

采用分段思想的中段弹道预测算法

杨少春, 刘永兰, 刘进忙

(空军工程大学防空反导学院, 陕西西安, 710051)

摘要 针对传统弹道预测方法存在的不足,提出了基于分段思想的弹道轨迹预测改进方法。介绍了中段弹道预测的一般方法,并对其误差产生的原因进行了分析;提出分段的思想,即将前一段新获得的预测终点作为下一段预测的起始点,来减少预测误差的积累,进而给出弹道轨迹预测的改进方法。对相关算法和流程进行了仿真验证及结果分析,结果表明:改进后的预测方法比传统方法误差减小了19%,验证了所提算法的有效性。

关键词 弹道导弹;轨迹预测;分段预测

DOI 10.3969/j.issn.1009-3516.2014.03.008

中图分类号 TJ761.3 **文献标志码** A **文章编号** 1009-3516(2014)03-0033-04

An Algorithm of Trajectory Prediction Based on Subsection in Free Phase

YANG Shao-chun, LIU Yong-lan, LIU Jin-mang

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

Abstract: Aimed at the insufficiency of the traditional trajectory prediction, an improved method of trajectory prediction based on subsection is given. First, the general method of trajectory prediction in free phase is introduced, the causes of trajectory prediction error are analyzed. Then an idea of subsection is put forward, which turns the prediction end point of the former part to the prediction start point of the next part for the purpose of reducing the accumulation of prediction error, in this way, the improved method of trajectory prediction is obtained. Finally, the relevant algorithms and processes are simulated and analyzed, the results show that this method is reasonable and effective in reducing the error of trajectory prediction.

Key words: BM; trajectory prediction; subsection prediction

如何利用远程预警信息,对弹道轨迹进行准确预测,提高预测精度是一个亟待解决的问题。

在传统的弹道导弹轨迹预测模型中,依据关机点以后的弹道数据和椭圆弹道理论,往往只可以得到较短预测时间内的较为准确的预测轨迹。由于积累积分误差的因素,给较长预测时间的预测结果造成较大的误差^[1-2]。本文基于传统的弹道轨迹预测

方法,提出了基于分段预测思想的改进预测算法。

1 弹道预测的一般方法及其误差产生原因

1.1 弹道预测的一般方法

见图1~图2,传统的弹道预测是基于地心惯性

收稿日期:2013-04-26

作者简介:杨少春(1975-),男,河北永年人,讲师,博士生,主要从事防空信息处理、防空建模与仿真等研究。E-mail:ysccn@163.com

引用格式:杨少春,刘永兰,刘进忙.采用分段思想的中段弹道预测算法[J].空军工程大学学报:自然科学版,2014,15(2):33-36. YANG Shao-chun, LIU Yonglan, LIU Jinmang. An algorithm of trajectory prediction based on subsection in free phase[J]. Journal of air force engineering university: natural science edition, 2014, 15(2): 33-36.

坐标系和辅助坐标系之间的关系,在弹道平面中对弹道轨迹进行预测。

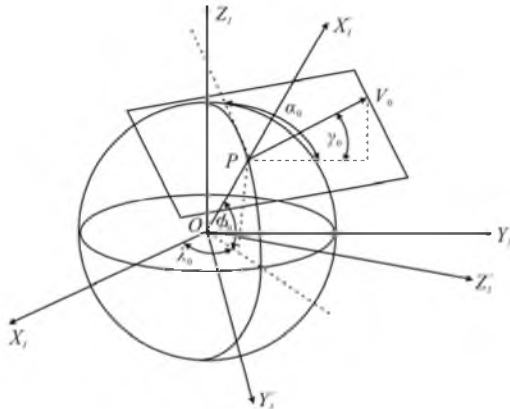


图1 地心惯性坐标系和辅助坐标系
Fig.1 Earth centered inertial and assistant coordinate system

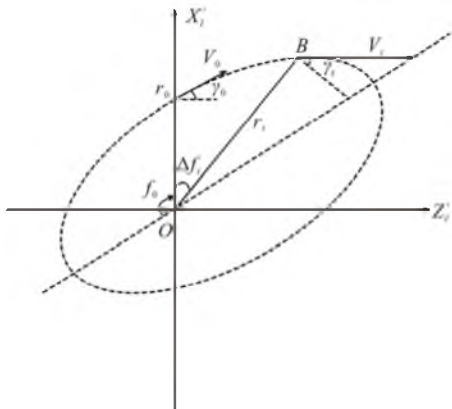


图2 弹道平面内状态预测
Fig.2 State prediction on the ballistic plane

传统的弹道预测方法^[3-4]主要分为:

第1步 弹道目标基本位置、速度信息的获取,为传感器获取信息、录入目标的过程。

第2步 按照下列步骤计算弹道目标初始状态。

1) 初始状态点的极径 r_0 、速度 v_0 、速度倾角 θ_0 分别为:

$$r_0 = \sqrt{X_{G0}^2 + Y_{G0}^2 + Z_{G0}^2} \quad (1)$$

$$v_0 = \sqrt{V_{X0}^2 + V_{Y0}^2 + V_{Z0}^2} \quad (2)$$

$$\theta_0 = \arccos \left[\frac{X_{G0} V_{X0} + Y_{G0} V_{Y0} + Z_{G0} V_{Z0}}{r_0 v_0} \right] \quad (3)$$

2) 计算椭圆轨道参数。半通径 P 、偏心率 e 、长轴 a 分别为:

$$P = r_0 V \cos^2 \theta_0 \quad (4)$$

$$e = \sqrt{1 + v_0(v_0 - 2) \cos^2 \theta_0} \quad (5)$$

$$a = P / (1 - e^2) \quad (6)$$

式中, $V = v_0^3 r_0 / \mu$ 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 , 其值分别为:

$$f_0 = \arccos(P - r_0) / r_0 e \quad (7)$$

$$E_0 = (r_0 - a) / ae \quad (8)$$

第3步 t 时刻后的状态预测, 主要包括以下基本信息。

1) t 时刻 t_t 的偏近地点角 E_t , 通过牛顿迭代法求得, 其值为:

$$\sqrt{\frac{\mu}{a^3}} (t_0 - t_p) = E_0 - e \sin E_0 \quad (9)$$

$$\sqrt{\frac{\mu}{a^3}} (t_t - t_p) = E_t - e \sin E_t$$

2) t 时刻 t_t 的极径 r_t 、极角 f_t 、速度 v_t 、速度倾角 θ_t , 其值分别为:

$$r_t = a(1 - e \cos E_t)$$

$$f_t = \arccos \left[\frac{P - r_t}{r_t e} \right]$$

$$v_t = \sqrt{\frac{\mu}{a} \frac{\sqrt{1 - e^2 \cos^2 E_t}}{1 - e \cos E_t}} \quad (10)$$

$$\theta_t = \arctan \left[\frac{e \sin E_t}{\sqrt{1 - e^2}} \right]$$

3) 计算惯性坐标系下预测状态^[1], 其值为:

$$\begin{aligned} \mathbf{X}_t &= \left[1 - (1 - \cos(E_t - E_0)) \frac{a}{R} \right] \mathbf{X}_0 + \\ &\left[T - \sqrt{\frac{a^3}{\mu}} (E_t - E_0 - \sin(E_t - E_0)) \right] \mathbf{V}_{X0} \end{aligned} \quad (11)$$

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

4) 计算地心固定坐标系下的位置分量, 其中 Z_t 保持不变, 其值分别为:

$$X_{Gt} = X_t \cos(\omega T) + Y_t \sin(\omega T)$$

$$Y_{Gt} = -X_t \sin(\omega T) + Y_t \cos(\omega T) \quad (12)$$

$$Z_{Gt} = Z_t$$

式中 ω 为地球自转角速度。

至此, 传统的弹道预测过程结束, 得到的弹道轨迹预测结果可直接作为其他模块的输入数据, 为后续的作战任务规划, 拦截打击提供决策依据^[5]。

1.2 误差产生及改进方法

由传统的弹道轨迹预测方法可知, 基于初始状态点的目标信息, 可以一步预测出 t 时刻的弹道轨迹信息, 可以肯定的是, 由于初始时刻参数计算误差的存在, 随着预测时间 t 的增大, 其预测误差也将变得越来越大^[6-10], 仿真结果见图3。

