

# 导弹预警卫星的引导能力评价方法

周延延<sup>1</sup>, 黄树彩<sup>1</sup>, 任宝祥<sup>2</sup>

(1. 空军工程大学导弹学院, 陕西 三原 713800; 2. 空军工程大学科研部, 陕西 西安 710051)

**摘要** 针对导弹预警卫星的预警信息战术应用问题, 提出了一种基于助推段观测的弹道导弹轨迹参数误差估计的导弹预警卫星引导能力评价方法。利用数理统计和推理估计方法, 建立了导弹预警卫星利用助推段观测的弹道导弹发射点、关机点和落点估计误差计算模型, 进而设计了导弹预警卫星对导弹防御系统的目标引导区域增长率计算模型。数值分析实例进一步说明了该方法的有效性。导弹预警卫星的引导能力评价方法可以为导弹防御体系的重要战术和技术参数的设置提供参考。

**关键词** 导弹预警卫星; 引导; 评价; 误差估计

**DOI** 10.3969/j.issn.1009-3516.2011.04.006

**中图分类号** TP271 **文献标识码** A **文章编号** 1009-3516(2011)04-0023-05

成功实施反导作战的前提是对弹道导弹的及时预警和精确跟踪<sup>[1]</sup>, 而弹道导弹射程远、飞行速度快、突防能力强、威胁大、隐身性好, 单个预警探测系统发现目标的能力有限, 这就需要将天基红外探测器、预警雷达、目标指示雷达以及拦截系统的火控雷达等多种传感器有效的集成到一起, 充分的一体化并相互深度链接, 通过传感器之间及时准确的目标引导, 提高来袭导弹的航迹跟踪能力和精度, 使得当前许多实时作战的手工任务实现自动化处理, 减少拦截作战所需的信息处理和传输时间, 增强反导系统的实时性, 从而提高反导系统的作战效能<sup>[2]</sup>。

在导弹预警卫星对弹道导弹的预警探测过程中, 落点预报精度是衡量导弹预警卫星引导能力的重要技术指标之一, 也是系统设计中性能指标分配的一个决定性因素<sup>[3-4]</sup>。本文提出一种基于导弹预警卫星观测助推段弹道导弹轨迹参数误差估计的引导能力评价方法, 通过给定关于观测卫星和弹道导弹发射和射程信息, 以及卫星的随机和偏置误差, 弹道导弹的发射和轨迹参数精度, 就可以计算得到弹道导弹发射点、关机点、落点的横向和纵向距离、引导区域增长率估计的误差估计。这些误差估计对于系统级的规划、引导的精确性和时间、卫星参数的敏感性或落点预测等性能估计是非常有用的<sup>[5]</sup>。

## 1 误差参数描述

假定每颗卫星有相互独立分布的零均值和已知标准差的随机和偏置误差。对于一颗给定的卫星, 认为其视场(Line of Sight, LOS)在方位和俯仰上的随机误差和偏置误差都是相等的<sup>[6-7]</sup>。

弹道导弹射程确定后, 主动段飞行时间, 主动段距离, 主动段距离修正因子, 观测的主动段距离, 关机点速度, 关机点加速度, 关机点航路角以及关机点到落点时间等参数理论上都将可以确定<sup>[8-10]</sup>。但由于卫星LOS测量误差、采样间隔、时间窗大小、卫星位置及误差、双星观测时间差等多个因素的影响, 对导弹的发射点、关机点、落点等特征参数的估计会产生一定的误差, 这些参数包括位置, 方位, 航路角, 横向跟踪速度, 纵向跟踪速度, 落点横向距离, 落点纵向距离, 引导区域半径增长率等误差。误差参数描述见图1。

\* 收稿日期: 2011-03-09

基金项目: 国家“863”计划资助项目(2009AA701XXXX)

作者简介: 周延延(1976-), 女, 陕西西安人, 讲师, 硕士, 主要从事模式识别与效能分析研究。

E-mail: zhouyanyan1226@yahoo.com.cn

## 2 误差估计

通过给定的导弹预警卫星在助推段的观测几何,以及探测器和弹道导弹的基本参数假定,就可以估计出弹道导弹所有的误差参数。首先是基于双星立体观测得到每一步观测的目标位置误差估计,然后通过卫星误差统计和已知的观测几何,进而估计出其它参数。

