

## 捷联式光学导引头特性与多维度最优制导律

张 跃, 储海荣

(中国科学院长春光学精密机械与物理研究所, 吉林 长春 130033)

**摘 要:** 为实现捷联式光学成像导引头与制导系统一体化设计, 建立了全捷联制导与控制系统, 根据捷联导引头特性进行制导与控制原理研究。首先, 建立了全捷联导引头与陀螺的数学模型; 接着, 针对捷联导引头无法精确提取视线角速率的问题, 提出姿态驾驶仪与视线角积分比例导引相结合的控制与制导方案, 并分析了导引头体视线角、刻度因数、导航比和系统稳定区域之间的关系; 然后, 推导了全捷联制导系统最优制导律以提高制导系统响应速度; 最后, 进行了控制与制导系统飞行仿真, 仿真结果表明: 捷联式制导与控制系统能对静止与运动目标(速度为 60 km/h)进行有效攻击, 最大射击误差分别为 1.49 m 与 2.62 m; 系统误差、陀螺零偏与零偏稳定性对制导系统精度影响较大。捷联导引头制导与控制系统能满足空对地系统对静止与低速运动目标的攻击要求。

**关键词:** 捷联式光学导引头; 刻度因数; 姿态驾驶仪; 最优制导律; 飞行仿真

**中图分类号:** TJ765.3    **文献标志码:** A    **文章编号:** 1007-2276(2013)11-2967-07

## Strapdown optical seeker characteristics and multi-dimension optimal guidance law

Zhang Yue, Chu Hairong

(Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Sciences, Changchun 130033, China)

**Abstract:** In order to realize strapdown optical imaging seeker and guidance system integrated design, strapdown guidance and control system were established. According to the characteristics of strapdown seeker, guidance and control principle were studied. The models of strapdown seeker and gyro were established. For the problem of strapdown seeker can't extract the line-of-sight angular rate precisely, the control and guidance scheme of combining of attitude autopilot and LOS integral proportional navigation was proposed, and the relationship between body line of sight (BLOS), scale factor, navigation ratio and system stability region were analyzed. In order to improve system response speed, strapdown guidance system optimal guidance law was deduced. In the end, flight simulation were done, and the results show that strapdown guidance and control systems can attack on stationary and moving (60 km/h) targets

收稿日期: 2013-03-04; 修订日期: 2013-04-10

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(YYYY-1122)

作者简介: 张跃(1958-), 男, 研究员, 硕士生导师, 硕士, 主要从事飞行器总体技术, 导航、制导与控制等方面的研究。

Email: zhangyue@ciomp.ac.cn

effectively. The maximum firing errors were 1.49 m and 2.62 m respectively. System errors, gyro bias and bias stability play a very important part in the guidance system accuracy. Strapdown seeker guidance and control systems can meet the requirements of air-to-ground system for attacking stationary and low speed moving target.

Key words: strapdown optical seeker; scale factor; attitude autopilot; optimal guidance law; flight simulation

### 0 引言

伴随着大面阵 CCD/红外探测器件发展,为适应飞行器末段精确制导小型化、低成本的要求,捷联式光学导引头在系统制导中应用成为重要的研究方向。捷联式光学导引头将光学、相机和图像处理等部分直接固联在载体基座上,由于取消了平台机构,稳定隔离与伺服再设计功能丧失<sup>[1]</sup>。导引头相机特性直接与制导设计紧密联系,造成了其系统应用的复杂性。

捷联技术在制导系统中的应用研究曾广泛进行<sup>[2-3]</sup>,但大都集中于利用所探测的弹目相对距离等信息通过卡尔曼滤波进行视线角速率重构,降低捷联方式带来的误差影响,其出发点也是要保证对原系统硬件的兼容使用。在制导环中增加卡尔曼滤波估值后,也增加了对系统稳定性设计影响,对导引头误差要求达到了光学成像难以解决的程度<sup>[4]</sup>,况且光学成像导引头不具备精确探测弹目信息的能力。若不借助外部信息,采用抖动自适应原理,向弹体施加一个正弦激励,比较导引头和陀螺输出中的抖动分量,可形成偏差修正增益系数补偿系统,但对激励周期信号与制导信号频段分离设计及检波技术都提出了严格要求<sup>[5]</sup>。

