

地球扁率影响下弹道导弹命中精度的补偿方法

王定文, 高普云

(国防科技大学 航天与材料工程学院, 长沙 420073)

摘要 分析了由于地球扁率 J_2 项带来的一阶扰动对弹道导弹自由段弹道的影响。计算表明, 此影响产生的扰动引力导致的落点偏差不可忽略。偏差的大小与关机点参数有密切联系。提出了修正此偏差的一种迭代方法。在 MATLAB 上的数值模拟显示了该方法的优越性和有效性。

关键词 弹道导弹; J_2 项; 扰动引力; 落点偏差; 迭代法

中图分类号 V412.1

文献标识码 A

0 引言

弹道导弹在自由段可以认为只受地球引力作用。在经典弹道理论中, 通常假设导弹只受作为均质圆球的地心引力。然而随着对弹道导弹的命中精度的要求不断提高^[1], 由上面假设得到的运动微分方程已不能精确地描述导弹的真实运动规律。这就要求对导弹飞行过程中受到的各种力作更为精细的分析, 给出更精确的运动微分方程^[2]。

地球扁率是影响弹道导弹运动规律的重要因素, 地球扁率对弹道导弹的弹道有两方面的影响, 一个是动力学上的, 另一个是几何学上的^[3]。本文只考虑前者, 文献[3]对几何学上的影响有详尽分析。地球扁率导致的扰动引力对弹道导弹各飞行阶段均有影响^[4-6]。本文分析了弹道导弹在扰动引力作用下产生的弹道落点偏差特性, 并说明了此偏差与关机点参数的关系。在 MATLAB 上的数值模拟表明对于远程弹道导弹, 落点偏差可达几十公里, 而对于近程弹道导弹, 落点偏差也有几百米的量级。这显示了对弹道偏差进行补偿修正的必要性, 而对于精确打击的战术弹道导弹尤为重要。

本文提出了一种偏差补偿的迭代方法。此方法是根据导弹落点偏差的大小不断修正关机点速度, 使得最终的落点偏差满足打击精度要求。此方法运算速度快, 且效果明显。在 MATLAB 上的具体算例说明了此方法的有效性。

1 考虑地球扁率情况下的弹道导弹运动微分方程

本文主要考虑地球扁率对弹道导弹自由飞行段的影响。假设地球是非旋转的, 且地球的几何形状仍为球形, 同时认为自由段终点是地球表面, 即把再入段视为自由段的一部分。采取含地球扁率 J_2 项的引力势:

$$U = \frac{\mu}{r} \left[1 + \frac{J_2}{2} \left(\frac{a_e}{r} \right)^2 (1 - 3 \sin^2 \varphi) \right] \quad (1)$$

式中 r 和 φ 分别为导弹在地固坐标系中的地心距与地心纬度, a_e 为地球赤道平均半径, $J_2 = 1.08263 \times 10^{-3}$ 。定义如下坐标系 $O_E - XYZ$ 。 K 为关机点, $O_E Y$ 轴与 \bar{r}_k 重合, 指向一致; $O_E X$ 轴在 \bar{r}_k , \bar{V}_k 所决定的平面内, 垂直 $O_E Y$ 轴, 指向飞行方向为正; $O_E Z$ 轴由右手法则确定^[7]。如图 1 所示。

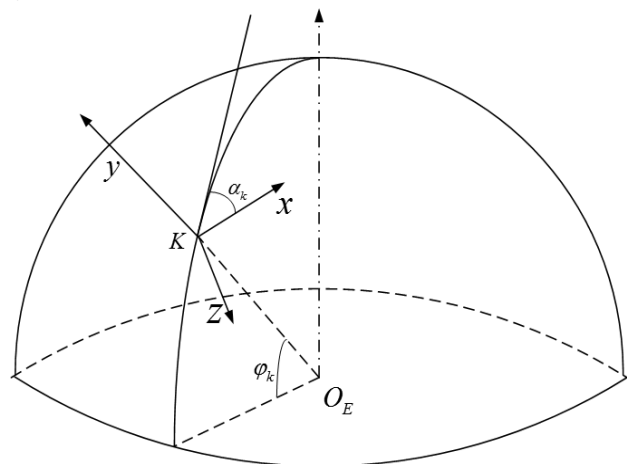


图 1 坐标系 $O_E - XYZ$

Fig. 1 Co-ordinate $O_E - XYZ$

弹道导弹在此坐标系下的运动微分方程为:

$$\begin{aligned} g_x &= (g_r - g_\varphi \tan \varphi) \frac{x}{r} + g_\varphi \sec \varphi \cos \varphi_k \cos \alpha_k \\ g_y &= (g_r - g_\varphi \tan \varphi) \frac{y}{r} + g_\varphi \sec \varphi \sin \varphi_k \end{aligned} \quad (2)$$

$$g_z = (g_r - g_\varphi \tan \varphi) \frac{z}{r} - g_\varphi \sec \varphi \cos \varphi_k \sin \alpha_k$$

$$\text{其中 } g_r = \frac{\partial U}{\partial r} = -\frac{\mu}{r^2} \left[1 + J \left(\frac{a_e}{r} \right)^2 (1 - 3 \sin^2 \varphi) \right],$$

$$g_\varphi = \frac{1}{r} \frac{\partial U}{\partial \varphi} = -\frac{\mu}{r^2} J \left(\frac{a_e}{r} \right)^2 \sin 2\varphi.$$

需要注意的是在(2)中, 导弹的地心纬度需要在地球坐标系下求出, 故需要做如下的坐标变换:

$$\begin{bmatrix} x' \\ y' \\ z' \end{bmatrix} = \mathbf{R}_3(-(\theta_k - \varphi_k)) \mathbf{R}_2(\alpha_k) \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} \quad (3)$$

$\mathbf{R}_2(\theta)$, $\mathbf{R}_3(\theta)$ 为坐标转换矩阵, 其形式为:

$$\mathbf{R}_2(\theta) = \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & -\sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \theta & 0 & \cos \theta \end{bmatrix} \quad (4)$$

$$\mathbf{R}_3(\theta) = \begin{bmatrix} \cos \theta & \sin \theta & 0 \\ -\sin \theta & \cos \theta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

此时可用 x' , y' , z' 表示出 φ 的各种三角函数。

2 考虑地球扁率情况下的弹道导弹落点偏差分析

在相同的关机点参数条件下, 由经典理论中的导弹运动微分方程得到的弹道称为标准弹道, 而由上节给出的导弹运动微分方程得到的弹道称为实际弹道。显然两弹道落点不重合, 存在落点偏差。将落点偏差分为射程偏差与侧向偏差 (即偏离标准弹道平面的误差), 记做 $\Delta\beta_c$ 和 $\Delta\zeta_c$ 。

文献[8]在状态空间摄动法的基础上, 提出了求解终端为高度约束的弹道导弹自由段轨迹的方法, 导出了考虑 J_2 项摄动的运动参数等高偏差解析解。本文直接利用数值方法求解方程(2), 给出终端条件为地球表面的落点偏差。

给定打击目标及关机点参数, 即给出 r_k, α_k, φ_k 及 β (射程), 根据经典弹道理论可以设计一条最小能量弹道, 该弹道即标准弹道。此时可以确定出关机点速度: \mathbf{V}_k 及 Θ_k (弹道倾角) [7]。

利用上面给出的关机点位置与速度参数解修正后的方程(2), 可得实际弹道。实际弹道产生的落点偏差可表示为 $\Delta L = \Delta\beta_c \cdot R$ (射程偏差) 及 $\Delta H = \Delta\zeta_c \cdot R$ (侧向偏差)。R 为地球平均半径, $R=6371.11$ 公里。

下面应用 MATLAB 给出实例说明落点偏差的具体特性。本文中速度单位均为米/秒。

例 1 关机点的地心距为 $r_k = 6500$ 公里, 纬度为 $\varphi_k = \pi/6$, 方位角 $\alpha_k = \pi/3$, 预打击目标点的射程角为 $\beta_c = 0.3139$ 即射程为 $L = 2000$ 公里。由经典弹道理论, 采用最小能量弹道, 可得关机点的速度应为 $\bar{\mathbf{V}}_k = (3077.3814, 2464.8598, 0)^T$, 导弹飞行时间为 713.311 秒。利用此速度解方程(2)可以

得到落点偏差为: 射程偏差 $\Delta L = -0.6751$ 公里, 侧向偏差 $\Delta H = 1.9635$ 公里, 导弹飞行时间为 713.426 秒。如图 2 所示。