### 2.1 发射点位置误差估计

给出2颗卫星的一系列观测时刻  $T_i$  的立体位置估计  $x_i, y_i, z_i$ , 就可以基于卫星的 LOS 随机误差, 得到每次观测的均值为零方差为  $\sigma_x, \sigma_y, \sigma_z$  的标准分布于  $x_i, y_i, z_i$  的三维位置误差。对于相等的卫星距离和 LOS 误差,  $\sigma_x, \sigma_y$  和  $\sigma_z$  可近似计算为:

$$\sigma_x (\text{或 } \sigma_y) = \sigma_{ar} (\text{或 } \sigma_{er}) r / \sin\theta \quad (1)$$

$$\sigma_z = \sigma_{ar} (\text{或 } \sigma_{er}) r / \sqrt{2} \quad (2)$$

式中:  $\theta$  为两颗卫星的 LOS 夹角;  $r$  为卫星到目标的距离;  $\sigma_{ar}$  和  $\sigma_{er}$  分别为 LOS 在方位和俯仰上的随机误差, 这里假定  $\sigma_{ar} = \sigma_{er}$ 。

由卫星 LOS 误差的偏置部分引起的位置误差也必须考虑, 用  $\sigma_{ab}$  和  $\sigma_{eb}$  分别表示 LOS 在方位和俯仰上的偏置误差, 偏置引起的  $x$  和  $y$  方向的标准差都可以近似等于  $\sigma_{bs} = \sigma_{ab} r / \sin\theta$ 。对于  $z, \sigma_{bz} = \sigma_{eb} r / \sqrt{2}$ 。

当计算总的位置误差时, 发射点误差估计的随机部分也必须考虑, 用  $\sigma_t$  表示发射点误差总的标准差, 这样就可以得到以百分点形式表示的圆概率误差为:

$$P_e [-2\ln(1-p)]^{\frac{1}{2}} \sigma_t \quad (3)$$

式中  $p$  为射弹落在圆内的概率。

使用每次观测的位置误差估计, 假定简单的运动轨迹, 通过  $n+1$  次立体观测, 就能够用最小方差估计分析飞行方位和速度(实际上是水平方向速度)的估计误差。

### 2.2 关机点状态估计

相对于最后一次目标可观测时刻, 关机点位置误差为:

$$E_b = \sigma_{tx}^2 + \sigma_{ty}^2 + \sigma_{tz}^2 \quad (4)$$

关机时刻的估计误差会导致一个大的关机点速度误差, 因为弹道导弹在达到关机时刻常常加速到数个  $g$ 。由关机时刻估计误差导致的速度误差大约等于  $G\Delta t$ , 这里  $G$  是弹道导弹加速度,  $\Delta t$  是关机时刻时间误差。

假定每颗卫星以  $T_r$  时间间隔独立观测弹道导弹, 每颗卫星初始观测时刻是随机分布的。这样, 两颗或多颗卫星的观测将是异步的, 因此关于实际关机时刻  $T_{bo}$  估计也是异步的。使用最后一次观测到弹道导弹和第一次没有观测到弹道导弹的观测时刻的中间时刻作为  $T_{bo}$  的策略, 将得到一个均值为零和标准差为  $\sigma_{T_{bo}}$  的  $T_{bo}$  估计:

$$\sigma_{T_{bo}} = \frac{T_r}{[2(N+1)(N+2)]^{\frac{1}{2}}} \quad (5)$$

式中:  $T_r$  为观测周期;  $N$  为观测卫星的数目。

从式(5)可以看出, 关机时刻误差仅仅依赖于观测时间间隔和卫星数量。综合这些误差, 可得到总的速度标准差为:

$$\sigma_{v_i}^2 = \frac{\sigma_{v_0}^2}{\cos^2(a_{ng})} + (a_{cc} \sigma_{T_{bo}})^2 \quad (6)$$

式中:  $\sigma_{v_0}$  为速度误差;  $a_{cc}$  是关机点加速度;  $a_{ng}$  为关机点航路角。

### 2.3 落点误差和引导区域半径增长率估计

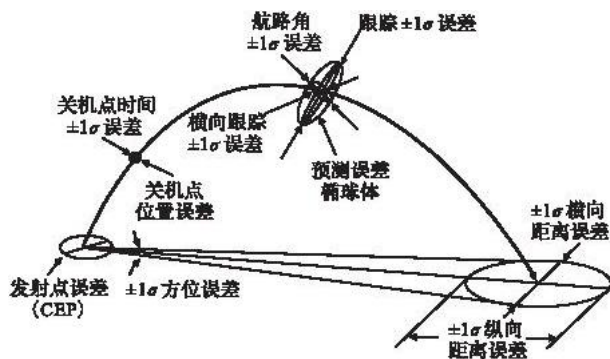


图1 误差参数描述

Fig.1 Error parameter depiction

有了关机点的参数估计后, 就可以得到落点的误差估计, 落点横向、纵向距离误差 (km) 分别为:

