

弹道导弹中段轨迹预测研究

杨少春, 吴林锋, 王刚, 倪鹏¹

(空军工程大学防空反导学院, 陕西西安, 710051)

摘要 弹道导弹中段轨迹预测模型是弹道导弹防御体系中的关键模型之一,是指挥员掌握威胁态势、进行作战任务规划、制定拦截方案的依据。对预测过程中运用到的相关坐标系及其转换关系进行了说明;给出了详细的预测流程和模型中相关参数的计算方法;通过仿真分析表明,该方法在工程仿真中得到了有效的应用,得到了符合反导作战精度需求的预测轨迹和轨迹误差,为后续反导作战的任务规划提供了数据支撑和决策依据,验证了该方法的有效性和实用性。

关键词 弹道导弹;中段;轨迹预测

DOI 10.3969/j.issn.1009-3516.2012.04.007

中图分类号 TJ761.3 **文献标识码** A **文章编号** 1009-3516(2012)04-0031-05

弹道导弹轨迹预测是弹道导弹防御作战的关键模式之一,是高效组织、优化分配传感器资源、拦截器资源的前提和依据,在多层反导作战优化管理资源功能中占有重要地位^[1-4]。

弹道预测的一般方法就是依据预警卫星或远程预警雷达的预警信息对弹道导弹轨迹进行预测。弹道导弹自由飞行中段,在不考虑地球自转的条件下弹道轨迹遵循标准椭圆弹道,依据椭圆弹道理论往往可以得到较为准确的预测轨迹。然而,在实际应用中,由于坐标系之间的相互转换和地球自转因素,给最终的预测结果带来较大误差。近年来,人们对弹道导弹轨迹预测进行了较多的研究,赵锋^[5-6]、张明智^[7]、赵艳丽^[8]等人从标准椭圆弹道理论角度出发,给出了弹道导弹轨迹预测的一般方法,但均没有系统、完整地给出适合仿真和工程应用的具体计算方法。本文深入分析了相关的坐标变换关系和中段轨迹预测方法和流程,并进行了仿真验证。

1 常用坐标系及其转换关系

1.1 地心大地坐标系

大地经度为过 P 点的大地子午面与本初子午面的夹角,常用 L 表示;大地纬度为过 P 点的参考椭球体面的法线与赤道平面之间的夹角,用 B 表示;大地高为 P 点沿法线方向至参考椭球体面投影点 P' 的距离,记为 h ,见图 1^[4]。

1.2 地心固定(直角)坐标系

利用参考椭球体建立的地心固定坐标系可以描述参考椭球体内、外和面上任意点的空间坐标^[4]。其定义见图 2,原点 O_c 为参考椭球体的中心; O_cX_c 轴为赤道平面与本初子午面的交线,向外为正; O_cZ_c 轴与参考椭球体旋转轴重合,向上为正; O_cY_c 轴在赤道平面内,并与 O_cX_c 、 O_cZ_c 轴共同构成右手直角坐标系。

已知 P 点的大地坐标为 (L, B, h) ,则相应的地心直角坐标 (X_c, Y_c, Z_c) 为:

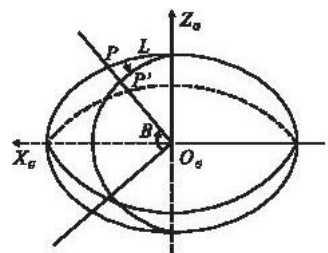


图1 地心大地坐标系

Fig.1 The geotectonic coordinate

¹ 收稿日期:2011-07-05

基金项目:陕西省自然科学基金资助项目(2010JM8013)

作者简介:杨少春(1975-),男,河北永年人,讲师,博士生,主要从事防空反导信息处理及系统仿真研究。

E-mail:ysc-cn@163.com

$$\begin{cases} X_C = (N_C + h) \cos B \cos L \\ Y_C = (N_C + h) \cos B \sin L \\ Z_C = [N_C(1 - e_c^2) + h] \sin B \end{cases}, \quad N_C = \frac{a_c}{(1 - e_c^2 \sin^2 B)^{1/2}} \quad (1)$$

