

## 捷联导引头积分比例导引制导精度

陈 阳<sup>1,2</sup>, 储海荣<sup>1</sup>, 郭立红<sup>1</sup>

(1. 中国科学院长春光学精密机械与物理研究所, 吉林 长春 130033 ;

2. 中国科学院大学, 北京 100049)

**摘 要:** 积分比例导引制导是适用于全捷联半主动激光导引头的一种典型制导方案。为解决该制导方案下的命中精度分析问题, 提出了一种基于伴随法的精度分析方法。首先, 建立了积分比例导引制导律模型, 并给出了一种具有较强工程实用性的积分比例导引制导律实现方法; 其次, 在分析制导回路各项误差源特性的基础上, 利用伴随法得到了各误差源对脱靶量的影响。分析结果表明, 制导精度与比例导引导航比、自动驾驶仪的动态特性密切相关。得到的结论可以为工程上利用全捷联半主动激光导引头进行制导提供重要参考。

**关键词:** 制导精度; 全捷联半主动激光导引头; 积分比例导引; 伴随法

**中图分类号:** TJ765      **文献标志码:** A      **DOI:** 10.3788/IRLA201645.0631001

## Precision of integral proportion navigation guidance with strapdown seeker

Chen Yang<sup>1,2</sup>, Chu Hairong<sup>1</sup>, Guo Lihong<sup>1</sup>

(1. Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Sciences, Changchun 130033, China;

2. University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China)

**Abstract:** Integral proportional navigation law which can be applied to strapdown laser semi-active seeker is a kind of typical guidance law. In order to analyze the precision with this kind of guidance law, the analysis based on adjoints was put forward. Firstly, the model of integral proportion navigation guidance is constructed and the implement of the integral proportional navigation law was given. Secondly, based on the analysis of characteristic of different kind of error sources, the influence of these error sources with adjoints was got. The result shows that precision has a close correlation with navigation constant  $N$  and dynamic behavior of autopilot. These conclusions are significant for the application of the strapdown laser semi-active seeker in engineering.

**Key words:** precision of guidance; strapdown laser semi-active seeker; integral proportion navigation; method of adjoints

收稿日期: 2015-10-11; 修订日期: 2015-11-14

基金项目: 中国科学院知识创新工程国防科技创新重要项目(YYJ-1122)

作者简介: 陈阳(1988-), 男, 博士生, 主要从事导弹制导与控制方面的研究。Email: chenyang4688@163.com

导师简介: 郭立红(1964-), 女, 研究员, 博士生导师, 博士, 主要从事激光对抗方面的研究。Email: guolh@ciomp.ac.cn

## 0 引言

随着捷联激光探测器测角技术的发展,全捷联半主动激光导引头已经应用于空地导弹系统中。这类导引头的特点是直接将探测器固联在弹体上,探测器光轴与弹轴重合。美国的空地 70 mm 先进精确杀伤武器系统(APKWS)以及精确制导迫弹(PGMM) XM395<sup>[1-2]</sup>等都采用了这类导引头。由于不存在框架,这类半主动激光导引头具有成本低、可靠性高的特点。但同时这也带来了如下的问题<sup>[3]</sup>:

(1) 需要大的瞬时视场;(2) 制导所需的视线角速度信号不能直接测量;(3) 大的瞬时视场导致大的测量噪声将直接影响到制导系统的稳定性,且噪声对制导系统稳定性影响的程度与视线角速度的提取方法有关;(4) 需要数学平台的方法来消除弹体姿态运动对视线角的耦合影响。

由于只能直接测量体视线角,需要利用导航设备获得弹体姿态角,进而通过计算得到视线角,即导引头隔离度需要通过导航设备来保证。

针对捷联导引头无法直接测出视线角速率的特点,在进行制导方案设计时,多采用各种滤波方式对视线角速率进行解耦和估计<sup>[4-6]</sup>,进而利用比例导引类制导律进行导引。

积分比例导引是一种命中精度较高,并具有工程价值的角度型制导律,APKWS 采用的就是积分型比例导引。参考文献[7]分别对积分比例导引回路中的探测器和角速度陀螺的噪声及刻度尺误差对制导精度的影响进行了研究,分析制导精度采用的方法是多次打靶试验统计脱靶量均方根。