目前捷联式光学成像导引头已有成功应用范例<sup>[6]</sup>,因此就光学不具备探测弹目距离信息及在视场内不同体视线角下有着不同刻度因数的特点,根据相应的战术应用要求,研究光学捷联技术与制导系统的一体化设计及应用可行性是十分必要。文中就攻击低速运动目标的空地武器及从光学成像导引头特点出发,构建了视线角积分比例导引与姿态驾驶仪控制系统,研究了刻度因数与稳定区域关系,推导了适于光学制导的多维度最优制导律,结合系统多方约束关系,进行选择应用,以保证系统良好性

能。结果表明:应用光学捷联式技术,系统具有制导稳定性,能进行较大范围的制导攻击,满足命中精度的基本要求。

### 1 捷联导引头与陀螺模型

捷联式制导系统主要由捷联式导引头、捷联惯导系统及相应的制导律组成,其结构框图如图 1 所示。

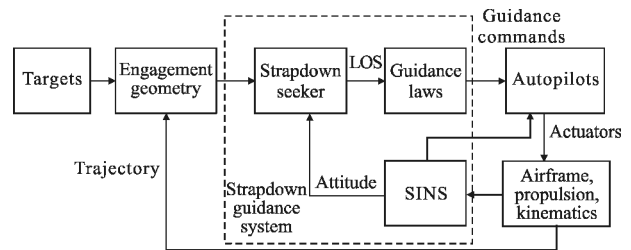


图 1 捷联制导结构框图

Fig.1 Structure diagram of strapdown guidance

捷联式导引头简单地由测角装置构成,其特性主要由计算延迟、光学与探测器测角及采样保持输出决定,模型如图 2 所示。

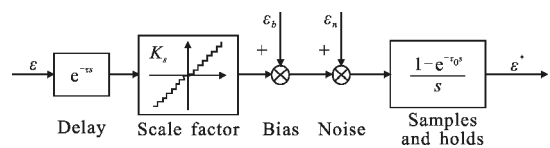


图 2 捷联导引头模型

Fig.2 Strapdown seeker model

图中,  $\varepsilon$  为体视线角,即弹目视线相对光轴的夹角,  $\tau$  为相机和图像处理延迟时间,  $K_s$  为刻度因数,由量化间隔与光学非线性两部分组成,而光学非线性影响较小,  $\varepsilon_b$  为零位误差,  $\varepsilon_n$  为由图像处理不确定性造成的噪声,  $\tau_0$  为采样周期。

刻度因数可定义为:

$$K_s(\varepsilon) = \frac{\text{导引头测量角度值}}{\text{实际角度值}} \quad (1)$$

测量角度值与实际角度值差别是量化误差造成的,它是阵列探测器原理性误差,通常认为其服从均匀分布,具有随机性质,最大误差值为量化间隔  $q$ ,即 1 个像素所对应的测量角度<sup>[7]</sup>。

若导引头零位精度小于 1 个像素,图像识别精度为 2 个像素,在零位处形成 3 个像素不可识别区域;量化误差为 1 个像素,又视场为  $18^\circ \times 14.4^\circ$ ,对于分辨率为  $640 \times 512$  的探测器,像元分辨率为  $0.028^\circ$ ,则刻度因数理论计算公式为:

$$K_s(\varepsilon) = \frac{\text{实际角度值} \pm 1 \text{ 个像素像元角}}{\text{实际角度值}} \quad (2)$$

