

基于控制系统工作原理的视线角速度获取方法

刘浩伟^{1,2}, 张卫华^{1,2}, 王 兴^{1,2}, 伍玲玲^{1,2}, 吴丹丽¹

(1. 中国航天科技集团有限公司 红外探测技术研发中心, 上海 201109;

2. 上海航天控制技术研究所, 上海 201109)

摘要:针对红外成像导引头弹目视线角速度获取精度较差, 无法满足导弹制导指标要求的问题, 根据红外导引头角跟踪原理, 比较研究了直接微分法、基于马尔科夫模型的方法和基于控制系统工作原理的方法3种弹目视线角速度提取方案。利用试验数据进行了仿真分析。仿真结果表明: 直接微分法和基于马尔科夫模型的方法均不适用于红外成像导引头弹目视线角速度提取。将控制系统设计为二阶无静差系统, 并以此建立了基于控制系统工作原理的弹目视线角速度提取模型。仿真分析表明: 该方法适用于红外导引头弹目视线角速度提取。

关键词:视线角速度提取; 红外导引头; 马尔科夫模型; 卡尔曼滤波; 二阶无静差

中图分类号: TJ 765.3

文献标志码: A

DOI: 10.19328/j.cnki.1006-1630.2019.01.008

Line-of-Sight Angle Rate Extraction Method Based on Control System

LIU Haowei^{1,2}, ZHANG Weihua^{1,2}, WANG Xing^{1,2}, WU Lingling^{1,2}, WU Danli¹

(1. Infrared Detection Technology Research and Development Center, China Aerospace Science and

Technology Corporation, Shanghai 201109, China; 2. Shanghai Institute of Spaceflight

Control Technology, Shanghai 201109, China)

Abstract: The infrared imaging seeker has poor accuracy of line-of-sight angle rate, which cannot meet missile guidance requirements. Based on the infrared seeker angle tracking principle, the direct differential method, the Markov modeling method and the control system modeling method are used to extract line-of-sight angle rate of the infrared seeker. Experimental data are used to conduct the simulation analysis. The simulation results show that both the differential method and the Markov modeling method are not suitable for the extraction of line-of-sight angle rate of the infrared seeker. Based on the target-tracking principle of the seeker and control system characteristics, the infrared seeker angle-tracking-loop is designed as the type II control loop for zero steady state pointing error. The line-of-sight angle rate extraction method based on the control system is proposed. The simulation result proves that the control system modeling method can extract line-of-sight angle rate of the infrared seeker accurately.

Keywords: line-of-sight angle rate extraction; infrared seeker; Markov model; Kalman filter; type II control loop for zero steady state pointing error

0 引言

弹目视线角速度是导引头获得的导弹和目标的相对信息, 是寻的系统所需观测的最重要的信息。导弹利用导引头提供的弹目视线信息, 通过适当的导引方法, 形成制导指令, 再通过调整导弹姿态, 使导弹按照适当的弹道飞行, 完成对目标的打击。导

引头作为寻的制导控制回路的测量敏感部件, 需要提供实现导引规律所需的导弹目标惯性视线角速率信号, 而该项功能是由导引头的角跟踪系统来实现的^[1]。因此, 如何精确估计用于比例导引的惯性视线角速率是导引头面临的一个重要问题, 而在实际工程应用中, 由于受陀螺噪声、电路噪声、探测器信

号抖动噪声、弹体扰动耦合等因素的影响,导引头弹目视线角速度提取困难,精度难以保证。文献[2]给出了半捷联导引头适于工程实现的稳定控制算法和视线角速度获取算法,提出了基于导弹-目标角跟踪模型的视线角速度滤波模型。该方法克服了因传感器精度差和微分算法不理想而造成的视线角速度计算精度不足的问题。但建立的滤波模型中包含了弹目相对距离 R 和接近速度 \dot{R} 。由于无法测量红外导引头的这 2 个参数,因而将视线角速度滤波模型中的距离通道简化掉,并重新建立了只包含探测器失调角和视线角参数的状态控制模型。但新的简化模型获得的视线角速度实际滤波效果较差。