对于导弹来说,对目标拦截的制导精度是评价其作战性能的重要参数。在导弹设计阶段,常利用数字仿真对制导精度进行统计分析。而对于制导回路这样的时变非线性系统,基于古典控制理论的精度分析方法不再适用。常用的方法为蒙特卡罗法、协方差分析法(CADET)、线性化伴随方法。

蒙特卡罗法以大量计算机数值计算为基础,控制不同的初始条件和典型随机作用,对数值仿真结果进行统计分析<sup>[8]</sup>。这种方法需要消耗大量的计算机仿真时间,若仿真次数不足则难以得出可靠的结论。

协方差分析法通过计算系统状态协方差矩阵随时间传播的微分方程,可以获得状态在任意时刻的统计信息。这种方法已经在导弹制导系统以及导航

系统性能分析中得到了应用。相比于线性化伴随法,协方差分析法所需的计算更为繁琐。

线性化伴随方法以线性时变系统及其伴随系统之间对冲击响应解的关系为基础<sup>[9]</sup>。这种方法可以一次得到不同制导时间下各误差源对制导精度的影响,被广泛应用在各种制导回路精度分析中。目前基于伴随法的制导精度研究多集中于角速率制导<sup>[10-12]</sup>。积分比例导引属于角度制导,针对积分比例导引制导精度分析的文献较少。文中利用线性化伴随方法对积分比例导引制导回路进行精度分析,得到的结论可以为工程上利用全捷联半主动激光导引头进行制导提供重要参考。

## 1 积分比例导引制导律

### 1.1 积分比例导引制导模型

比例导引制导关系为:

$$\dot{\theta} = N\dot{q} \quad (1)$$

$$n = V_c \dot{\theta} \quad (2)$$

式中: $N$ 为比例导引系数; $\dot{q}$ 为导弹导引头测得的视线角速度; $\dot{\theta}$ 为导弹速度矢量旋转角速度; $V_c$ 为弹目接近速度大小; $n$ 为导弹需求的法向过载。

全捷联半主动激光导引头只能得到视线角 $q$ ,因此考虑采用积分比例导引。

对公式(1)进行积分,得到积分比例导引的关系式:

$$\theta = N(q - q_0) + \theta_0 \quad (3)$$

式中: $q_0$ 和 $\theta_0$ 分别为视线角和速度倾角的初值。在工程应用中,导弹实际的速度倾角可以利用弹上低成本捷联惯性导航系统获得。而视线角要靠捷联导引头输出的体视线角和导航系统输出的弹体姿态角得到。图 1 为导弹攻击目标相对几何关系示意图,图

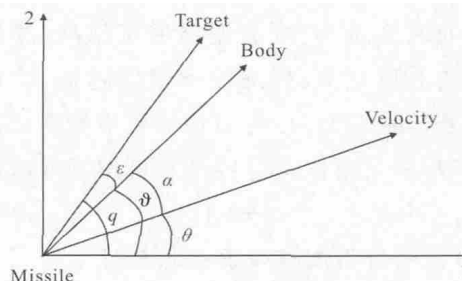


图 1 导弹目标相对几何关系示意图

Fig.1 Geometry of missile and target

中坐标系为惯性系,  $\vartheta$  表示导弹姿态角,  $\theta$  表示导弹速度倾角,  $q$  为弹目视线角,  $\varepsilon$  为导引头输出的体视线角。由几何关系可得:

$$q = \varepsilon + \vartheta \quad (4)$$

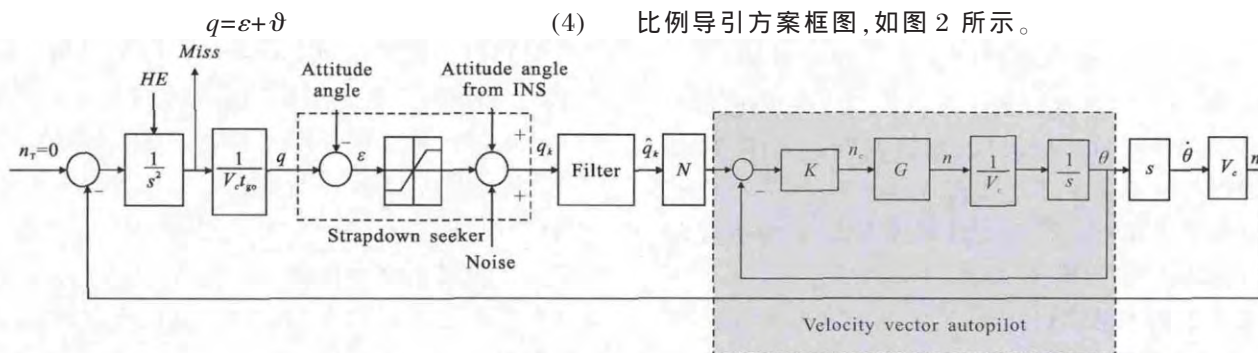


图 2 捷联导引头积分比例导引方案框图

Fig.2 Framework of integral proportion navigation guidance homing loop with the strapdown seeker

图 2 中,  $n_T$  为目标机动加速度,  $HE$  为导弹速度矢量前置误差角,  $t_{go}$  为导弹剩余飞行时间,  $Miss$  为脱靶量,  $q_k$  为  $k$  时刻获得的弹目视线角,  $\hat{q}_k$  为  $k$  时刻制导滤波器输出的弹目视线角,  $n_c$  为需用过载,  $n$  为导弹实际产生的过载。

速度矢量自驾仪可以控制弹体速度倾角跟踪制导指令,  $K$  为速度矢量自驾仪增益。  $G$  表示导弹过载自动驾驶仪动态特性, 一般采用三回路过载自动驾驶仪。在初步分析中, 可利用三阶系统模型近似<sup>[13]</sup>:

$$\frac{a_y(s)}{a_{yc}(s)} = \frac{1}{(1+\tau s) \left( \frac{1}{\omega^2} s^2 + \frac{2\mu}{\omega} s + 1 \right)} \quad (5)$$

式中:  $\tau$  为闭环实极点;  $\mu$  为二阶部分的阻尼比;  $\omega$  为二阶部分的自然频率。

分析控制算法对命中精度影响时需要保证过载自动驾驶仪控制弹体过载的动态特性不变。过载自驾仪参数取值为:  $\tau=0.3 \text{ s}$ ,  $\omega=35 \text{ rad/s}$ ,  $\mu=0.7$ 。

制导滤波器采用一阶数字滤波<sup>[6]</sup>:

$$\hat{q}_k = \hat{q}_{k-1} + G[q_k - \hat{q}_{k-1}] \quad (6)$$

式中:  $G$  的取值越小, 则滤波器带宽越高, 滤波效果越差;  $G$  的取值越大, 则滤波器带宽越低, 滤波效果越好, 信号延时越大。  $G$  的取值需要综合考虑导引头测角噪声水平、弹体动态特性和可用制导时间等因素。在初步分析中, 取  $G=0.3$ 。

## 1.2 积分比例导引制导律误差源分析

除了初始速度前置角和目标机动引起的脱靶量外, 弹上器件精度对制导精度的影响主要包括: (1) 导

这样, 在线性化制导模型的基础上可以得到包含弹目相对运动关系、全捷联半主动激光导引头、弹上导航系统、弹体动态特性在内的捷联导引头积分比例导引方案框图, 如图 2 所示。

引头测角噪声; (2) 导引头常值偏置; (3) 导航系统解算的姿态角常值偏置。

机载发射导弹的弹上导航系统在发射时与载机进行传递对准, 传递对准结果是导航系统工作的基准, 传递对准误差将会对导航精度产生影响。另外, 在导弹飞行过程中导航系统的精度也会随时间下降。当导引头捕获目标进入末制导时, 导航系统输出的速度倾角和姿态角将包含常值偏置。若忽略末制导段的导航系统漂移, 则进入末制导时的速度倾角初值  $\theta_0$  和末制导期间导航系统输出的速度倾角  $\theta$  都包含有相同的常值偏置误差。这样, 对于采用积分比例导引制导律的制导回路来说, 导航系统速度倾角常值偏置误差对制导精度的影响很小。