式中: N_C 为 P 点的曲率半径; a_c 、 e_c 分别为参考椭球体的长半轴和第一偏心率。

1.3 地心惯性坐标系

坐标原点为地球质心, 观测时刻的平轨道面为基本平面, X 轴在基本平面由地球质心指向确定的恒星或不随着地球自转而变化的固定指向, Z 轴为基本平面的法向, 指向北极方向。 Y 轴和 X 、 Z 轴构成右手法则。 已知 P 点的地心直角坐标 (X_C, Y_C, Z_C) , 则相应的地心惯性坐标 (X_{I0}, Y_{I0}, Z_{I0}) 为:

$$\mathbf{X}_P = [X_{I0}, Y_{I0}, Z_{I0}, \dot{X}_{I0}, \dot{Y}_{I0}, \dot{Z}_{I0}]^T = [X_C, Y_C, Z_C, \dot{X}_C - \omega_e Y_{I0}, \dot{Y}_C + \omega_e X_{I0}, \dot{Z}_C]^T \quad (2)$$

1.4 惯性辅助坐标系

为了对弹道平面法向参数和弹道平面内状态参数进行解耦处理, 这里建立一个惯性辅助坐标系 $O - X'_i Y'_i Z'_i$, 该坐标系的定义为: 坐标原点为地心, OX'_i 轴指向导弹, OZ'_i 轴位于 OX'_i 和速度矢量构成的平面内指向导弹飞行方向并与 OX'_i 轴垂直, OY'_i 轴则与 OX'_i 、 OZ'_i 轴构成右手系。 其与地心惯性坐标系的关系^[5] 见图 3。

根据辅助坐标系的定义不难看出, 辅助坐标系 $O - X'_i Y'_i Z'_i$ 中的 $X'_i O Z'_i$ 平面为导弹位置矢量与速度矢量共同构成的平面, 因此它与估计的自由段导弹平面重合, 见图 4。

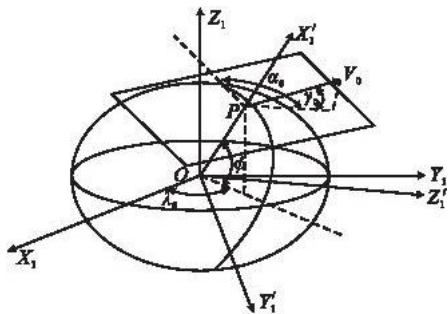


图 3 地心惯性坐标系和辅助坐标系

Fig. 3 The inertial and assistant coordinate

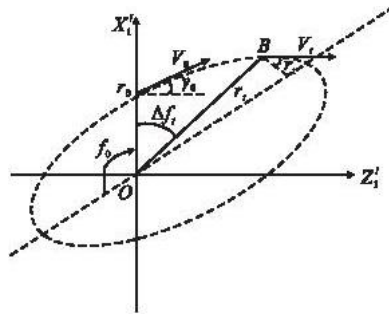


图 4 弹道平面内状态预测

Fig. 4 The right-angle coordinate

已知 P 点的地心惯性坐标, 则相应的辅助坐标系坐标为^[2]:

$$\begin{bmatrix} r_0 \\ \lambda_0 \\ \phi_0 \\ v_0 \\ \gamma_0 \\ \alpha_0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \sqrt{x_{I0}^2 + y_{I0}^2 + z_{I0}^2} \\ \arctan(y_{I0}/x_{I0}) \\ \arcsin(z_{I0}/r_0) \\ \sqrt{\dot{x}_{I0}^2 + \dot{y}_{I0}^2 + \dot{z}_{I0}^2} \\ \arcsin[(x_{I0}\dot{x}_{I0} + y_{I0}\dot{y}_{I0} + z_{I0}\dot{z}_{I0})/r_0 v_0] \\ \arctan[r_0(x_{I0}\dot{y}_{I0} - y_{I0}\dot{x}_{I0}) / [(x_{I0}^2 + y_{I0}^2)\dot{z}_{I0} - (x_{I0}\dot{x}_{I0} + y_{I0}\dot{y}_{I0})z_{I0}]] \end{bmatrix} \quad (3)$$

2 中段轨迹预测模型及流程

基于上述的坐标系定义及其变换关系, 本文给出了实际应用过程中详细的预测步骤和相关参数的计算方法。 整个预测过程, 主要分为 3 大部分, 第 1 部分为基本数据的获取; 第 2 部分是初始时刻 t_0 的状态计算^[5-6]; 第 3 部分是 t 时刻 t_i 的状态预测^[7]。

2.1 基本数据的获取

相应的坐标转换关系由第 1 节转换公式确定, 这里不再赘述。

1)取得相邻2点的大地坐标 (L_1, B_1, h_1) 、 (L_2, B_2, h_2) ,并通过转换关系计算相应的心直角坐标 (X_{G1}, Y_{G1}, Z_{G1}) 、 (X_{G2}, Y_{G2}, Z_{G2}) ;

