

引用格式:戴陈超,王顺宏,李剑,等. 扰动引力对高超声速跳跃-滑翔弹道的影响分析[J]. 电光与控制,2019,26(3):49-53,73. DAI C C, WANG S H, LI J, et al. Influence of disturbing gravity on hypersonic skipping-gliding trajectory[J]. Electronics Optics & Control, 2019, 26(3):49-53, 73.

扰动引力对高超声速跳跃-滑翔弹道的影响分析

戴陈超, 王顺宏, 李剑, 陈正生, 杨奇松
(火箭军工程大学作战保障学院, 西安 710025)

摘要: 在临近空间长时间超声速滑翔的导弹, 扰动引力对弹道的影响不可忽略。考虑地球扁率及自转的影响, 建立了助推-滑翔导弹跳跃-滑翔段三自由度弹道模型; 通过球谐函数计算扰动引力, 针对起始飞行高度与速度固定的跳跃滑翔弹道, 分析了不同阶次扰动引力的变化趋势以及所产生的落点偏差; 同时在固定阶次扰动引力下, 分别分析了扰动引力对不同射向角、不同起始飞行高度跳跃-滑翔弹道落点精度的影响。仿真结果表明, 扰动引力影响不同射向角跳跃-滑翔弹道所产生的落点偏差最大超过4900 m, 偏差随着弹道起始高度的降低而减小, 当扰动引力计算阶次超过360阶时落点偏差趋于一致, 计算结果具有可靠性。因此在实际作战背景下, 必须考虑扰动引力对临近空间跳跃-滑翔导弹命中精度的影响, 在满足作战条件的前提下可以采用降低跳跃-滑翔弹道起始飞行高度的方式来减小扰动引力对落点精度的影响。

关键词: 跳跃-滑翔弹道; 滑翔导弹; 球谐函数; 扰动引力; 落点偏差

中图分类号: V412.4 **文献标志码:** A **doi:**10.3969/j.issn.1671-637X.2019.03.011

Influence of Disturbing Gravity on Hypersonic Skipping-Gliding Trajectory

DAI Chen-chao, WANG Shun-hong, LI Jian, CHEN Zheng-sheng, YANG Qi-song
(College of Operational Support, Rocket Force University of Engineering, Xi'an 710025, China)

Abstract: The influences of disturbing gravity on trajectory can't be ignored when the missile is gliding at supersonic speed in near space. A three degree-of-freedom trajectory model was established considering the earth's flattening factor and rotation. The disturbing gravity is calculated by using the spherical harmonic function method, and the variation tendency of the disturbing gravity and the landing point deviation under different-order coefficient are analyzed for the skipping-gliding trajectories with fixed-initial flight height and speed. At the same time, under the fixed-order disturbing gravity, the influence of disturbing gravity on the accuracy of the landing point under different shooting angles and different initial flying heights of skipping-gliding trajectory is analyzed respectively. The simulation results show that: 1) The maximum deviation of the drop point caused by the disturbing gravity under different shooting angles of skipping-gliding trajectory is more than 4900 meters, and the deviation decreases with the reduction of the initial height of the ballistic trajectory; and 2) When the order of the disturbing gravity exceeds 360, the drop point deviation tends to be consistent, and the calculation results are reliable. Therefore, under the actual combat background, it is necessary to consider the influence of disturbing gravity on the hitting precision of the missile. Under the condition of meeting the operational requirements, it is possible to reduce the initial height of the skipping-gliding trajectory to reduce the impact of the disturbing gravity on the precision of the landing point.

Key words: skipping-gliding trajectory; gliding missile; spherical harmonic function; disturbing gravity; landing point deviation

0 引言

临近空间因空气稀薄, 无法支持飞行器运行, 长期以来一直是被忽视的“无人区”。近年来, 高升阻比的

收稿日期: 2018-04-10

作者简介: 戴陈超(1993—), 男, 江苏南通人, 硕士生, 研究方向为飞行动力学与制导。

超声速滑翔飞行器在国际上引起广泛关注,同时,高超声速助推-滑翔导弹也成为国内外重点研究对象^[1]。

众所周知,导弹在飞行过程中始终受到地球引力的作用。对于传统再入式洲际弹道导弹,扰动引力对其被动段弹道所造成的落点偏差达到 600 m 以上^[2]。由于传统弹道导弹再入段飞行速度快,扰动引力的作用时间较短,因而在计算标准弹道时一般忽略扰动引力的影响,但助推-滑翔导弹作为一种新型的作战武器,其再入之后依靠空气动力在临近空间内进行长时间的高超声速滑翔,再入弹道与传统弹道导弹有明显区别,同时由于临近空间扰动引力包含大量高频信息,数值变化剧烈^[3],因此必须考虑扰动引力对助推-滑翔导弹跳跃-滑翔弹道的影响。