对于导引头噪声、导引头常值偏置和导航系统解算的姿态角常值偏置对制导精度的影响可以利用伴随法进行分析。

## 2 制导精度伴随法分析

伴随分析法是一种适用于线性时变系统的常用分析方法。线性化后的制导回路是一个包含时间  $t$  的线性时变系统。利用伴随法可以有效地对制导控制系统进行分析, 在一次仿真中定量地获得各项误差源对系统响应的影响, 从而为制导控制系统的精度分配提供依据。

### 2.1 制导系统伴随法分析基础

对于每一线性时变系统来说, 相应的都可以通过如下方式构造一个伴随系统:

(1) 将  $t$  用  $t_f - t$  替换, 其中  $t_f$  为一次系统运行的总时间,  $t$  为系统运行的时间;

(2) 改变信号流动的方向, 将信号分支点变为相加点, 相加点变为分支点。这将使得原系统和相应伴随系统的输入输出位置互换。

原系统的冲击响应  $h$  和相应伴随系统的冲击响应  $h^*$  有如下关系:

$$h^*(t_f - t_l, t_f - t_o) = h(t_o, t_l) \quad (7)$$

式中:  $t_l$  为系统冲击激励发生时刻;  $t_o$  为观察系统响应时刻。利用这一关系, 可以通过观察伴随系统一次运行的解来得到原系统在不同总运行时间下的终止时刻对初始时刻冲击激励的响应。即, 令  $t_o = t_f$ , 得到:

$$h^*(t_f - t_l, 0) = h(t_f, t_l) \quad (8)$$

原系统和相应伴随系统的冲击响应的解如图 3(a) 和图 3(b) 所示。

为了获得确定性输入或初始条件作用下原系统的响应, 可以将确定性输入或初始条件转换, 得到等价的冲击激励模型, 以获得伴随模型。

对于随机输入, 可以利用伴随系统来得到随机输入下原系统响应的统计结果。原系统在白噪声激励下, 终止时刻响应的均方根(rms)为:

$$\sigma_{out}(t_f) = \sqrt{\Phi_{in} \int_0^{t_f} h^2(t_f, t_l) dt_l} \quad (9)$$

式中:  $\Phi_{in}$  为输入白噪声的谱密度(双边谱密度)。将公式(8)代入公式(9), 得到:

$$\sigma_{out}(t_f) = \sqrt{\Phi_{in} \int_0^{t_f} h^*(t_f - t_l, 0)^2 dt_l} = \sqrt{-\Phi_{in} \int_{t_f}^0 h^*(\tau, 0)^2 d\tau} = \sqrt{\Phi_{in} \int_0^{t_f} h^*(\tau, 0)^2 d\tau} \quad (10)$$

