

## 滚仰式捷联导引头视线角速度提取技术研究

江云, 李友年, 王霞  
(中国空空导弹研究院, 河南 洛阳 471000)

**摘要:** 滚仰式捷联导引头具有很好的应用前景,但在过顶跟踪时提取稳定的视线角速度问题一直没有妥善的解决方法。提出一种利用导引头提供的失调角、框架角及框架角速度等信息构建“虚拟偏仰式导引头”的方法,设计 Kalman 滤波器对目标垂视线运动信息进行估计,进而间接提取出视线角速度信息,用于产生制导指令。仿真结果表明,在过顶跟踪时该方法能有效抑制视线角速度抖动,视线角速度精度显著提高。

**关键词:** 空空导弹; 滚仰式捷联导引头; 制导指令; 过顶跟踪控制; 视线角速度

**中图分类号:** V271.4; TJ765.3      **文献标志码:** A      **文章编号:** 1671-637X(2015)04-0066-04

## Line-of-Sight Angle Rate Extraction for Roll-Pitch Strap-Down Seeker

JIANG Yun, LI You-nian, WANG Xia  
(China Airborne Missile Academy, Luoyang 471000, China)

**Abstract:** Roll-pitch strap-down seeker has good application prospect. However, the problem of extracting LOS (Line-of-Sight) rate steadily during zenith pass tracking has not been properly solved. We proposed an approach for constructing a virtual “pitch-yaw” seeker by using the seeker’s angular position error, gimbal angles and gimbal angle rates. A Kalman filter was also designed whose input is the measurement of the virtual seeker to estimate movement information of the target. And the LOS rate could be extracted indirectly. Simulation results show that the proposed method can restrain the dithering of the LOS rate efficiently during zenith pass tracking and improve the precision of LOS estimation.

**Key words:** air-to-air missile; roll-pitch strap-down seeker; guidance command; zenith pass tracking; LOS angle rate

### 0 引言

随着电子干扰技术的发展、飞机机动性和隐身性能的不断提高,战场环境日益复杂,要求新一代近距格斗空空导弹具有强机动性、大离轴角发射实现全向攻击等能力,进而要求其装配的导引头具有视场大、体积小、质量轻等特点。滚仰式捷联导引头是适应这种技术发展的产物,典型的有德国的 IRIST<sup>[1]</sup>和美国的 AIM-9X 空空导弹<sup>[2]</sup>。滚仰式导引头稳定平台采用滚转外框架、俯仰内框架的万向支架结构,导引头的视场可以覆盖整个前半圆,为导弹实现大离轴发射全向攻击提供必要的条件,但滚仰式导引头结构中省去速率

陀螺,不能直接获得比例导引所用目标视线角速度。因此,文献[3]通过安装在飞控组件内的惯性测量单元输出角速度信息和导引头输出框架信息,解算出相对惯性空间视线角速度,这种解算方法是在偏仰式框架下重构视线角速度,但按类似的方法重构滚仰式视线角速度则会受到弹体耦合和各种干扰等严重影响,尤其在进入过顶跟踪<sup>[4]</sup>时,外环高速旋转,造成解算视线角速度抖动较大,也对制导系统产生极为严重的影响;文献[5]提出需要用滤波的方法得到目标视线角速度;文献[6]认为捷联导引头测量信号与弹体姿态信息的耦合增加了系统的非线性程度,采用非线性滤波提取视线角速度,但非线性滤波对空空导弹弹载计算机的性能要求较高。本文结合空空导弹的特点,同时考虑到滚仰式外环旋转造成视线系到弹体系的转移矩阵元素符号不易确定,另外结合偏仰式导引头的特点,构建“虚拟的偏仰式导引头<sup>[7]</sup>”,利用以导引头测

收稿日期:2014-04-22      修回日期:2014-06-26

基金项目:航空科学基金(20120112001)

作者简介:江云(1983—),男,河南驻马店人,硕士生,研究方向为制导控制技术。

量失调角为量测的 Kalman 滤波器在“虚拟导引头”中提取视线角速度完成制导闭环。

### 1 视线角速度提取算法

由于滚仰式捷联导引头内环上没有安装速率陀螺,无法提供视线角速度信息,其可用信息只有俯仰环和横滚环的框架角、框架角速度及失调角信息,而空空导弹一般采用比例导引法形成制导指令,比例导引法的输入即为视线角速度,因此,需利用空间关系进行视线角速度重构<sup>[8]</sup>或提取,闭合制导系统。

