

DOI:10.11918/202006115

导引头角跟踪系统前置滤波控制方法

许瑞¹,方斌¹,明宝印²,聂光戌¹,徐洋³

(1. 空军工程大学 航空工程学院,西安 710038; 2. 空军装备研究院,北京 100076;
3. 中国空气动力研究与发展中心,四川 绵阳 621000)

摘要:为解决传统基于速率陀螺反馈的模拟式导引头角跟踪回路控制方法跟踪现代高速、大机动目标能力较弱的问题,引入卡尔曼滤波概念,提出了一种基于滤波环节前置的导引头角跟踪系统控制方法。首先在导弹弹体视线坐标系中建立数学模型,推导了导引头角跟踪系统状态方程,并以目标“当前”统计模型描述目标机动,依据导引头实际可测量条件选取失调角作为系统唯一观测量;而后分析了传统角跟踪控制方式跟踪精度低、发散早的内在限制因素,构想了前置卡尔曼滤波改进控制方法;在此基础上设计了卡尔曼时域离散状态估计器,实现了导引头信息的在线实时迭代解算;最后分别针对导弹从迎头、尾后、侧向3个角度攻击采取不同机动规避策略目标的场景,进行了导引头角跟踪情况对比。仿真结果表明,基于滤波环节前置的改进控制方法可减小因目标机动所造成的失调角震荡,延迟角跟踪系统的发散时间,进一步压缩导引头末段失控距离,改善导引头抗大机动目标能力并最终提高导弹命中概率。

关键词:角跟踪系统;卡尔曼滤波;导引头;失调角;视线角速度

中图分类号: E927 **文献标志码:** A **文章编号:** 0367-6234(2021)12-0106-08

A pre-filter control method for seeker angle tracking system

XU Rui¹, FANG Bin¹, MING Baoyin², NIE Guangxu¹, XU Yang³

(1. Aeronautics Engineering College, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China; 2. Equipment Academy of Air Force, Beijing 100076, China; 3. China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, Sichuan, China)

Abstract: To address the problem that the traditional angle tracking loop based on rate gyros has difficulties in tracking modern high-speed and large maneuvering targets, a novel control method of angle tracking system based on pre-filter was proposed by introducing the concept of Kalman filter. Firstly, the mathematical model was established in body LOS coordinates, and tracking state equations of the angle tracking system were derived. The target maneuver was described by the “current” statistical model, and the misalignment angle was selected as the only observed quantity according to the actual measurable conditions of the seeker. Then the internal factors of low accuracy and early divergence of the traditional angle tracking control method were analyzed, and the improved method of pre-filter was proposed. The discrete state estimator of Kalman filter was designed, and the online real-time iterative solution of seeker was realized. Finally, considering the scenarios that the target adopts different evasive maneuvering strategies accordingly under the attacks of the missile from three different angles, the tracking results were compared. Results show that the improved pre-filter control method could reduce the shock caused by target maneuvering, delay the divergence time of the angle tracking system, further increase the terminal control distance of the seeker, enhance the capability of the seeker against large maneuvering targets, and thus effectively improve the hit probability of the missile.

Keywords: angle tracking system; Kalman filter; seeker; misalignment angle; LOS rate

导引头角跟踪系统是制导系统的关键组成部分,为准确测量弹目相对运动关系,导引头需在速度、距离、角度3个维度上完成对目标的稳定跟踪,而角度跟踪则是在速度、距离跟踪回路闭合后,提取惯性视线角速度信息,形成导弹控制指令的重要环节,其跟踪误差大小对导弹末制导精度起决定性影

响^[1-2]。

目前,导引头实现角跟踪过程主要采取基于速率陀螺反馈的模拟式伺服控制方法,该方法原理简洁且易于直接输出视线角速度信息,但作为一阶无静差系统,无法实现对机动目标的持续稳定跟踪^[2-4]。随着现代空中威胁向着高隐身、宽速域、大机动趋势发展,传统跟踪方式已经难以适应高精度制导武器发展需求,亟待完善改进。

针对上述问题,文献[5]依托目标信息滤波,引入“当前”机动模型修正跟踪回路;文献[6]推导了

收稿日期:2020-06-20

基金项目:空军工程大学校长基金(XZJY2019020)

作者简介:许瑞(1996—),男,硕士研究生

通信作者:方斌,Xu1825403346@163.com

修正球坐标下的系统状态方程, 实现了从视线角序列中提取角速度信息, 但没有考虑跟踪控制; 文献[7-8]提出通过增加带宽来改善伺服系统角跟踪精度, 同时引入了更多随机噪声, 不利于导引头保持抗干扰性能; 文献[9]采用预设性能控制方法, 针对弹体干扰和摩擦力矩影响跟踪系统动态响应情况, 设计了导引头控制器, 然而缺少弹目真实对抗环境下的跟踪性能评估; 文献[10]在笛卡尔坐标系内建立了跟踪系统方程, 使用 EKF 滤波估计目标运动位置, 并控制雷达波束指向目标; 文献[11]同样使用 EKF 滤波方法, 来解决系统状态方程与量测方程之间非线性转换, 但未分析失调角问题; 此外, 文献[12-13]还分析了导引头角跟踪分别采用 UKF 滤波与粒子滤波算法时的具体迭代过程与跟踪精度, 仍未能考虑导引头实际可测量的限制因素。

