = \Delta \dot{q} / \dot{\vartheta}_m$ 。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。

首先分析反电动势对隔离度的影响,由反电动势引起的隔离度传递函数为:

$$G_{CS}^E(s) = \frac{K_E K_{TS} G_r(s)}{J s^2 (Ls+R) + K_2 K_{TS} + K_T K_{2S} G_g(s) + K_1 K_2 K_T} \quad (1)$$

利用上式取表 1 的典型参数,可对不同频率处反电动势引起的隔离度幅值进行求解,由表 2 所示结果可知,反电动势并非引起隔离度的主要因素。导致隔离度产生的主要因素应为干扰力矩。

表 2 反电动势作用下不同频率处隔离度幅值

Tab.2 Amplitude of DRR with back electromotive force at different frequencies

Frequency/Hz	0.5	1.0	2.0	3.0	4.0
DRR	0.1%	0.2%	0.7%	0.9%	1.0%

平台导引头的干扰力矩主要由弹簧力矩 T_N 与阻尼力矩 T_ω 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;阻尼力矩是由转动连接处动静摩擦引起的,与导引头框架角速度相关。由参考文献[9]中所描述的典型干扰力矩模型可知,弹簧力矩与阻尼力矩模型均为非线性。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_ω 与 φ_r 、 $\dot{\varphi}_r$ 呈近似线性关系。因此,为简化隔离度分析与滤波器建模过程,可用力矩系数 K_N 与 K_ω 代替力矩函数,将力矩模型近似线性化。模型简化过程如图 3 所示。

由考虑寄生回路作用的导引头模型与隔离度定义,可导出单独由弹簧力矩引起的隔离度传递函数:

$$G_{CS}^N(s) = \frac{K_N(Ls+R)G_g(s) + K_E K_{TS} G_g(s)}{[J s^2 (Ls+R) + K_N(Ls+R) + K_E K_{TS} + G_g(s) K_2 K_{TS} + K_1 K_2 K_T]} \quad (2)$$

同理,单独由阻尼力矩引起的隔离度传递函数为:

$$G_{CS}^\omega(s) = s \frac{K_\omega(Ls+R)G_g(s) + K_E K_T G_g(s)}{[J s^2 (Ls+R) + K_\omega(Ls+R) + K_E K_{TS} + G_g(s) K_2 K_{TS} + K_1 K_2 K_T]} \quad (3)$$

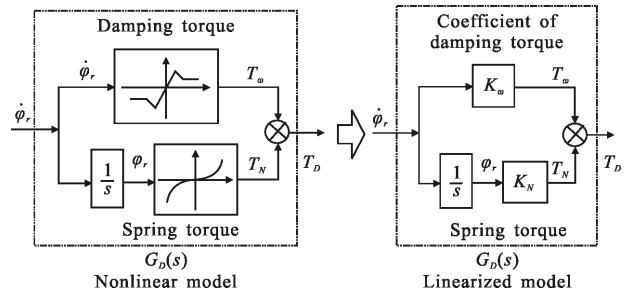
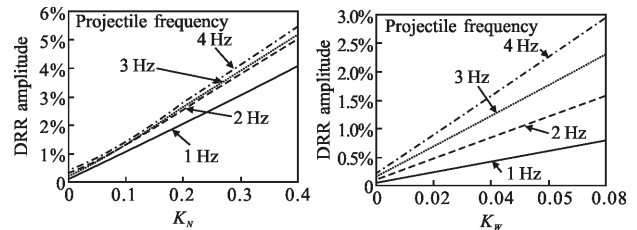


图 3 干扰力矩模型的线性化近似

Fig.3 Linearization approximate mode of disturbance torque

利用上述传递函数关系,可以对不同频率处隔离度幅值随干扰力矩系数的变化情况进行研究,图 4 表明:在一定频率的输入下,隔离度幅值与干扰力矩系数近似呈线性关系。因此,虽无法在工程中进行直接获取,可用弹体典型自振频率 2 Hz 处的隔离度幅值 R_{dr} (简称隔离度)进行表征。



(a) 弹簧力矩系数

(b) 阻尼力矩系数

(a) Spring torque coefficient K_N (b) Spring torque coefficient K_ω

图 4 不同频率处隔离度幅值随力矩系数变化曲线

Fig.4 Curves of DRR with coefficient in different frequencies

2 导引头隔离度对制导精度的影响

在导弹的飞行过程中,由于隔离度的存在,控制系统接收导引头输出的错误弹目视线角速度作为制导指令,改变弹体姿态,而因此产生的弹体附加姿态运动又导致扰动分量耦合于导引头输出信息中,这样便在制导系统中形成了一个附加回路-隔离度寄生回路。

