末制导导引头定位精度的雷达误差分析

赵洪亮　　毛士艺　　李少洪
(北京航空航天大学 电子工程系)

摘　要　研究复合制导的战术导弹中末制导交班的导引头预定精度问题. 提出用小扰动法分析导引头预定参数对误差源的误差敏感性关系. 以中远程防空导弹为例,结合导弹运动方程组和目标运动模型,计算了中末制导交班的导引头预定参数,并计算了在制导站雷达测量误差下的末制导导引头预定参数的计算精度. 可知,导引头定位参数的计算误差随着弹目距离的接近而显著增大,得到中末制导交班不能太晚的重要结论.

关键词　导弹制导; 导引头; 误差分析
分类号　E 927

为扩大战术防御范围,进行中远程攻击,需要复合制导系统[1]. 例如采用指令中制导加寻的末制导的复合制导体制,既保证了较大的中制导距离,又有较高的末段制导精度[2].

寻的末制导工作的前提是导引头可靠截获和跟踪目标,这就要求有较高的导引头定位精度,以保证中末制导成功交班. 因此,在目标截获时刻的导引头定位精度成为评估中制导系统性能的准则之一[3]. 制导精度不仅取决于导弹动力学系统的性能,而且与目标测量精度有关. 由于雷达的测量误差,不仅使得导弹制导的飞行过程出现导引偏差,也明显地影响到导引头定位精度. 本文提出利用小扰动法,对导引头定位参数进行误差敏感性分析,计算了导引头定位精度,并对结果进行了讨论.

1　导弹运动方程组与导引头定位参数计算

导引头定位参数包括导引头天线指向的方位角(ψ_S)、俯仰角(θ_S)以及多普勒频率(f_D). 导引头定位参数的计算取决于导弹与目标的相对运动. 因此导弹运动轨迹的计算是必不可少的.

1.1　导弹运动方程组

导弹运动的完整方程组,由导弹重心运动和导弹绕重心转动的动力学方程和运动学方程,几何关系方程,变质量方程和控制关系方程等方程组的 22 个方程所组成[4]. 用这组完整的方程来进行复合制导导弹问题的研究,将是十分复杂的. 经过适当简化之后,导弹运动方程组如下:

$$m(\mathrm{d}v/\mathrm{d}t) = P - X - G\sin\theta$$
$$v\cos\theta(\mathrm{d}\psi/\mathrm{d}t) = -n_z \cdot g$$
$$v(\mathrm{d}\theta/\mathrm{d}t) = g \cdot (n_y - \cos\theta)$$
$$\mathrm{d}x_M/\mathrm{d}t = v\cos\theta\cos\psi$$
$$\mathrm{d}y_M/\mathrm{d}t = v\sin\theta$$
$$\dot{z}_M = -v\cos\theta\sin\psi$$
$$n_y = N \cdot |\Delta\dot{R}| \cdot \dot{\varepsilon}/g$$
$$n_z = N \cdot |\Delta\dot{R}| \cdot \beta/g$$
$$(\mathrm{d}m/\mathrm{d}t) = -m_c$$

式中　m ——导弹质量; v ——导弹速度; P ——发动机推力; X ——气动阻力; G ——导弹重力; θ ——弹道倾角; ψ ——导弹偏航角; (x_M, y_M, z_M) ——发射坐标系中的导弹位置; m_c ——导弹质量变化率; n_y ——法向需用过载; n_z ——横向需用过载; N ——有效导航比; $\Delta\dot{R}$ ——弹目接近速度; $\dot{\varepsilon}$ ——相对于导弹的目标俯仰视线角速度; β ——目标方位视线角速度.

在指令制导中,由地面跟踪雷达测量出雷达坐标系中的目标位置(A_T, E_T, R_T)和导弹位置(A_M, E_M, R_M),将其分别变换到地面坐标系中,即(x_T, y_T, z_T)和(x_M, y_M, z_M),并获得它们的速度$(\dot{x}_T, \dot{y}_T, \dot{z}_T)$和$(\dot{x}_M, \dot{y}_M, \dot{z}_M)$以后,通过计算得到$\Delta\dot{R}$,$\dot{\varepsilon}$和$\beta$. 计算过程如图 1 所示.

