

文章编号 1004-924X(2014)10-2825-07

全捷联图像导引头制导的技术特点

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:分析了平台式导引头的技术特点与要求,对捷联式导引头视线角提取方法、刻度因数及精度测试方法、制导系统结构等进行了研究。首先,建立了全捷联光学导引头的数学模型,提出了视线角提取方法;接着,分析了全捷联导引头刻度因数的特性及其测试方法,并利用稳态卡尔曼滤波器对体视线角进行滤波;最后,利用“姿态+过载”驾驶仪,结合“近似积分比例导引”进行全捷联导引头的制导与控制系统仿真实验。测试与仿真实验显示:全捷联导引头视场角大于 0.289° 时的刻度因数误差小于 7%,符合刻度因数理论计算结果; 0.0056° 的分辨率小于一个周期内的体视线角平均变化量 0.011° ,满足采样更新的要求,可实现末制导 1 m 的打击精度。实验结果表明大面阵和高分辨率是全捷联图像导引头制导应用的重要手段。

关键词:平台式导引头;全捷联导引头;光学成像导引头;刻度因数;高分辨率

中图分类号:TJ765.2 **文献标识码:**A **doi:**10.3788/OPE.20142210.2825

Technical characteristics of strapdown image seeker guidance

ZHANG Yue*, CHU Hai-rong

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

* Corresponding author, E-mail: zhangyue@ciomp.ac.cn

Abstract: Technical characteristics and specifications of a platform seeker were analyzed, and the Line of Sight (LOS) angle, the test methods of scale factor and accuracy, and the guidance system structure of a strapdown seeker were researched. First, the strapdown optical seeker model was established and an extraction method for the angle of LOS was proposed based on the technical characteristics of the platform seeker. Then, the characteristics and test methods of the scale factor for the strapdown seeker were analyzed, and a steady-state Kalman filter was used to filter the angle of Body LOS (BLOS). Finally, the “attitude + overload” autopilot combined with “integral approximation proportional guidance” were used to simulate strapdown seeker guidance and its control system. Test and simulation results show that when the angle of BLOS for strapdown seeker is greater than 0.289° , the scale factor error is less than 7%, which meets the scale factor calculation results. Moreover, the strapdown seeker with the resolution of 0.0056° was less than the average variation of angle of BLOS to be 0.011° in one cycle, which meets the sampling update request and achieves the combating precision of 1 m of terminal guidance. These results demonstrate that large area array and high-resolution is an im-

收稿日期:2013-08-05;修订日期:2013-09-22.

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(No. YYYJ-1122)

portant guidance means of strapdown image seekers.

Key words: platform seeker; strapdown seeker; optical imaging seeker; scale factor; high-resolution

1 引言

在现代武器发展中,光学导引头已成为制导武器不可缺少的部件之一。随着制导技术的发展,人们研发了平台稳定式、在平台基础上的半捷联式和全捷联式等不同类型的导引头。这些导引头有着各自的技术特点,也具有完成基本制导要求的内在联系,可在不同的战术技术性能与指标要求下具体应用。

光学导引头是这三种应用的典型代表,这是由它的多重特性决定的。光学导引头可以对目标成像且具有图像识别能力;它可使制导实现“发射后不管”,具有高分辨率;可多变的光机结构;大面阵探测器高速读出电路等特性。平台式导引头是广泛应用的导引头,如美国的“标枪”^[1]等,其命中精度高,性能优越。半捷联稳定技术也以不同目的得到应用,如美国的“AIM-9X”,其最大程度地简化了平台结构,从而保证了高马赫下较优的头部形状^[2];全捷联导引头的应用不断出现,如美国“长钉”^[3]、“JDAM”上的“DAMASK”^[4]、70 mm 火箭的“LCITS”^[5],它们利用先进制造工艺或与 INS/GPS 联合应用^[6],低成本趋势明显。