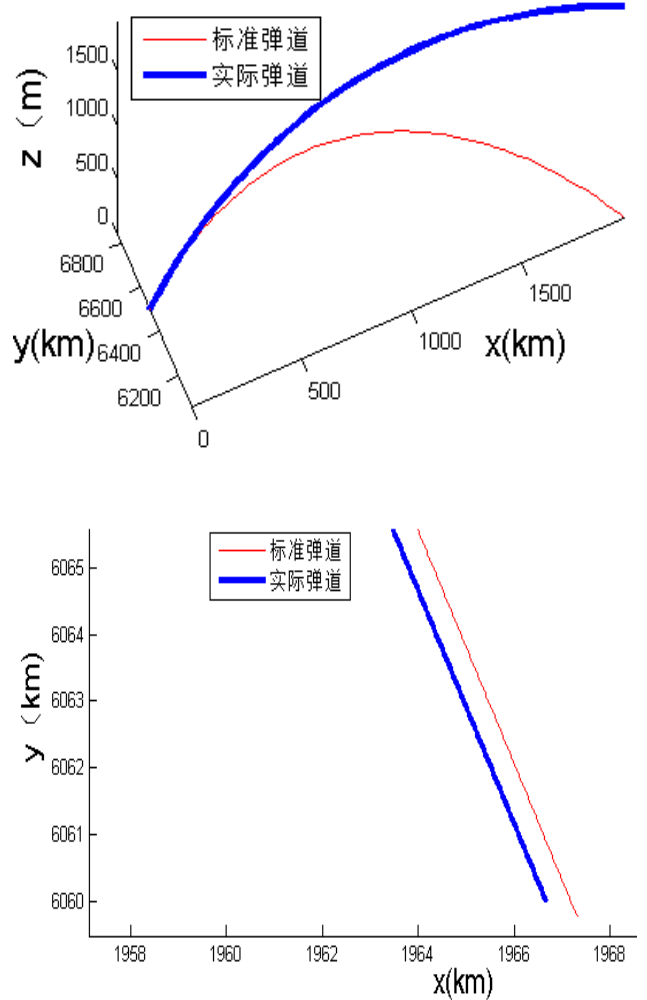


图 2 落点偏差示意图

Fig. 2 The deviation of impact points diagram

偏差的大小与导弹射程及关机点位置参数有密切关系, 可通过表 1 来说明这个问题。

表 1 中导弹关机点的地心距为 6500 公里, 并给出了导弹关机点在不同方位角及射程时落点偏差的值。限于篇幅, 只选取了两个不同纬度的关机点 ($\varphi_k = \pi/6$ 及 $\varphi_k = \pi/3$)。

表 1 $r_k = 6500\text{km}$, $\varphi_k = \pi/6$ 及 $\varphi_k = \pi/3$ 时落点偏差
Table 1 The deviations of impact points when $r_k = 6500, \varphi_k = \pi/6$ and $\alpha_k = \pi/3$.

方位角 α_k	射程 L_c (km)	射程偏差 ΔL_c (m)		侧向偏差 ΔH_c (m)	
		$\varphi_k = \pi/6$	$\varphi_k = \pi/3$	$\varphi_k = \pi/6$	$\varphi_k = \pi/3$
$\frac{\pi}{6}$	2000	-1295.414622	25353.911292	1237.876315	2267.888656
	4000	306.486890	98443.375857	2879.001074	5452.573382
	6000	9835.052163	183158.018675	5026.670148	8242.689684
	8000	31623.045181	261329.239548	7541.807061	10003.645484
	10000	62245.907520	343921.534737	9908.731692	10906.750520
	12000	101358.706270	440786.574951	11771.183466	11062.223984
$\frac{\pi}{4}$	2000	-1021.714073	22036.858735	1680.203367	2989.792418
	4000	-210.308590	63587.272143	3702.401346	6321.891555
	6000	3756.131751	107961.700548	5995.444516	9024.137445
	8000	11149.533254	151224.995872	8327.190861	10802.582978
	10000	21163.138359	197640.491431	10356.695163	11748.558478
	12000	33847.812653	252528.149762	11992.605914	11928.869247
$\frac{\pi}{3}$	2000	-673.858887	19474.871377	1953.637968	3405.306496
	4000	-308.133872	47196.226733	4062.137285	6642.519904
	6000	1207.762865	75019.547632	6184.538993	9111.948043
	8000	3590.475813	102748.726027	8130.907909	10725.220265
	10000	6435.939529	132822.655948	9730.552738	11553.289518
	12000	9505.308585	168593.118948	10859.218341	11635.714140
$\frac{\pi}{2}$	2000	92.467980	16452.703626	1998.186989	3444.057508
	4000	224.268945	32904.538649	3687.433478	6076.938232
	6000	176.225061	48216.949056	5013.066303	7881.284007
	8000	-266.157569	63659.595122	5929.435155	8951.405945
	10000	-1372.835550	80650.360116	6398.721559	9350.692992
	12000	-3584.896848	101180.412531	6378.969413	9089.641742
$\frac{2\pi}{3}$	2000	740.231626	15167.319816	1535.211411	2692.916830
	4000	833.529590	27666.314894	2512.225932	4470.551344
	6000	300.390535	38876.140139	2992.916564	5564.673544
	8000	-897.582245	50208.576764	2997.514938	6095.627467
	10000	-2799.708265	62807.018216	2514.835455	6168.277956
	12000	-5373.893606	78493.642041	1506.244219	5590.699599