1.2　导引头定位参数计算

经过由地面坐标系到弹体坐标系的转换,得到弹体坐标系中的目标位置(x'_T, y'_T, z'_T)和径向

收稿日期: 1996-10-03　第一作者　男　32 岁　博士生　100083　北京

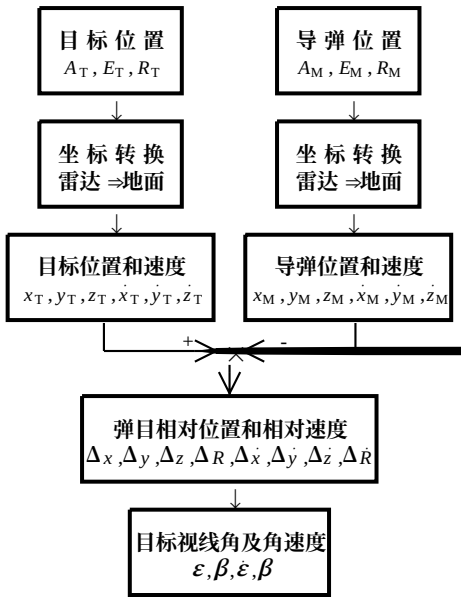


图 1 目标视线角及角速度计算

速度($\Delta \dot{R}_T'$),由此计算预期截获目标时刻的导引头指向角和目标相对于导弹的多普勒频率,使导引头能够捕获目标,完成由指令中制导到雷达主动末制导的导引头中末交班计算. 末制导导引头定位参数计算过程如图 2 所示.

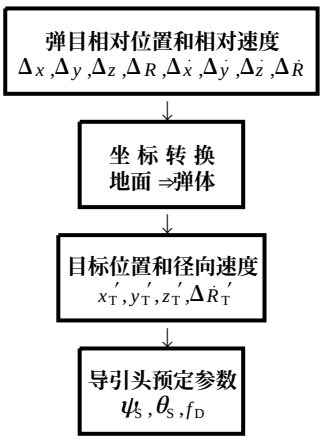


图 2 导引头定位参数计算

2 导引头定位参数的误差敏感性分析

由于复合制导系统各个环节存在误差,不仅弹道出现散布,末制导导引头的定位必然也是不准确的. 这些误差一部分是由于地面跟踪雷达的测量和指令计算不精确,另一部分来源于导弹本身. 如导引头天线安装误差,导引头定位回路误差等. 这些误差影响到导引头的定位精度,因此直接影响了导引头捕获目标的概率. 我们用小扰动法分析定位参数与诸多误差源之间的误差敏感关系.

2.1 小扰动分析方法

小扰动方法,就是认为在系统的工作点处,系统变量有一个小的扰动. 据此把系统的特征函数表达为泰勒展开式. 在 n 维函数 $f(X) = f(x_1, x_2, \cdots, x_n)$ 中,每个变量代表一个扰动误差源. 因此,可以计算诸多扰动误差源对系统的总误差的贡献. 即

$$\Delta f = f(X) - f(X_0) = g^T(X_0)(X - X_0) + \frac{1}{2}(X - X_0) H(X_0)(X - X_0) + \cdots$$

导引头定位参数是雷达测量和计算的目标参数的函数. 忽略导引头定位参数对误差源展开式中二次以上的高次项,使误差分析大大简化. 如导引头的方位指向角误差为

$$\Delta \psi_S = \frac{\partial \psi_S}{\partial A_T}\Delta A_T + \frac{\partial \psi_S}{\partial E_T}\Delta E_T + \frac{\partial \psi_S}{\partial R_T}\Delta R_T + \frac{\partial \psi_S}{\partial \dot{R}_T}\Delta \dot{R}_T$$

类似地,可以计算其它定位参数的扰动误差.