全捷联技术在制导系统中的应用研究大都集中于利用所探测的弹目相对距离与体视线角信息,通过卡尔曼滤波进行视线角速率重构来降低捷联方式带来的误差影响,并保证与平台式系统硬件兼容使用。光学成像导引头不具备精确探测弹目相对距离的能力,且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,使光学成像很难满足导引头对误差的要求^[7]。

基础器件的技术进步使光学大面阵探测器日趋成熟,不仅解决了较大视场的需要,测角精度也极高,可直接用获取的体视线角进行制导,同时,能将部分有影响的刻度因数压缩至视场内极小部分,为全捷联导引头的应用奠定了基础。

平台式导引头的对弹体扰动解耦,驱动平台精确跟踪及制导指令提取的方式为捷联导引头的制导应用提供了有益的指导,因此,把握它们的技术特点,探索关键问题的解决方法十分必要。本

文针对攻击低速运动目标的武器,从光学成像导引头的特点出发,应用捷联导引头模型并采用“附加速率补偿”提取具有惯性基准的视线角方法,构建了视线角积分比例导引与姿态驾驶仪控制系统。分析了制导系统的工作机理,研究了刻度因数的成因、刻度因数与扰动解耦,分辨率对刻度因数影响,并进行了全捷联导引头的精度测试。

2 平台式与全捷联式导引头的技术特点

光学成像导引头大都采用速率陀螺稳定平台式随动系统方案。随动平台通常是由框架构成的两自由度运动平台。光学系统、相机和速率陀螺安装于内框架上;框架间装有轴承、电机和角位置传感器;电机驱动与伺服控制、图像处理板和陀螺信号处理板安装在框架下的后舱内。

光学成像导引头是角位置跟踪系统,其在控制上采用了多回路设计,外回路为目标跟踪回路,内回路为抗扰动稳定回路。平台式导引头原理如图 1 所示。

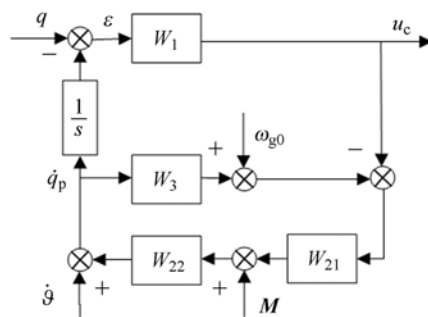


图 1 平台式导引头原理图

Fig. 1 Schematic of platform seeker

图中, W_1 为相机、图像处理及放大增益传递函数; W_{21} 为伺服校正网络传递函数; W_{22} 为电机和平台负载传递函数; W_3 为速率陀螺传递函数; ω_{g0} 为陀螺零位偏移; M 为对平台的干扰力矩; q 为惯性空间弹目视线角; $\dot{q}_p$ 为平台光轴角速率; $\dot{\theta}$ 为弹体俯仰角速率; u_c 为制导指令。多回路系统的设计原则是用一个快速回路(内回路)来抑制干扰,从而维持光轴在惯性空间的指向;外回路则用于完成对运动目标的角精度跟踪。外回路为窄带

宽,其一般通过目标运动特性与跟踪误差指标的要求确定。内回路为宽带宽,要求满足 $\omega_{\text{int}} > 5\omega_{\text{ext}}^{[8]}$ 。

平台式导引头的系统设计特性在传递函数中有着充分体现,由图 1 可知,制导指令 u_c 与视线角速率 $\dot{q}$ 和 $\dot{\vartheta}$ 的关系如下:

$$u_c = \frac{(1/(W_{21}W_{22}) + W_3)\dot{q}}{(1 + W_{21}W_{22}W_3)/(W_{21}W_{22}W_1)s + 1} - \frac{(1/W_{21}W_{22})\dot{\vartheta}}{(1 + W_{21}W_{22}W_3)/(W_{21}W_{22}W_1)s + 1} + \frac{\omega_{g0}}{(1 + W_{21}W_{22})/(W_{21}W_{22}W_1)s + 1} \quad (1)$$