本文基于角跟踪原理推导了视线角速度方程,建立了 3 种视线角速度获取模型,利用卡尔曼滤波方法对 3 种模型进行了仿真计算,并对其有效性进行了对比分析。

1 导引头角跟踪原理

1.1 坐标系定义及符号约定

图 1 为典型红外导引头目标跟踪示意图。定义弹体坐标系 $O_M-X_M Y_M Z_M$:坐标原点 O_M 为弹体质心; $O_M X_M$ 轴为弹体纵轴,指向目标为正; $O_M Z_M$ 为弹体俯仰轴; $O_M Y_M$ 为弹体偏航轴;三轴方向符合右手定则。弹体坐标系绕弹体俯仰轴和偏航轴旋转得到导引头光轴坐标系 $O_P-X_P Y_P Z_P$ 。定义视线坐标系 $O_S-X_S Y_S Z_S$:原点 O_S 取在平台旋转中心处; $O_S X_S$ 为弹目视线方向,指向目标为正。

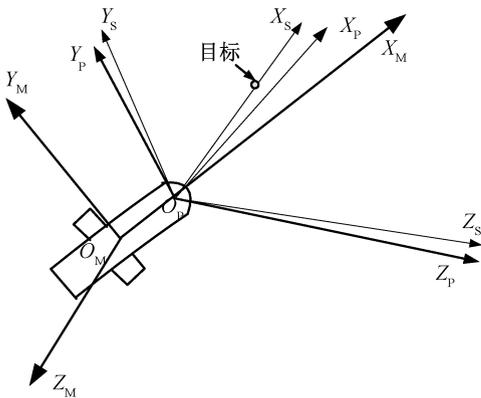


图 1 红外导引头目标跟踪示意图

Fig. 1 Schematic diagram of infrared seeker target tracking

的符号含义如下: C_P^S 代表由导引头光轴坐标系 P 到视线坐标系 S 的旋转矩阵; $R_z(\epsilon_z)$ 代表绕 Z 轴旋转 ϵ_z 角度的旋转矩阵; ω_{Ms}^S 代表弹体坐标系 M 相对视线坐标系 S 的角速度在 S 坐标系投影的 X 轴分量。

1.2 导引头角跟踪原理

角跟踪系统的主要功能是使光轴坐标系跟随视线坐标系旋转,并保持角跟踪误差最小。弹目视线角速度理论上包含光轴在惯性空间运动信息和探测器输出失调角微分信息。光轴在惯性空间运动信息可由导引头框架上安装的角速率陀螺测得,定义为 $[\omega_{Px} \ \omega_{Py} \ \omega_{Pz}]$,探测器输出失调角为 $[\epsilon_y \ \epsilon_z]$,由此可计算弹目视线角速率为

$$\begin{bmatrix} \dot{q}_x \\ \dot{q}_y \\ \dot{q}_z \end{bmatrix} = C_P^S \begin{bmatrix} \omega_{Px} \\ \omega_{Py} \\ \omega_{Pz} \end{bmatrix} + R_z(\epsilon_z) \begin{bmatrix} 0 \\ \dot{\epsilon}_y \\ 0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{\epsilon}_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} (\omega_{Px} \cos \epsilon_y - \omega_{Pz} \sin \epsilon_y) \cos \epsilon_z + \omega_{Py} \sin \epsilon_z + \dot{\epsilon}_y \sin \epsilon_z \\ -(\omega_{Px} \cos \epsilon_y - \omega_{Pz} \sin \epsilon_y) \sin \epsilon_z + \omega_{Py} \cos \epsilon_z + \dot{\epsilon}_y \cos \epsilon_z \\ \omega_{Px} \sin \epsilon_y + \omega_{Pz} \cos \epsilon_y + \dot{\epsilon}_z \end{bmatrix} \quad (1)$$

式中: $\dot{\epsilon}_y, \dot{\epsilon}_z$ 为失调角变化量; \dot{q}_y, \dot{q}_z 为视线角速度。

因探测器输出失调角 $[\epsilon_y \ \epsilon_z]$ 都是小角度,故可做小角度近似 $\sin \epsilon_y \approx \epsilon_y, \cos \epsilon_y \approx 1$,且将多于 2 个正弦项的乘积近似为 0,得到角跟踪简化方程为

$$\begin{cases} \dot{\epsilon}_y = \dot{q}_y - \omega_{Py} + \omega_{Px} \epsilon_z \\ \dot{\epsilon}_z = \dot{q}_z - \omega_{Pz} - \omega_{Px} \epsilon_y \end{cases} \quad (2)$$