在速度指向误差与目标随机机动输入下,平台导引头隔离度作用时的比例导引制导系统框图如图 5 所示。制导系统以 4 次 1 阶环节表示,其中制导滤波器 1 次,自动驾驶仪 3 次,制导系统时间常数为 T_g ; T_α 为攻角时间常数;定义剩余制导时间为 T_{g0} ,其

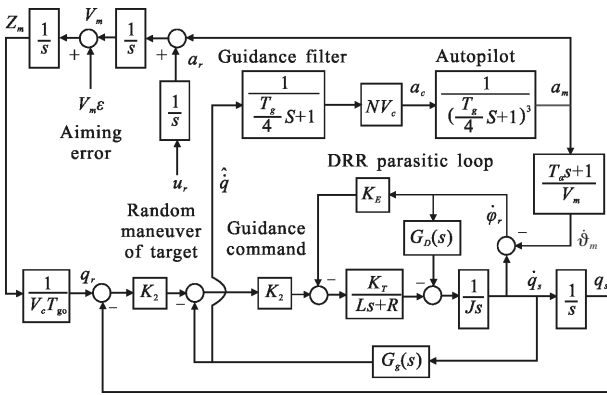


图 5 隔离度作用时的制导系统框图

Fig.5 Block of guidance system under the action of DRR

中 $T_{go} = T_F - t$, T_F 为制导时间, t 为导弹飞行时间; 弹目相对飞行速度与导弹速度的比值为 V_c/V_m 。容易推导, 隔离度寄生回路闭环传递函数为:

$$G_{DL}(s) = \frac{a_m(s)}{\dot{q}(s)} \frac{NV_c}{\left(\frac{T_g}{4} + 1\right)^4 - \frac{NV_c}{V_m} (T_g s + 1) G_{CS}(s)} \quad (4)$$

式中: $G_{CS}(s)$ 为隔离度传递函数, 当单独考虑弹簧力矩的影响时, $G_{CS}(s) = G_{CS}^N(s)$; 而单独研究阻尼力矩的影响时, 取 $G_{CS}(s) = G_{CS}^o(s)$ 。

将公式(2)、(3)代入公式(4), 易得由弹簧力矩引起的寄生回路闭环传递函数的特征方程为:

$$\left(\frac{T_g}{4} + 1\right)^4 - \frac{NV_c}{V_m} (T_g s + 1) \frac{K_N(Ls + R)G_g(s) + K_E K_7 s G_g(s)}{[Js^2(Ls + R) + K_N(Ls + R) + K_E K_7 s + G_g(s)K_2 K_7 s + K_1 K_2 K_7]} \quad (5)$$

阻尼力矩引起的寄生回路闭环传函的特征方程为:

$$\left(\frac{T_g}{4} + 1\right)^4 - \frac{NV_c}{V_m} (T_g s + 1) s \frac{K_o(Ls + R)G_g(s) + K_E K_7 G_g(s)}{[Js^2(Ls + R) + K_o(Ls + R) + K_E K_7 s + G_g(s)K_2 K_7 s + K_1 K_2 K_7]} \quad (6)$$

依据公式(5)、(6)利用劳斯稳定判据, 可以得到干扰力矩引起的隔离度寄生回路稳定区域, 仿真结果如图 6 所示。根据该稳定边界, 易知不同 T_d/T_g 下制导系统失稳时所对应的隔离度。

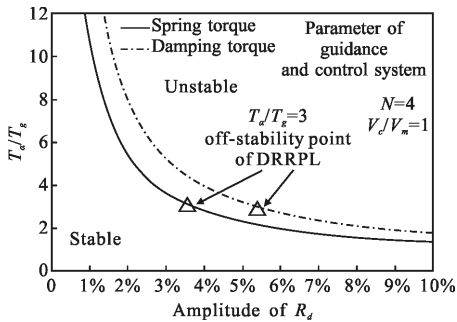
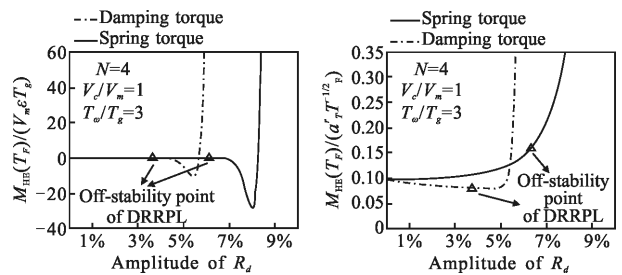