由式(1)可知,平台式导引头的特点如下:导引头跟踪系统是一个测速机构,从控制系统设计上来说其是视线角 q 的一阶无静差系统;对于内环设计要求 $W_1 W_2 \gg 1$ ($W_2 = W_{21} W_{22}$),以消除弹体俯仰角速率的耦合影响;重要的是系统稳态时,制导指令 u_c 与相机环节 W_1 特性无关,而取决于陀螺环节 W_3 ;陀螺零偏成为 u_c 信号的主要误差源,稳态时 $u_c = \omega_{g0}$,因此在设计上必须严格限制陀螺零偏指标。陀螺带宽较宽且精度高,所以用与视线角速率 $\dot{q}$ 成比例的 u_c 进行制导,对于匀速运动目标可获得较高的命中精度。平台式导引头的隔离度一般为 $5\% \sim 10\%$,也不能完全消除耦合影响^[9-10],由式(1)可得 $u_c \approx \pm(5\% \sim 10\%)\dot{\vartheta}$,但这样的精度足以满足系统应用。

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,其相当于平台导引头 W_1 环节的展开,模型如图 2 所示。

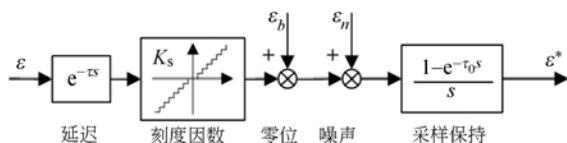


图 2 捷联导引头模型

Fig. 2 Starpdown seeker model

图中, ϵ 为体视线角,即弹目视线相对光轴的夹角; τ 为相机和图像处理延迟的时间; K_s 为刻度因数,其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; ϵ_b 为零位误差; ϵ_n 为由图像处理不确定性造成的噪声; τ_0 为采样周期。

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^[11],对于

光学导引头只保留刻度因数和陀螺保留标度因数环节,其原理如图 3 所示。

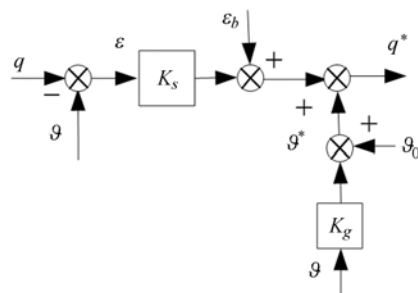


图 3 视线角提取基本原理图

Fig. 3 Basic schematic of LOS angle extraction

图中, q 为弹目视线角; ϑ 为弹体俯仰角; $\epsilon = q - \vartheta$ 为体视线角,由飞行运动学环节决定; ϑ_0 为陀螺零位偏移产生的俯仰角误差; ϑ^* 为惯导解算弹体俯仰角。

捷联式导引头用数学方法经测量环节提取的视线角为:

$$q^* = \epsilon_b + \vartheta_0 + K_s q - (K_s - K_g) \vartheta. \quad (2)$$

ϵ_b 零位误差可做到小于 1 pixel。用数学方法经测量环节提取的视线角 q^* 并未严格按照理想视线角 q 进行制导,第一部分为 $K_s q$;第二部分为 $-(K_s - K_g) \vartheta$,是弹体俯仰角对视线角的扰动耦合。陀螺标度因数可认为 $K_g = 1$,因其误差一般小于 200×10^{-6} ,因此消除耦合主要取决于刻度因数 K_s 的精度。实际上相机和陀螺具有动态特性,耦合部分实为 $-(K_s W_s - K_g W_g) \vartheta$,若要完全消除弹体耦合干扰,应在陀螺支路增加环节 A_g ,匹配使得 $W_s = A_g W_g$,从而可以消除动态特性。