由上表可以得出,随着射程的增加,落点偏差总体呈增大趋势。不同方位角产生的落点偏差各不相同。

偏差的大小与关机点的纬度也有关系,对比表 1 中不同关机点纬度时的偏差,总体上纬度越高落点偏差越大。

对于远程弹道导弹,弹道偏差可达几十到几百公里(参看表 1 中射程在 8000km 至 12000km 的情况)。即使对于近程弹道导弹(如射程在 100 至 500 公里),经计算可得,地球扁率造成的偏差也有几百米。这显示了修正补偿的必要性。

3 弹道偏差的补偿方法

远程导弹的任务在于能够准确的命中地面固定目标,故只要求落点坐标能经过目标,对终端时间和落点速度均无严格要求。故可采用修正关

机点速度的方法修正弹道,使导弹能命中目标。

本文回顾了文献[9]中提到的直接修正法。其思路是:根据标准弹道的误差系数公式,将落点偏差转换为关机点速度改变量,利用此速度改变量修正原关机点速度以达到减小落点偏差,提高打击精度的目的。

但上述方法无法保证补偿效果,故本文提出一种新的基于迭代法的精度补偿方法,该方法可以大幅提高补偿效果。应用 MATLAB 给出的算例说明了其优越性和有效性。

3.1 直接修正法简介

文献[9]中给出了一种修正方法,如下:

将实际弹道与标准弹道的偏差看作摄动量,利用标准弹道的误差系数公式:

$$\begin{aligned}\frac{\partial \beta_c}{\partial V_k^0} &= \frac{4}{V_k^0} \frac{(1 + \tan^2 \Theta_k^0) \sin^2 \frac{\beta_c}{2}}{V_k^0 \tan \Theta_k^0} \\ \frac{\partial \zeta_c}{\partial \dot{z}_k^0} &= \frac{\sin \beta_c}{V_k^0 \cos \Theta_k^0}\end{aligned}\quad (5)$$

V_k^0 称为能量参数, 其定义为 $V_k^0 = \frac{(V_k^0)^2}{\mu/r_k}$, k 是关机点, c 是落点。则:

$$\begin{aligned}\delta V_k^0 &= \frac{V_k^0 V_k^0 \tan \Theta_k^0}{4(1 + \tan^2 \Theta_k^0) \sin \frac{\beta_c}{2}} \delta \beta_c \\ \delta \dot{z}_k^0 &= \frac{V_k^0 \cos \Theta_k^0}{\sin \beta_c} \delta \zeta_c\end{aligned}\quad (6)$$

令修正速度为 ΔV_k^0 , 则:

$$\Delta \bar{V}_k^0 = (\delta V_k^0 \cos \Theta_k^0, \delta V_k^0 \sin \Theta_k^0, \delta \dot{z}_k^0)^T \quad (7)$$