实际角度值 =  $k \times 1$  个像素像元角 ( $k=3, 4, 5 \sim 322$ ), 则刻度因数理论曲线如图 3 所示。

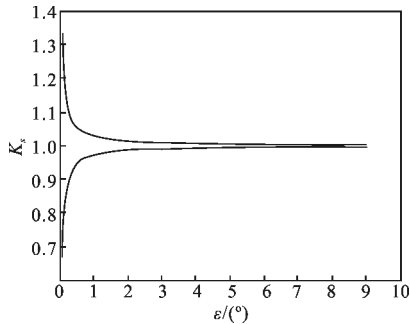


图 3 刻度因数  $K_s$  曲线

Fig.3 Figure of scale factor  $K_s$

陀螺的刻度因数  $K_g$  主要由其线性度决定,因为 24 位 A/D 对全量程内角速度的采样量化影响极小;线性度精度通常在 1% 之内,误差服从正态分布,陀螺输入输出关系如图 4 所示,曲线斜率  $K_g$  在 0.99~1.01 之间。

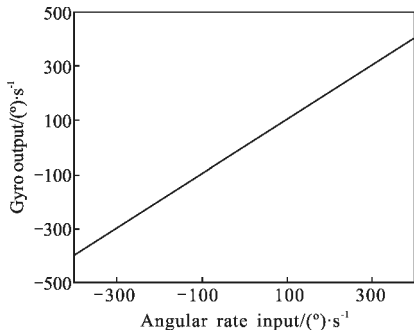


图 4 陀螺输入输出关系曲线

Fig.4 Relationship between gyro input and output

略去陀螺饱和与灵敏度特性,陀螺的数学模型如图 5 所示。

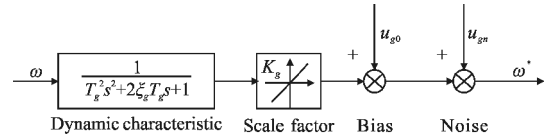


图 5 陀螺的简化数学模型

Fig.5 Gyro model

图中,  $\omega$  为输入角速度,  $T_g$  为陀螺时间常数,  $\xi_g$  为陀螺阻尼系数,  $u_{g0}$  为陀螺长时零偏,  $u_{gn}$  为陀螺白噪声,  $\omega'$  为输出角速度。

## 2 捷联导引头制导与控制原理

在捷联导引头体视线角中提取具有惯性基准的视线角通常采用“附加速率补偿”方法,对于光学导引头和陀螺若只保留刻度因数环节,其原理如图 6 所示。

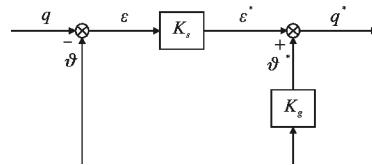


图 6 视线角提取基本原理图

Fig.6 Basic schematic of extract LOS angle

图中,  $q$  为弹目视线角,  $\vartheta$  为弹体俯仰角,  $\varepsilon = q - \vartheta$  为体视线角,由飞行运动学环节决定。

经测量环节提取的视线角为:

$$q^* = K_s q - (K_s - K_g) \vartheta \quad (3)$$

由于缺少了物理平台的隔离作用,  $q^*$  并未严格按照理想视线角  $q$  制导,出现了三个方面的问题:一是视线角变为  $K_s q$ ,致使实际导航比为  $K_s N$ ;二是作为补偿的俯仰角  $\vartheta$ ,当  $K_s - K_g \neq 0$  时,成为视线角部分分量。导引系统的作用应是减少  $q$ ,而当  $K_s - K_g < 0$  时,俯仰角  $\vartheta$  处于正反馈状态,通过闭环系统,此部分分量可使  $q$  增加;三是  $q$  和  $q^*$  间还存在较大的动态误差。

捷联式光学导引头,难于提取视线角速率,应采用姿态制导<sup>[8]</sup>,同时保证与弹体固联的导引头光轴对准目标,减小对视场的要求。故系统的控制方案可采用“姿态驾驶仪+过载自驾仪”,制导方案采用近似积分比例导引<sup>[9]</sup>,纵向通道制导与控制原理框图如图 7 所示。