为了更有效地利用初始预测点之后的弹道目标信息, 本文提出了改进的基于分段思想的预测方法, 以提高弹道轨迹预测的精度。

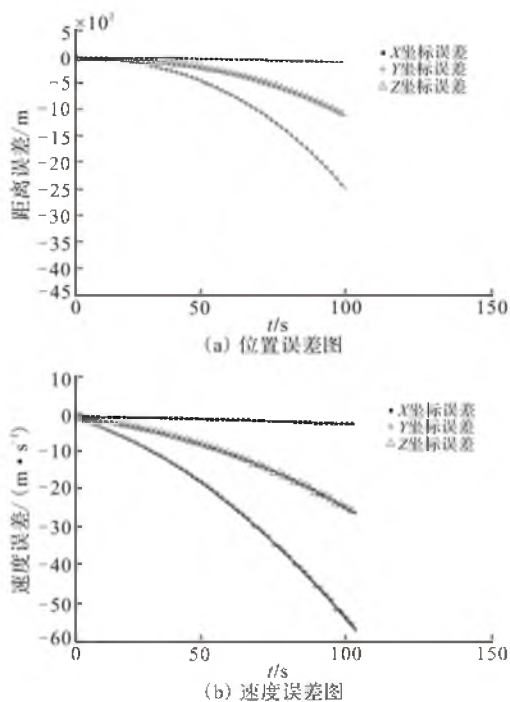


图3 传统弹道预测误差

Fig.3 Error of traditional trajectory prediction

2 基于分段思想的改进弹道轨迹预测方法

通过理论分析和仿真,可以发现速度的预测计算误差通常很小,且对预测时间段的长短不敏感,而位置的预测计算误差通常随着预测时间段长度的增加而增大。因此,根据以上分析和仿真结果,提出分段预测的方法。见图4。

分段预测思想就是在初始预测点之后对弹道轨迹进行一小段、一小段的连续预测。相比传统的一次长时间预测获取的单一弹道预测椭圆而言,分段思想预测中的每一小段预测轨迹都属于不同的弹道预测椭圆,随着预测时间的递增,相对一次长时间预测而言,其误差管道也变得越来越大,大大提高了预测的精度。

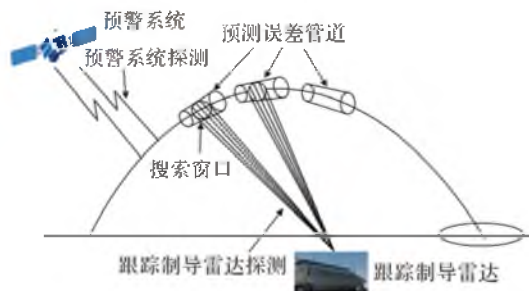


图4 基于分段预测思想的弹道轨迹预测示意图

Fig.4 Sketch of trajectory prediction based on subsection

基本预测流程见图5。

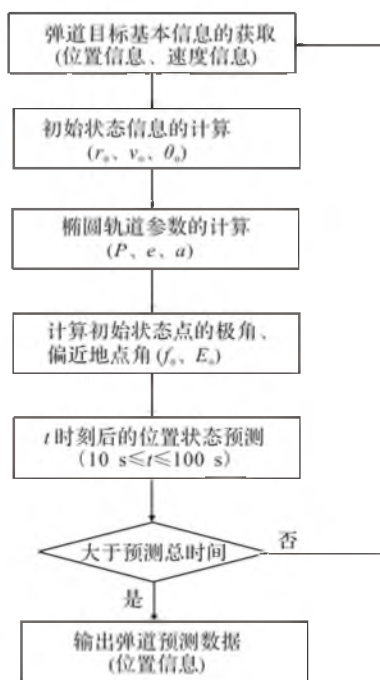


图5 基于分段预测思想的弹道预测流程

Fig.5 Flow chat of trajectory prediction based on subsection

3 仿真分析

仿真验证做出如下假设:

- 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点探测数据作为进行预测的基本数据;
- 2) 为便于计算,初始时刻作为 t_0 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 $t_2 - t_1 = 1$ s。

基于上述假设,采取上述预测方法及步骤,运用分段预测思想,每30 s分为一小段,弹道预测仿真结果见图6。

将图6与图3进行对比,在预测的位置误差中, x 坐标误差的大小变化不大, y 坐标误差明显减小,预测的最后一点处误差由2.7 km减小为2.2 km,误差比传统预测方法缩小19%。 z 坐标误差也有所减小,预测的最后一点处误差由1.2 km减少为0.9 km,误差比传统预测方法缩小25%。总体位置预测误差减小。在预测的速度误差中, x 方向预测的速度误差变化不明显, y 和 z 方向预测的速度误差明显减小。其中, y 方向最后一点预测的速度误差由原来的58 m/s减小到42 m/s, z 方向最后一点预测的速度误差由原来的26 m/s减小到19 m/s,总体速度预测误差也在减小。如果进一步选择合适的分段时间长度,预测

误差会进一步缩小。由于预测采取的分段思想,每一段的速度误差积累不同,所以预测的速度误差出现了不连续现象。由上所述,基于分段预测思想的弹道预测方法比传统的弹道预测方法有明显的改进,且效果较好。