图 6 隔离度寄生回路稳定边界曲线对比

Fig.6 Comparison of stable boundary of DRRPL

基于隔离度作用下制导系统的模型, 可利用伴随法分析^[12]确定性与随机性误差输入下, 干扰力矩对制导精度的影响^[13-14], 图 7 为 $T_F/T_g=10$ 时, 系统分别在初始速度指向与目标随机机动输入下, 无量纲脱靶量 $M_{HE}/(V_m \epsilon T_g)$ 与 $M_{ar}/(a T_g)$ 随隔离度幅值 R_d 的变化曲线。由仿真结果分析可知: 在寄生回路稳定区域内, 随着隔离度幅值 R_d 的提高, 制导系统的脱靶量略有提升; 寄生回路失稳后, 制导系统的脱靶量迅速增加。与弹簧力矩引起的隔离度相比, 阻尼力矩引起

的隔离度对制导精度的影响较小。



(a) 速度指向误差输入

(b) 目标随机机动输入

(a) Speed pointing error input (b) Target random maneuver input

图 7 干扰力矩作用所引起的无量纲脱靶量曲线

Fig.7 Curve of non-dimensional miss distance under the action of disturbance torque

3 基于 STUKF 的干扰力矩补偿算法设计

由于隔离度寄生回路的存在, 平台导引头输出信息中除真实弹目视线角速度外还包含了弹体扰动分量。以此信息作为制导指令, 会降低系统的制导精度。通过设计 STUKF 估计模型, 对干扰力矩进行在线辨识与补偿, 以实现隔离度的抑制。

3.1 滤波模型的建立

反电动势回路与干扰力矩回路的存在, 引发了隔离度问题, 降低了导引头跟踪目标的能力。依靠平台内框架角速率陀螺所敏感的光轴旋转角速度与弹

载姿态角速率陀螺所测量的弹姿态运动信息可以对框架角速度 $\dot{\varphi}_r$ 进行解算, 进而对反电动势进行估计与补偿; 通过 STUKF 算法能准确地计算出干扰力矩 T_D , 据此辨识结果生成电信号前馈至伺服机构电枢电流处以补偿干扰力矩。采用上述方案的导引头等效模型如图 8 所示。

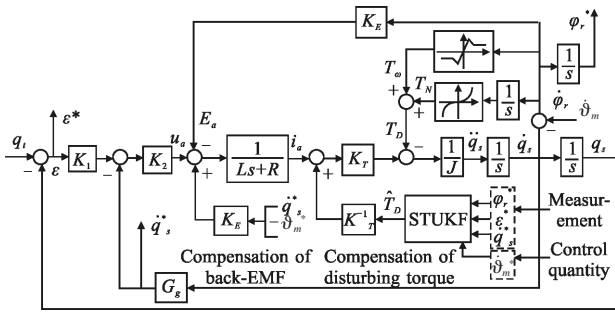


图 8 基于 STUKF 补偿干扰力矩的平台导引头等效模型

Fig.8 Gimbaled seeker equivalent model with STUKF method of disturbing torque compensation

图 9 为平台导引头 STUKF 的估计模型。为简化建模与计算过程, 将干扰力矩近似线性化并令角速率陀螺 $G_g(s) \approx 1$ 。通过对力矩系数 K_N 与 K_ω 进行在线辨识, 利用近似关系 $T_D = K_N \dot{\varphi}_r + K_\omega \varphi_r$ 估计补偿干扰力矩。根据图 9 模型, 可以建立导引头动力学微分方程组:

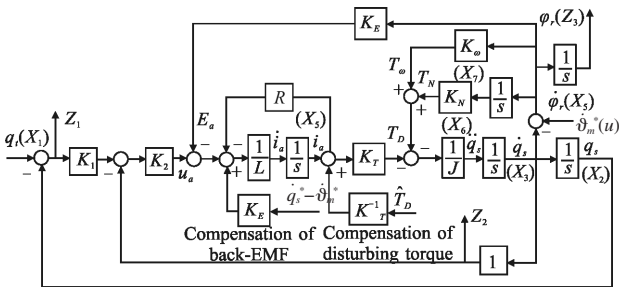


图 9 平台导引头干扰力矩 STUKF 估计模型

Fig.9 Gimbaled seeker estimating model with STUKF method for disturbing torque

$$\begin{cases} \dot{q}_s = \frac{K_T}{J} i_a - \frac{K_\omega}{J} \dot{q}_s - \frac{K_N}{J} \varphi_r + \frac{K_\omega}{J} \dot{\vartheta}_m - \frac{1}{J} T_D \\ \dot{i}_a = \frac{K_1 K_2}{L} (q_t - q_s) - \frac{K_2 + K_E}{L} \dot{q}_s - \frac{R}{L} i_a + \frac{K_E}{L} \dot{\vartheta}_m + \frac{K_E}{L} \dot{\varphi}_r \\ \dot{\varphi}_r = \dot{q}_s - \dot{\vartheta}_m \end{cases} \quad (7)$$