$$\sigma_c = \sqrt{\frac{12n}{(n+1)(n+2)}} \left( \frac{\sigma_y}{o_{bd}} \right) r_{ng} \quad (7)$$

$$\sigma_d = \sigma_{vi} T_{im} \left( \cos \left( 2a_{ng} + \frac{r}{R_e} \right) + \frac{\sin \left( a_{ng} + \frac{r}{R_e} \right)}{\sin(a_{ng})} \right) \quad (8)$$

式中:  $n$  为观测次数;  $o_{bd}$  为观测的主动段距离;  $r_{ng}$  为导弹射程;  $\sigma_{vi}$  为跟踪速度;  $T_{im}$  为关机点到落点的时间;  $R_e$  为地球半径。

引导区域半径增长率表示在关机点之后, 卫星预测目标轨迹的不确定区域大小随时间变化的函数, 它是衡量卫星引导性能的重要参数, 用  $c$  表示, 计算式为:

$$\sigma_c = \sqrt{\sigma_{vi} \sigma_c / T_{im}} \quad (9) \quad c(\%) = \sigma_c \sqrt{-2 \ln(1 - p_{er})} \quad (10)$$

式中:  $p_{er}$  为保证不确定区域大小的概率;  $c(\%)$  为引导区域半径增长率的百分比估计。

引导区域增长率对于被引导的传感器系统 (如远程预警雷达、火控雷达) 确定其目标搜索区域大小非常重要, 被引导系统将按照这个引导区域的大小进行雷达资源的分配和雷达工作模式的设置。

### 3 仿真分析

#### 3.1 性能估计仿真分析

下面以射程为 1 000 km、2 000 km 和 3 000 km 的弹道导弹为例, 对比说明。仿真条件: 参数按系统设计指标给出。卫星到目标的距离  $r = 37\,911$  km, 两卫星之间的夹角为  $\theta = 70^\circ$ , LOS 在方位和俯仰上的随机误差  $\sigma_{ar} = 10 \mu\text{rad}$ ,  $\sigma_{ab} = 15 \mu\text{rad}$ 。观测周期  $T_r = 2.5$  s,  $N = 2$ 。穿云飞行时间为 30 s。表 1 概括了误差结果。

表 1 重要误差参数

Tab. 1 Important error parameter

$r_{ng}/\text{km}$	$E_b/\text{m}$	发射点 CEP/km	$\sigma_c/\text{km}$	$\sigma_d/\text{km}$	$c(\%)$
1 000	733	2.71	4.6	20.23	37.0
2 000	720	2.43	4.6	37.46	41.1
3 000	714	2.27	4.5	58.99	44.4

由表 1 可以看出: 弹道射程对于落点横向误差影响不大; 关机点位置误差、发射点 CEP 随弹道射程的增大而较小; 引导区域半径增长率  $c$  及落点纵向误差都随着射程的增大而增大。

射程为 1 000 km 弹道特征点参数估计仿真结果见图 2。从图 2 可以看出, 扫描相机观测条件下, 特征点参数估计精度可以达到: 发射点位置估计精度 (CEP)  $\leq 10$  km; 关机点位置估计精度 (SEP)  $\leq 1.0$  km; 关机点速度估计精度 (SEP)  $\leq 100$  m/s; 落点位置估计精度 (CEP)  $\leq 60$  km。