目前关于扰动引力对传统再入式弹道导弹影响的研究较为详细,但鲜有针对扰动引力对高超声速跳跃-滑翔弹道影响的相关论述,因此本文主要针对该问题开展相关研究,利用球谐函数法求解扰动引力,通过数值仿真,分析扰动引力对跳跃-滑翔弹道的影响。

1 跳跃-滑翔段弹道模型

目前大部分文献针对助推-滑翔导弹所建立的弹道模型主要是假设地球为匀质无旋圆球的简化三自由度模型^[4-6],但为研究扰动引力对跳跃-滑翔弹道的影响,必须考虑地球相关摄动因素,由于本文主要讨论扰动引力作用于跳跃-滑翔弹道所产生落点偏差情况,不需要考虑导弹姿态控制问题,因此建立了如下三自由度运动模型以及落点偏差模型。

1.1 跳跃-滑翔段三自由度运动模型

由于未考虑主动段与自由段弹道,因此参考发射坐标系,建立固连于地球、且随之转动的再入段坐标系 $OXYZ$ 。坐标原点为弹道再入点在地球表面上的投影, Y 轴为坐标原点与再入点连线,即坐标原点的铅垂线方向,向上为正, X 轴指向再入段弹道的再入方向,将其与正北方向的夹角定义为再入段射向角, Z 轴与 X 轴、 Y 轴构成右手坐标系。

在考虑地球自转角速度与扁率的基础上,基于再入段坐标系的跳跃-滑翔弹道三自由度运动模型^[7]为

$$\begin{cases} \dot{V}_x = \frac{1}{m} [-Q_1 \cos \theta \cos \sigma + \frac{Q_2}{\sin \eta} (\cos \varphi \cos \phi - \cos \eta \cos \theta \cos \sigma)] + g_x + \dot{V}_{ex} + \dot{V}_{ex} \\ \dot{V}_y = \frac{1}{m} [-Q_1 \sin \theta \cos \sigma + \frac{Q_2}{\sin \eta} (\sin \varphi \cos \phi - \cos \eta \sin \theta \cos \sigma)] + g_y + \dot{V}_{ey} + \dot{V}_{ey} \\ \dot{V}_z = \frac{1}{m} [Q_1 \sin \sigma + \frac{Q_2}{\sin \eta} (\cos \eta \sin \sigma - \sin \phi)] + g_z + \dot{V}_{ez} + \dot{V}_{ez} \\ \dot{x} = V_x \\ \dot{y} = V_y \\ \dot{z} = V_z \\ H = \sqrt{(x+R_{0x})^2 + (y+R_{0y})^2 + (z+R_{0z})^2} - R \\ R = a(1 - \tilde{\alpha}) \sqrt{\sin^2 \varphi + (1 - \tilde{\alpha})^2 \cos^2 \varphi} \end{cases} \quad (1)$$

式中: m 表示滑翔导弹质量; $V_i (i=x,y,z)$ 表示导弹滑翔速度在再入段坐标系各轴上的分量; φ 和 ϕ 分别表示导弹相对再入段坐标系的俯仰角和偏航角; σ 表示弹道偏角; η 表示总冲角,即速度 V 与导弹纵轴的夹角;各角度的计算表达式参考文献^[7]; $g_i (i=x,y,z)$ 表示引力加速度在再入段坐标系各轴上的分量; \dot{V}_{ei} , $\dot{V}_{ci} (i=x,y,z)$ 分别表示牵连加速度与柯氏加速度在再入段坐标系各轴上的分量; $R_{0i} (i=x,y,z)$ 表示再入段坐标系原点 O 的地心矢径 R_0 在再入段坐标系的坐标; φ_0 表示地心纬度,上述各计算量的计算表达式参见文献^[7]; H 表示导弹质心高度; R 表示导弹质心在正常椭球体表面上的投影点至地心的距离; a 表示椭球体长半轴长度; $\tilde{\alpha}$ 表示椭球体扁率; Q_1 和 Q_2 分别表示气动阻力与气动升力,表达式为

$$\begin{cases} Q_1 = \frac{1}{2} C_D \rho V^2 S_m \\ Q_2 = \frac{1}{2} C_L \rho V^2 S_m \end{cases} \quad (2)$$