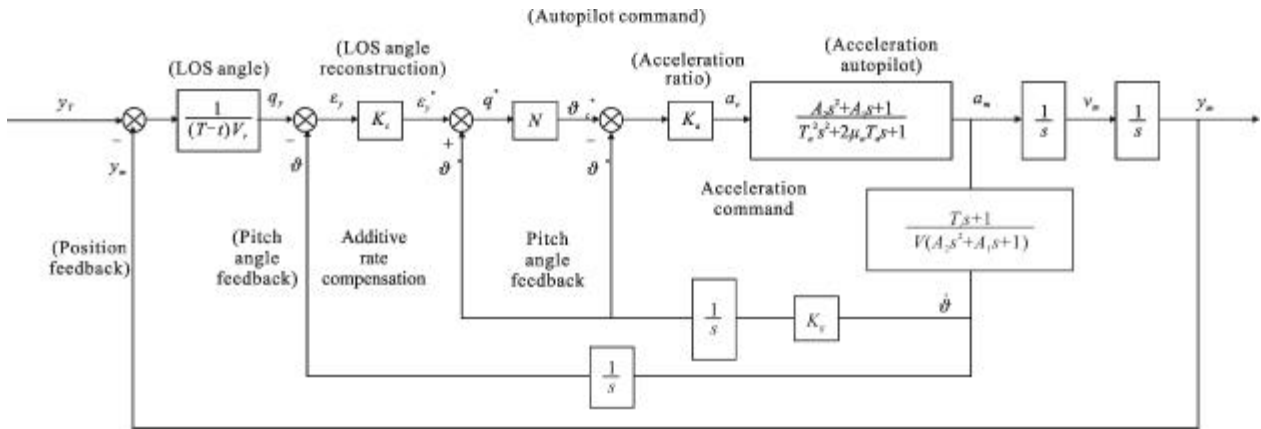


图 7 捷联导引头制导与控制原理图

Fig.7 Schematic of strapdown seeker guidance and control system

姿态驾驶仪传递函数如公式(4)所示:

$$\frac{\vartheta(s)}{\vartheta_c(s)} = \frac{K_a(V)(T_s+1)}{T_a^2s^3+2\mu_aT_a s^2+(1+K_g\frac{K_a}{V}T_i)s+K_g\frac{K_a}{V}} \quad (4)$$

制导环角度环节的传递函数如式(5)所示:

$$\frac{\vartheta(s)}{q_y(s)} = \frac{K_s\frac{K_a}{V}N(T_s+1)}{T_a^2s^3+2\mu_aT_a s^2+[1+(K_g/N+K_s-K_g)\frac{K_a}{V}T_iN]s+(K_g/N+K_s-K_g)\frac{K_a}{V}N} \quad (5)$$

姿态驾驶仪参数设计如表 1 所示。

系总结如图 8 所示。

表 1 姿态驾驶仪参数

Tab.1 Attitude autopilot parameters

Num	$\omega_b/\text{rad}\cdot\text{s}^{-1}$	$T_a/\text{s}$	$K_a$	$\omega_b/\text{rad}\cdot\text{s}^{-1}$	$t_r/\text{s}$
1	6	0.17	640	10.6	2.41
2	10	0.10	650	17.5	2.5
3	20	0.05	670	35.6	2.57

表中,  $\omega_b$ 、 $T_a$  与  $K_a$  分别为过载驾驶仪的自然频率、时间常数与过载比例;  $\omega_b$  为姿态驾驶仪带宽,  $t_r$  为姿态驾驶仪阶跃响应上升时间。

制导环采用了附加速率补偿, 其稳定性根据飞行控制理论<sup>[10]</sup>是应用公式(5)传递函数特征方程系数判定, 则有:

$$\begin{cases} a_0 = T_a^2 \geq 0 \\ a_1 = 2\mu_a T_a \geq 0 \\ a_2 = 1 + [K_g/N - (K_g - K_s)] \frac{K_a}{V} T_i N \geq 0 \\ a_3 = [K_g/N - (K_g - K_s)] \frac{K_a}{V} N \geq 0 \\ a_1 a_2 - a_0 a_3 \geq 0 \end{cases} \quad (6)$$

