文章编号:1671-4598(2012)02-0404-03

中图分类号: V557. 4

文献标识码:A

基于数值积分法的弹道导弹落点实时预测

高 策,张淑梅,赵立荣,盛 磊

(中国科学院 长春光学精密机械与物理研究所, 吉林 长春 130022)

摘要:为了及时准确预测洲际导弹再入段落点,直观、清晰地为靶场指控中心呈现落点偏差;以数值积分法为基础,通过使用光电经纬仪交会测量数据修正预测结果来排除扰动引力对预测结果的影响,实现对弹体落点的精确预测,并结合 Direct3D 图形编程技术设计落点预测模拟显示系统;实验结果表明:该方法预测误差≤50 m,模拟目标运动过程逼真、平稳,落点显示直观,可作为操作人员的预判依据,满足了靶场测量过程中实时预测和显示弹体落点的要求。

关键词:洲际导弹;再入段;落点;光电经纬仪

A Real—time Forecast Method for Impact Point of Ballistic Missile Based on Numerical Methods of Integration

Gao Ce, Zhang Shumei, Zhao Lirong, Sheng Lei (Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Sciences, Changchun 130022, China)

Abstract: In order to forecast the impact point of intercontinental ballistic missile exactly in time and show the deviation visually to the center of shooting range, this article based on numerical methods of integration introduces the forecast method for the impact point of ballistic missile. Eliminate the effects of disturbing gravity on Reentry trajectory of ballistic missile by the measurement data from the photoelectrical theodolite. Design a simulation—system for forecasting the impact point associated with the technology of Direct3D. Experimental results indicate that this method has a high precision and the system can simulate the process of the moving target realistically and show the impact point directly. It can be used as criterion by operating personnel, meet the challenge of forecasting and displaying the impact point of ballistic missile.

Key words: intercontinental ballistic missile; reentry segment; impact point; photoelectrical theodolite

0 引言

洲际导弹的运动过程可分为主动段、被动段和再入段三部分^[1]。当前主流的洲际导弹再入段从距地面 100 公里开始计算,飞行时间约 2 分钟,撞击地面时的速度可高达 4 公里/秒,命中精度一般在 90 至 600 米之间。靶场测量过程中,在测量实际落点位置之前,往往需要根据当前的数据对弹体的落点进行预测,及时准确的落点预测与仿真模拟显示可以帮助指控中心较早地获知任务完成情况,为操作人员提供更直观的判断依据。导弹上升段瞬时落点计算一般采用解析算法,只考虑地旋和扁率的影响,对弹体主动段各级落点及再入落点计算则应采用数值积分法^[2]。

本文采用数值积分法对弹体再入段的落点进行实时预测,结合光学设备的测量数据消除扰动引力对预测结果的影响,设计一套落点预测模拟显示系统,准确、生动、直观地呈现出导弹的落地情况。

1 落点计算原理

计算落点,首先要在坐标系中构建飞行器的目标运动方程,方程的建立可依据目标受力情况以及对计算精度、时间等的要求来建立不同的受力模型。而后选用适当的数值积分方法对该方程进行积分计算,直到目标落地为止。

公式(1)为地心惯性系下建立的目标运动方程:

$$\begin{aligned}
\dot{x} &= v_x \\
\dot{y} &= v_y \\
\dot{z} &= v_z \\
\ddot{x} &= -\frac{K_t c_x}{\rho_0 v^* v_x^*} - g_r \frac{x}{r} \\
\ddot{y} &= -\frac{K_t c_x \rho}{\rho_0 v^* v_y^*} - g_r \frac{y}{r} \\
\ddot{z} &= -\frac{K_t c_x \rho}{\rho_0 v^* v_y^*} - g_r \frac{z}{r} - g_w
\end{aligned} \tag{1}$$

其中, $K_{\iota} = rac{
ho_0 \, S_{
m max}}{2 \, m}$,m 为目标质量, $S_{
m max}$ 为目标最大横截面

积, ρ_0 为地面大气密度,一般为 1. 29 kg/m³;

$$\begin{array}{l} {v_x}^* = {v_x} + \omega y; \\ {v_y}^* = {v_y} + \omega z, \ {v_z}^* = {v_z}; \\ {v}^* = ({v_x}^* + {v_y}^* + {v_z}^* + {v_z}^*)^{1/2}; \, c_x = f(H,M); \end{array}$$