2 视线角速度获取数学模型

2.1 直接微分法模型

理论上, $[\omega_{Px} \ \omega_{Py} \ \omega_{Pz}]$ 和 ϵ_y, ϵ_z 均可精确测量,则 \dot{q}_y, \dot{q}_z 可通过对跟踪角误差 ϵ_y, ϵ_z 进行微分,然后与 ω_{Py}, ω_{Pz} 合成得到。但在实际导引头信息处理系统中测得的跟踪角误差跳变较大,且陀螺中含有随机噪声和振动噪声,采用微分算法会放大测量噪声,这在实际应用中并不可取。此外,由于探测器计算失调角存在时间延迟,失调角微分量与陀螺输出信息不能直接叠加,因而要对 2 个测量量进行传递函数测试,并对 2 个传递函数进行滤波算法匹配,工程实现比较复杂^[3]。

规定坐标系逆时针旋转为正。约定本文常用到

2.2 基于马尔科夫模型的视线角速度获取模型

假设目标做机动运动,则目标的随机加速机动可被视为修正的瑞利-马尔科夫过程。此处,目标加速度采用零均值一阶时间相关模型。考虑方位与俯仰方向的交叉耦合,可将目标机动模型表示为

$$\begin{cases} \dot{a}_{tx} = -\alpha a_{tx} + \omega_{tx} \\ \dot{a}_{ty} = -\alpha a_{ty} + \dot{q}_x a_{tz} + \omega_{ty} \\ \dot{a}_{tz} = -\alpha a_{tz} + \dot{q}_x a_{ty} + \omega_{tz} \end{cases} \quad (3)$$

式中: α 为目标机动频率; a_{tx}, a_{ty}, a_{tz} 为目标机动加

$$\begin{bmatrix} \dot{\epsilon}_y \\ \dot{\epsilon}_z \\ \ddot{q}_y \\ \ddot{q}_z \\ \dot{a}_{ty} \\ \dot{a}_{tz} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & \omega_{px} & 1 & 0 & 0 & 0 \\ -\omega_{px} & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -2\frac{\dot{R}}{R} & \omega_{px} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -\omega_{px} & -2\frac{\dot{R}}{R} & \frac{1}{R} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & -a & \omega_{px} \\ 0 & 0 & 0 & 0 & -\omega_{px} & -a \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \epsilon_y \\ \epsilon_z \\ \dot{q}_y \\ \dot{q}_z \\ a_{ty} \\ a_{tz} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -\omega_{py} \\ -\omega_{pz} \\ \frac{1}{R}a_{sz} \\ -\frac{1}{R}a_{sy} \\ \omega_{ty} \\ \omega_{tz} \end{bmatrix} \quad (4)$$

式中: a_{sx}, a_{sy}, a_{sz} 为弹体运动加速度。

角跟踪系统的量测值为视线角速度 ϵ_y, ϵ_z , 量测方程为

$$\mathbf{Z} = \begin{bmatrix} \epsilon_y \\ \epsilon_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \epsilon_y & \epsilon_z & \dot{q}_y & \dot{q}_z & a_{ty} & a_{tz} \end{bmatrix}^T + \begin{bmatrix} n_y \\ n_z \end{bmatrix} \quad (5)$$

式中: n_y, n_z 为探测器量测噪声,可近似为白噪声。

2.3 基于控制系统工作原理的弹目视线角速度获取模型

红外跟踪回路简化结构如图 2 所示^[6-7]。图中: $W_C(s)$ 为控制器的传递函数; $W_d(s)$ 为探测器的传递函数; $W_s(s)$ 为导引头伺服系统传递函数,主要包括直流力矩电机、功放、框架等; φ 为导引头光轴空间指向角度; $\dot{\theta}$ 为弹体姿态扰动角速度。图中未画出去耦回路。