由式(2)可知,捷联式导引头的特点如下:提取视线角及消除弹体耦合扰动由数学方法获得;相机的精度与动态特性直接影响了视线角提取;无法直接获取视线角速率;刻度因数 K_s 的精度是应用的关键,且 $|K_s| \leq 1.1$;与平台耦合影响相当。

3 刻度因数与探测器面阵技术

捷联式光学导引头刻度因数可定义为:

$$K_s(\epsilon) = \frac{\text{导引头测量角度值}}{\text{实际角度值}}, \quad (3)$$

其中:测量角度值与实际角度值差别是由量化误差造成的,它是阵列探测器的原理性误差,通常认为其服从均匀分布,且具有随机性质,其最大误差值为量化间隔 q ,即 1 pixel 所对应的测量角度^[12]。

若导引头的零位精度小于 1 pixel,图像识别精度为 2 pixel,则在零位处形成 3 pixel 不可识别区域;量化误差为 1 pixel,则刻度因数理论计算公式为:

$$K_s(\epsilon) = \frac{\text{实际角度值} \pm 1 \text{ 个像素像元角}}{\text{实际角度值}}, \quad (4)$$

其中:实际角度值为 $k \times 1$ 个像素像元角($k = 3, 4, 5, \dots, n$)。刻度因数 K_s 值的大小与测量角度有关。

捷联式光学导引头分别选择 752 pixel $\times$ 582 pixel 和 4 096 pixel $\times$ 3 072 pixel 的探测器;视场角为 $22.4^\circ \times 16.8^\circ$;高低视场分辨率分别为 0.0289° 和 0.0056° ,按式(4)可得刻度因数理论曲线如图 5 所示。

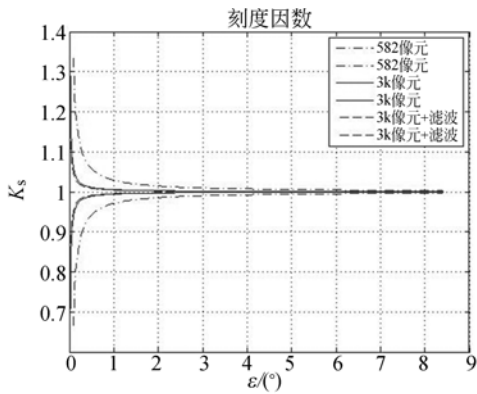


图 5 刻度因数理论曲线

Fig. 5 Theoretical curves of scale factors

由图 5 可知,相同视场角下,大面阵探测器的刻度因数的精度明显提高,大于 10 pixel 即 0.056° 角下,刻度因数 K_s 为 $0.9 \sim 1.1$ 。通常对目标的可靠识别应达到 6.5 线对,即目标为 14 pixel 左右,目标覆盖区域较大。

应用稳态卡尔曼滤波器^[13]对导引头输出进行滤波,原理结构如图 6 所示。

稳态卡尔曼滤波器的传递函数如下:

$$\frac{\hat{\epsilon}}{\epsilon^*} = \frac{1 + 2s/\omega_0 + 2s^2/\omega_0^2}{1 + 2s/\omega_0 + 2s^2/\omega_0^2 + s^3/\omega_0^3}. \quad (5)$$