故修正后的关机点速度为:

$$\bar{V}_k = \bar{V}_k^0 - \Delta \bar{V}_k^0 \quad (8)$$

3.2 精度补偿的迭代法

上一小节回顾了利用修正关机点速度来补偿落点偏差的方法。但是其补偿效果无法保证。由表 2 第三列的计算可知, 在一些情况下经过上述方法的修正, 落点偏差仍显较大。

本文将提出一种精度补偿的迭代方法, 该方法描述如下。

(7)式给出了修正速度的量级, $\Delta \bar{V}_k^0$ 给出了修正速度的一阶近似。若令修正后的关机点速度 $\bar{V}_k^1 = \bar{V}_k^0 - 2\Delta \bar{V}_k^0$, 则修正后的落点偏差与未修正的落点偏差相比, 数值符号相反, 即认为修正过度。此时 $\Delta L, \Delta H$ 均改变符号。

落点偏差是关机点速度的连续函数, $\Delta L = f(\bar{V}_k), \Delta H = g(\bar{V}_k)$ 。假设射程偏差和侧向偏差相互独立, 则有 $\Delta L = f(V_k), \Delta H = g(\dot{z}_k)$ 。(V_k 是导弹在射击平面 $XO_E Y$ 上的速度投影, \dot{z}_k 是导弹垂直于射击平面方向即 $O_E Z$ 方向上的速度投影, 以下速度均如此表示)。

由上面的分析可知, 在 $\bar{V}_k = \bar{V}_k^0, \bar{V}_k = \bar{V}_k^1$ 两种关机点速度下, 产生的落点偏差符号相反, 故可知在 V_k^0 与 V_k^1 之间, \dot{z}_k^0 与 \dot{z}_k^1 之间存在 V_k, \dot{z}_k 使得落点偏差为零。可以采用迭代法确定上述的 V_k, \dot{z}_k 。

令 $V_0^a = V_k^0, V_0^b = V_k^1, \dot{z}_0^a = \dot{z}_k^0, \dot{z}_0^b = \dot{z}_k^1$ 。以 $\bar{V}_0^a = (V_0^a \cos \Theta_k^0, V_0^a \sin \Theta_k^0, \dot{z}_0^a)^T$ 为关机点速度, 以此解方程 (2) 可得落点偏差 $\Delta L_0^a, \Delta H_0^a$ 。以

$\bar{V}_0^b = (V_0^b \cos \Theta_k^0, V_0^b \sin \Theta_k^0, \dot{z}_0^b)^T$ 为关机点速度解方程 (2) 得落点偏差为 $\Delta L_0^b, \Delta H_0^b$ 。由前面的分析知 ΔL_0^a 与 $\Delta L_0^b, \Delta H_0^a$ 与 ΔH_0^b 均反向, 此时令 $V_0 = \frac{V_0^a + V_0^b}{2}, \dot{z}_0 = \frac{\dot{z}_0^a + \dot{z}_0^b}{2}$ 。

第一步, 以 $\bar{V}_0 = (V_0 \cos \Theta_k^0, V_0 \sin \Theta_k^0, \dot{z}_0)^T$ 为关机点速度, 解方程 (2) 可得落点偏差 $\Delta L_0, \Delta H_0$ 。若 ΔL_0 与 ΔL_0^a 符号相同, 则令 $V_1^a = V_0, V_1^b = V_0^b$, 否则令 $V_1^a = V_0^a, V_1^b = V_0$; 同理, 若 ΔH_0 与 ΔH_0^a 符号相同, 则令 $\dot{z}_1^a = \dot{z}_0, \dot{z}_1^b = \dot{z}_0^b$ 否则令 $\dot{z}_1^a = \dot{z}_0^a, \dot{z}_1^b = \dot{z}_0$ 。此时 $V_1 = \frac{V_1^a + V_1^b}{2}, \dot{z}_1 = \frac{\dot{z}_1^a + \dot{z}_1^b}{2}$,

$$\bar{V}_1 = (V_1 \cos \Theta_k^0, V_1 \sin \Theta_k^0, \dot{z}_1)^T。$$

第 s 步, 以 $\bar{V}_{s-1} = (V_{s-1} \cos \Theta_k^0, V_{s-1} \sin \Theta_k^0, \dot{z}_{s-1})^T$ 为关机点速度, 解方程 (2) 得落点偏差 $\Delta L_{s-1}, \Delta H_{s-1}$ 。若 ΔL_{s-1} 与 ΔL_0^a 符号相同, 则令 $V_s^a = V_{s-1}, V_s^b = V_{s-1}^b$, 否则令 $V_s^a = V_{s-1}^a, V_s^b = V_{s-1}$; 同理, 若 ΔH_{s-1} 与 ΔH_0^a 符号相同, 则令 $\dot{z}_s^a = \dot{z}_{s-1}, \dot{z}_s^b = \dot{z}_{s-1}^b$, 否则令 $\dot{z}_s^a = \dot{z}_{s-1}^a, \dot{z}_s^b = \dot{z}_{s-1}$ 。此时 $V_s = \frac{V_s^a + V_s^b}{2}, \dot{z}_s = \frac{\dot{z}_s^a + \dot{z}_s^b}{2}, \bar{V}_s = (V_s \cos \Theta_k^0, V_s \sin \Theta_k^0, \dot{z}_s)^T$ 。