这些研究内容为改进角跟踪系统提供了有益思路, 但仍有待完善: 1) 系统方程大多基于惯性参考系构建^[14], 没有考虑导引头工作在弹体固连动坐标系中的实际情况; 2) 普遍选择弹目视线俯仰或方位角作为系统观测量, 忽略了导引头只敏感失调角的客观限制条件; 3) 对于导弹这种攻防态势剧烈变化, 信息实时处理要求很高的武器装备(导引头更新频率一般为 100 Hz), 计算量大的复杂滤波算法在具体应用中比较受限。为此, 本文旨在探索一种导弹导引头角跟踪系统控制新方法, 既能满足制导精度要求, 又可保证弹载实时解算。

1 坐标系及转换关系

导引头安装在具有寻的特点的空空导弹上, 雷达测量平台也固联于导弹这个非惯性系, 其直接测量数据只有失调角^[1], 为真实分析角跟踪系统性能, 必须在弹载坐标系中推导系统状态模型和观测方程, 主要涉及的坐标系及其转换如图 1 所示。

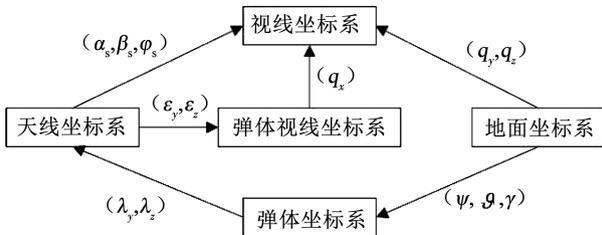


图 1 坐标系及转换关系

Fig. 1 Coordinate frames and transformation relationships

图 1 中视线坐标系和弹体视线坐标系均与弹体固联, 为非惯性参考系^[12,14], 其横轴都由弹体质心指向目标所在位置点, 两者相差一个视线滚转角 q_x 。另外 ψ, θ, γ 为弹体坐标系与地面坐标系所夹

姿态角, q_y, q_z 为视线方位角和视线俯仰角, λ_y, λ_z 为天线平台与弹体所夹伺服系统框架角, $\varepsilon_y, \varepsilon_z$ 为导引头方位与俯仰失调角。

2 角跟踪系统状态方程

2.1 系统方程推导

导引头跟踪目标, 是通过接收机敏感天线坐标系与弹体视线坐标系之间的角度指向误差即失调角, 之后驱动天线朝减小失调角的方向转动, 并使失调角不断趋向于 0 的动态过程^[12-31]。导引头一旦处于稳定跟踪状态, 角跟踪系统输出的误差电压将正比于视线角速度, 上述两坐标系之间的角度关系如图 2 所示。

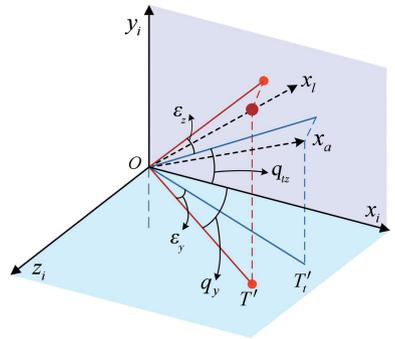


图 2 天线坐标系与弹体视线坐标系

Fig. 2 Antenna coordinates and body LOS coordinates

图 2 中 O 点为导弹当前时刻位置, Ox_i 轴上红点代表目标真实位置, 其在水平面上的投影为 T' , Ox_a 轴为当前天线波束所指方向, 该方向在水平面内投影线为 OT'_l 。当导引头稳定跟踪目标后, Ox_i 与 Ox_a 轴在空间中指向差别很小^[9,13], 其在水平面的偏差 $\angle T'_lOT'$ 即为方位失调角 ε_y , 同理俯仰失调角为 ε_z 。下面以俯仰通道为例, 在弹体视线坐标系中推导角跟踪系统状态方程: 取视线俯仰角为 q_z , 天线波束指向在惯性坐标系中的俯仰角为 q_{lz} , 则视线俯仰角速度为

$$\dot{q}_z = \dot{q}_{lz} + \dot{\varepsilon}_z \quad (1)$$

天线相对惯性系的转动角速度在天线坐标系中投影分量为 $[\omega_{ax} \ \omega_{ay} \ \omega_{az}]^T$, 则惯性视线角速度的完整表达为

$$\dot{q} = \dot{\varepsilon} + \begin{bmatrix} \cos \varepsilon_z \cos \varepsilon_y & \sin \varepsilon_z & -\cos \varepsilon_z \sin \varepsilon_y \\ -\sin \varepsilon_z \cos \varepsilon_y & \cos \varepsilon_z & \sin \varepsilon_z \sin \varepsilon_y \\ \sin \varepsilon_y & 0 & \cos \varepsilon_y \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_{ax} \\ \omega_{ay} \\ \omega_{az} \end{bmatrix} \quad (2)$$

依据小角度假设, 其中视线俯仰角速度可进一步近似写成

$$\dot{q}_z = \dot{\varepsilon}_z + \varepsilon_y \omega_{ax} + \omega_{az} \quad (3)$$

设图 2 中弹目距离矢量为 r , 其二阶导数为

$$\frac{d^2 r}{dt^2} = \frac{\partial^2 r}{\partial t^2} + 2\omega \times \frac{\partial r}{\partial t} + \omega \times (\omega \times r) + \frac{\partial \omega}{\partial t} \times r \quad (4)$$