推导输出制导信息过程为

$$\frac{u(s)}{q(s)} = \frac{sW_C(s)W_d(s)}{s + W_C(s)W_d(s)W_s(s)} \quad (6)$$

得到导引头输出制导信息为

$$u(s) = \frac{W_C(s)W_d(s)}{s + W_C(s)W_d(s)W_s(s)} \dot{q}(s) \quad (7)$$

式中: $\dot{q}(s) = sq(s)$ 为视线角速度, $q(s)$ 为视线角

速度分量,为零均值的有色噪声; $\omega_{tx}, \omega_{ty}, \omega_{tz}$ 为白噪声,其方差为 $(\sigma_w)^2 = \frac{2\alpha(4-\pi)}{\pi} \times (a_{tmax} - E[a_t])^2$, 其中, a_{tmax} 为目标机动加速度的最大值, $E[a_t]$ 为目标加速度值。

将推导得到的视线运动方程和目标机动模型联立,考虑到视线滚转角速率等于滚转框架滚转角速率,即 $\dot{q}_x = \omega_{px}$, 可得导引头角跟踪系统的数学模型为^[4-5]

$$\begin{bmatrix} \dot{\epsilon}_y \\ \dot{\epsilon}_z \\ \ddot{q}_y \\ \ddot{q}_z \\ \dot{a}_{ty} \\ \dot{a}_{tz} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & \omega_{px} & 1 & 0 & 0 & 0 \\ -\omega_{px} & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -2\frac{\dot{R}}{R} & \omega_{px} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -\omega_{px} & -2\frac{\dot{R}}{R} & \frac{1}{R} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & -a & \omega_{px} \\ 0 & 0 & 0 & 0 & -\omega_{px} & -a \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \epsilon_y \\ \epsilon_z \\ \dot{q}_y \\ \dot{q}_z \\ a_{ty} \\ a_{tz} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -\omega_{py} \\ -\omega_{pz} \\ \frac{1}{R}a_{sz} \\ -\frac{1}{R}a_{sy} \\ \omega_{ty} \\ \omega_{tz} \end{bmatrix} \quad (4)$$

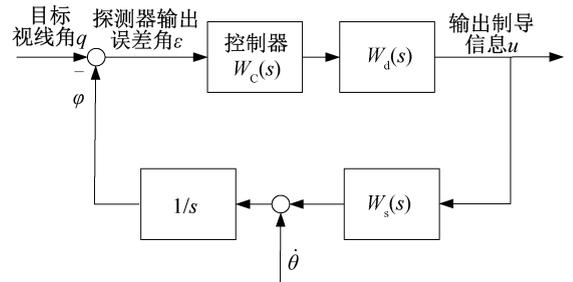


图 2 红外跟踪回路简化结构图

Fig. 2 Simplified structure diagram of infrared seeker angle track loop

根据导引头工作原理和控制系统特点,为提高导引头跟踪精度,减小失调角,可将控制系统设计为二阶无静差系统。控制器采用比例积分(PI)控制,即 $W_C(s) = K_p + \frac{K_i}{s} = \frac{K_p s + K_i}{s}$, 其中, K_p 为比例系数, K_i 为积分系数。

推导在此模型下探测器误差角 ϵ 与目标视线角 q 的关系为

$$\frac{\epsilon(s)}{q(s)} = \frac{1}{1 + \frac{W_C(s)W_R(s)W_s(s)}{s^2}} = \frac{1}{s^2 + (K_p s + K_i)W_R(s)W_s(s)} \quad (8)$$

$$\varepsilon(s) = \frac{1}{s^2 + (K_p s + K_i) W_R(s) W_s(s)} \ddot{q}(s) \quad (9)$$

令 $\Phi(s) = \frac{1}{s + K_p W_R(s) W_s(s)}$, 在 $s=0$ 处进行泰勒展开, 并对应到时域得到

$$\lim_{t \rightarrow \infty} \varepsilon(t) = \Phi(0) \ddot{q}(t) + \dot{\Phi}(0) \dot{q}(t) + \frac{1}{2!} \ddot{\Phi}(0) \ddot{q}(t) + \dots \quad (10)$$