选取状态变量为: $X = [X_1 \ X_2 \ X_3 \ X_4 \ X_5 \ X_6 \ X_7]^T = [q_t \ q_s \ \dot{q}_s \ i_a \ \varphi_r \ K_N \ K_\omega]^T$ 。

考虑到系统干扰的存在, 将弹目视线角速度设为 $\dot{q}_t = w_T(t)$, $w_T(t)$ 为均值为零的高斯白噪声, 其方差记为 $Q_T(t)$ 。

将弹簧力矩系数 K_N 与阻尼力矩系数 K_ω 分别设为受随机白噪声激励的状态变量, 以 w_{K_N}, w_{K_ω} 来表示, 并将两者组成的方差矩阵记为 $Q_K(t)$:

$$\begin{cases} \dot{K}_N(t) = w_{K_N} \\ \dot{K}_\omega(t) = w_{K_\omega} \end{cases}$$

以探测器输出的误差角 ε 、角速率陀螺测量的光轴转动角速度 \dot{q}_s 以及导引头框架传感器输出的框架角 φ_r 为滤波模型的量测量:

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

上述物理量的测量值与真实值存在如下关系:

$\varepsilon^* = \varepsilon + v_1, \dot{q}_s^* = \dot{q}_s + v_2, \varphi_r^* = \varphi_r + v_3$ 。其中 v_1, v_2, v_3 为均值为零、标准差分别为 $\sigma_{v1}, \sigma_{v2}, \sigma_{v3}$ 的测量白噪声。

以弹载角速率陀螺测量得到的弹体摆动角速度作为系统的输入量 u , 且 $\dot{\vartheta}_m^* = \dot{\vartheta}_m + v_u$ 。测量噪声 v_u 的均值为零, 方差为 σ_u 。

系统的状态方程与量测方程可以表示为:

$$\begin{cases} \dot{X}(t) = f[X(t)] + W(t) \\ Z(t) = h[X(t)] + V(t) \end{cases} \quad (8)$$

其中, 状态函数为:

$$f[X(t)] = \begin{bmatrix} 0 \\ X_3 \\ \frac{K_T}{J} X_4 - \frac{1}{J} X_3 X_7 - \frac{1}{J} X_5 X_6 + \frac{\dot{\vartheta}_m^*}{J} X_7 \\ \frac{K_1 K_2}{L} X_1 - \frac{K_1 K_2}{L} X_2 - \frac{K_2 + K_E}{L} X_3 - \frac{R}{L} X_4 + \frac{K_E \dot{\vartheta}_m^*}{L} + \frac{K_E \dot{\varphi}_r^*}{L} \\ X_3 - \dot{\vartheta}_m^* \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}$$

噪声干扰向量 $W(t) = [w_T(t) \ 0_{1 \times 4} \ w_{K_N}(t) \ w_{K_\omega}(t)]^T$, 其中 w_T 的方差记为 $Q_T, w_{K_N}, w_{K_\omega}$ 组成的方差矩阵记为 Q_K 。系统的方差阵为:

$$Q_K = \begin{bmatrix} Q_T & 0_{1 \times 4} & 0_{1 \times 2} \\ 0_{4 \times 1} & 0_{4 \times 4} & 0_{4 \times 2} \\ 0_{2 \times 1} & 0_{2 \times 4} & Q_K \end{bmatrix}$$

$$\text{量测函数为: } h[X(t)] = \begin{bmatrix} X_1 - X_2 \\ X_3 \\ X_5 \end{bmatrix}$$

系统的测量噪声为: $V(t) = [v_1 \ v_2 \ v_3]^T$ 。

其均方差矩阵为: $R_k = \text{diag}(\sigma_{v1}^2, \sigma_{v2}^2, \sigma_{v3}^2)$ 。

3.2 基于 STUKF 算法的导引头工作回路仿真实验

由 3.1 小节内容可知, 系统状态方程为非线性模型, 且滤波器模型与真实系统存在差异。为提升辨识精度, 在此利用 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。