式中: S_m 表示导弹参考面积; ρ 为大气密度,采用指数模型; C_L, C_D 分别为升力系数和阻力系数,通常为控制量攻角 α 和马赫数 Ma 的函数。本模型攻角采用分段线性函数模型^[4],其模型如下

$$\alpha = \begin{cases} \alpha_{\max} & V_1 < V \leq V_c \\ \alpha_{\text{mid}} + \alpha_{\text{bal}} \sin \frac{(V - V_{\text{mid}}) \pi}{V_1 - V_2} & V_2 \leq V \leq V_1 \\ \alpha_{\max(K)} & V_f \leq V < V_2 \end{cases} \quad (3)$$

式中: α_{\max} 和 $\alpha_{\max(K)}$ 分别表示飞行过程中最大攻角和最大升阻比对应的攻角; V_1 和 V_2 表示分段点速度; V_c 为初始速度; V_f 为最终速度; $K=L/D$,表示升阻比。

$$\begin{cases} \alpha_{\text{mid}} = (\alpha_{\max} + \alpha_{\max(K)})/2 \\ \alpha_{\text{bal}} = (\alpha_{\max} - \alpha_{\max(K)})/2 \\ V_{\text{mid}} = (V_1 + V_2)/2 \end{cases} \quad (4)$$

1.2 落点偏差模型

已知再入段坐标系坐标原点的地心经纬坐标为 (λ_0, φ_0) ,落点地心经纬坐标为 (λ_c, φ_c) ,求解球面三角形可得射程角 β_c 和球面方位角 α_c ^[8],其算式为

$$\begin{cases} \beta_c = \arccos [\sin \varphi_0 \sin \varphi_c + \cos \varphi_0 \cos \varphi_c \cos (\lambda_c - \lambda_0)] \\ \alpha_c = \arctan \frac{\sin \alpha_c}{\cos \alpha_c} \end{cases} \quad (5)$$

式中,

$$\begin{cases} \sin \alpha_c = \frac{\cos \varphi_c \sin (\lambda_c - \lambda_0)}{\sin \beta_c} \\ \cos \alpha_c = \frac{\sin \varphi_c - \sin \varphi_0 \cos \beta_c}{\cos \varphi_0 \sin \beta_c} \end{cases} \quad (6)$$

设 c^* 为标准滑翔弹道的落点, c 为加入扰动引力

后的滑翔弹道落点,因此可得

$$\begin{cases} \Delta\beta_c = \beta_c - \beta_c^* \\ \Delta\alpha_c = \alpha_c - \alpha_c^* \end{cases} \quad (7)$$

则射程偏差 ΔL_c 和横向偏差 ΔH_c 分别为

$$\begin{cases} \Delta L_c = N_c \Delta\beta_c \\ \Delta H_c = N_c \sin \beta_c^* \sin \Delta\alpha_c \end{cases} \quad (8)$$

式中: N_c 表示落点卯酉圈半径,其算式为

$$N_c = a / \sqrt{1 - e_1^2 \sin^2 \varphi_c} \quad (9)$$

其中, e_1 表示参考椭球体第一偏心率。

落点偏差的长度 ΔR_c 为

$$\Delta R_c = \sqrt{\Delta L_c^2 + \Delta H_c^2} \quad (10)$$

2 扰动引力计算模型

本文采用球谐函数法计算扰动引力在再入段坐标系各轴上的分量,首先根据位函数特性,求得扰动引力值在北东天坐标系各轴的分量^[9],其算式为

$$\begin{cases} \delta g_x = -\frac{fM}{r^2} \sum_{n=2}^N (n+1) \left(\frac{a}{r}\right)^n \sum_{m=0}^n (C_{nm} \cos m\lambda_s + S_{nm} \sin m\lambda_s) \bar{P}_{nm}(\sin \varphi_s) \\ \delta g_y = -\frac{fM}{r^2 \cos \varphi_s} \sum_{n=2}^N \left(\frac{a}{r}\right)^n \sum_{m=0}^n m (C_{nm} \sin m\lambda_s - S_{nm} \cos m\lambda_s) \bar{P}_{nm}(\sin \varphi_s) \\ \delta g_z = \frac{fM}{r^2} \sum_{n=2}^N \left(\frac{a}{r}\right)^n \sum_{m=0}^n (C_{nm} \cos m\lambda_s + S_{nm} \sin m\lambda_s) \frac{d}{d\varphi_s} \bar{P}_{nm}(\sin \varphi_s) \end{cases} \quad (11)$$