对于均匀分布模型,当 $\sigma_{in}/\sigma_{out} = 0.8$ 时,采样

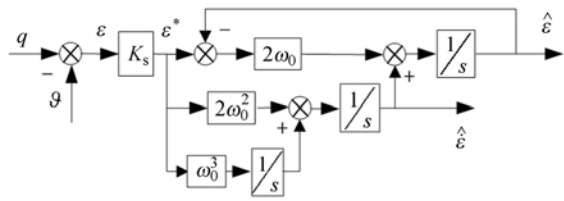


图 6 卡尔曼滤波器原理结构

Fig. 6 Principle structure of Kalman filter

步长 $\tau = 40 \text{ ms}$, $\omega_0 = 9.6 \text{ rad/s}$ 。详细参数如表 1 所示。

表 1 卡尔曼滤波器参数

Tab. 1 Kalman filter parameters

$\omega_0 /$ (rad $\cdot$ s $^{-1}$)	带宽/ (rad $\cdot$ s $^{-1}$)	4rad/s 处 相角/($^\circ$)	6rad/s 处 相角/($^\circ$)	滤波精度 (σ_{in}/σ_{out})
8.0	22.5	+3.19 $^\circ$	-2.58 $^\circ$	0.7321
9.6	27.3	+2.6 $^\circ$	+2.24 $^\circ$	0.7989
10.6	30.1	+2.1 $^\circ$	+3.08 $^\circ$	0.8373

经过滤波后,刻度因数的精度略有提高,在 0.056° 角下的 K_s 为 $0.92 \sim 1.08$,即这时 K_s 带来的耦合只有 8%。由此可知,具有高速读出电路的大面阵探测器能明显提高刻度因数精度,为减小相机环节对捷联制导的影响,实现图像制导奠定基础。

4 测量实验与结果

为测试全捷联电视导引头模型中的刻度因数,利用仿真计算机、三轴仿真转台及目标模拟器等构建测试平台,如图 7 所示。转台参数如表 2 所示。目标模拟器的瞬时视场角为 7° ,可通过 VGA 接口接收视频信号,并留有同步接口。将捷联电视导引头安装于三轴转台内框中,并校准零位后,分别使转台俯仰/偏航框置于全视场角内的选定角位置 ϑ_{mi} 处,测量导引头输出脱靶量 ϑ_{outi} ,利用公式(6)可得不同视场角下的刻度因数。

表 2 三轴仿真转台参数

Tab. 2 Simulation three-axis turntable parameters

转台参数	数值
双十带宽/Hz	≥ 12 (内), ≥ 10 (中), ≥ 8 (外)
位置范围/($^\circ$)	$n \times 360$
位置精度/($''$)	优于 ± 7.2

$$K_{si} = \frac{\vartheta_{mi} - \vartheta_{out i}}{\vartheta_{mi}}, \quad (6)$$

其中: $i=1,2,3,\dots,n$ 。

按照以上的测试方法对分辨率为 752×582 的全捷联电视导引头进行刻度因数测试,其曲线如图 8 所示。

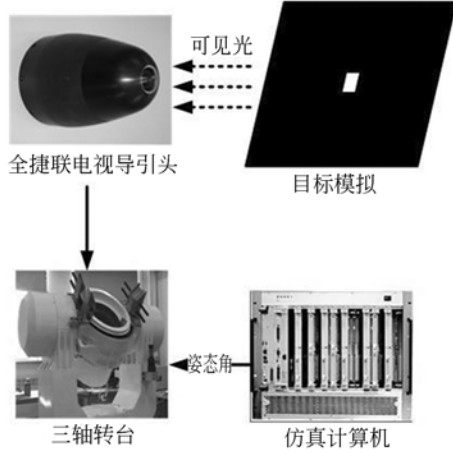


图 7 导引头测试平台

Fig. 7 Testing platform of seeker

从图 8 可以看出,捷联导引头的刻度因数随视场角的变化而变化,视场角增大时,刻度因数的精度逐渐提高,并逐渐趋于 1。实测刻度因数均在理论计算范围内,视场角为 0.289° 时, K_s 为 0.93,