式中 ω 为弹体视线坐标系相对地面坐标系的旋转角速度, 这里假设视线滚转角足够小, 即 $q_x \approx 0$, ω 在弹体视线坐标系中的投影可写成^[14]:

$$\omega = [\dot{q}_y \sin q_z \quad \dot{q}_y \cos q_z \quad \dot{q}_z]^T \quad (5)$$

同时, 由于距离的二阶导数代表了相对加速度, 则式(4)也可表示为

$$\frac{d^2 r}{dt^2} = [a_{tx} \quad a_{ty} \quad a_{tz}]^T - [a_{mx} \quad a_{my} \quad a_{mz}]^T \quad (6)$$

式中, 等式右边两项分别是目标与导弹加速度在弹体视线坐标系中的投影分量, 将式(5)、(6)一起带入式(4)中并化简, 可得到视线俯仰角的二阶导数为

$$\ddot{q}_z = -2 \frac{\dot{r}}{r} \dot{q}_z + \frac{a_{ty} - a_{my}}{r} - \dot{q}_x \dot{q}_y \quad (7)$$

同理, 依照上述过程也可同时推得视线方位角的二阶导数式为

$$\ddot{q}_y = -2 \frac{\dot{r}}{r} \dot{q}_y - \frac{a_{tz} - a_{mz}}{r \cos q_z} + 2 \dot{q}_y \dot{q}_z \tan q_z \quad (8)$$

显然上述视线角速度的二阶导数式中均含有视线角速度的乘积项, 因此导弹两个通道存在交叉耦合。为简化弹体控制设计, 可以认为导弹一般具备横滚稳定性, 且忽略视线角速度二阶小量^[2, 13-15], 两通道就可完全解耦处理, 由此得到含俯仰、方位两通道的导引头跟踪系统状态方程为

$$\begin{cases} \dot{\varepsilon}_z = \dot{q}_z - \varepsilon_y \omega_{ax} - \omega_{az} \\ \dot{q}_y = -2 \frac{\dot{r}}{r} q_y - \frac{a_{tz} - a_{mz}}{r} \\ \dot{\varepsilon}_y = \dot{q}_y + \varepsilon_z \omega_{ax} - \omega_{ay} \\ \dot{q}_z = -2 \frac{\dot{r}}{r} q_z - \frac{a_{tz} - a_{mz}}{r} \end{cases} \quad (9)$$

由式(9)系统状态方程可知, 视线角速度微分方程中含有弹目接近速度与相对距离的比值项。显然, 导弹整个攻击过程中弹目相对距离变化率一直为负, 即系数项 $-2\dot{r}/r$ 始终大于 0。因此, 视线角速度变化率与视线角速度的变化趋势总是保持一致, 随着弹目距离不断接近, 视线角速度必然具有发散趋势。

2.2 目标机动与观测方程

目标运动模型是机动目标跟踪的基础, 模型选取是否合理, 直接关系到对目标进行跟踪滤波的效果, 因而一直是目标跟踪中比较棘手的问题。目标运动建模常用的有 CV、CA 模型、Singer 模型、半马尔科夫模型和“当前”统计模型等^[5, 14, 16]。

其中“当前”统计模型采用非零均值和瑞利分

布来表征目标加速度情况, 有较好的跟踪性能和鲁棒性, 更加符合实际机动情况。同时, 目前大部分改进方法均是以“当前”模型为基础进行修正。因而, 选取“当前”统计模型描述目标机动最具代表性也兼具良好的拓展性。模型描述目标机动形式为修正瑞利-马尔科夫过程, 采用零均值一阶时间相关模型表示如下:

$$\dot{a}(t) = -\alpha a(t) + \bar{a} + w(t) \quad (10)$$

式中: \bar{a} 为目标机动加速度均值, 在每一个导引头采样周期内为常数; α 为机动频率; $w(t)$ 是均值为 0, 方差为 $2\alpha\sigma_a^2$ 白噪声; σ_a^2 为目标加速度方差。其中 σ_a^2 计算方式为

$$\sigma_a^2 = \frac{4 - \pi}{\pi} (a_{\max} - E[a_i])^2 \quad (11)$$

式中: a_{\max} 为目标最大机动加速度, $E[a_i]$ 为当前时刻机动加速度估计值。综合上述跟踪系统状态方程、目标运动模型和导引头测量的失调角, 在进行时域离散后可得到整个控制系统状态方程, 以俯仰通道为例, 如下:

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_z(k+1) \\ \dot{q}_z(k+1) \\ a_{ty}(k+1) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & T & 0 \\ 0 & 1 - 2\frac{\dot{r}}{r}T & \frac{T}{r} \\ 0 & 0 & 1 - \alpha T \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_z(k) \\ \dot{q}_z(k) \\ a_{ty}(k) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -T & 0 & 0 \\ 0 & -\frac{T}{r} & 0 \\ 0 & 0 & \alpha T \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_{az}(k) \\ a_{my}(k) \\ \bar{a}(k) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ T \end{bmatrix} w \quad (12)$$

$$Z(k+1) = [1 \quad 0 \quad 0] \begin{bmatrix} \varepsilon_z(k+1) \\ \dot{q}_z(k+1) \\ a_{ty}(k+1) \end{bmatrix} + v \quad (13)$$

式中: T 为导引头更新时间间隔, v 为导引头测量噪声。

3 角跟踪系统控制设计

3.1 传统跟踪控制缺陷分析

采用速率陀螺反馈的传统角跟踪回路包括测角系统和天线伺服系统, 测角系统敏感天线轴与弹目视线之间的失调角, 伺服系统直接利用误差信号驱动天线减小失调角, 基本组成如图 3 所示。