其算法流程为: 先不引入渐消因子, 通过预测更新以确定由 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_l^k 。设多重渐消因子矩阵为 $\Lambda_k = \text{diag}\{\lambda_{1,k}, \lambda_{2,k}, \dots, \lambda_{n,k}\}$, 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: $c_k = \text{Tr}(N_k) / \text{Tr}(L_k)$, 其中 $\text{Tr}(\cdot)$ 为求迹算子; $N_k = V_{0,k} - (P_{(XZ)k/k-1}^I)^T (M_l^k)^{-1} Q_k (M_l^k) P_{(XZ)k/k-1}^I - R_k$; $L_k = P_{(XZ)k/k-1}^I - V_{0,k} + N_k$;

$$\text{且有: } V_{0,k} = \begin{cases} [Z_1 - h(\bar{X}_1)][Z_1 - h(\bar{X}_1)]^T, & k=1 \\ \frac{\rho V_{0,k} + [Z_1 - h(\bar{X}_1)][Z_1 - h(\bar{X}_1)]^T}{1 + \rho}, & k > 1 \end{cases}, \rho \text{ 为}$$

遗忘因子, 一般取值 $0.95 \leq \rho \leq 0.995$ 值。

对渐消因子进行 Cholesky 分解, 得到:

$$\Lambda_k = \bar{\Lambda}_k \cdot \bar{\Lambda}_k^T$$

式中: $\bar{\Lambda}_k = \text{diag}(\sqrt{\lambda_{1,k}}, \sqrt{\lambda_{2,k}}, \dots, \sqrt{\lambda_{3,k}})$ 。

利用 M_l^k 计算引入渐消因子后的预测协方差矩阵:

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

最后, 利用 M_k 计算引入 Λ_k 的一步预测样本点与协方差以求出滤波增益 K_k 并进行状态估计。

在滤波模型搭建完毕后, 首先在导引头工作回路中, 输入取值为 $q_i = 3^\circ t$ ($\dot{q}_i = 3^\circ/\text{s}$) 的真实弹目视线角, 利用 STUKF 算法对干扰力矩进行辨识补偿, 抑制平台导引头的隔离度, 以对滤波器性能进行验证。该仿真实验采用参考文献[9]中的非线性模型对真

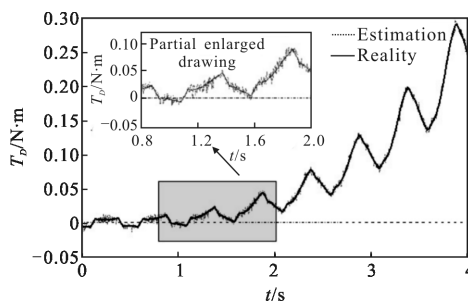
实干扰力矩进行模拟。滤波器采样周期 T_s 为 10^{-3} s, 干扰力矩补偿数值的更新频率 f_u 取 1 kHz。在此, 令弹体作振幅为 3° , 频率为 2 Hz 的正弦摆动, 以模拟弹体扰动运动。考虑到弹体扰动引起的干扰力矩变化与系统建模误差, 选取参数 $a_1 = a_2 = \dots = a_5 = 1, a_6 = a_7 = 2.5$ 调整预测均方差阵, 以提升滤波增益, 达到优化算法改善辨识精度的目的。

数值仿真中, 滤波器量测误差输入为某型激光半主动制导武器传感器测量误差统计量, 取值如表 3 所示。图 10 为数学仿真结果。

表 3 基于 STUKF 的模型仿真参数

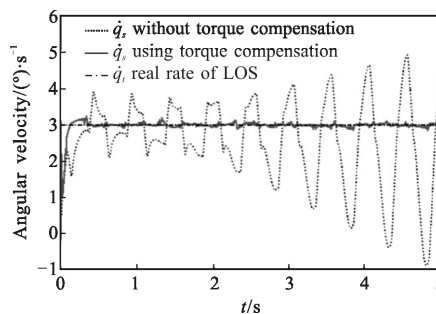
Tab.3 Simulation parameters of model using STUKF method

Parameter	$\sigma_{v1}/(^\circ)$	$\sigma_{v2}/(^\circ) \cdot \text{s}^{-1}$	$\sigma_{v3}/(^\circ)$	$\sigma_{v4}/(^\circ) \cdot \text{s}^{-1}$
Value	0.1	0.3	0.2	0.3



(a) 干扰力矩估计

(a) Estimation of disturbing torque



(b) 补偿干扰力矩前后光轴转动角速度

(b) Optical axis angular velocity before and after compensating disturbing torque

图 10 基于 STUKF 的非线性干扰力矩估计与补偿结果

Fig.10 Estimation and compensation result of nonlinear disturbing torque using STUKF

由图 10(a) 可知: 采用 STUKF 算法能有效地消除建模误差, 利用滤波模型根据量测量快速准确地估

计算出干扰力矩 T_D 。图 10(b)表明:干扰力矩的补偿,可有效地隔离弹体姿态运动,提升导引头光轴跟踪真实弹目视线角速度的能力,并基本上消除了隔离度对导引头输出信息精度的影响,使其为导弹的控制系统提供高品质的制导指令。