耦合影响只有 7%。经测试验证了刻度因数理论模型的正确性。另外,需要强调的是目标大小与命中精度要求是选择探测器像元数的基本依据。

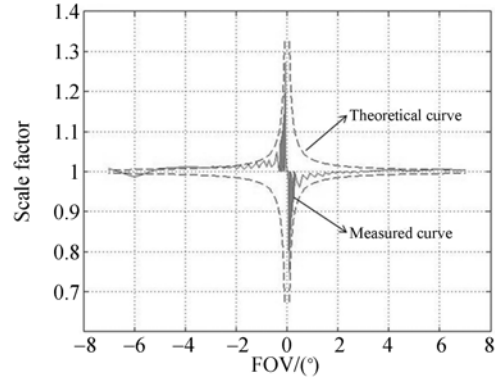


图 8 刻度因数测试曲线

Fig. 8 Test curves of scale factor

5 捷联式导引头制导设计与仿真

捷联式光学导引头应采用姿态制导,从而保证与弹体固联的导引头的光轴逐步对准目标,以减小对视场角的要求。制导控制系统构成方案中控制可采用“姿态驾驶仪+过载自动驾驶仪”,制导采用近似积分比例导引^[14],纵向通道制导与控制原理框图如图 9 所示。

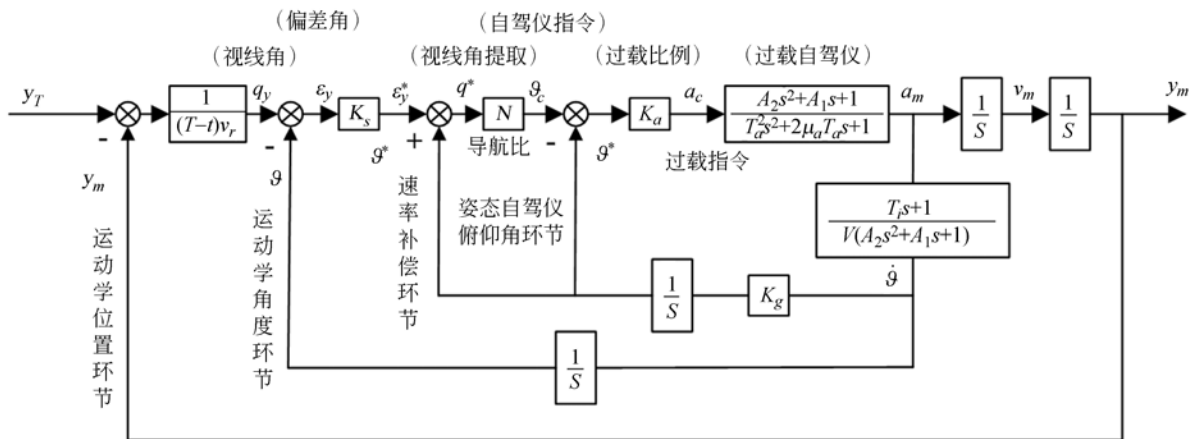


图 9 捷联导引头制导与控制原理框图

Fig. 9 Schematic of strapdown seeker guidance and control system

由图 9 可知,捷联式导引头的相机特性直接参与了制导指令的提取与弹体角姿态的驱动。对于平台式导引头,制导指令与相机特性无关,但当目标偏离光轴存在偏差角 ϵ 时,由图 1 可知,为完

成跟踪对平台的快速驱动有如下传递函数:

$$\frac{\dot{q}_p}{\epsilon} = \frac{W_1}{1/(W_{21}W_{22}) + W_3}, \quad (9)$$

陀螺传递函数 $W_3 \approx 1$, 因此 $\dot{q}_p \approx W_1 \epsilon$, 即角偏

差信号通过相机环节驱动平台,其快速性与灵敏度取决于相机特性。捷联式导引头的设计除保证图像制导在一定距离上要实现图像的识别与捕获外,通常还需要使目标距离达到 $8 \sim 14$ pixel^[15] 外,也应考虑其制导弹道的灵敏度要求。

假设制导系统的脱靶量在弹道的末端,始终保持为 1 m,弹目相对速度 $v_r = 300$ m/s,导航比 $N = 3$,自驾仪取稳态值,由图 9 所示的基本关系,可知参数如表 3 所示。