 $M=rac{v^{\,*}}{lpha_H}$,为马赫数, $lpha_H$ 为音速, ω 为常量,为导弹固有

收稿日期:2011-08-11; 修回日期:2011-09-29。

基金 项 目: 国 家 " 863" 高 技 术 研 究 发 展 计 划 资 助 项 目 (2006AA703104)。

作者简介:高 策(1981-),男,工学硕士,助理研究员,主要从事计算机应用以及光电测控技术研究。

参数。

公式 (2) 用于求解式 (1) 中的 g_r , g_{ω} 。

$$\begin{cases} g_r = \frac{f_M}{r^2} - \frac{\mu}{r^4} (5\sin\varphi - 1) \\ g_\omega = \frac{2\mu}{r^4} \sin\varphi \\ \varphi = \arcsin(\frac{2}{r}) \qquad (-\frac{\pi}{2} \leqslant \varphi \leqslant \frac{\pi}{2}) \end{cases}$$
 (2)

 f_M , μ 为常量。

$$\begin{cases} H = r - R \\ r = (x^2 + y^2 + z^2)^{1/2} \\ R = \frac{\alpha \sqrt{1 - e^2}}{(1 - e^2 \cos^4 \varphi)^{1/2}} \end{cases}$$
(3)

 α , e^2 为常量。公式(3)为落点时刻判断依据 ,当 H=0 认为弹体落地,用此时的 x_0 , y_0 , z_0 就可以计算出落点的经纬度 ϕ_0 , λ_0 。

$$\begin{cases} \phi_0 = \arctan(\frac{\operatorname{tg}\varphi_0}{1 - e^2}) \\ \lambda_0 = \arctan(\frac{y_0}{r_0}) - \omega(t_0 - t) \end{cases}$$
 (4)

其中, $arphi_0=rcsin(rac{z_0}{r_0})$,t 为洲际导弹发射时刻, t_0 为落地时刻。

2 消除扰动影响

在影响再入段导弹落点预测的诸多因素中,扰动引力十分重要。因为再入段导弹自身动力关机,推力、气动力、控制力完全消失,导弹除了受地球引力外不再受任何惯性力推动,所以几乎只有扰动引力会对落点位置造成影响^[3]。

对扰动引力造成的落点偏差进行理论分析的方法有很多,但都比较复杂而且精度不高,这里充分利用靶场光电经纬仪的交会数据对预测的落点进行实时修正,应用这种方法可以消除扰动引力的影响,提高落点的预测精度。图 1 为用于落点修正的两台光电经纬仪布站示意图,经纬仪的交会测量数据实时传送到数据处理方舱为落点预测模拟显示系统提供数据源。

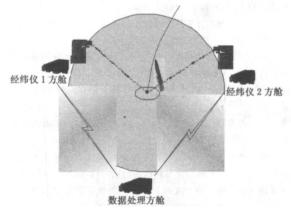


图 1 光电经纬仪交会测量示意图

弹道交会采用前方交会法[1],先假设图 1 中经纬仪 1、经纬仪 2 分别位于 O_1 、 O_2 , O_1 为坐标原点,两台经纬仪间距离

 O_1O_2 长度为 L。导弹瞬时位置为 M,在水平面投影为 M', A_1 、 A_2 、 E_1 、 E_2 分别为两台经纬仪测量目标的方位角和俯仰角,由这四个角量和基线 L,利用空间三角形关系,确定 M 点的瞬时位置 (x,y,z) ,如图 2 所示。

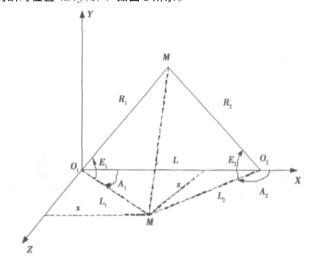


图 2 前方交会法示意图

由 $\Delta O_1 M' O_2$,利用斜三角形正弦定理得:

$$\begin{cases} \frac{L_1}{\sin(180^\circ - A_2)} = \frac{L_2}{\sin A_1} = \frac{L}{\sin \angle O_1 M' O_2} \\ L_1 = \frac{L \sin A_2}{\sin(A_2 - A_1)} \\ L_2 = \frac{L \sin A_1}{\sin(A_2 - A_1)} \end{cases}$$
 (5)

M 点在 O_1XYZ 坐标系中的位置:

$$\begin{cases} x = L_1 \cos A_1 \\ y = L_1 \operatorname{tg} E_1 = L_2 \operatorname{tg} E_2 \\ z = L_1 \sin A_1 = L_2 \sin A_2 \end{cases}$$
 (6)