工程应用中,弹载微处理器需要一定的时间进行数据处理,因此,无法做到真正的实时补偿。在上述仿真实验中,干扰力矩补偿数值的更新频率 f_u 为 1 kHz。实际工程应用中,可以通过选用合适的处理器提高数据传输与处理能力,以在补偿数值的更新区间内尽快完成对力矩的辨识。为验证基于 STUKF 算法的力矩辨识补偿方案对于 f_u 的鲁棒性,在不同数值更新频率下进行干扰力矩的辨识补偿实验,仿真曲线如图 11 所示。仿真结果表明,导引头光轴对视线角速度的跟踪能力会随着更新频率 f_u 的增加而提升。在一定范围内降低 f_u ,STUKF 算法依旧可以在较短时间内完成收敛以实现导引头光轴对弹目视线角速率的跟踪。据此,在工程中可根据弹载 CPU 的数据处理能力与系统硬件配置调整 f_u ,以实现补偿方案应用,但为保证算法的收敛性, f_u 需至少到达 200 Hz。

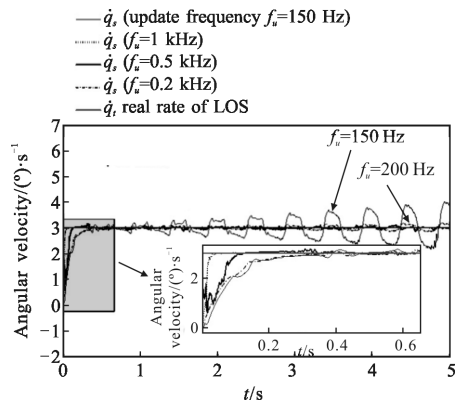


图 11 不同补偿数值更新频率下的仿真结果

Fig.11 Simulation result with different update frequencies

3.3 干扰力矩补偿方案对制导系统的性能影响

基于 STUKF 良好的性能,提出利用弹载传感器的量测信息,采用 STUKF 算法对干扰力矩进行实时辨识,并将估计结果前馈至伺服电机电流信号处的干扰力矩补偿方案。现以初始速度指向误差与弹体姿态扰动为系统干扰源,通过对制导系统的数值仿真,研究 STUKF 对制导系统性能的改善程度。引入 STUKF 后的制导系统框图如图 12 所示。

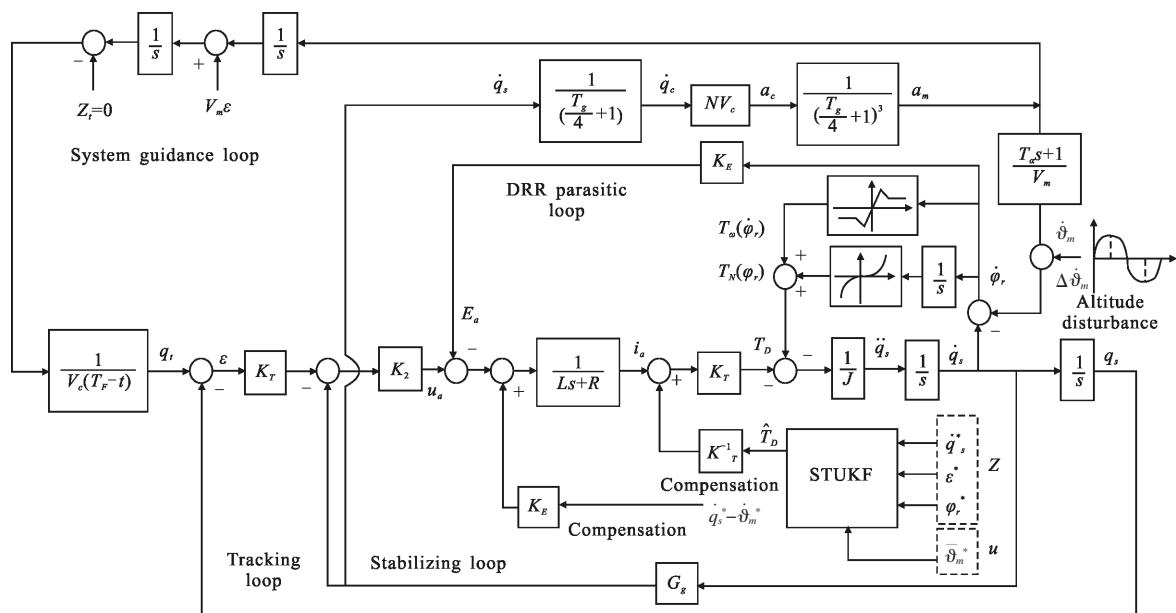


图 12 引入 STUKF 的制导系统框图

Fig.12 Block diagram of guidance system with SYUKF method

数值仿真中引入的量测噪声标准差与仿真环境与 3.2 节相同,考虑到初始扰动、空气扰动、弹道风等外界随机干扰因素,在导弹飞行时输入振幅为

1°、频率为 2 Hz、形式为正弦摆动的弹体姿态扰动。取干扰力矩补偿数值的更新频率为 1 kHz,在上述条件下,研究 $T_r=5$ s 时,STUKF 算法对制导系统的影