表 3 制导仿真结果

Tab. 3 Guidance simulation results

$y_t - y_m / (\text{m})$	$v_r (T - \tau) / \text{m}$	$q / (^\circ)$	$\vartheta = \vartheta_c / (^\circ)$	$\epsilon / (^\circ)$
1.0	300	0.19	0.57	-0.38
1.0	200	0.29	0.86	-0.57
1.0	150	0.38	1.15	-0.76
1.0	100	0.57	1.72	-1.15
1.0	50	1.15	3.44	-2.29
1.0	30	1.91	5.73	-3.82

300 m 和 200 m 距离间飞行时间为 0.33 s,角增量为 0.19° ,若采样周期为 0.02 s,则一个周期内平均角变化量为 0.011° 。全捷联式导引头的分辨率为 $0.0056^\circ/\text{pixel}$,小于角变化量,能够满足采样更新的要求。因此,高分辨率全捷联电视导引头除具有较高的刻度因数精度外,还能够满足末制导精度 1 m 的要求。

全捷联式导引头刻度因数带来的耦合要小于 8% ,制导在目标体视线角小于 0.056° 时,导引头输出的体视线角为零;大于 0.056° 时,则输出当前体视线角。引入导引头和陀螺详细模型,按照图 9 的制导系统进行蒙特卡洛仿真,仿真参数与仿真结果分别如表 4、表 5 所示。

基于高分辨率探测器的全捷联电视导引头能够实现对于静止与运动目标的打击,攻击侧向 80 m 处的静止目标时,单通道射击误差为 0.66 m;在攻击侧向 80 m 处,以 -60 km/h 运动的目标时,单通道射击误差最大为 0.70 m;纵向与侧向通道全制导精度小于 1 m。

表 4 仿真参数表

Tab. 4 Guidance simulation parameters

目标	静止/运动目标	制导律	近似积分比例导引
相机	相机延时 τ	0.02 s	其它 $\omega_a = 10, T_a = 0.1$ s
	分辨率	$0.0056^\circ/\text{pixel}$	参数 T_i 为 $1.1 \sim 0.8$ s
	零阶保持	0.02 s	$V_c = 300$ m/s
	K_s	$U(0.66, 1.33)$	$A_1 = A_2 = 0.0$
	T_g	0.003228 s	$K_a = 650$
	$\hat{\xi}_g$	0.88819	$T = 9.3$ s(末制导时间)
陀螺	零偏	$0.005^\circ/\text{s}$	陀螺饱和 $\pm 400^\circ/\text{s}$
	零偏稳定性	$0.006^\circ/\text{s}$	过载饱和 $\pm 30 \text{ m/s}^2$
	K_g	$N(0, 0.003)$	——

表 5 制导仿真结果

Tab. 5 Guidance simulation results (m)

目标特性	侧向 30 m 处		侧向 80 m 处	
	均值	标准差	均值	标准差
静止	0.16	0.06	0.39	0.09
+60 km/h 侧向运动	-0.07	0.11	0.16	0.08
-60 km/h 侧向运动	0.32	0.07	0.52	0.06

6 结 论

本文通过研究平台式导引头的技术特点与要求,与全捷联导引头的技术特点结合进行制导设计。首先,给出了全捷联电视导引头的数学模型,利用“附加速率补偿”法提取具有惯性基准的视线角,经过分析得出刻度因数是应用的关键这一结论,并给出了刻度因数的理论定义。然后,分析了两种不同分辨率导引头的刻度因数,并利用稳态 Kalman 滤波器提高其精度,在此基础上,提出了刻度因数测试方法;实验测得 $752 \text{ pixel} \times 582 \text{ pixel}$ 探测器在 0.289° (10 pixel) 视场角的刻度因数精度为 7% ,而 $4096 \text{ pixel} \times 3072 \text{ pixel}$ 探测器在 0.056° (10 pixel) 视场角的刻度因数精度的理论值为 8% ,并得知大面阵、高分辨率是提高相对精度的主要手段。最后,利用近似积分比例导引方法实现全捷联导引头的制导应用。仿真表明,在打击 60 km/h 的运动目标时,分辨率为 $0.0056^\circ/\text{pixel}$ 的导引头能够满足末制导精度 1 m 的要求。随着光学大面阵、高分辨率探测器的发展,刻度因数精度能够得到提高,相机环节可直接在制导环内,用获取的角度量进行制导,这为平台式导引头提供了新的应用契机与研究方向。