结合图 3 中导引头刻度因数曲线与公式(6)稳定区域(只考察  $K_s - K_g > 0$  状态, 且令  $K_g \approx 1$ ), 且将导引头体视线角、刻度因数、导航比和稳定区域范围关

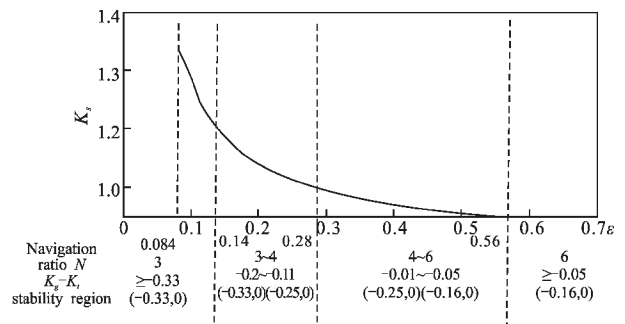


图 8 刻度因数、稳定区域和导航比关系曲线

Fig.8 Relationship between scale factor, stability region and navigation ratio

导航比影响稳定区域范围, 选择导航比应保证  $K_s - K_g$  值在稳定区域内, 且适度保留裕量即可。

### 3 制导系统最优制导律

捷联导引头制导系统应用视线角作为指令, 控制采用姿态驾驶仪, 如何弥补气动滞后时间与姿态驾驶仪滞后时间对响应速度的影响, 对于采用光学制导空对面武器的末制导律可采用“最优制导律+比例制导律”进行。由于诸多条件对导引头捕获和探测距离具有影响, 选择最小探测距离部分应用最优制

导律,剩余部分应用比例制导律,以促使系统响应加快。研究制导律时应考虑以下两个方面:一是中末制导交接时,中制导的加速度作为末制导的初始条件,使制导指令过渡平稳;二是应适合于光学导引头,制导律与弹目相对距离或剩余飞行时间  $t_0$  参量无关,且要以俯仰角速率  $\dot{\theta}_c$  为输入,视线角速率  $\dot{q}_z$  为输出构建制导动力学系统,以满足图 7 所示的系统方案,动力学关系如图 9 所示。

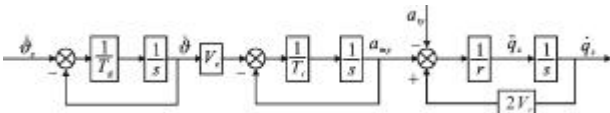


图 9 最优制导律动力学系统

Fig.9 Dynamics of optimal guidance law

$$\dot{\theta}_c = \frac{\left( t_0 - t - T_c + 2T_c e^{\frac{t-t_f}{T_c}} \right) \left[ \dot{q}_z - a_{my} T_c (t_0 - t_f - T_c) \left( e^{-\frac{t}{T_c}} - e^{-\frac{t_f}{T_c}} \right) / V_c (t_0 - t)^2 \right]}{\frac{(t_0 - t)^3 - (t_0 - t_f)^3}{3(t_0 - t)^2} + \frac{T_c (t_0 - t_f) (t_0 - t + T_c) \left( e^{\frac{t-t_f}{T_c}} - 1 \right)}{(t_0 - t)^2} + \frac{T_c (t_0 - t + T_c) \left( t_0 - T_c e^{-\frac{t}{T_c}} \right) \left( e^{-\frac{t}{T_c}} - e^{-\frac{t_f}{T_c}} \right)}{(t_0 - t)^2}} \quad (7)$$

$$N = \frac{t_0 - t - T_c + 2T_c e^{\frac{t-t_f}{T_c}}}{\frac{(t_0 - t)^3 - (t_0 - t_f)^3}{3(t_0 - t)^2} + \frac{T_c (t_0 - t_f) (t_0 - t + T_c) \left( e^{\frac{t-t_f}{T_c}} - 1 \right)}{(t_0 - t)^2} + \frac{T_c (t_0 - t + T_c) \left( t_0 - T_c e^{-\frac{t}{T_c}} \right) \left( e^{-\frac{t}{T_c}} - e^{-\frac{t_f}{T_c}} \right)}{(t_0 - t)^2}} \quad (8)$$