响。制导系统的仿真参数如表 4 所示。图 13 为干扰力矩的估计情况，而干扰力矩在线补偿方案对制导信息品质的改善程度如图 14 所示。由图 13 可以看出，STUKF 算法依然可以快速收敛，完成对导引头干扰力矩的准确估计。从图 14(a)可以看出：引入 STUKF 算法前，弹目视线角速度在隔离度的作用下会于导弹的制导过程中产生波动；由于寄生回路将弹体扰动信息引入制导系统，导引头无法实现对弹目视线角速度的准确跟踪，严重地影响了其输出制导指令的精度。将图 14(a)、(b)进行对比可以看出，采用 STUKF 算法对于干扰力矩经行在线补偿后，系统基本消除了隔离度对视线角速度的影响，同时导引头光轴对弹目视线角速度的跟踪能力也得到了改善。干扰力矩的补偿使导引头输出信息的品质得到了提升，并增强了导弹制导系统的性能。

表 4 采用 STUKF 的制导系统仿真参数

Tab.4 Simulation parameters of guidance system using STUKF method

Parameter	$\varepsilon_r/(\circ)$	$v_r/m \cdot s^{-1}$	N	T_g/s	T_a/s
Value	5	300	4	0.4	1

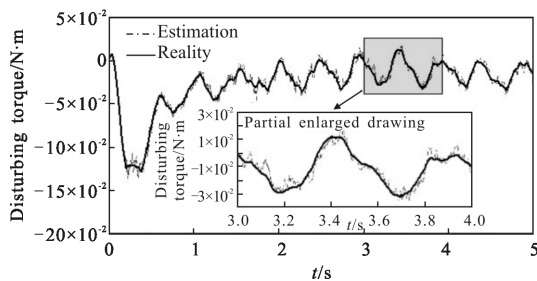
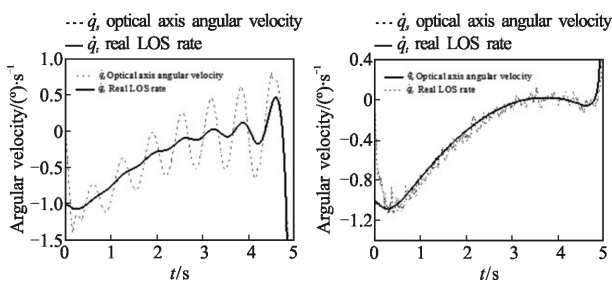


图 13 $T_f=5s$ 时，干扰力矩的估计情况

Fig.13 Estimation of disturbing torque when $T_f=5s$



(a) 未补偿干扰力矩 (b) 干扰力矩补偿后
(a) Without compensating disturbance torque (b) With compensation method using STUKF

图 14 STUKF 对导引头输出信息的影响

Fig.14 Accuracy of seeker after using STUKF

利用蒙特卡罗方法可对不同制导时间 T_f 下有无 STUKF 算法时制导系统的脱靶量曲线进行仿真，结果如图 15 所示：在隔离度的作用下，无干扰力矩补偿时，导弹的脱靶量增加且收敛时间增长。基于 STUKF 算法在线补偿干扰力矩可以有效地抑制隔离度对制导系统的影响，使制导精度基本达到无隔离度存在时的水平，当末制导时间 $T_f > 12T_g$ 时，脱靶量基本可以收敛至零。综上，利用 STUKF 算法估计补偿干扰力矩，可以有效地使制导精度得到提升。