参考文献:

- [1] Raytheon Company. Javelin fire-and-forget multi-purpose combat system[OL]. <http://www.lockheedmartin.com/mfc>.
- [2] Raytheon Company. AIM-9X Sidewinder[OL]. [2005-10-11] <http://www.raytheon.com/products/aim-9x>.
- [3] U. S Navy Spike Missile System: A new generation of miniature precision guided weapons [R]. ADA500538,2006,5.
- [4] Jane's. Raytheon DAMASK seeker[OL]. Jane's Electro-Optic Systems. United States. 2010. 10. 27.
- [5] Jane's. Low Cost Guided Imaging Rocket(LOGIR) and LCITS[OL]. Jane's Analysis Rockets, United States. 2012. 12. 12.
- [6] FELLMAN E L. *Tactical Missile Design*[M]. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc. Reston, Virginia, 2001.
- [7] 贾鑫,罗艳伟,罗丽. 全捷联导引头解耦技术方法[J]. 战术导弹技术, 2013,(1):77-81.
JIA X, LUO Y W, LUO L. Research on decoupling methods of strapdown seeker[J]. *Tactical Missile Technology*, 2013,(1):77-81. (in Chinese)
- [8] 王广雄,何朕. 控制系统设计[M]. 北京:清华大学出版社,2008.
WANG G X, HE ZH. *Control System Design*[M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2008. (in Chinese)
- [9] 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.
ZHANG Y G, YANG J, ZHU X P, *et al.*. *Un-cooled Infrared Imaging Seeker* [M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 2009, 9. (in Chinese)
- [10] 穆虹,甘伟佑,翟春惠. 防空导弹雷达导引头设计[M]. 北京:中国宇航出版社,2009.
MU H, GAN W Y, ZHAI CH H. *Air Defense Missile Radar Seeker Design*[M]. Beijing: China Astronautic Publishing House, 2009. (in Chinese)
- [11] SHNEYDOR N A. *Missile Guidance and Pursuit Kinematics, Dynamics and Control*[M]. England: Horwood Publishing Limited, 1998.
- [12] 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.
MA H, WANG J B. *Theory of Instrument Accuracy* [M]. Beijing: Beihang University Press, 2009. (in Chinese)
- [13] ZARCHAN P. *Fundamentals of Kalman Filtering—A Practical Approach* [M]. Second Edition, American: AIAA, 2006.
- [14] 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.
LIN D F, WANG H, WANG J, *et al.*. *Autopilot Design And Guidance Law Analysis For Tactical Missiles*[M]. Beijing: Beijing Institute of Technology Press,2012,4. (in Chinese)
- [15] GEORGE A D. Electro-optical tracking considerations II [J]. *Acquisition, Tracking and Pointing XVII, Proc SPIE5082*, 2003,4.

作者简介:



张 跃 (1958—),男,河北承德人,硕士,研究员,硕士生导师,1982 年于北京工业学院获得学士学位,2007 年于北京理工大学获得硕士学位,主要从事飞行器总体技术,导航、制导与控制等方面的研究。E-mail: zhangyue@ciomp.ac.cn



储海荣 (1983—),男,江苏南通人,博士,副研究员,2005 年于吉林大学获得学士学位,2010 年于中国科学院长春光学精密机械与物理研究所获得博士学位,主要从事导航、制导与控制等方面的研究;E-mail: chuhr@ciomp.ac.cn