最优制导律  $N$  是随  $t, t_f$  和  $T_c$  三维变化的函数,同其他最优制导律<sup>[11]</sup>一致。当末制导时间  $t$  趋于  $t_f, N$  增大趋于无穷,这与捷联系统稳定区域对制导律  $N$  要求不符,但仍可应用  $t=0$  时刻公式(8)的值,且  $e^{-t/T_c}$  很小可忽略,考虑  $T_c$  和  $t_f$  变化,寻求次优制导,制导律  $N$  简单且可根据不同飞行条件选用,有

$$N = \frac{3(1 - T_c/t_0)}{1 - (1 - t_f/t_0)^3 - 3T_c/t_0(1 + T_c/t_0)(2 - t_f/t_0)} \quad (9)$$

当最优制导时间  $t_f$  与末制导时间  $t_0$  相同,且不考虑系统动力学滞后  $T_c=0$  时,制导律  $N=3$ 。

最优制导律的实现  $t_f < t_0$  且接近于  $t_0$ , 最优制导律变化曲线如图 10 所示。

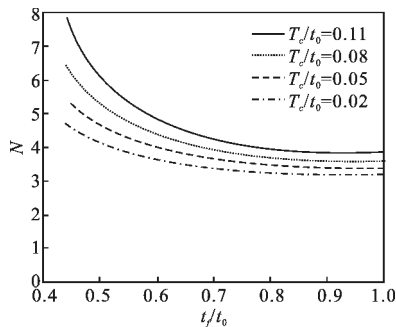


图 10 最优制导律  $N$  随  $t_f/t_0$  和  $T_c/t_0$  的变化曲线

Fig.10 Optimal guidance law  $N$  changed with  $t_f/t_0$  and  $T_c/t_0$

其中,  $T_g$  为姿态驾驶仪延迟时间,  $V_c$  为弹体飞行速度,  $T_i$  为气动滞后时间常数,  $V_r$  为弹目相对速度,  $a_{ty}$  为目标加速度,  $a_{my}$  为弹体加速度。

制导律推导过程如下:

(1) 应用变分法解最优控制问题,以俯仰角速率指令  $\dot{\theta}_c$ , 视线角速率  $\dot{q}_z(t_f)$  和弹体加速度  $a_{my}(t_f)$  构成目标泛函,末端约束在  $t_f$  时刻  $\dot{q}_z(t_f)$  为零,以致使速度方向指向路径方向,  $t_f$  为最优制导飞行时间;(2) 将制导律气动滞后与自驾仪滞后两环节简化为一阶环节,且令  $T_c = T_g + T_i$ ;(3) 假设目标匀速运动或静止;(4) 制导时认为  $V_c = V_r$ , 且相对距离  $r = (t_0 - t)V_r, t_0$  为制导全程飞行时间。

给出最优制导律公式:

可以选取  $t_f/t_0 = 0.8 \sim 0.9$  工作剖面设计制导系统,即最优制导时间为  $(0.8 \sim 0.9)t_0$ , 比例制导时间为  $(0.2 \sim 0.1)t_0$ 。

#### 4 控制与制导系统飞行仿真

为验证捷联光学导引头采用最优制导律进行制导,对系统进行全数字飞行仿真,其中包括各误差源独立作用引起的误差、不同目标特性下的各进行 200 次蒙特卡洛仿真<sup>[12-14]</sup>,仿真原理如图 7 所示。仿真系统中,导引头模型如图 2 所示,陀螺模型如图 5 所示,目标分为静止与运动两种模型,仿真模型参数如表 2 所示。制导过程的位置曲线与体视线角曲线分别如图 11 与图 12 所示。