2)计算地心直角坐标系下的目标状态量 $(X_G, Y_G, Z_G, V_x, V_y, V_z)$,其中的3个速度分量由已知的2点计算可得(实际过程中也可由雷达直接给出);

3)计算地心惯性坐标系下的目标状态量 $(X_{G0}, Y_{G0}, Z_{G0}, V_{x0}, V_{y0}, V_{z0})$ 。

2.2 初始时刻 t_0 的状态计算

1)计算 t_0 点的极径 r_0 、速度 v_0 、速度倾角 θ_0 (见图4)。分别为:

$$r_0 = \sqrt{X_{G0}^2 + Y_{G0}^2 + Z_{G0}^2} \quad (4)$$

$$v_0 = \sqrt{V_{x0}^2 + V_{y0}^2 + V_{z0}^2} \quad (5)$$

$$\theta_0 = \arccos(X_{G0}V_{z0} + Y_{G0}V_{y0} + Z_{G0}V_{x0})/r_0v_0 \quad (6)$$

2)计算椭圆轨道参数半半径 P ,偏心率 e ,长轴 a 。

$$P = r_0v_0\cos^2\theta_0 \quad (7)$$

$$e = \sqrt{1 + v_0(v_0 - 2)\cos^2\theta_0} \quad (8)$$

$$a = P/(1 - e^2) \quad (9)$$

式中: $V = v_0^2r_0/\mu$ 为能量参数; μ 为引力常数。

3)计算初始时刻 t_0 点的极角 f_0 ,偏近地点角 E_0 ,分别为:

$$f_0 = \cos^{-1}(P - r_0/r_0e) \quad (10) \quad E_0 = (r_0 - a/ae) \quad (11)$$

4)计算飞经近地点时刻 t_p :

$$t_p = t_0 - (E_0 - e\sin E_0) \sqrt{a^3/\mu} \quad (12)$$

2.3 t 时刻 t_i 的状态预测

1) t 时刻 t_i 的偏近地点角,由下式通过牛顿迭代法求得^[8-10]:

$$\sqrt{\mu/a^3}(t_0 - t_p) = E_0 - e\sin E_0; \sqrt{\mu/a^3}(t_i - t_p) = E_i - e\sin E_i \quad (13)$$

2) t 时刻 t_i 的极径 r_i 、极角 f_i 、速度 v_i 、速度倾角 θ_i 分别为:

$$r_i = a(1 - e\cos E_i); f_i = \cos^{-1}\left(\frac{P - r_i}{r_i e}\right); v_i = \sqrt{\mu/a} \frac{\sqrt{1 - e^2 \cos^2 E_i}}{1 - e \cos E_i}; \theta_i = \arctan\left(\frac{e \sin E_i}{\sqrt{1 - e^2}}\right) \quad (14)$$

3)计算惯性坐标系下的预测状态^[4]:

$$\begin{cases} X_i = [1 - (1 - \cos(E_i - E_0))a/R]X_0 + [T - \sqrt{a^3/\mu}(E_i - E_0 - \sin(E_i - E_0))]V_{x0} \\ Y_i = [1 - (1 - \cos(E_i - E_0))a/R]Y_0 + [T - \sqrt{a^3/\mu}(E_i - E_0 - \sin(E_i - E_0))]V_{y0} \\ Z_i = [1 - (1 - \cos(E_i - E_0))a/R]Z_0 + [T - \sqrt{a^3/\mu}(E_i - E_0 - \sin(E_i - E_0))]V_{z0} \end{cases} \quad (15)$$

式中: $T = t_i - t_0$ 为预测的时间跨距; $\Delta f_i = f_i - f_0$ 为极角差。

4)计算地心固定坐标系下的位置分量,其中 Z_i 保持不变:

$$X_{Gt} = X_i \cos(\omega T) + Y_i \sin(\omega T); Y_{Gt} = -X_i \sin(\omega T) + Y_i \cos(\omega T); Z_{Gt} = Z_i \quad (16)$$

式中 ω 为地球自转角速度。

5)计算地心固定坐标系下的速度分量,鉴于弹道目标自由飞行阶段机动性非常小,速度可由很接近的2点近似求得:

$$\dot{X}_{Gt} = (X_{Gt2} - X_{Gt1})/(t_2 - t_1); \dot{Y}_{Gt} = (Y_{Gt2} - Y_{Gt1})/(t_2 - t_1); \dot{Z}_{Gt} = (Z_{Gt2} - Z_{Gt1})/(t_2 - t_1) \quad (17)$$