忽略 $q(t)$ 的三阶以上导数较小, 认为是误差项, 可得

$$\varepsilon(t) = \Phi(0) \ddot{q}(t) \quad (11)$$

由式(10)可知, 当设计的控制器满足 $\Phi(0)$ 很小时, 探测器输出的失调角 $\varepsilon(t)$ 可以很小, 推导弹目视线角加速度公式为

$$\ddot{q}(t) = \frac{1}{\Phi(0)} \varepsilon(t) \quad (12)$$

将上式与角跟踪方程联立, 建立状态方程与量测方程为

$$\begin{bmatrix} \dot{\varepsilon}_y \\ \dot{\varepsilon}_z \\ \dot{q}_y \\ \dot{q}_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & \omega_{Px} & 1 & 0 \\ -\omega_{Px} & 0 & 0 & 1 \\ \frac{1}{\Phi_y(0)} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{\Phi_z(0)} & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_y \\ \varepsilon_z \\ \dot{q}_y \\ \dot{q}_z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -\omega_{Py} \\ -\omega_{Pz} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (13)$$

$$\mathbf{Z} = \begin{bmatrix} \varepsilon_y \\ \varepsilon_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_y \\ \varepsilon_z \\ \dot{q}_y \\ \dot{q}_z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} n_y \\ n_z \end{bmatrix} \quad (14)$$

3 仿真结果与分析

3.1 卡尔曼滤波算法

作为一种线性递推最小方差估计方法, 卡尔曼滤波算法以其广泛的适用性在多个工程领域发挥重大作用。卡尔曼滤波算法是获得系统状态最优估计的有效方法, 能根据不同测量量估计出无法直接测量的变量。在陀螺的输出信号中引入卡尔曼滤波, 从概率统计最优的角度估算出陀螺角速度误差并进行补偿, 可实现高精度跟踪和稳定^[8-9]。

系统的状态方程和量测方程为

$$\begin{cases} \mathbf{X}_{k+1} = \boldsymbol{\phi}_{k+1,k} \mathbf{X}_k + \boldsymbol{\Gamma}_{k+1,k} \mathbf{W}_k \\ \mathbf{Z}_{k+1} = \mathbf{H}_{k+1,k} \mathbf{X}_{k+1} + \mathbf{V}_{k+1} \end{cases} \quad (15)$$

式中: \mathbf{X}_k 为状态变量; \mathbf{W}_k 为系统噪声; \mathbf{V}_{k+1} 为量测噪声; $\boldsymbol{\phi}_{k+1,k}$ 为系统状态转移矩阵; $\boldsymbol{\Gamma}_{k+1,k}$ 为噪声输入矩阵; $\mathbf{H}_{k+1,k}$ 为观测矩阵。

得到自适应卡尔曼滤波算法为

$$\begin{cases} \mathbf{P}_{k+1,k} = \boldsymbol{\phi}_{k+1,k} \mathbf{P}_{k,k} (\boldsymbol{\phi}_{k+1,k})^T + \boldsymbol{\Gamma}_{k+1,k} \mathbf{Q}_k (\boldsymbol{\Gamma}_{k+1,k})^T \\ \hat{\mathbf{X}}_{k+1,k} = \boldsymbol{\phi}_{k+1,k} \hat{\mathbf{X}}_{k,k} \\ \mathbf{G}_{k+1} = \mathbf{P}_{k+1,k} (\mathbf{H}_{k+1,k})^T \cdot \\ \quad [\mathbf{H}_{k+1} \mathbf{P}_{k+1,k} (\mathbf{H}_{k+1,k})^T + \mathbf{R}_{k+1}]^{-1} \\ \hat{\mathbf{X}}_{k+1,k+1} = \hat{\mathbf{X}}_{k+1,k} + \mathbf{G}_{k+1} [\mathbf{Z}_{k+1} - \mathbf{H}_{k+1} \hat{\mathbf{X}}_{k+1,k}] \\ \mathbf{P}_k = [1 - \mathbf{G}_{k+1} \mathbf{H}_{k+1}] \mathbf{P}_{k+1,k} \end{cases} \quad (16)$$