把 (5) 中 L_1 、 L_2 代入 (6) 中得:

$$\begin{cases} x = \frac{L\sin A_2 \cos A_1}{\sin(A_2 - A_1)} \\ y = \frac{L\sin A_1}{\sin(A_2 - A_1)} \operatorname{tg} E_2 \\ z = \frac{L\sin A_2 \sin A_1}{\sin(A_2 - A_1)} \end{cases}$$
(7)

式中,x,y,z 为目标在直角坐标系下的坐标,在落点预测过程中将 x,y,z 带入公式 (1) 进行修正,就可以消除扰动引力的影响。

3 落点预测模拟显示

以落点预测原理为基础,设计落点预测模拟显示系统,以COM 组件的形式封装软件系统主要算法,包括落点计算、数据交会以及坐标计算等;以Direc3D编程接口实现三维场景绘制功能。以窗口ATL控件形式封装,接收输入经纬仪测量信息并在控件窗口实时绘制三维场景,轨迹线。能够通过处理鼠标点击,键盘操作事件响应用户操作。图3为落点预测模拟显示系统的软件流程图。

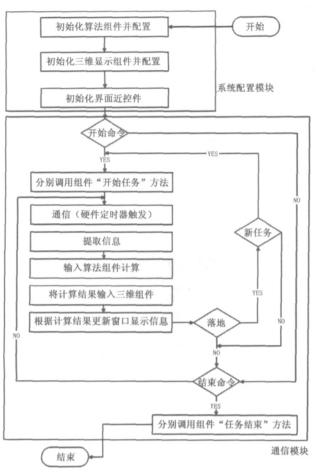


图 3 落点预测模拟显示软件流程图

软件根据两台光电经纬仪的测量数据交会出弹体再入段的运动轨迹,并将轨迹模拟显示在软件的窗口界面,如图 4 所示,为指控人员提供弹体运行的直观图像。

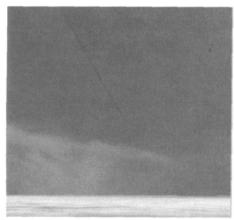


图 4 模拟导弹再入段飞行状态

根据光电经纬仪交会数据消除扰动引力影响,对预测的落点位置进行实时修正,最终形成落点预测结果,并显示在软件界面上,如图 5 所示。0 点为导弹理论落点位置,第 1 点为导

弹发射时落点预测模拟显示系统预测的落点位置,第 2 点为进入再入段后根据测量数据重新预测的落点位置,第三点为再入段运行 40 s 后根据经纬仪交会数据修正后落点位置,也就是最终预测落点。

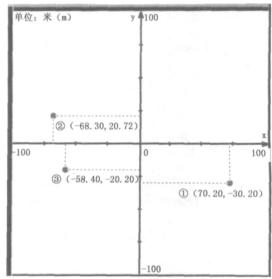


图 5 导弹落点位置预测结果

通过实验验证,落点预测模拟显示系统对最终落点位置的 预测及时准确,预测误差《50 m,能够为操作人员提供直观 可靠的判断依据。

4 结论

本文给出了数值积分法计算导弹再入段落点的方法,并通过光电经纬仪的交会数据成功消除了扰动引力对落点预测的影响,在此基础上设计了落点预测模拟显示系统,将理论公式、光学测量技术、软件编程技术有机地结合起来,更加直观、准确地显示了导弹再入段的运行过程和落点位置,在应用中取得了良好的效果。

参考文献:

- [1] 朱 力, 王盛利, 等. 弹道洲际导弹的雷达探测仿真研究 [J]. 火 控雷达技术, 1999, 6 (28): 1-6.
- [2] 贾永年,等. 测控计算机与监控显示系统 [M]. 北京: 国防工业出版社,2000.
- [3] 李晓燕,王兴涛,李迎春. 扰动引力对洲际弹道导弹被动段的影响分析[J]. 测绘科学技术学报,2010,4 (27):109-115.
- [4] 赵学研,李迎春. 靶场光学测量 [M] 北京: 装备指挥技术学院,2001.
- [5] 高 策, 乔彦峰. 车载光电经纬仪不落地测量的实时误差修正方法 [J]. 计算机测量与控制, 2010, 18 (12), 2738—2740.
- [6] 刘 溪,陈凌峰,等.基于数字图像处理技术的球压测试压痕自动测量[J].计算机测量与控制,2010,18(6),1262-1265.
- [7] 冯爱国,吴 炜,等. 航海仪器与 AIS 数字信息解析及场景再现研究 [J]. 计算机测量与控制,2010,18 (12),2839-2841.