#### 1.1 视线角速度重构

根据弹体陀螺输出的弹体角速度信息及导引头框架测量的框架角和角速率信息,通过坐标变化,可计算出视线相对惯性空间的角速率。定义弹体系  $b$  系 ( $OX_bY_bZ_b$ ), 外框系  $r$  系 ( $OX_rY_rZ_r$ ), 内框系  $p$  系 ( $OX_pY_pZ_p$ ), 其空间关系如图 1 所示。

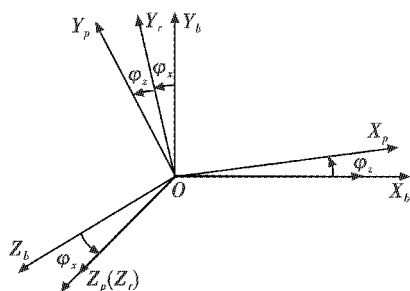


图 1 坐标系相对关系

Fig.1 Relative relations of the coordinate systems

假定光轴坐标系与视线坐标系重合,此时视线坐标系的视线角速度可以表示为

$$\omega_{bp}^p = \omega_{ib}^p + \omega_{bp}^p \quad (1)$$

即视线系相对惯性坐标系的角速度在视线系的投影,可以通过视线系相对弹体系的角速度在视线系投影和弹体系陀螺输出在视线系投影之和来表示。

$$\omega_{bp}^p = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{\varphi}_z \end{bmatrix} + C_r^p \begin{bmatrix} \dot{\varphi}_x \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{\varphi}_z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \cos \varphi_z & \sin \varphi_z & 0 \\ -\sin \varphi_z & \cos \varphi_z & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\varphi}_x \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (2)$$

$$\text{即} \begin{bmatrix} \omega_{bpx}^p \\ \omega_{bpy}^p \\ \omega_{bpz}^p \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \varphi_z \dot{\varphi}_x \\ -\sin \varphi_z \dot{\varphi}_x \\ \dot{\varphi}_z \end{bmatrix}, \text{弹体陀螺输出角速度在视线系投影表示为}$$

$$\omega_{bp}^p = \begin{bmatrix} \omega_{ibx}^p \\ \omega_{iby}^p \\ \omega_{ipz}^p \end{bmatrix} + C_b^p \begin{bmatrix} \omega_{ibx}^b \\ \omega_{iby}^b \\ \omega_{ipz}^b \end{bmatrix} \quad (3)$$

其中

$$C_b^p = \begin{bmatrix} \cos \varphi_z & \sin \varphi_z \cos \varphi_x & \sin \varphi_z \sin \varphi_x \\ -\sin \varphi_z & \cos \varphi_z \cos \varphi_x & \cos \varphi_z \sin \varphi_x \\ 0 & -\sin \varphi_x & \cos \varphi_x \end{bmatrix}, \text{整理后得}$$

$$\begin{cases} \omega_{bpx}^p = \sin \varphi_z \cos \varphi_x \omega_{iby}^b + \sin \varphi_z \sin \varphi_x \omega_{ipz}^b \\ \omega_{bpy}^p = -\sin \varphi_z \omega_{ibx}^b + \cos \varphi_z \cos \varphi_x \omega_{iby}^b + \cos \varphi_z \sin \varphi_x \omega_{ipz}^b - \sin \varphi_z \dot{\varphi}_x \\ \omega_{bpz}^p = -\sin \varphi_x \omega_{iby}^b + \cos \varphi_x \omega_{ipz}^b + \dot{\varphi}_z \end{cases} \quad (4)$$

当导引头测量存在失调角,光轴坐标系与视线坐标系不重合时,则相对于惯性系视线角速度为

$$\omega_{is}^s = C_p^s \omega_{ip}^p + \omega_{ps}^s \quad (5)$$

由于导引头测量失调角为小角度,由失调角产生的耦合视线角速度对制导系统影响较小,因此目标视线角速度可近似按照式(4)重构并用于制导,但实际上受弹体振动及导引头旋变对框架信息测量精度的影响,重构的视线角速度精度并不理想。尤其在过顶跟踪时,由于外环高速旋转,解算的视线角速度跳动较大,对制导系统产生极为严重的影响,因此有必要建立目标跟踪模型,通过 Kalman 滤波间接提取视线角速度信息。