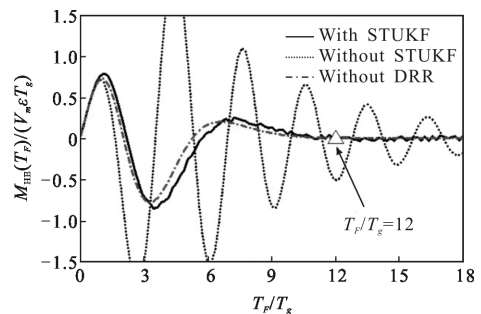


图 15 不同 T_f 下 STUKF 对脱靶量的影响

Fig.15 Effect of STUKF on miss distance at different T_f

4 结论

文中在建立平台导引头隔离度模型的基础上，简要分析了其成因与对导弹制导系统的影响，设计了基于 STUKF 算法的导引头干扰力矩在线补偿方案，并得到以下结论：

(1) 由阻尼力矩与弹簧力矩构成的干扰力矩为降低激光平台导引头跟踪能力、引发隔离度问题的主要因素。与阻尼力矩引起的隔离度相比，弹簧力矩对制导精度的影响更为严重。

(2) 针对平台导引头的隔离度问题，可采取在线补偿干扰力矩的方案，建立适用于该方案的滤波模型，对干扰力矩进行估计与补偿，以达到抑制隔离度的目的。

(3) 采用 STUKF 算法可以消除滤波器的建模误差，解决干扰力矩难以精确建模的问题，快速并准确地估计出干扰力矩，以对其进行前馈补偿。数字仿真与实验结果表明：文中所提方案能有效地对导引头的隔离度进行抑制，提升系统的制导精度。

参考文献：

[1] Huang Jipeng, Wang Yanjie, Sun Honghai, et al. Precise

- position measuring system for laser spot [J]. *Optics and Precision Engineering*, 2013, 21(4): 841–848. (in Chinese)
黄继鹏, 王延杰, 孙宏海, 等. 激光光斑位置精确测量系统 [J]. 光学精密工程, 2013, 21(4): 841–848.
- [2] Song Tao, Lin Defu, Qi Zaikang. Analysis on the models of seeker disturbance rejection rate [J]. *Transactions of Beijing Institution of Technology*, 2013, 33(6): 575–580. (in Chinese)
宋韬, 林德福, 祁载康. 平台导引头隔离度模型辨析 [J]. 北京理工大学学报, 2013, 33(6): 575–580.
- [3] Masten M K. Applications of control theory to design of line-of-sight stabilization systems [C]//American Control Conference, IEEE, 1985: 1219–1222.
- [4] Song Tao, Lin Defu, Qi Zaikang, et al. Analysis on the characteristic of seeker disturbance rejection rate parasitical loop [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2013, 42(12): 3309–3314. (in Chinese)
宋韬, 林德福, 祁载康, 等. 平台导引头隔离度寄生回路特性分析 [J]. 红外与激光工程, 2013, 42(12): 3309–3314.
- [5] Du Yunli, Xia Qunli, Qi Zaikang. Research on effect of seeker disturbance rejection rate with phase lag on stability of parasitical loop [J]. *Acta Armamentarii*, 2011, 32(1): 28–32. (in Chinese)
杜运理, 夏群利, 祁载康. 导引头隔离度相位滞后对寄生回路稳定性影响研究 [J]. 兵工学报, 2011, 32(1): 28–32.
- [6] Wang Jiaxin, Lin Defu, Qi Zaikang, et al. Effect of strapdown seeker disturbance rejection rate on stability of PNG system [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2013, 42(10): 2608–2613. (in Chinese)
王嘉鑫, 林德福, 祁载康, 等. 全捷联导引头隔离度对制导稳定性的影响 [J]. 红外与激光工程, 2013, 42(10): 2608–2613.
- [7] 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.
- [8] Kwon Y S, Hwang H Y, Choi Y S. Stabilization loop design on direct drive gimbaled platform with low stiffness and heavy inertia [C]//International Conference on Control, Automation and Systems, 2007: 320–325.
- [9] 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.
- [10] Xu Jiao, Wang Jiang, Song Tao, et al. A disturbance observer-based inhibition method for disturbance rejection rate of seeker [J]. *Acta Armamentarii*, 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.
- [11] Zhang Nawen, Wang Yun, Liu Changyun, et al. Srtong tracking unscentad Kalman filter for tracking a ballistic target based on a maximum posterior estimation [J]. *Journal of Air Force Engineering University (Nature Science Edition)*, 2014, 15(5): 25–29. (in Chinese)
张纳温, 汪云, 刘昌云, 等. 基于极大后验估计的 STUKF 算法跟踪再入弹道目标 [J]. 空军工程大学学报: 自然科学版, 2014, 15(5): 25–29.
- [12] Wang Lei, Xia Qunli, Meng Xiuyun, et al. The study on proportional navigation based on the method of adjoint [J]. *Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance*, 2012, 32(4): 64–68. (in Chinese)
王磊, 夏群利, 孟秀云, 等. 基于伴随法的比例导引制导精度研究 [J]. 弹箭与制导学报, 2012, 32(4): 64–68.
- [13] Nesline F W, Zarchan P. Radome induced miss distance in aero-dynamically controlled homing missile [C]//Proceedings of AIAA Guidance and Control Conference, 1984.
- [14] Zarchan P. Tactical and Strategic Missile Guidance [M]. US: AIAA, 2007.