公式(10)等式右边不存在  $t_f$ , 因此一次仿真结果可以得到不同  $t_f$  下的  $\sigma_{out}(t_f)$ 。

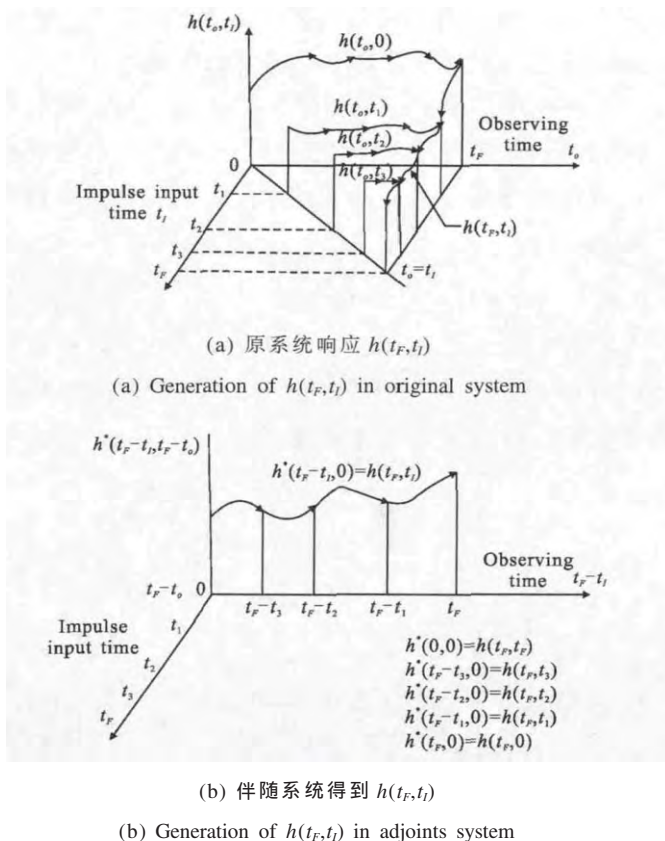


图 3 原系统与伴随系统冲击响应关系

Fig.3 Relationship between impulse response of original system and impulse response of adjoints system

不考虑导引头视线角饱和时, 利用伴随法得到 2.1 节积分比例导引方案框图对应的伴随框图如图 4 所示。其中,  $HE$  为进入比例导引时的速度指向前

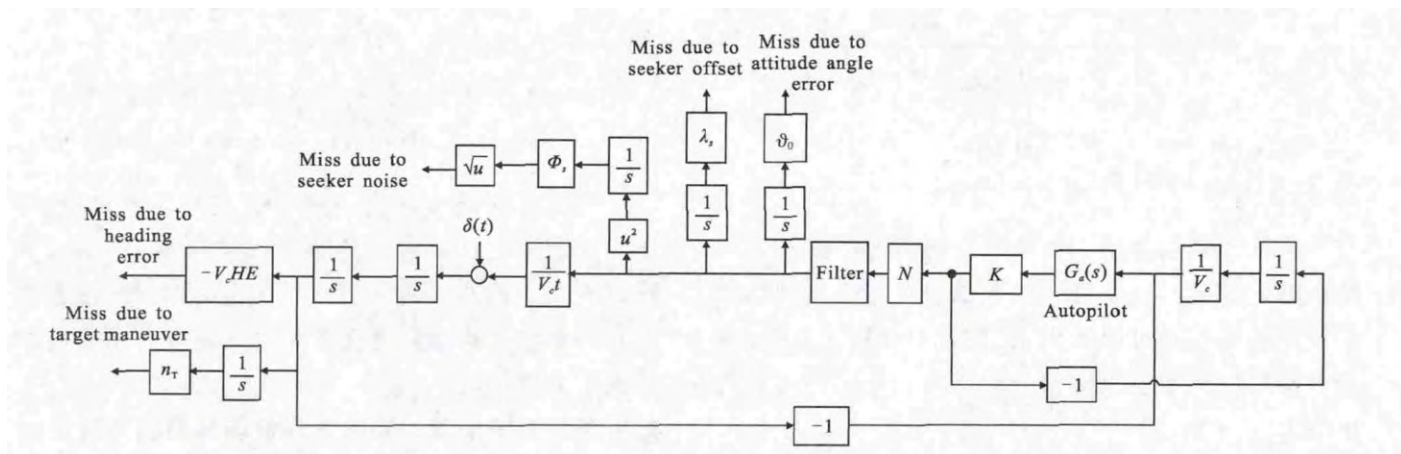


图 4 积分比例导引方案伴随框图

Fig.4 Framework of adjoints of integral proportion navigation guidance homing loop

置角误差,  $t$  为仿真时间,  $u^2$  表示平方运算,  $\sqrt{u}$  表示开方运算,  $\Phi_s$  为导引头噪声功率谱密度,  $\lambda_s$  为导引头常值偏置,  $\vartheta_c$  为导航系统解算姿态角常值误差。

## 2.2 导引头测角噪声对制导精度的影响

热噪声是导引头测角噪声的主要来源, 一般建模为高斯白噪声序列, 假定导引头测角输出频率为  $f_s$ , 导引头测角误差标准差为  $\sigma_s$ , 则导引头噪声谱密度为:

$$\Phi_s = \sigma_s^2 / f_s \quad (11)$$

假定导引头测角输出频率  $f_s = 20$  Hz, 则标准差  $\sigma_s = 1$  mrad 的导引头测角噪声在不同导航比  $N$  和自动驾驶仪增益  $K$  下对脱靶量影响如图 5~6 所示。