#### 1.2 视线角速度间接提取

视线角速度间接提取是利用 Kalman 滤波器进行间接估计,以弹目相对位置、目标速度和加速度为状态量,成像导引头测量失调角为观测量,估计出相对位置与目标速度,然后计算相对于惯性空间视线角速度。

##### 1.2.1 滤波状态方程建立

由于载机、导弹和目标的相对位置及相对速度等都可于在惯性坐标系中简单叠加,因此在惯性坐标系中建立滤波方程,取一阶马尔可夫作为目标机动模型<sup>[9]</sup>,建立滤波状态方程为

$$\begin{bmatrix} R_{Ok/k-1} \\ V_{Ck/k-1} \\ W_{Ck/k-1} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \Delta T & 0 \\ 0 & 1 & \Delta T \\ 0 & 0 & 1 - \frac{\Delta T}{\tau_w} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} R_{Ok-1} \\ V_{Ck-1} \\ W_{Ck-1} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -\Delta T \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \cdot V_{mk-1} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ w_k \end{bmatrix} \quad (6)$$

式中:  $R_o$  为弹目相对位置矢量;  $V_c$  为目标速度;  $W_c$  为目标加速度;  $V_m$  为导弹速度;  $\tau_w$  为目标机动时间常数;  $\Delta T$  为采样间隔;  $w_k$  为目标加速度系统噪声。

##### 1.2.2 量测方程的建立

对于滚仰式捷联导引头,由于在计算视线系到弹体系转换矩阵时存在符号不确定因素,因此在滤波算法中构建“虚拟偏仰式导引头”,定义为  $E$  系,滤波估计在  $E$  系进行,滤波输入输出结构如图 2 所示。

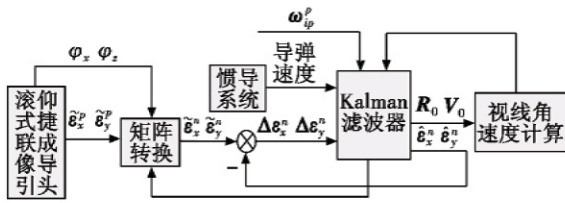


图2 Kalman滤波输入输出结构图

Fig.2 Input/output structure of Kalman filtering

红外成像导引头仅能提供目标角度信息,在建立滤波量测方程时,无法直接通过导引头的角度量测信息来观测导弹-目标在视线方向状态的变化,为了建立目标运动状态同导引头量测信息的关系,在“虚拟”偏仰式导引头中需分析目标视线、光轴、“虚拟”视线空间运动关系,如图3所示,定义目标视线为 $T$ ,光轴在“虚拟导引头”内的视线为 $g$ 。

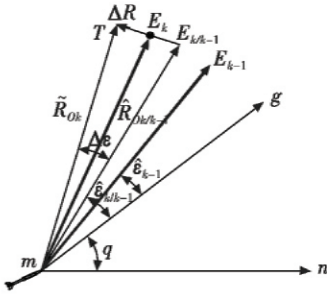


图3 滤波视线空间运动关系

Fig.3 Filter LOS space motion relationship

在建立滤波量测方程时,首先建立角度滤波方程描述视线角运动。随着目标位置的预测,“虚拟”视线由 $E_{k-1}$ 位置运动到 $E_{k/k-1}$ 位置,其本质是估值视线和目标视线共同的基准为光轴视线,角运动是估值视线通过光轴视线去跟踪目标视线,则有

$$\hat{\epsilon}_{k/k-1}^n = \hat{\epsilon}_{k-1}^n + (\omega_{IE}^n - \omega_{IG}^n) \Delta T \quad (7)$$

根据导引头输出目标角度信息,建立滤波量测方程为

$$\tilde{R}_{Ok} = \hat{R}_{Ok/k-1} + v(k) \quad (8)$$

此时弹目相对位置的残差算式为

$$\Delta R^n = \tilde{R}_{Ok}^n - \hat{R}_{Ok/k-1}^n = |\hat{R}_{Ok/k-1}^n| \cdot \begin{bmatrix} 0 \\ -\Delta \epsilon_x^n \\ \Delta \epsilon_y^n \end{bmatrix} \quad (9)$$