式中: C_{nm}, S_{nm} 表示完全正常化勒让德函数系数; φ_s, λ_s, r 分别表示所求点位的地心纬度、地心经度和地心矢径; $\bar{P}_{nm}(\sin \varphi_s)$ 表示完全正常化球谐函数,递推表达式以及求导公式参见文献[7]。

通过转换矩阵将扰动引力值归算至再入段坐标系各轴,其算式为

$$(\delta g_x \quad \delta g_y \quad \delta g_z)^T = C(\delta g_n \quad \delta g_r \quad \delta g_e)^T \quad (12)$$

$$C = D \begin{pmatrix} -\sin \varphi_s \cos \lambda_s & \cos \varphi_s \cos \lambda_s & -\sin \lambda_s \\ -\sin \varphi_s \sin \lambda_s & \cos \varphi_s \sin \lambda_s & \cos \lambda_s \\ \cos \varphi_s & \sin \varphi_s & 0 \end{pmatrix} \quad (13)$$

式中: D 为地心大地直角坐标系到再入段坐标系的转换矩阵,计算表达式参见文献[7]。

将扰动引力计算模型加入弹道求解模型,结合落点偏差模型,即可求得在加入扰动引力改正之后的弹道以及对应的落点偏差。

3 仿真分析

仿真计算以远程高超声速滑翔式再入飞行器为对象,气动参数采用美国波音公司1998年设计的带控制

翼的锥形体再入机动飞行器 CAV-H 参数拟合得到^[10],其他飞行器参数以及相关地球物理参数见表1,再入段坐标系原点 O 相关地理参数见表2。

表1 飞行器参数与相关地球物理参数

Table 1 Aircraft parameters and the related geophysical parameters

变量	数值
质量 m/kg	909
气动参考面积 S_m/m^2	0.35
椭球体长半轴长度 a/m	6378140
椭球体扁率 $\tilde{\alpha}$	1/298.257

表2 再入段坐标系坐标原点地理参数

Table 2 Geographical parameters of the origin of the coordinate system of the reentry segment

变量	数值	变量	数值
天文纬度 $B_T/(\circ)$	28	地心纬度 $\varphi_0/(\text{rad} \cdot \text{s}^{-1})$	1.7453
天文经度 $\lambda_T/(\circ)$	100	地心经度 $\lambda_0/(\text{rad} \cdot \text{s}^{-1})$	0.4859
		地心矢径 r_0/m	6.431257×10^6

式(3)所示的攻角模型中各参数取值为: $V_1 = 5000 \text{ m/s}, V_2 = 3000 \text{ m/s}, \alpha_{\max} = 20^\circ, \alpha_{\max(k)} = 11^\circ$ 。

3.1 扰动引力计算阶次对跳跃-滑翔弹道落点精度的影响

假设起始时刻导弹飞行速度为 7600 m/s ,射向角为 110° ,导弹起始姿态角均为 0° ,攻角按1.1节攻角模型计算,起始滑翔高度为 80 km ,结束条件为导弹质心高度小于 0 km 。在不考虑扰动引力时,标准弹道地心坐标变化如图1所示。

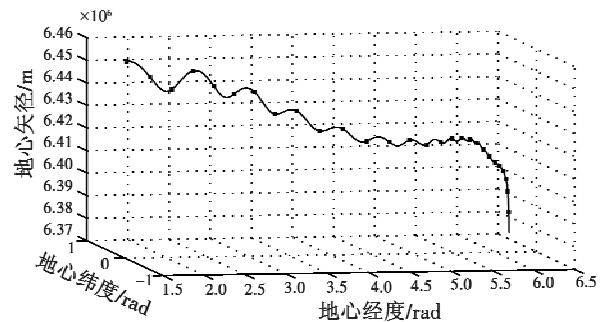


图1 跳跃-滑翔弹道地心坐标图

Fig. 1 Geocentric coordinate figure of skipping-gliding trajectory

以 $t = 0.2 \text{ s}$ 为间隔,在标准弹道上预选弹道点,利用 ECM2008 重力场模型,分别计算了不同阶次下所有预选弹道点扰动引力值在再入段坐标系各轴上的分量。图2表示预选弹道点扰动引力值在再入段坐标系 X 轴方向的分量随时间的变化情况。

由图2可看出,球谐函数取不同阶次计算扰动引力时,扰动引力曲线的变化趋势基本一致,但曲线对扰动引力描述的精细程度有明显区别,阶次取为18与36时,

曲线图较为平滑,与高阶次结果相比存在较大的误差,最大误差超过 30 mgal;当阶次取至 360 阶时,曲线对扰动引力的描述更加精细,精度更高,因此在分析扰动引力对跳跃-滑翔弹道的影响时,应当选取高阶次的扰动引力计算结果,从而使得分析结果更加准确、可靠。