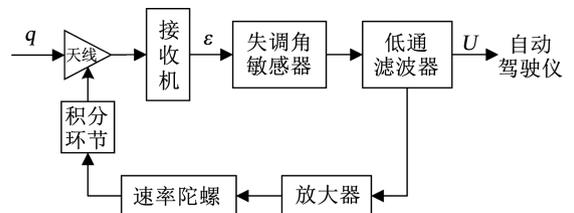


图 3 传统角跟踪回路

Fig. 3 Traditional angle tracking loop

为尽可能使天线波束中心紧跟目标,可增加低通滤波器带宽来提高伺服系统快速性。但宽伺服带宽会让噪声加剧导引头的随机震动,不利于天线空间稳定。一般根据目标和导弹运动轨迹选择最佳带宽,使总的误差输出最小。

然而,角跟踪系统最佳带宽与距离相关。远距离时信噪比低,较窄的带宽就能以适当的跟踪滞后压制住接收机热噪声。近距离时信噪比高,虽然压制住了接收机噪声,但是目标角闪烁迅速增大,需要限制滤波器带宽,此时又会增大滞后误差。为兼顾不同特性目标和复杂战术条件,传统角跟踪回路很难在全弹道过程中保持最佳带宽^[1,7]。

3.2 前置卡尔曼滤波控制设计

为克服传统回路跟踪机动目标、抑制噪声能力差的问题,考虑能否将视线角速度引入控制过程,主动判断视线角速度以提高角跟踪性能。由于导引头接收机测量数据只有失调角,视线角速度则只能通过滤波器进行估计^[10-12,17],因此滤波过程须提至伺服控制之前,即采用卡尔曼滤波环节将弹目相对信息转化为跟踪控制量和导弹制导控制指令,图 4 为滤波环节前置的角跟踪系统设计框图。

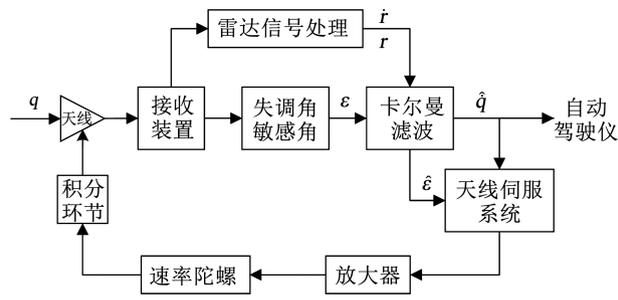


图 4 基于卡尔曼滤波的角跟踪系统

Fig. 4 Angle tracking system based on Kalman Filter

图 4 中导引头接收装置在接收到目标回波后,对失调角进行测量,同时将多普勒跟踪和距离跟踪信息一起引入到卡尔曼滤波环节。根据估计出的视线角速度和失调角,共同作为伺服系统控制输入信号驱使天线精确跟踪目标。同时,滤波环节得到的视线角速度估计值也将直接进入自动驾驶仪形成导弹控制指令。

3.3 目标跟踪与视线角速度估计

设离散化的系统状态方程可写为

$$\begin{cases} X_{k+1} = \Phi_{k+1,k} X_k + \Psi_{k+1,k} U_k + \Gamma_{k+1,k} W_k \\ Z_{k+1} = H_{k+1} X_{k+1} + V_{k+1} \end{cases} \quad (14)$$

式中: $X_k = [\varepsilon \quad \dot{q} \quad a_t]^T$ 为状态变量; $U_k = [\omega \quad a_m \quad \bar{a}]^T$ 为输入控制作用; W_k 为系统噪声; V_k 为量测噪声。仍以俯仰通道为例式(14)各系数矩

阵分别为:

$$\Phi_{k+1,k} = \begin{bmatrix} 1 & T & 0 \\ 0 & 1 - 2\frac{\dot{r}}{r}T & \frac{T}{r} \\ 0 & 0 & 1 - \alpha T \end{bmatrix} \quad (15)$$

$$\Psi_{k+1,k} = \begin{bmatrix} -T & 0 & 0 \\ 0 & -\frac{T}{r} & 0 \\ 0 & 0 & \alpha T \end{bmatrix} \quad (16)$$