目标信息滤波修正方程为

$$\begin{cases} R_{Ok}^n = R_{Ok/k-1}^n + K_R \cdot \Delta R^n \\ V_{Ck}^n = V_{Ck/k-1}^n + K_V \cdot \Delta R^n \\ W_{Ck}^n = W_{Ck/k-1}^n + K_W \cdot \Delta R^n \end{cases} \quad (10)$$

根据滤波输出的导弹-目标相对位置、目标速度及导弹速度,可得惯性系的视线角速度为

$$\dot{q} = \frac{R_o^n \times (V_c^n - V_m^n)}{|R_o|^2} \quad (11)$$

## 2 视线角速度提取算法仿真验证

为验证视线角速度提取算法的有效性,建立采用滚仰式捷联导引头的制导系统六自由度仿真环境,制导控制系统原理如图4所示。其中,滚仰式捷联导引头稳定平台采用横滚/俯仰两轴控制方式和捷联稳定算法对视线进行转动控制,其内环台体没有速率陀螺,无法直接根据陀螺负反馈控制台体稳定,需要根据弹载陀螺的测量值控制两轴框架角速度,保证台体与光轴的惯性空间稳定。

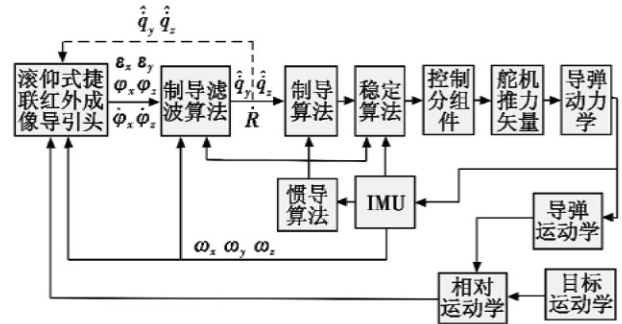


图4 滚仰式捷联制导控制系统原理框图

Fig.4 Schematic diagram of roll-pitch strap-down guidance control system

根据图4建立制导控制系统数字仿真环境,通过导弹拦截目标仿真试验对目标视线角速度重构与提取算法进行验证,仿真条件如表1所示。

表1 仿真条件

Table 1 Simulation conditions

导弹高度/m	导弹飞行马赫数	弹目斜距/m	进入角/(°)	高低角/(°)	方位角/(°)	目标飞行马赫数	目标机动
9 000	0.8	5 000	180	5	5	0.8	6g

仿真结果如图5所示(dq指视线角速度)。

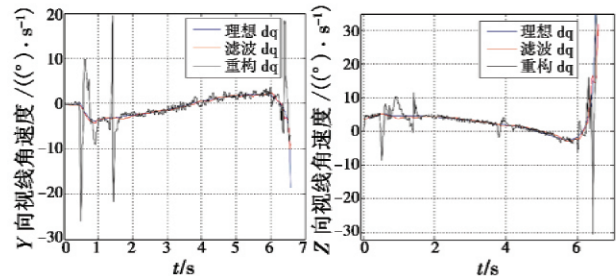


图5 视线角速度仿真对比

Fig.5 Line-of-sight angle rate simulation result

从仿真结果可以看出,在进入过顶跟踪时,重构的视线角速度受外环高速旋转的影响,存在较大的抖动,而采用Kalman滤波算法间接提取视线角速度与重构的视线角速度相比,精度较高,能够满足制导精度的要求。

### 3 结束语

由于滚仰式捷联导引头不能提供相对惯性空间的视线角速度,需采用视线角速度信息重构或信息提取等方法来闭合制导系统。由于在导引头过顶跟踪时,导引头外环高速旋转,导致重构的视线角速度信息抖动较大,且耦合有弹体角速度信息,因此,采用滤波间接提取视线角速度,经仿真验证,滤波提取的视线角速度精度较高,能够满足制导精度要求,可以采用滤波输出的视线角速度闭合制导系统。