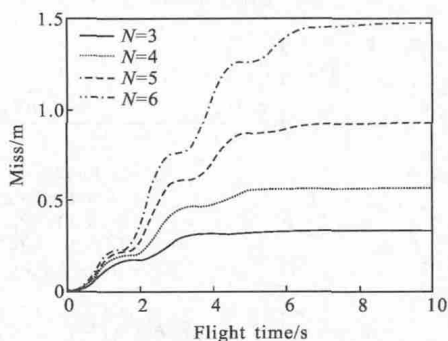


图 5 不同  $N$  作用下的单位测角噪声对制导精度影响

Fig.5 Seeker-noise-induced miss information for different  $N$

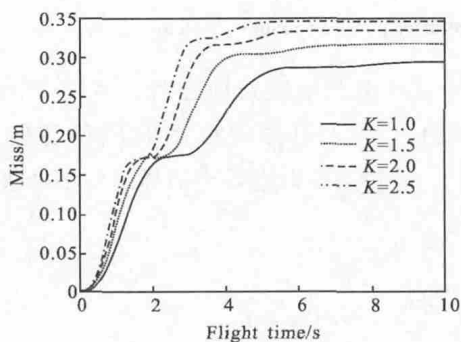


图 6 不同  $K$  作用下的单位测角噪声对制导精度影响

Fig.6 Seeker-noise-induced miss information for different  $K$

根据伴随法理论, 由于积分运算前存在平方运算, 因此制导回路中噪声引起的脱靶量是时间的增函数。从图 5~6 可以看出, 比例导引导航比、速度矢量自动驾驶仪增益提高都会对制导精度产生不利的影响。

在进行导弹制导控制总体设计时, 需要保证制导时间超过某一定值, 以保证速度指向前置角误差

引起的脱靶量能够收敛到较低的水平。从图 5~6 可以看出导引头测角噪声的误差随制导时间的增加趋于常值, 制导时间的增加不会导致噪声引起的脱靶量发散。

## 2.3 导引头测角常值偏置对制导精度的影响

导引头安装误差、导引头内光学系统制造误差等因素会导致导引头测角结果存在一个常值偏置  $\lambda_s$ , 可认为这个常值偏置对不同导弹来说为一个随机常值。在利用伴随法分析制导精度时, 令  $\lambda_s = 1$  mrad, 可以得到 1 mrad 常值偏置在不同导航比  $N$  和自动驾驶仪增益  $K$  下对脱靶量的影响, 如图 7~8 所示。

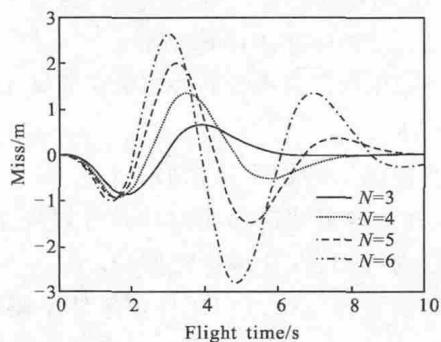


图 7 不同  $N$  作用下的单位测角常值偏置对制导精度影响

Fig.7 Seeker-bias-induced miss information for different  $N$

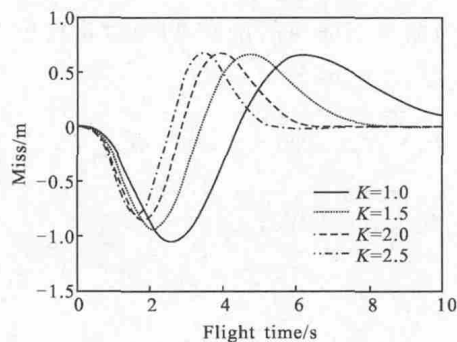


图 8 不同  $K$  作用下的单位测角常值偏置对制导精度影响

Fig.8 Seeker-bias-induced miss information for different  $K$

对制导回路中常值偏置项引起的误差来说, 冲击函数所引起的响应会随时间收敛到零。从图 7~8 可以看出, 提高比例导引导航比会对制导精度产生不利的影响。而提高速度矢量自动驾驶仪增益将加快误差收敛速度。