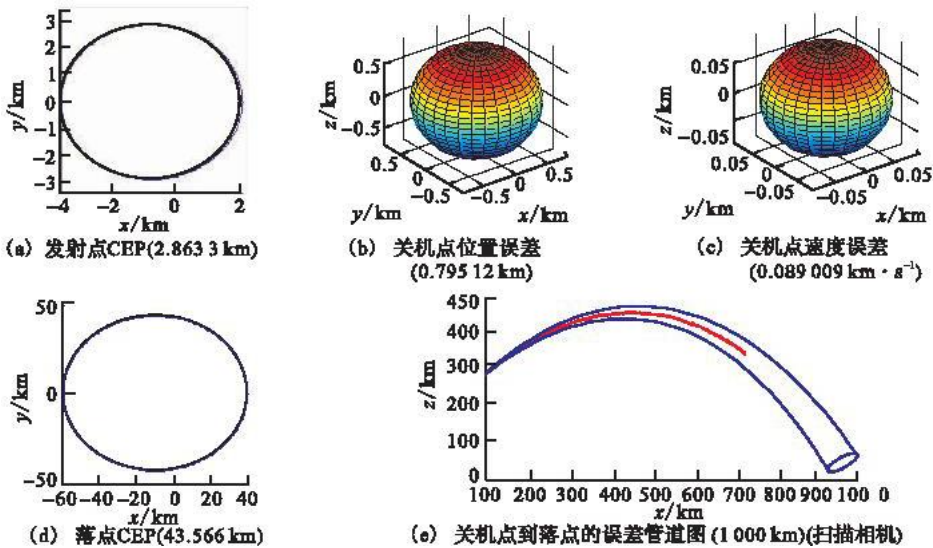


图 2 射程 1 000 km 弹道特征点参数估计

Fig. 2 Trajectory characteristic - point parameter estimate for 1 000 km range

### 3.2 卫星 LOS 参数摄动影响仿真分析

导弹特征点估计误差主要与卫星 LOS 视线测量误差、采样间隔、时间窗长度、卫星位置及误差、双星观测时间相位差等多个因素有关。视线测量误差是影响弹道参数估计精度的重要因素之一,这里以该误差对弹道估计的影响为例来说明。

仿真采用 1 000 km、2 000 km、3 000 km 3 条不同射程的弹道,发射点经纬度( $0^\circ, 0^\circ$ ),射向由正北方顺时针方向( $90^\circ$ ),两颗卫星分别位于  $80^\circ, 150^\circ$ ,扫描间隔 2.5 s,视线误差取 10、20、30、40、50  $\mu\text{rad}$ ,仿真结果见图 3。

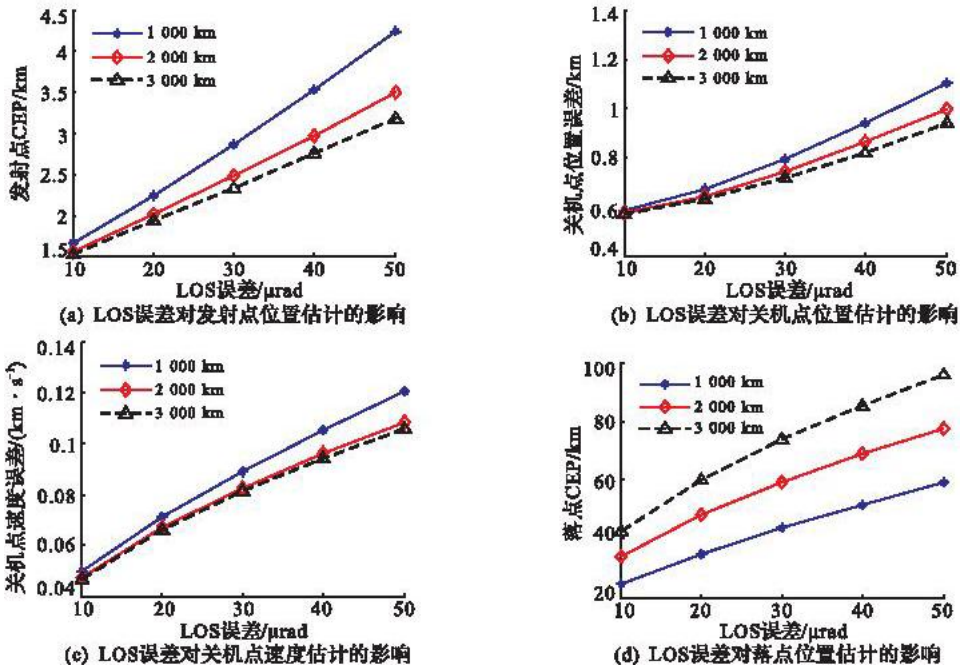


图3 LOS 误差对弹道特征点参数估计的影响

Fig. 3 Influence of trajectory characteristic—point parameter estimate on LOS error

由于预警卫星位于 36 711 km 高度的地球同步轨道上,与目标距离较远,角度测量的精度将直接影响到估计性能,通过上述仿真结果可以得到以下结论:

- 1) 弹道参数估计误差随着视线误差的增大而迅速增大;
- 2) 弹道射程越远,助推段观测次数增多,发射点位置估计、关机点位置估计误差随射程增大而减小,但落点误差增大。