$$\Gamma_{k+1,k} = [0 \quad 0 \quad T]^T \quad (17)$$

$$H_{k+1} = [1 \quad 0 \quad 0] \quad (18)$$

根据式(14)~式(18),并利用目标加速度 \hat{a} , 估值代替均值 \bar{a} , 得到导引头实时自适应卡尔曼滤波算法迭代过程如图 5 所示。

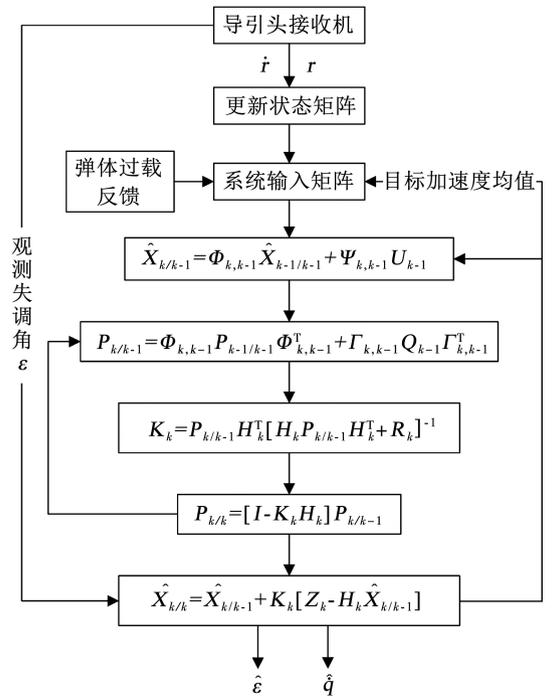


图 5 卡尔曼滤波迭代过程

Fig. 5 Kalman filter iterative process

相比采用速率陀螺反馈的传统跟踪回路,改进之后的控制过程引入了多普勒跟踪信息,由于速度通道噪声一般比角通道噪声要小,因此能够减小导引头跟踪系统的随机误差。

4 角跟踪性能仿真评估

4.1 量测噪声与仿真建模

导引头会因多种因素而产生测量误差,如:环境噪声、目标角闪烁、杂波干扰、动态滞后等^[1,2,14]。基于一般情况本文只考虑其中最为重要的热噪声和目标角闪烁这两种误差源,由这两种噪声所引起的均方误差为:

$$\sigma_q = \sqrt{\sigma_{q,n} + \sigma_{q,g}} \quad (19)$$

$$\sigma_{q,n} = \frac{\theta_B}{K_A \sqrt{2B_s T_p (S/N)_1 N_e}} \quad (20)$$

$$\sigma_{q,g} = (0.20 \sim 0.35) \frac{L}{R} \quad (21)$$

式中,变量含义参照文献[1]。同时,导弹取为三自由度仿真模型,建模过程参照文献[2]。

为评估空空导弹采用上述改进方法的角跟踪情况,本文分别对迎头、尾后、侧向 3 种态势下两种不同跟踪方式的导弹弹道分别按照图 6 所示流程进行 500 次蒙特卡洛仿真。如果导弹满足以下条件之一则提前判定为脱靶^[2,13]:①弹目相对径向速度由负变正;②导弹速度下降至 300 m/s 时还未命中目标;③导引头失调角超出最大静态视场角时,弹目距离 1 500 m 以上。图 6 中导弹参数、仿真与初始攻击条件设置见表 1。表 1 中发射距离和进入角等带有取值范围的参数,由计算机在其取值区间内随机赋值。

4.2 评价指标选择

导弹实际飞行中,随着弹目距离不断接近,导引头会受到严重的角闪烁噪声影响,导致测量噪声大幅增大如图 7 所示。

当弹目接近至一定距离时,导引头跟踪误差会使导引头丢失目标并关闭发射机,同时以最近时刻所给出的控制指令完成弹目交汇^[2]。导引头关机时刻的弹目距离即为失控距离,其代表了导弹相对目标的最后可控程度。因此,选用失控距离 D_{los} 和导弹命中概率 P_j 两个指标共同评价角跟踪系统与导弹性能。下面分别就传统与改进角跟踪控制方

法,在不同态势下对目标采取不机动、末段机动、全程机动 3 种规避策略的跟踪情况进行分析。

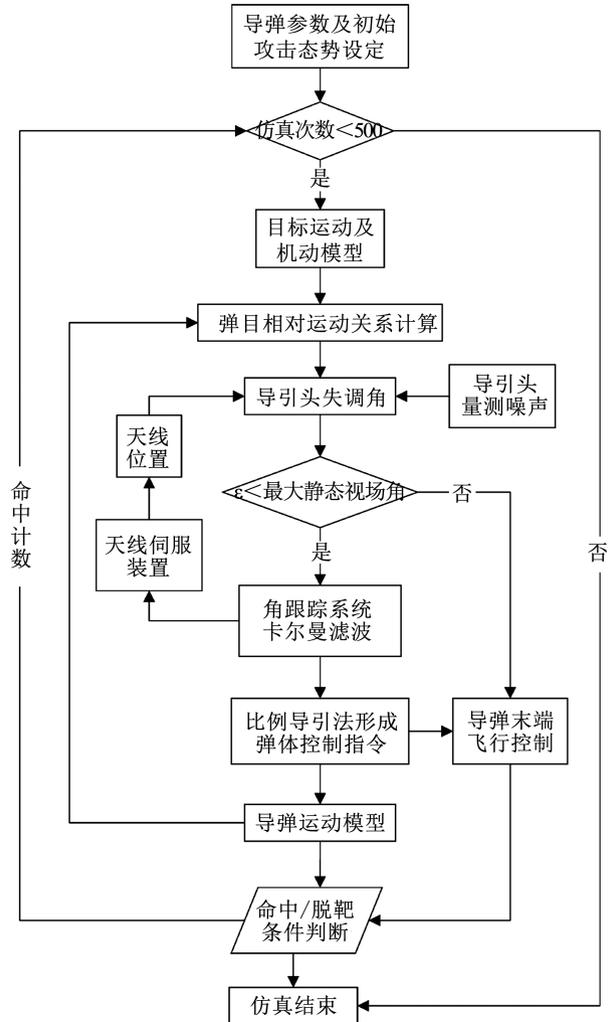


图 6 仿真流程图

Fig. 6 Simulation process

表 1 仿真参数设置

Tab. 1 Simulation parameters setting

导引头	载频/GHz	峰值功率/W	天线增益/dB	最大静态视场角/(°)	天线初始指向
	15	80	23	±1.5	目标位置 + 随机偏差
导弹	发动机平均推力/N	发动机工作时间/s	(总质量/被动段质量)/kg	(弹长/弹径)/m	最大可用过载/g
	10 250	4	85/60	3.00/0.13	45
攻击态势	发射距离/km	迎头进入角/(°)	尾后进入角/(°)	侧向进入角/(°)	攻击高差/km
	20 ± 5	0 ± 20	180 ± 20	40 ± 20	±3 以内
仿真条件	导引率	比例系数	初始高度/m	仿真步长/ms	命中条件/m
	修正比例导引	3	8 000	10	脱靶量 < 15