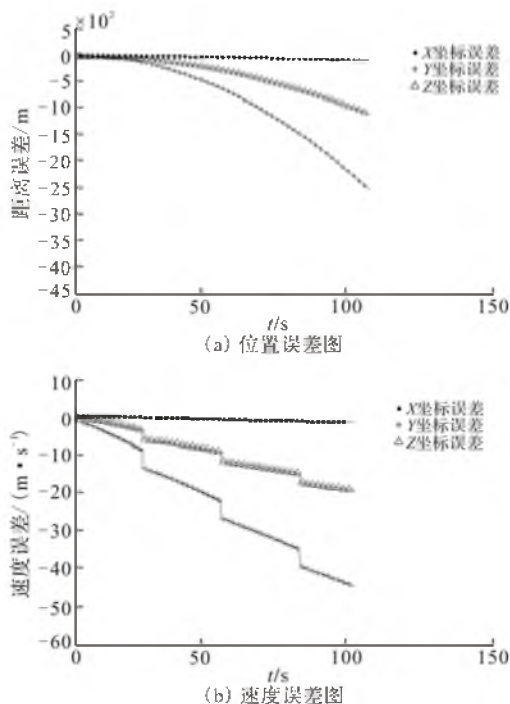


图6 基于分段思想的弹道预测误差

Fig.6 Error of improved trajectory prediction based on subsection

4 结语

针对传统弹道预测方法的不足,本文提出了基于分段思想的弹道轨迹预测改进方法,并对相关算法和流程进行了仿真验证及结果分析,验证了本文所提算法的合理性和有效性。

参考文献(References):

- [1] 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. Missile ballistics[M]. Changsha: National university of defense technology press, 1999. (in Chinese)
- [2] 杨少春,吴林锋,王刚,等.弹道导弹中段轨迹预测研究[J].空军工程大学学报:自然科学版,2012,13(4):31-35.
YANG Shaochun, WU Linfeng, WANG Gang, et al. The track forecasting of ballistic missile in the middle course[J]. Journal of air force engineering university; natural science edition, 2012, 13(4): 31-35. (in Chinese)
- [3] 冯德军.弹道中段目标雷达识别与评估研究[D].长沙:国防科

技大学,2006.

FENG Dejun. Research on radar recognition and evaluation of target in free phase of trajectory [D]. Changsha: National university of defense technology, 2006. (in Chinese)

- [4] 赵锋.弹道导弹防御跟踪制导雷达探测技术研究[M].长沙:国防科技大学出版社,2007.
ZHAO Feng. Study on detection techniques of tracking and guiding radars in ballistic missile defense[M]. Changsha: National university of defense technology press, 2007. (in Chinese)
- [5] 刘兴.防空防天信息系统及其一体化技术[M].北京:国防工业出版社,2009.
LIU Xing. Air and space defense information system and its integrated technology [M]. Beijing: National defense industry press, 2009. (in Chinese)
- [6] 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)
- [7] 赵锋,毕莉,肖顺平.弹道导弹防御预警系统弹道预测误差分析[J].弹道学报,2008,20(4):51-52.
ZHAO Feng, BI Li, XIAO Shunping. Analysis of trajectory prediction error in ballistic missile defense and early-warning system[J]. Journal of ballistics, 2008, 20(4): 51-52. (in Chinese)
- [8] 李森,刘红军,程仲.提高弹道导弹落点预报精度方法[J].电子科技,2012,25(9):10-20.
LI Sen, LIU Hongjun, CHENG Zhong. Improvement of TBMS impact-point prediction precision [J]. Electronic science and technology, 2012, 25(9): 10-20. (in Chinese)
- [9] 刘彦君,乔士东,黄金才,等.一种高精度弹道导弹落点预测方法[J].弹道学报,2012,23(3):50-53.
LIU Yanjun, QIAO Shidong, HUANG Jincai, et al. A method of impact point prediction of ballistic missile [J]. Journal of ballistics, 2012, 23(3): 50-53. (in Chinese)
- [10] 刘仁,王爱华,郭桂治.基于关机点状态的战术弹道导弹落点估计[J].空军工程大学学报:自然科学版,2010,11(1):27-29.
LIU Ren, WANG Aihua, GUO Guizhi. Impact point estimation of tactical ballistic missile based on the state of burnout point [J]. Journal of air force engineering university; natural science edition, 2010, 11(1): 27-29. (in Chinese)

(编辑:田新华)