式中: $\mathbf{P}_{k+1,k}$ 为一步预测误差方差阵; \mathbf{R}_{k+1} , \mathbf{Q}_k 为系统噪声方差阵, $\mathbf{R}_{k+1} = \mathbf{E}[\mathbf{V}_{k+1} (\mathbf{V}_{k+1})^T]$, $\mathbf{Q}_k = \mathbf{E}[\mathbf{W}_{k+1} (\mathbf{W}_{k+1})^T]$; \mathbf{G}_{k+1} 为滤波增益矩阵; \mathbf{P}_k 为估计误差方差阵。

根据离散自适应卡尔曼滤波算法, 从初始状态 $\hat{\mathbf{X}}_{0,0} = \mathbf{E}[\mathbf{X}_{0,0}]$ 与初始滤波协方差矩阵 $\mathbf{P}_{0,0}$ 出发, 在给定参数矩阵 $\boldsymbol{\phi}_{k+1,k}$, $\boldsymbol{\Gamma}_{k+1,k}$, \mathbf{H}_{k+1} , \mathbf{Q}_k , \mathbf{R}_{k+1} 的条件下, 利用 $k+1$ 时刻的状态预测值 $\hat{\mathbf{X}}_{k+1,k}$ 和观测值 \mathbf{Z}_{k+1} , 递推给出 $k+1$ 时刻的状态滤波值 $\hat{\mathbf{X}}_{k+1,k+1}$ ($k=0, 1, 2, \dots$)。

3.2 仿真结果与分析

取实际红外成像导引头惯性空间弹目视线角速度输出曲线, 忽略通道间交叉耦合影响, 采样周期 $T=0.001$ s, 系统噪声方差 $\mathbf{Q}_k = \frac{2\alpha(4-\pi)}{\pi} (a_{\text{tmax}} - a)$, 其中, 目标机动频率 $\alpha=0.05$, 量测噪声方差 $\mathbf{R}_k=0.01 \times 0.01$, 滤波状态初值 $\mathbf{X}_0=[0 \ 0 \ 0]^T$, 滤波协方差矩阵初值 $\mathbf{P}_0 = \text{diag}(0.01 \times 0.01, 0.1 \times 0.1, 50 \times 50)$ 。对提出的 3 种模型采用卡尔曼滤波方法, 进行仿真分析^[10]。

目标静止不动, 弹体以 $3(^{\circ})/\text{Hz}$ 的角速度摆动时的测试结果如图 3 所示。

目标往返运动时的测试结果如图 4 所示。

分析图 3, 4 曲线可以发现: 微分法带来的角速度噪声太大, 尽管加上低通滤波, 可适当降低噪声, 但难以消除弹体扰动影响, 实际应用受限; 基于马尔科夫模型的弹目视线角速度提取算法需要弹目距离信息和弹目接近速度信息, 且受限于建立的马尔科夫模型的准确度, 实际应用受限; 基于控制原理的弹目视线角速度提取算法实现简单方便, 不需要距离