不断进行如上迭代, 直至 $\sqrt{\Delta L^2 + \Delta H^2}$ 满足要求时停止迭代。此时的 \bar{V}_s 即所要求的速度, 则最终的修正速度 $\Delta \bar{V} = \bar{V}_s - \bar{V}_k^0$ 。

可以看出文献 [9] 给出的修正速度 \bar{V}_k 实际是上述迭代法中的 \bar{V}_0 。经过迭代后补偿效果可以有较大提高。

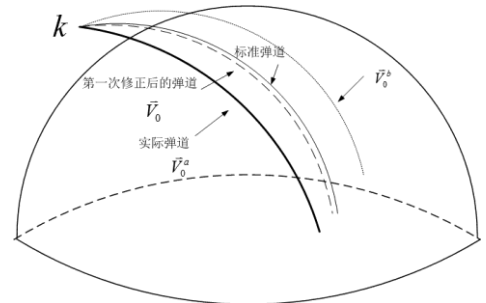


图 3 迭代修正示意图

Fig. 3 The diagram of iterative method

3.3 算例

下面通过算例来说明这种迭代的有效性。

例 2 仍取例 1 中的参数, 如利用直接修正法, 可以使得偏差变为 $\Delta L_c = 1838.394\text{m}$, $\Delta H_c = -1.614814\text{m}$ 。导弹飞行时间变为 713.000

秒。而通过上面所介绍的迭代方法可使得偏差减小到为 $\Delta L_c = -1.121365\text{m}$, $\Delta H_c = 0.360903\text{m}$, 得修正速度: $\Delta \vec{V}_k = (-0.478030, -0.382881, 3.056072)^T$ 。导弹最终的飞行时间为 713.577 秒。可以看出迭代法可以大幅提高精度。

再看另一例子:

例 3 导弹关机点的地心距为 $r_k = 6500$ 公里, 纬度为 $\varphi_k = \pi/6$, 方位角 $\alpha_k = \pi/4$, 射程达到 10000 公里。此时运用经典弹道方程并取最小能量弹道, 可以确定出关机点速度为: $\vec{V}_k^0 = (6549.7813464, 2676.935441, 0)^T$ 。由表 1 知如不修正, 则实际弹道的落点偏差为 $\Delta L_c = 21163.138\text{m}$, $\Delta H_c = 9\text{m}$, 导弹飞行时间为 1966.299 秒。如利用直接修正法, 可使落点偏差变为 $\Delta L_c = 1152.181$, $\Delta H_c = -26.251738\text{m}$ 。此时导弹飞行时间变为 1962.158 秒。而用迭代法修正可以使得落点偏差变为 $\Delta L_c = -1.903691\text{m}$, $\Delta H_c = -2.393571$ 。导弹飞行时间变为 1961.919 秒。并得最终修正速度 $\Delta \vec{V}_k = (3.291973, 1.345449, 10.662173)^T$ 。修正后的关机点速度为 $\vec{V}_k = \vec{V}_k^0 - \Delta \vec{V}_k$ 。

迭代修正的效果可通过下表说明。偏差的大小用 $\sqrt{\Delta L^2 + \Delta H^2}$ 来表示。

表 2 关机点 $r_k = 6500\text{km}$, $\varphi_k = \pi/6$, $\alpha_k = \pi/3$ 时两种补偿方法的效果

Table 2 The effectiveness of the two compensation method when $r_k = 6500\text{km}$, $\varphi_k = \pi/6$, $\alpha_k = \pi/3$

射程(公里)	未修正时偏差 (米)	直接修正法 偏差(米)	迭代修正法 偏差(米)
2000	2066.588278	1838.395455	8.077027
4000	4073.807287	2698.957657	8.280858
6000	6301.366018	4071.310958	90.129152
8000	8888.373304	5206.237050	230.292133
10000	11666.403653	385.078895	4.141189
12000	14431.684388	4127.228476	575.378748