2.2 导引头定位参数对误差源的敏感度计算

导引头定位参数对小扰动误差源的敏感度,可以近似为函数展开式中的一阶偏导数. 如导引头方位指向角对目标方位角测量误差的敏感度,即为

$$\left.\frac{\Delta \psi_S}{\Delta A_T}\right|_{\substack{\Delta E_T = \Delta R_T = \Delta \dot{R}_T = 0 \\ \Delta A_T \neq 0}} = \frac{\partial \psi_S}{\partial A_T} \qquad (10)$$

同理,可以求出导引头定位参数(ψ_S, θ_S 和 f_D)对目标参数测量的每项误差(ΔA_M, ΔE_M, ΔR_M, $\Delta \dot{R}_M$)的敏感度.

3 导引头定位参数的精度计算结果

考虑在地面坐标系的 $OX_d Y_d$ 平面内,某垂直发射的防空导弹拦截高空远距离来袭目标的情况. 来袭目标高度为 20 km,速度为 600 m/s. 导弹对该目标的拦截距离为 80 km,弹道及弹目交会情况如图 3 所示. 在没有误差的理想情况下,导引头定位参数的计算结果如图 4 所示.

在没有误差的情况下,目标和导弹始终在同一射面内运动,因此导引头方位指向角为零;导引头俯仰指向角有一个由负值变化到正值的过程. 这是由于导弹是垂直发射的,导弹在上升过程中,目标先是位于导弹俯仰轴的负方向,弹体不断旋转,最终使导弹指向预期的弹目碰撞点;多普勒频

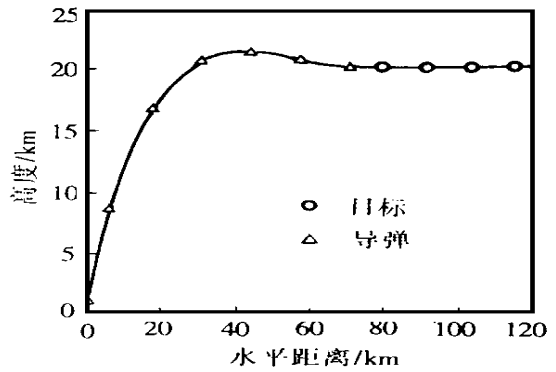


图 3　导弹与目标交会轨迹

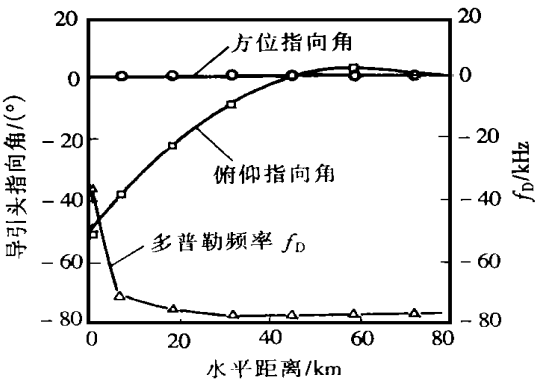


图 4　导引头指向角及多普勒频率定位

率在弹目交会前始终为负值,反映了导弹与目标不断接近的运动特点.

针对图 3 所给出的高空拦截情况,我们可以计算导引头定位参数与目标测量参数的误差敏感度. 如果已知雷达对目标的测量精度如下:测角误差为 0. 1(°),测距误差为 20 m,速度误差为 20 m/ s,则可以计算导引头定位精度,结果如图 5 ～图 7 所示.

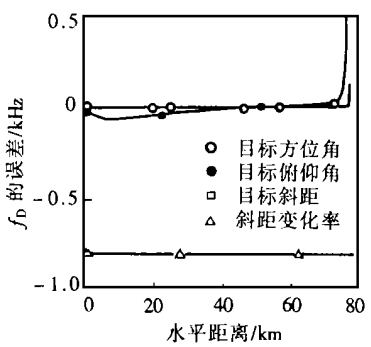


图 5　多普勒频率定位精度

由上述计算结果可以看到:

1) 雷达对目标径向速度的估计误差是导引头频率定位误差的主要因素(图 5);

2) 目标的方位角和俯仰角测量误差分别对导引头方位指向角和俯仰指向角的定位精度有重要的影响,随着弹目距离的接近,其误差也显著增大.