#### 参考文献

- [1] 任森,王秀萍. 2011年国外空空导弹发展综述[J]. 航空兵器,2012,3(6):3-7. (REN M, WANG X P. Overview on foreign air-to-air missiles development in 2011 [J]. Aero Weaponry, 2012, 3(6):3-7.)
- [2] 穆学帆,周树平,赵桂瑾. AIM-9X空空导弹位标器新技术分析和评价[J]. 红外与激光工程,2006,35(4):392-400. (MU X Z, ZHOU S P, ZHAO G J. Analysis and evaluation of new approach of AIM-9X AAM seeker[J]. Infrared and Laser Engineering, 2006, 35(4):392-400.)
- [3] 杨宝庆,徐龙,姚郁. 半捷联式导引头视线转率提取算法[J]. 北京航空航天大学学报,2011,37(7):839-843. (YANG B Q, XU L, YAO Y. LOS information reconstruction of half strapdown seeker[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2011, 37(7):839-843.)
- [4] 孟伟,朱学平,邱峰,等. 滚仰式导引头过顶问题的抗饱和和控制研究[J]. 科学技术与工程,2013,13(25):7505-7509. (MENG W, ZHU X P, QIU F, et al. Study of saturated control based on track for roll/pitch seeker[J]. Science Technology and Engineering, 2013, 13(25):7505-7509.)
- [5] 姚郁,章国江. 捷联成像制导系统的若干问题探讨[J]. 红外与激光工程,2006,35(1):1-6. (YAO Y, ZHANG G J. Discussion on strapdown imaging guidance system[J]. Infrared and Laser Engineering, 2006, 35(1):1-6.)
- [6] LIN Z, YAO Y, MA K M. The design of LOS reconstruction filter for strap-down imaging seeker [C]//Proceedings of the Fourth International Conference on Machine Learning and Cybernetics, Guangzhou, August, 2005:2272-2277.
- [7] OWINGEN H F. Seeker head for target tracking: United States Patent, 6179246B1 [P]. 2001-07-30.
- [8] 薛舜,周军,葛致磊. 捷联导引头目标视线角速率重构方法研究[J]. 计算机仿真,2009,26(3):82-86. (XUE S, ZHOU J, GE Z L. Line-of-sight angle rate reconstruction for strap-down seeker[J]. Computer Simulation, 2009, 26(3):82-86.)
- [9] LI X R, JILKOV V P. A survey of maneuvering target tracking Part I Dynamic models [J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2003, 39(4):1333-1364.
- (上接第65页)
- [3] 袁磊,孙永荣,周晓达,等. 基于ARINC661的DF文件设计平台研究与实现[J]. 现代电子技术,2012,35(5):156-159. (YUAN L, SUN Y R, ZHOU X D, et al. Research and implementation of definition file designer based on ARINC661 specification[J]. Modern Electronics Technique, 2012, 35(5):156-159.)
- [4] 钱雪佳,孙永荣,袁磊,等. 基于ARINC661的座舱显示系统通信机制研究[J]. 测控技术,2013,32(10):105-108. (QIAN X J, SUN Y R, YUAN L, et al. Research on the communication mechanism of cockpit display system based on ARINC661[J]. Measurement and Control Technology, 2013, 32(10):105-108.)
- [5] NAVARRE D, PALANQUE P, BASNYAT S. A formal approach for user interaction reconfiguration of safety critical interactive systems [C]//Safety, Reliability and Security, The 27th International Conference SAFECOMP, 2008. doi:10.1007/978-3-540-87698-4\_31.
- [6] 黄鸣丰,孙永荣,孙旭东,等. 航空座舱显示系统内核设计研究[J]. 现代电子技术,2011,34(19):205-207. (HUANG M F, SUN Y R, SUN X D, et al. Research on kernel design of aviation cockpit display system[J]. Modern Electronics Technique, 2011, 34(19):205-207.)
- [7] 曹猛,孙永荣,王岩,等. 开放式座舱显示系统关键技术研究及实现[J]. 航空计算技术,2011,41(4):78-81. (CAO M, SUN Y R, WANG Y, et al. Research and simulation on open-architect cockpit display system[J]. Aeronautical Computing Technique, 2011, 41(4):78-81.)
- [8] NAVARRE D, PALANQUE P, LADRY J F, et al. An architecture and a formal description technique for the design and implementation of reconfigurable user interfaces [C]//Interactive Systems, Design, Specification, and Verification, The 15th International Workshop, 2008:208-224.