4.3 仿真评估

当目标始终保持匀速直线运动飞行时,导弹采用不同角跟踪方式的攻击结果见表 2。

由表 2 所列数据可知:对于非机动目标,传统控制方法的攻击效果甚至还要优于改进方法,这主要是因为改进方法引入了目标加速度估计,在目标不

机动时,滤波环节对目标加速度的估计带来了原理偏差^[18],导致失控距离增大。然而,尽管带有一定误差,引入滤波环节也并未造成导弹失控距离和命中概率的明显恶化,导弹整体性能仍处在可接受的范围之内。

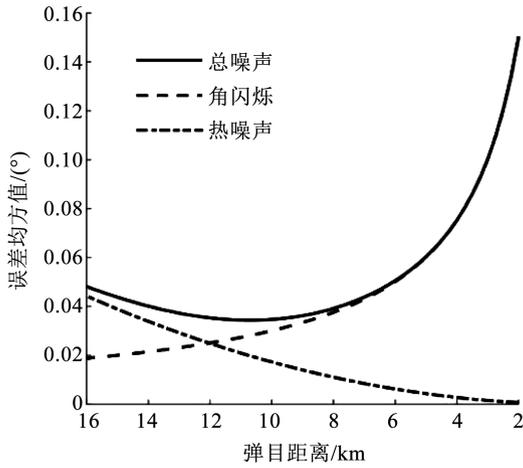


图 7 导引头测量噪声

Fig. 7 Noise in seeker measurement

目标只在末段进行机动规避时,两种角跟踪方式攻击结果见表 3。

由表 3 数据可以看出:攻击末段机动目标,改进方法所带来的性能提升十分明显,在有效压缩导弹失控距离的同时,提高了命中概率。如图 8 显示了一组随机仿真的导引头跟踪情况,图中数字含义为相应时刻下的弹目距离。

表 2 目标不机动下导弹攻击情况 (500 次仿真均值)

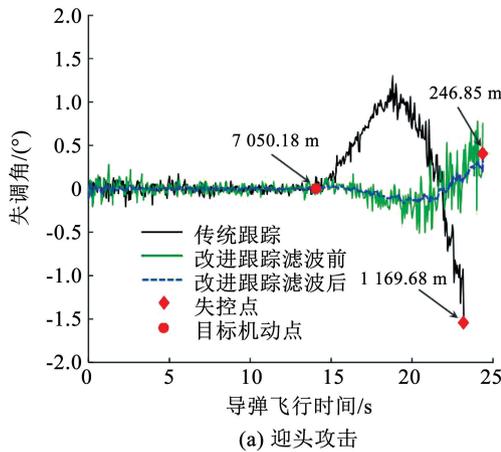
Tab. 2 Missile attack under the condition of non-maneuvering target (average values of 500 times of simulation)

态势	失控距离 D_{los}/m		命中概率 $P_j/\%$	
	传统	改进	传统	改进
迎头攻击	216.09	228.47	100	100
尾后攻击	259.57	288.95	98	94
侧向攻击	262.53	273.14	99	91

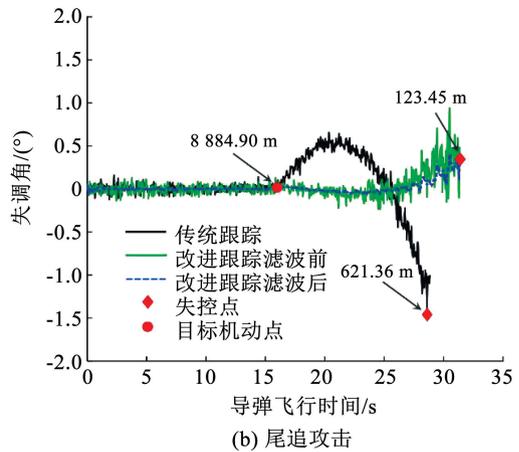
表 3 目标末段机动下导弹攻击情况 (500 次仿真均值)

Tab. 3 Missile attack under the condition of target terminal maneuver (average values of 500 times of simulation)

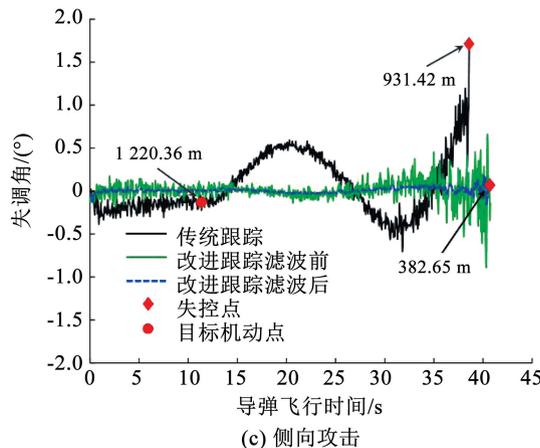
态势	失控距离 D_{los}/m		命中概率 $P_j/\%$	
	传统	改进	传统	改进
迎头攻击	811.99	403.41	35	64
尾后攻击	474.50	279.31	66	85
侧向攻击	785.88	382.80	57	79