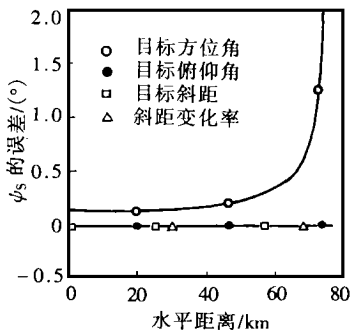


图 6　导引头方位角定位精度

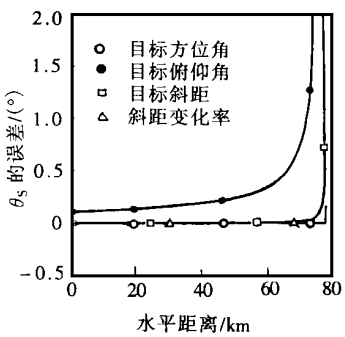


图 7　导引头俯仰角定位精度

4　结　论

综上可知,由于弹目接近时导引头定位参数的误差变大,尤其临近弹目交会时更为明显,因此为使导引头能够成功地截获和跟踪目标,理应较早截获. 这就得到了导引头中末交班不能太晚的重要结论. 另一方面,如果在弹目较远时就要求中末交班,对导引头来说,信噪比比较低,对接收机以及信号处理等要求较高,并且为增加导引头作用距离,需增加导引头发射机功率,易过早暴露,除了使得弹体加重外,也增加了弹上设备的复杂性. 因此,选择中末交班时间,应进行全面考虑,找出适中的范围.

小扰动分析方法,用来分析和计算末制导导引头定位参数与误差源的误差敏感度,并可计算定位参数的精度,方法简单而结果明确.

参　考　文　献

1　艾希布拉特·小埃米尔 J. 战术导弹试验与鉴定. 蔡道济,赵景

曾,张延泉译. 北京:国防工业出版社,1992. 53
2 Nesline F William Jr, Nesline Mark L. An analysis of optimal command guidance vs. optimal semiactive homing missile guidance. In: Amerian Control Conference. Seattle, June 18～20, 1986. 1105～1107
3 Bose Sam C. Radar updated strapdown inertial midcourse guidance performance analysis for missiles. AIAA 79-1726, 1979. 218
4 周慧钟,李忠应,王瑾玫. 有翼导弹飞行动力学. 北京:北京航空学院出版社,1983. 27～51

Analysis of the Terminal Seeker Presetting Accuracy due to the Guidance Radar Errors

Zhao Hongliang Mao Shiyi Li Shaohong

(Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Dept. of Electronic Engineering)

Abstract The tactical missile seeker handover accuracy from midcourse to terminal guidance is researched. The small perturbation method is proposed to analyse error sensitivity of the seeker presetting parameters from error sources. Firstly, the terminal guidance seeker presetting parameters are computed, based on the equations of a surface-to-air missile movement and a target movement. Then the seeker presetting unaccuracy due to the command guidance radar measurement errors is also computed. It can be seen that the seeker presetting errors increase rapidly when the missile is close to the target, which leads to an important conclusion that the late seeker handover from midcourse to teminal guidance should be avoided.

Key words guided missile guidance; target seeker; error analysis

---

华正推出智能注塑工艺软件

我校七系华正软件工程研究所继推出高起点、低价位的“电子图版 97”之后,又于近日向工业界推出国际合作开发的注塑工艺领域第一套智能软件——CAXA-IPD(计算机智能辅助注塑工艺设计软件)。该软件采用了国际计算机辅助设计技术的最新成果,代表了计算机辅助注塑工艺设计的先进水平。

CAXA-IPD 是华正软件工程研究所和美国 ACT 公司在注塑工艺研究方面多年探索成果的结晶,是一种智能的“工具”,能够让塑料业界的每一个成员,可以在微机上用 5 min 的时间评估注塑系统中树脂、成品设计、模具设计、注塑机等 4 个主要的参数,并可建立可行性的工艺窗口。

同时,CAXA-IPD 还是一套面向注塑行业的中文计算机辅助设计,可以系统地引导使用者按照科学的分析方法,使用简单的操作手段运用软件,得到能够被接受的工艺窗口及高成功率的设计方案。

摘自《北航》报第 500 期(1998 年 3 月 1 日)