由表 3 和表 4 的仿真结果可知:采用捷联式光学导引头的上述制导系统具有稳定性,对静止和运动目标能有效攻击,单通道仿真时攻击静止目标最大射击误差为 1.49 m,活动目标(速度为 60 km/h)最大射击误差为 2.62 m。由于采用角度控制,系统性误差占主要部分;且在所有误差源中,陀螺零偏与零偏稳定性对系统精度影响也较大,原因是陀螺误差直

接影响姿态驾驶仪的反馈输入,形成基准偏差,最终造成脱靶量变大。

表 2 仿真模型参数

Tab.2 Simulation model parameters

Target	Stationary/Moving target	Guidance law	Optimal guidance law
Camera	Delay $\tau$	0.04 s	$\omega_b=10, T_a=0.1$ s
	Resolution	0.028 ( $^\circ$ )/pix	$T_i=1.1-0.8$ s
	ZOH	0.04 s	$V_c=300$ m/s
	$K_s$	U(0.66, 1.33)	$A_1=A_2=0$
	$T_g$	0.003 228 s	Other parameters $K_a=650, \Delta z_0=250$ m $T=9.3$ s (guidance time)
$\xi_g$	0.888 19		
Gyro	Bias	0.02 ( $^\circ$ )/s	Gyro saturation $\pm 400$ ( $^\circ$ )/s
	Bias stability	0.016 ( $^\circ$ )/s	Acceleration saturation $\pm 30$ m/s <sup>2</sup>
	$K_g$	N(0,0.003)	

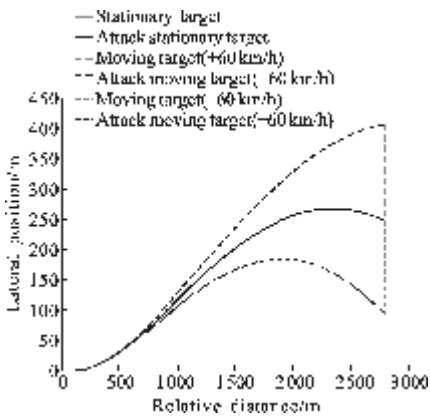


图 11 最优制导律攻击静止目标与机动目标曲线

Fig.11 Curves of attack on stationary and moving targets using optimal guidance law

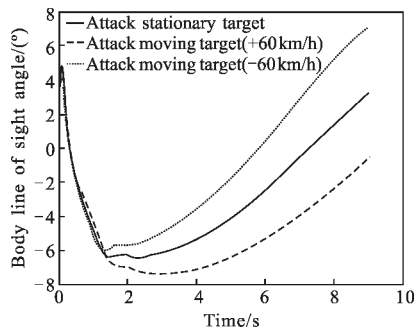


图 12 导引头体视线角曲线

Fig.12 Curves of seeker BLOS

表 3 各误差独立作用结果表

Tab.3 Results of errors independent action

		Distribution	Value	Miss distance/m
Seeker	Bias	Uniform	0.028 $^\circ$	0.02
	Image proc.	Gaussian	$3\sigma=0.056^\circ$	0
Gyro	Bias	-	0.02 ( $^\circ$ )/s	0.29
	Bias stability	Gaussian	N(0,0.016)	0.2
	$K_g$	Gaussian	N(0,0.003)	0.06

表 4 蒙特卡洛仿真结果表

Tab.4 Monte Carlo simulation results

Target characteristic	All errors(200 times)	
	Mean/m	Standard deviation/m
Static	0.56	0.31
Travel with +60 km/h	-0.43	0.33
Travel with -60 km/h	1.72	0.30