因为方程(2)是非线性的且各方向互相耦合, 射程偏差与侧向偏差并非互相独立的, 迭代最终会得到稳定的误差。

4 结论

本文研究了弹道导弹在地球扁率影响下的运动规律, 分析了由于地球扁率 J_2 项带来的落点偏差。表明落点偏差与关机点参数的关系, 并说明了对此进行补偿的必要性。修正导弹落点偏差的关键是修正导弹关机点的速度。本文提出了修正落点偏差的迭代方法。与直接修正法相比, 迭代方法的补偿效果有较大提高。这对于提高弹道导弹命中精度有重要意义。应用 MATLAB 给出的算例说明了该方法的优越性和有效性。

参考文献

- [1] 杨帆, 芮筱亭, 王国平. 提高弹道导弹命中精度方法研究[J]. 南京理工大学学报, 2007, 31(1): 10-16.
- [2] Ahmed A, El-Enna. Analytical treatment of the Earth oblateness and solar radiation pressure effects on an artificial satellite: I. The equations of motion. Applied Mathematics and Computation 2003, 138: 443-453.
- [3] John Green. The effect of the oblateness of the earth on the trajectory of a ballistic missile, AD-605565.
- [4] 董茜, 张华伟, 王文灿, 徐辉. 扰动引力对被动段弹道的影响[J]. 弹箭与制导学报, 2007, 27(2): 200-202 [DONG Qian, ZHANG Hua-wei, WANG Wen-can, XU Hui. The influence of the interferential gravity on passive ballistic trajectory[J]. Journal of projectiles, rockets, missiles and guidance, 2007, 27(2): 200-202]
- [5] 王继平, 王明海, 陈摩西. 弹道导弹主动段扰动引力的一种逼近算法[J]. 航天控制, 2008, 26(3): 30-38. [Wang Ji-ping, Wang Ming-hai, Chen Mo-xi. Approximation of the disturbing gravity of the active phase of ballistic missile[J]. Aerospace Control, 2008, 26(3): 30-38]
- [6] 李晓燕, 王兴涛, 李建涛. 弹道计算中的扰动引力影响研究[J]. 测绘科学技术学报, 2008, 25(4): 292-295. [LI Xiao-yan, WANG Xing-tao, LI Jian-tao. Effect of disturbing gravitation in computation of ballistic trajectory[J]. Journal of Geomatics Science and Technology, 2008, 25(4): 292-295]
- [7] 贾沛然, 沈为异编. 弹道导弹弹道学[M]. 国防科技大学出版社, 1980. [JIA Pei-ran, SHEN Wei-yi. The trajectory of ballistic missile[M]. National University of Defense Technology, 1980]
- [8] 郑伟, 汤国建. 弹道导弹自由段解算的等高约束解析解[J]. 宇航学报, 2007, 28(4): 269-272. [ZHENG Wei, TANG Guo-jian. Contour restricted analytical solution for free flight trajectory of ballistic missile[J]. Journal of Astronautics, 2007, 28(4): 269-272]
- [9] 程国采编著. 弹道导弹制导方法与最优控制[M]. 国防科技大学出版社, 1987. [CHEN Guo-Cai. The guidance method and optimal control for ballistic missile[M]. National University of Defense Technology, 1987]

作者简介: 王定文(1988-), 男, 硕士研究生, 力学专业, 研究方向为弹道设计

通信地址: 湖南长沙国防科技大学一院 102 教研室 (410073)

电话: 13687341195

E-mail: wangdingwen0618@gmail.com

The Compensation Method for The Hit Accuracy of Ballistic Missile considering The Effect of The Earth's Oblateness

WANG Ding-wen, GAO Pu-yun

(College of Aerospace and Material Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: The effect of the first order secular perturbation due to the zonal harmonic J_2 of the earth's oblateness in ballistic missiles' (BM) free flight trajectory problem is analyzed. Calculations show that the deviation of the targeted impact point because of disturbing gravitation is remarkable. The magnitude of the deviation is close related to the condition of the burnout point. An iterative method to adjust the deviation is established. Numerical simulations in MATLAB show its advantages and effectiveness.

Key words: Ballistic missiles; Zonal harmonic J_2 ; disturbing gravitation; impact point deviation; Iterative method