至此,预测过程结束,得到结果为地心直角固定坐标系下的状态矢量,可直接作为其他模块的输入数据,为后续的任务规划,拦截打击提供决策依据。

3 仿真分析

在仿真验证阶段,做出如下假设:①选取不同射程(600-3 500 km)的标准弹道导弹中段轨迹作为原始弹道数据,在关机点之后,选取相邻2点探测数据作为预测基本数据;②为便于计算,初始时刻 t_0 作为参考

点,其值可取为0;③计算速度分量时,取2点之间间隔时长为1 s,即 $t_2 - t_1 = 1$ 。基于上述假设,依据上述预测方法及步骤,其仿真预测结果见图5-10。

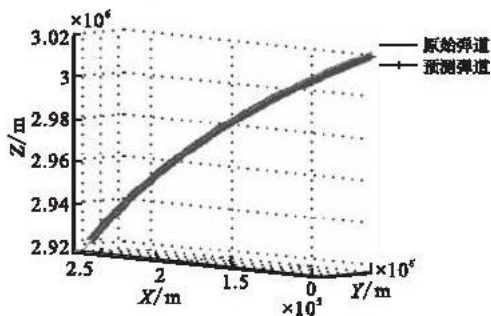


图5 地心固定直角坐标系下预测弹道(600 km)

Fig. 5 Forecasting track in right-angle coordinate (600 km)

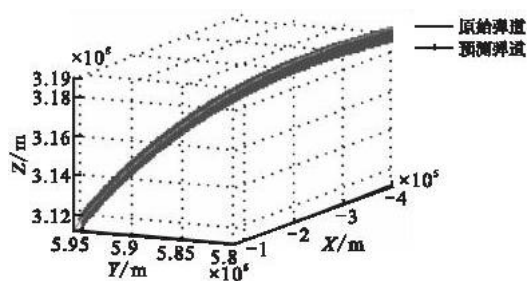


图6 地心固定直角坐标系下预测弹道(1500 km)

Fig. 6 Forecasting track in right-angle coordinate (1500 km)

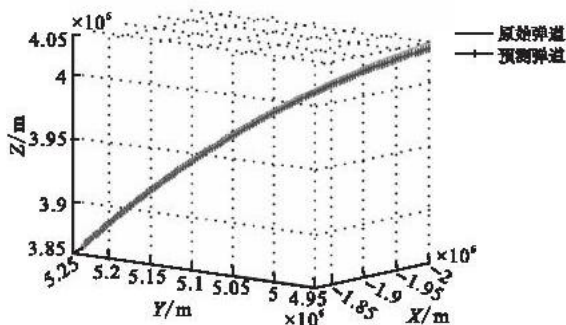


图7 地心固定直角坐标系下预测弹道(3500 km)

Fig. 7 Forecasting track in right-angle coordinate (3500 km)