(a) 迎头攻击



(b) 尾追攻击



(c) 侧向攻击

图 8 导引头失调角变化

Fig. 8 Variation of misalignment angles of seekers

图 8 中曲线变化体现:目标一旦进行机动,传统跟踪方式下的失调角就开始偏离 0°,并随着弹目距离接近,震荡愈发剧烈,最终在距离目标较远的位置上超出导引头静态视场角,导致跟踪丢失。而基于滤波的改进控制方法则在目标机动后,有效抑制了失调角大范围波动,延迟视线发散,保持了对机动目标的持续跟踪,从而提高了导弹命中概率。

当目标采取全程机动规避策略时,两种角跟踪方式的攻击结果见表 4。

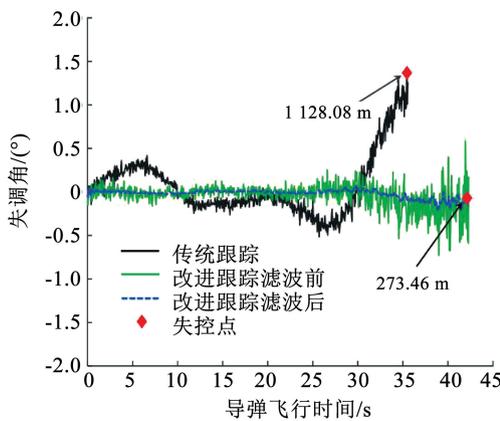
从表 4 数据可知:目标进行全程机动规避,两种方法下的跟踪效果与命中情况较之前均出现了不同程度下降。但改进方法相较传统方法还是表现出更

好的适应性。图 9 显示了一组随机仿真跟踪结果。

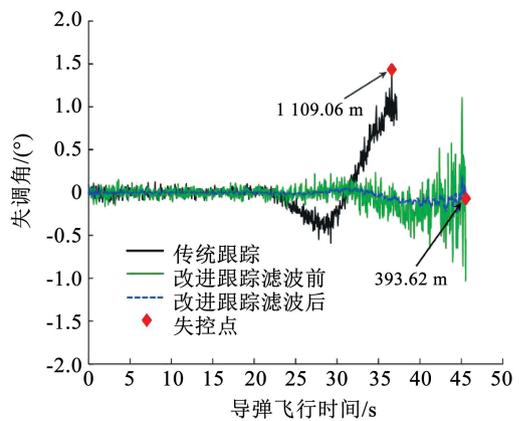
表 4 目标全程机动下导弹攻击情况(500 次仿真均值)

Tab. 4 Missile attack under the condition of target maneuver in whole process (average values of 500 times of simulation)

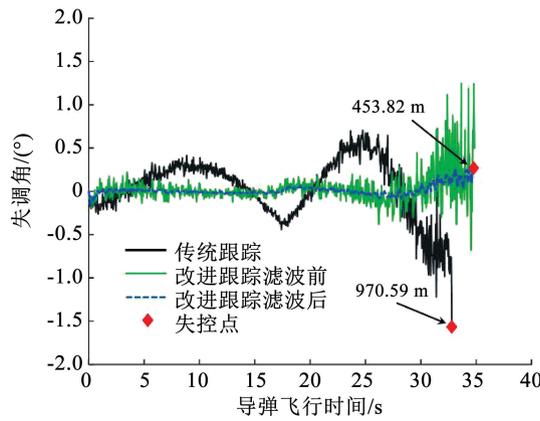
态势	失控距离 D_{los}/m		命中概率 $P_j/\%$	
	传统	改进	传统	改进
迎头攻击	851.27	436.10	33	56
尾后攻击	901.02	343.62	23	67
侧向攻击	953.28	529.65	10	41



(a) 迎头攻击



(b) 尾追攻击



(c) 侧向攻击

图 9 导引头失调角变化

Fig. 9 Variation of misalignment angles of seekers

从图 9 中曲线变化体现:传统跟踪方式下,目标全程机动所造成的失调角变化起伏较末段机动更为强烈(尾追情况除外,目标前期进行加速逃逸)。由于导弹发射之初目标便开始机动,因此失调角从 0 时刻起就产生波动,传统方法很难保证导引头天线持续稳定跟踪目标。而改进方法在全弹道过程中显示出较好的稳定性,减小了导引头空间随机摆动,保证了天线波束持续指向目标,延迟了失调角发散,也

提高了导弹命中概率。

综合上述不同态势下的导弹跟踪效果,基于卡尔曼滤波的角跟踪方法针对机动目标表现出更快的响应速度和更高的跟踪精度,相较于传统跟踪回路具有更强的抗大机动目标能力,可有效提升导弹的命中概率与战场作战效能。

5 结 论

1)在弹体视线坐标系下,忽略导弹自旋情况,角跟踪系统可简化为线性模型。由于带有目标加速度估计环节,目标不机动时改进控制方法稍劣于传统跟踪控制回路性能,但仍处于可接受程度。

2)从攻击机动目标情况来看,基于滤波环节前置的改进控制方法能有效抑制由目标机动所带来的失调角震荡,压缩导弹失控距离,提升跟踪精度与稳定性,具备一定的工程实用价值。

3)同时,也必须指出由于弹目距离与相对速度在滤波环节中的引入,产生了导引头抗速度干扰等相关问题。此外文中改进方法对只能获取弹目角度信息的红外制导方式尚有一定局限,如何在提升导弹跟踪性能的基础上增强抗干扰,并扩大应用范围还需要进一步研究。