## 4 结束语

影响引导的准确度不仅依赖于主要传感器参数如帧间隔时间和 LOS 角测量精度,还与所有其它影响观测几何学参数如发射点、发射方位角及弹道类型(平直弹道或弯曲弹道)有关。导弹预警卫星的引导能力评价,可以为导弹防御体系的重要战术和技术参数的设置提供参考,这些性能估计也可以用于确定导弹防御系统传感器性能和战术需要。

本文设计的这些误差估计统计计算具有通用性,能够用于任何组合的卫星观测几何。建立弹道导弹的飞行弹道 6 自由度数学模型和导弹预警卫星的目标跟踪滤波算法模型,结合这些估计算法,可进一步提高引导性能估计精度。

### 参考文献:

- [1] 童丽,易东云,王正明. 空间预警系统落点预报精度分析[J]. 导弹与航天运载技术,2007,(2):35-38.  
TONG Li, YI Dongyun, WANG Zhengming. Estimate accuracy analysis of impact point in space early-warning system [J]. Missile and space vehicle, 2007, (2):35-38. (in Chinese)
- [2] 王献锋,李为民,申卯兴. 战术弹道导弹弹道和落点预报探讨[J]. 空军工程大学学报:自然科学版,2000,1(5):65-

67.

WANG Xianfeng, LI Weimin, SHEN Maoxing. Research on detecting the trajectory and impact point of tactical ballistic missile [J]. Journal of air force engineering university:natural science edition,2000,1(5):65-67. (in Chinese)

- [3] 谢道成,张为华. 基于助推段红外辐射特性的 SBIRS 探测能力分析[J]. 光电技术应用,2008,23(2):50-53.  
XIE Daocheng,ZAHNG Weihua. Analysis of SBIRS detecting capability based on infrared radiation character in booster stage [J]. Electro-optic technology application,2008,23(2):50-53. (in Chinese)
- [4] 郭加力,李骏,安玮. 空间预警系统中主动段弹道估计误差分析[J]. 电光与控制,2007,14(2):50-54.  
GUO Jiali, LI Jun,AN Wei. Performance analysis of boost-phase trajectory estimation in space early warning system [J]. Electronics optics & control,2007,14(2):50-54. (in Chinese)
- [5] Ben Zion, Naveh Azriel, Lorber Theater. Ballistic missile defense[M]. New York:The american institute of aeronautics and astronautics press,2001.
- [6] Albert J,Perrella,Jr. Cueing performance estimation using space based observations during boost phase [EB/OL]. (1997-10-2)[2011-3-7]. <http://www.go.com/>
- [7] Ross Thornburg, Phil Maciejewski. Evaluation methodology for hyperspectral automatic target cueing systems [C]//SPIE vol 4725[S. l. ]:SPIE press,2002:387-396.
- [8] 张士峰,沈振康. 导弹落点精度评估的仿真分析[J]. 系统仿真学报,2002,11(14):1552-1554.  
ZHANG Shifeng,SHEN Zhenkang. Simulation analysis on the accuracy assessment of missile fall points[J]. Journal of system simulation,2002,11(14):1552-1554. (in Chinese)
- [9] Pavel Maltsev,Jon Moens. Cueing, recognition and tracking using multi-sensor fusion in precision stabilized airborne platforms internet[C]//SPIE Vol 2023 Airborne Reconnaissance[S. l. ]:SPIE Press,1993:116-121.
- [10] Murali Yeddanapudi, Yaakov Bar Shalom. Trajectory prediction for ballistic missile based on boost phase LOS measurements [C]//SPIE vol 3163. [S. l. ]:SPIE press,1997:316-326.

(编辑:田新华)

## Cueing Capability Evaluation Method of Missile Early - Warning Satellites

ZHOU Yan - yan<sup>1</sup>, HUANG Shu - cai<sup>1</sup>, REN Bao - xiang<sup>2</sup>

(1. Missile Institute, Air Force Engineering University, Sanyuan 713800, Shaanxi, China; 2. Department of Scientific Research, Air Force Engineering University, Xi'an 710051, China)

**Abstract:** Aimed at the tactics application problem of missile early - warning information, a cueing capability evaluation method based on trajectory - missile track parameter error estimate by observation data of missile early - warning satellites during boost phase is put forward. By using statistic and reasoning estimate methods, the calculation models in launch point location, burnout point location and impact point location are established, and then the calculation model of goal - cueing region increase - ratio to missile defense system of missile early - warning satellites is designed. A numerical example is given to further illustrate the validity of the method. The cueing capability evaluation of missile early - warning satellites can provide a reference for the setting in important tactics and technical parameters of missile defense system.

**Key words:** missile early - warning satellites; cueing; evaluation; error estimate