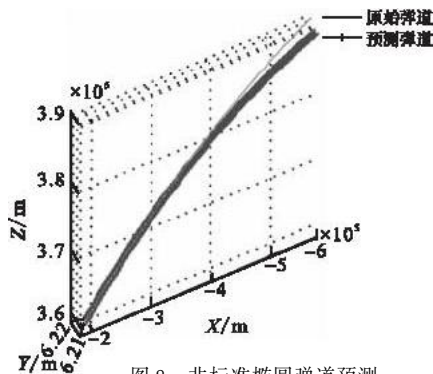


图8 非标准椭圆弹道预测

Fig. 8 The forecasting of nonstandard ellipse track

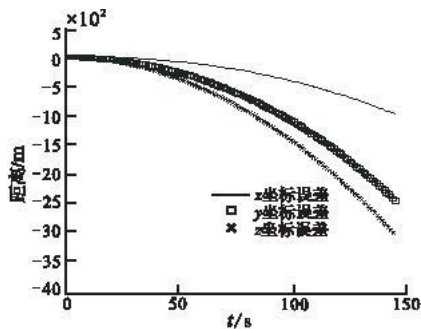


图9 弹道预测位置误差图

Fig. 9 The position error of forecasting track

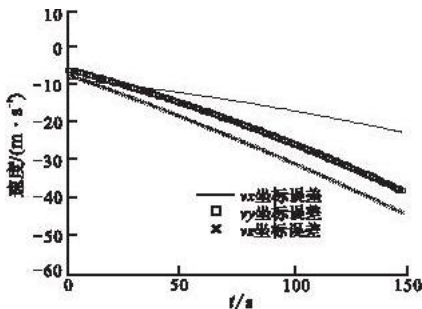


图10 弹道预测速度误差图

Fig. 10 The velocity error of forecasting track

由图5-7可知,分别为3条不同射程(600-3500 km)的标准弹道导弹轨迹预测的仿真结果,其预测弹道与原始弹道之间基本重合。同时,本文算法及仿真是基于标准的椭圆中段弹道理论思想,在非椭圆弹道情况下,预测偏差较大,不宜适用,其仿真结果见图8。最后在预测精度方面,以3500 km弹道导弹为例,其预测精度见图9-10,100 s以后的预测位置误差在0.5-2 km以内,速度误差在10-40 m/s以内,模型精度达到了反导作战的指标要求。

4 结束语

本文给出了标准椭圆弹道轨迹的预测流程、方法、验证结果及其局限性分析,为后续非标准椭圆弹道、中段机动变轨情况下的轨迹预测研究提供了方法和思路,为反导防御作战的方案制定、反导武器装备的任务规

划提供了技术支撑。

参考文献(References):

- [1] Duane J. Matthiesen. Optimal Search[C]//IEEE international radar conference. [S. l.]:IEEE press,2003:259 – 263.
- [2] Allan Jablon, Ashok Agrawal. Optimal number of array faces for active phased array radars[J]. IEEE trans on AES,2006,42(1):351 – 360.
- [3] 刘晨,周少平,杨峰. NMD 作战管理仿真模型框架设计[J]. 现代防御技术,2002,30(6):51 – 55.
LIU Chen, ZHOU Shaoping, YANG Feng. Framework design of simulation models for battle management in national missile defense[J]. Modern defense technology,2002,30(6):51 – 55. (in Chinese)
- [4] 刘利生,吴斌. 外弹道测量精度分析与评定[M]. 北京:国防工业出版社,2010.
LIU Lisheng, WU Bin. Accuracy analysis and evaluation for exterior ballistic measurement[M]. Beijing: National defense industry press,2010. (in Chinese)
- [5] 赵锋. 弹道导弹防御跟踪制导雷达探测技术研究[D]. 长沙:国防科技大学,2007.
ZHAO Feng. Study on detection techniques of tracking and guiding radars in ballistic missile defense[D]. Changsha: National university of defense technology,2007. (in Chinese)
- [6] 张毅,杨辉耀,李俊莉. 弹道导弹弹道学[M]. 长沙:国防科技大学出版社,1999.
ZHANG Yi, YANG Huiyao, LI Junli. Ballistic missile ballistics[M]. Changsha: National university of defense technology press,1999. (in Chinese)
- [7] 张明智. 反战术弹道导弹作战仿真研究[D]. 西安:空军工程大学,2002.
ZHANG Mingzhi. Study on warfare simulation of anti – tactical ballistic missile[D]. Xi'an: Air force engineering university, 2002. (in Chinese)
- [8] 赵艳丽. 弹道导弹雷达跟踪与识别研究[D]. 长沙:国防科技大学,2007.
ZHAO Yanli. Study on radar tracking and discrimination for ballistic missiles[D]. Changsha: National university of defense technology,2007. (in Chinese)
- [9] Li X R, Jilkov V P. A Survey of maneuvering target tracking – part II: ballistic target models in proc[C]//2001 SPIE conf on signal and data processing of small targets. San Diego, CA: SPIE press,2001:1 – 23.
- [10] Yeddanapudi M, Bar Shalom Y, Pattipati Y. Ballistic missile track initiation from satellite observations[J]. IEEE trans aerospace and electronic systems, 1995,31(3):1054 – 1071.

(编辑:田新华)

The Track Forecasting of TBM in the Middle Course

YANG Shao – chun, WU Lin – feng, WANG Gang, NI Peng

(School of Air and Missile Defense, Air Force Engineering University, Xi'an 710051, China)

Abstract: The track forecasting model of TBM in the middle course is one of the key models in the system of missile defense, and is a basis for the commander to control the threat situation, carry on the battle programming and design the battle scheme. This paper first explains the common coordinates and their conversions used in the forecasting process; then puts forward the particular process and computing method of the relative parameter in the model. Finally, through the simulation analysis, the conclusion got shows that this method is effective and practicable in the project simulation, which provides a technique support for the task programming and battle scheme's establishment.

Key words: TBM; middle course; track forecasting