## 2.4 导航系统解算的姿态角常值偏置对制导精度的影响

从图 4 可以看出, 在考虑单位大小误差源对整

个导航系统精度影响时,导航系统解算的姿态角常值偏置和导引头测角常值偏置对制导精度的影响相同。

利用图 5~8 得到的比例导引导航比和自动驾驶仪增益对制导精度的影响可以对制导控制算法的设计提供参考依据。当然实际的比例导引导航比和自动驾驶仪增益的确定要考虑导弹其他设计限制。

### 3 结 论

文中对采用全捷联半主动激光导引头的积分比例导引制导回路进行了命中精度分析,利用伴随法对三项主要误差源对命中精度造成的影响进行了定量分析,得到了单位误差源对导弹脱靶量的影响。

(1) 利用导航系统解算的速度倾角作为速度矢量自驾仪反馈量实现积分比例导引时,进入末制导时初始的速度倾角解算偏差不会对制导精度产生影响;

(2) 制导回路中噪声引起的脱靶量是时间的增函数,并收敛到某一常值;

(3) 制导回路中常值偏置项引起的脱靶量将随制导时间收敛到 0;

(4) 比例导引导航比提高会增大噪声引起的脱靶量,延长常值偏置类误差源引起脱靶量的收敛时间;

(5) 提高自动驾驶仪增益会增大噪声引起的脱靶量,加快常值偏置类误差源引起脱靶量的收敛速度。

积分比例导引制导回路精度分析结果,可以为工程上利用全捷联半主动激光导引头进行制导提供参考,并为分系统指标论证和制导控制系统设计提供理论依据。

### 参考文献:

[1] David Tipotsch. Advanced Precision Kill Weapon System (APKWS) demonstration [C]//AIAA Defense and Civil Space Programs Conference and Exhibit, 1998: 70-80.

[2] Greg Bische. Precision Guided Mortar Munition (PGMM)XM 395 [C]//International Infantry & Small Arms Symposium, 1999: 19-35.

[3] Yao Yu, Zhang Guojiang. Discussion on strapdown imaging guidance system [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2006, 35(1): 1-6. (in Chinese)

[4] Sun Tingting, Chu Hairong, Jia Hongguang, et al. Line-of-sight angular rate decoupling and estimation of strapdown optical seeker [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2014, 43(5): 1587-1593. (in Chinese)

[5] Zhang Yue, Liu Bo, Yin Shengli. Strapdown optical seeker: stabilization, tracking principle and system simulation[J]. *Opt Precision Eng*, 2008, 16(10): 1942-1948. (in Chinese)

[6] Zhang Pinyi, Qi Zaikang, Cui Yingying, et al. The application of a matching filter in the strapdown seeker platform research [J]. *Infrared Technology*, 2005, 27(1): 6-11. (in Chinese)

[7] Wang Lei, Xia Qunli, Qi Zaikang. Effects of detector and rate gyro noise and scale-factor errors on system using strap-down detector and integral form of proportional navigation law [J]. *Acta Electronica Sinica*, 2006, 34(9): 1653-1658. (in Chinese)

[8] Jiang Ruimin, Zhou Jun, Guo Jianguo. Research on methods of missile guidance precision analysis [J]. *Computer Simulation*, 2011, 28(5): 76-80. (in Chinese)

[9] Zarchan P. Tactical and Strategic Missile Guidance [M]. 6th ed. Virginia: AIAA Incorporate, 2012: 541-569.

[10] Wang Hui, Lin Defu, Qi Zaikang, et al. Analysis of miss distance due to target maneuver for extended trajectory shaping guidance systems [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2013, 42(12): 1322-1329. (in Chinese)

[11] Wang Hui, Lin Defu, Qi Zaikang, et al. Time-varying optimal augmented proportional navigation and miss distance closed-form solutions [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2013, 42(3): 692-698. (in Chinese)

[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)

[13] Nesline F W, Nesline M L. How autopilot requirements constrain the aerodynamic design of homing missiles [C]//American Control Conference, 1984: 716-730.