参 考 文 献

- [1] 高峰. 雷达导引头概论[M]. 北京: 电子工业出版社, 2010: 302
GAO Feng. Introduction to radar seeker[M]. Beijing: Publishing House of Electronics Industry, 2010: 302
- [2] 樊会涛. 空空导弹方案设计原理[M]. 北京: 航空工业出版社, 2013: 261
FAN Huitao. Air-to-air missile conceptual design[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2013: 261
- [3] 郝振兴, 杨柳, 罗继勋, 等. 基于雷达导引头角度跟踪特性的战斗机机动控制方法[J]. 空军工程大学学报(自然科学版), 2015, 16(3): 50
HAO Zhenxing, YANG Liu, LUO Jixun, et al. An evasive maneuver control method based on the characteristics of radar angle tracking system[J]. Journal of Air Force Engineering University (Natural Science Edition), 2015, 16(3): 50. DOI: 10.3969/j.issn.1009-3516.2015.03.011
- [4] SAINI V, HABLANI H B. Air-to-air tracking of a maneuvering target with gimbaled radar[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2016, 39(2): 262. DOI: 10.2514/1.G001184
- [5] 李军显, 陈春红, 武亚平. 基于复合控制的雷达导引头伺服系统设计[J]. 弹箭与制导学报, 2011, 31(2): 54
LI Junxian, CHEN Chunhong, WU Yaping. The design of radar seeker servo system based on compound control[J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missile and Guidance, 2011, 31(2): 54. DOI: 10.3969/j.issn.1673-9728.2011.02.016
- [6] 杨雅君, 廖瑛. 基于修正球坐标系的导引头滤波器设计与仿真[J]. 系统仿真学报, 2011, 23(s1): 224
YANG Yajun, LIAO Ying. Designing and simulation of tracking filter for radar seeker based on modified spherical coordinates[J]. Journal of System Simulation, 2011, 23(s1): 224. DOI: CNKI: SUN:XTFZ.0.2011-S1-050

- [7] SKOLNIK M I. 雷达手册[M]. 3版. 南京电子技术研究所, 译. 3版. 北京: 电子工业出版社, 2010: 361
SKOLNIK M I. Radar handbook[M]. 3rd ed. Nanjing Institute of Electronic Technology, translate. Beijing: Publishing House of Electronics Industry, 2010: 361
- [8] GARNELL P. Guided weapon control systems[M]. 2nd ed. Oxford: Pergamon Press, 2004: 19
- [9] 雷虎民, 王业兴, 卜祥伟, 等. 两轴平台式导引头伺服系统预设性能控制[J]. 北京理工大学学报, 2018, 38(6): 606
LEI Humin, WANG Yexing, BU Xiangwei, et al. Prescribed performance control for two-axis seeker servo system[J]. Transactions of Beijing Institute of Technology, 2018, 38(6): 606. DOI: 10.15918/j. bit1001-0645.2018.06.009
- [10] SAINI V K, HABLANI H B. Air-to-air tracking performance with inertial navigation and gimbaled radar: A Kinematic Scenario[J]. IFAC Proceedings Volumes, 2014, 47(1): 234. DOI: 10.3182/20140313-3-IN-3024.00029
- [11] PRIMA A, ERNA A, KHUSNUL A D, et al. Estimation of three-dimensional radar tracking using modified extended Kalman filter[J]. Journal of Physics Conference, 2018, 974: 012071. DOI: 10.1088/1742-6596/974/1/012071
- [12] SUN Tingting, CHU Hairong, ZHANG Baiqiang, et al. Line-of-sight rate estimation based on UKF for strapdown seeker[J]. Mathematical Problems in Engineering, 2015: 185149.1. DOI: 10.1155/2015/185149
- [13] 葛致磊, 王红梅, 王佩, 等. 导弹导引系统原理[M]. 北京: 国防工业出版社, 2016: 263
GE Zhilei, WANG Hongmei, WANG Pei. Principle of missile guidance system[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2016: 263
- [14] ZHAI Qinglin, LU Dawei, ZHANG Jun. A novel decoupled LOS rate estimator for terminal guidance[J]. Applied Mechanics and Materials, 2014, 519-520: 1032. DOI: 10.4028/www.scientific.net/AMM.519-520.1032
- [15] PARK S T, LEE J G. Improved Kalman filter design for three-dimensional radar tracking[J]. IEEE Transactions on Aerospace & Electronic Systems, 2001, 37(2): 727. DOI: 10.1109/7.937485
- [16] 卢晓东, 周军, 刘光辉, 等. 导弹制导系统原理[M]. 北京: 国防工业出版社, 2015: 242
LU Xiaodong, ZHOU Jun, LIU Guanghui. Principle of missile guidance system[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2015: 242
- [17] 贾筱媛, 赵超. 半捷联稳定控制方案与制导信息提取方法[J]. 红外与激光工程, 2011, 40(12): 2474
JIA Xiaoyuan, ZHAO Chao. New stabilization control and guidance information extract approach with a semi-strap-down structure[J]. Infrared and Laser Engineering, 2011, 40(12): 2474. DOI: 10.3969/j.issn.1007-2276.2011.12.031
- [18] MAHENDRA M, VIKRAM K, BA-NGU V. Integrated tracking, classification and sensor management: Theory and Applications[M]. Hoboken, NJ: Wiley-IEEE Press, 2013: 16

(编辑 张 红)