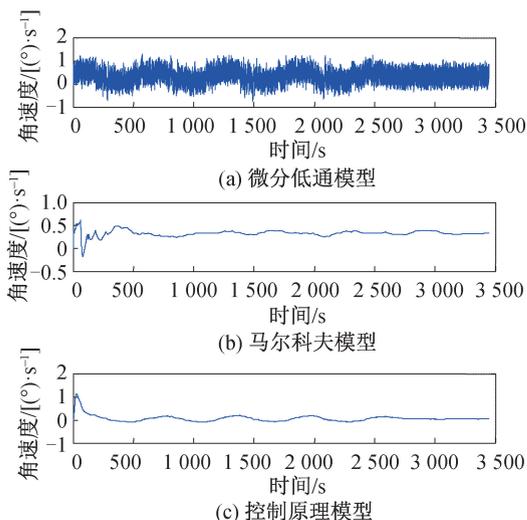


图3 目标静止时弹目视线角速度

Fig. 3 Line-of-sight angle rate for stationary target

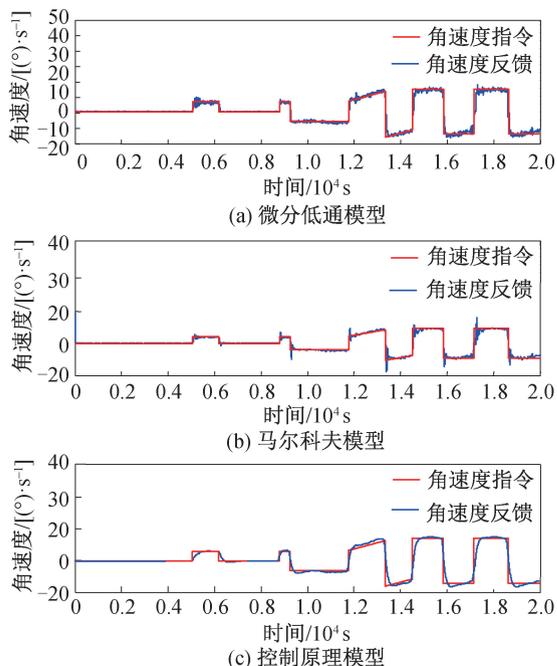


图4 目标往返运动时弹目视线角速度

Fig. 4 Line-of-sight angle rate for maneuvering target

信息,仅需要利用陀螺和探测器失调角,过渡过程平稳,快速性满足使用要求,角速度稳定精度达到 $0.05(^{\circ})/s$ 以内,满足弹体制导指标要求。

4 结束语

本文对红外导引头视线角速度提取方法进行了研究,比较分析了直接微分法、基于马尔科夫模型的方法和基于控制系统工作原理的方法3种弹目视线角速度提取方案。微分法需要对陀螺输出和探测器

失调角微分输出进行传递函数匹配,并进行滤波,难度较大,工程实现复杂;基于马尔科夫模型的弹目视线角速度提取模型需要获得弹目距离信息和弹目接近速度信息,但因红外导引头无法获得这些信息,故该模型在红外导引头中的应用受到限制。本文提出将角跟踪系统设计成二阶无静差系统,将由控制系统工作原理推导的失调角与弹目视线角加速度成正比这一结论和由角跟踪原理获得的弹目视线角速度提取基本模型进行结合,提出了基于控制系统工作原理的弹目视线角速度提取方法。基于控制系统工作原理的弹目视线角速度获取方法在导引头中属于首次应用。该方法不依赖弹目距离信息,只需要陀螺、探测器坐标信息和控制系统模型信息,具有实现简单、运算量小、精度高的特点。实验室仿真验证弹目视线角速度精度由原来的 $1(^{\circ})/s$ 提高到 $0.05(^{\circ})/s$ 以内,满足使用要求。但是该方法在实际工程应用时,要对陀螺输出信息进行建模,且要尽可能准确获取控制系统模型参数,因此需要进一步研究陀螺噪声建模方法和控制系统辨识方法。

参考文献

- [1] 穆虹. 防空导弹雷达导引头设计[M]. 北京: 宇航出版社, 1996: 381-394.
- [2] 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): 2474-2479.
- [3] RUDIN R T. Strapdown stabilization for imaging seekers[R]. AIAA, 93-2660, 1993.
- [4] 周瑞青, 吕善伟, 刘新华. 捷联式天线平台的角跟踪系统设计[J]. 系统工程与电子技术, 2003, 25(10): 1200-1202.
- [5] 谭顺成, 王国宏, 王娜. IMM-Singer模型的机动目标跟踪算法[J]. 火力与指挥控制, 2012, 37(2): 32-34.
- [6] 胡寿松. 自动控制原理[M]. 4版. 北京: 科学出版社, 2000: 118-133.
- [7] 马良, 刘新华. 旋转弹导引头红外角跟踪回路研究[J]. 航天控制, 2008, 26(6): 8-11.
- [8] 秦永元, 张洪钺, 汪叔华. 卡尔曼滤波与组合导航原理[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 1998: 33-56.
- [9] WALDMANN J. Line-of-sight rate estimation and linearizing control of an imaging seeker in a tactical missile guided by proportional navigation[J]. IEEE Transactions on Control Systems Technology, 2002, 10(4): 556-567.
- [10] 黄小平, 王岩. 卡尔曼滤波原理及应用: MATLAB仿真[M]. 北京: 电子工业出版社, 2015: 94-102.

(本文编辑:李栋颀)