### 5 结论

捷联式光学导引头结构简单、头部曲线优越,用较大的视场代替活动视场,应用弹体陀螺信号进行解耦降低成本。但与传统平台式导引头相比,有不可提取视线角速率,相机特性无平台隔离直接进入制导系统,影响稳定性设计弱点。文中从光学导引头特点出发,定义了光学成像导引头的刻度因数及其与体视线角理论曲线,构造了以视线角为指令,应用积分比例导引及姿态自动驾驶仪飞行系统,讨论了系统稳定性与制导律遵循关系;为增强系统响应速度、依据光学导引头无精确弹目信息特点,推导了具有三维特性的最优制导律,并解决了以俯仰角为制导指令积分比例导引设计问题,以求严格的理论依据。研究表明:单通道静止目标最大射击误差为 1.49 m,若另一通道具有相近的命中精度,合成后在考虑滚转通道的影响,则系统总射击误差小于 3 m,对活动目标的最大射击误差小于 5 m。捷联光学导引头所构造的制导系统对静止及低速目标攻击具有可行性,此为进一步的应用研究奠定了基础。

## 参考文献:

- [1] Zhang Yiguang, Yang Jun, Zhu Xueping. Uncooled Infrared Imaging Seeker [M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 2009: 9. (in Chinese)  
张义广, 杨军, 朱学平, 等. 非制冷红外成像导引头 [M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2009: 9.
- [2] Williams D E, Friedland B, Richman J. Integrated guidance and control for combined command/homing guidance [C]// American Control Conference, 1988: 549-554.
- [3] Song Jianmei, Cao Yu. A new Kalman filter design for strapdown homing guidance system [J]. Transactions of Beijing Institute of Technology, 2005, 25(11): 975-980. (in Chinese)  
宋建梅, 曹宇. 捷联寻的制导弹药的新型卡尔曼滤波器设计 [J]. 北京理工大学学报, 2005, 25(11): 975-980.
- [4] Woo Hyum Kim, Jang Gyu Lee, Chan Gook Park. Stability analysis of strapdown seeker scale factor error and LOS rate [R]. UD070069CD.
- [5] George M Siouris. Missile Guidance and Control Systems[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2003. (in Chinese)
- [6] U.S Navy Spike Missile System: A New Generation of Miniature Precision Guided Weapons[R]. ADA500538, 2006.
- [7] Ma Hong, Wang Jinbo. Theory of Instrument Accuracy [M]. Beijing: Beihang University Press, 2009: 9. (in Chinese)  
马宏, 王金波. 仪器精度理论 [M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2009: 9.
- [8] Shneydor N A. Missile Guidance and Pursuit Kinematics, Dynamics and Control [M]. Cambridge: Horwood Publishing Limited, 1998.
- [9] Lin Defu, Wang Hui, Wang Jiang, et al. Autopilot Design and Guidance Law Analysis for Tactical Missiles[M]. Beijing: Beijing Institute of Technology Press, 2012: 4. (in Chinese)  
林德福, 王辉, 王江, 等. 战术导弹自动驾驶仪设计与制导律分析 [M]. 北京: 北京理工大学出版社, 2012: 4.
- [10] Garnell P. Guided Weapon Control Systems. Royal Military College of Science [M]. Revised by Qi Z K and Xia Q L. Beijing: Beijing Institute of Technology, 2002. (in Chinese)
- [11] Rafael Yanushevsky. Modern Missile Guidance [M]. Boca Boton: CRC Press Taylor & Francis Group, 2008.
- [12] Xu Ping, Wang Wei, Lin Defu, et al. Fluence of zero position error of angular rate on the precision of proportional navigation[J]. Infrared and Laser Engineering, 2011, 40(11): 2255-2260. (in Chinese)  
徐平, 王伟, 林德福, 等. 角速度零位误差对比例导引制导精度的影响 [J]. 红外与激光工程, 2011, 40(11): 2255-2260.
- [13] 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)  
王辉, 林德福, 祁载康, 等. 时变最优的增强型比例导引及其脱靶量解析解 [J]. 红外与激光工程, 2013, 42(3): 692-698.
- [14] Wang Hui, Lv Yingjie, Lin Defu, et al. Miss distance analysis of the extended trajectory shaping guided systems[J]. Infrared and Laser Engineering, 2013, 42(5): 1322-1329. (in Chinese)  
王辉, 吕瑛洁, 林德福, 等. 扩展弹道成型制导系统脱靶量特性分析 [J]. 红外与激光工程, 2013, 42(5): 1322-1329.