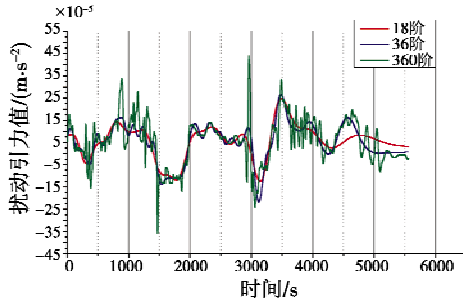


图2 不同阶次下 X 轴方向扰动引力值

Fig. 2 Different orders of the disturbing gravity on X-axis direction

分别将不同阶次扰动引力求解模型加入标准弹道求解程序,最低阶次为 36,最高阶次为 2160,将新求解出的弹道作为扰动弹道,结合 1.2 节落点偏差近似求解公式,求得落点偏差如表 3 所示。

表3 不同阶次扰动引力对跳跃-滑翔弹道的影响

Table 3 The influence of disturbing gravitation with different orders on skipping-gliding trajectory m

阶次	偏差		
	ΔL_c	ΔH_c	ΔR_c
36	1150.30	71.10	1152.50
180	1456.80	83.30	1459.10
360	1439.61	82.35	1441.96
540	1439.86	82.29	1442.09
720	1439.83	82.31	1442.18
1080	1439.80	82.30	1442.15
2160	1439.79	82.30	1442.14

由表 3 结果可知,在扰动引力影响下,跳跃滑翔弹道的落点偏差超过 1400 m,且射程偏差大于横向偏差;随着扰动引力阶次的增加,求解结果趋于一致,不同阶次求解结果的偏差量小于 0.5 m,因此求解结果具有可靠性。

3.2 扰动引力对不同射向跳跃-滑翔弹道落点精度的影响

实际作战中导弹的射向存在多种可能,本节主要针对不同射向角的跳跃滑翔弹道,分析扰动引力对命中精度的影响。

分别选取 8 个有代表性的方位角作为导弹再入射向角,其余导弹起始滑翔条件与 3.1 节一致,扰动引力计算阶次为 360,仿真结果如表 4 所示。从表 4 可以看出,扰动引力对不同射向角跳跃-滑翔弹的影响差距较大,在上述 8 个射向中,当射向角为 45°时,落点偏差

最大,超过 4900 m,当射向角为 315°时,落点偏差最小,为 667.7 m,因此在实际作战中必须考虑扰动引力对跳跃滑翔弹道落点精度的影响。

表4 扰动引力对不同射向角跳跃-滑翔弹道落点的影响

Table 4 The influence of disturbing gravitation on landing point of skipping-gliding trajectory with different shooting angles

射向角/(°)	偏差/m		
	ΔL_c	ΔH_c	ΔR_c
0	2715.40	73.45	2716.40
45	4934.53	181.14	4937.85
90	1198.47	102.12	1202.82
135	2980.85	73.81	2981.76
180	728.18	21.39	728.49
225	2020.43	53.57	2021.14
270	909.31	24.50	909.64
315	667.16	26.76	667.70

3.3 扰动引力对不同起始高度跳跃滑翔弹道落点精度的影响

跳跃-滑翔弹道具有其本身的特殊性,与传统再入段不同,跳跃-滑翔弹道无法近似为自由段椭圆弹道的延伸,同时起始滑翔高度的变化也会导致跳跃-滑翔弹道跳跃幅度的变化。

给定初始飞行高度 H 为 72 km,其余起始滑翔条件与 3.1 节一致,保持初始速度不变,分别取 H 偏差为 10 km, -10 km, -20 km 的初始高度进行弹道仿真,弹道高度随时间的变化如图 3 所示。

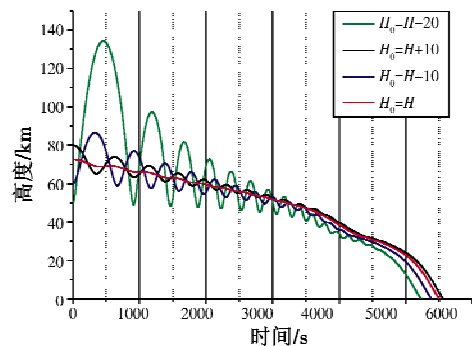


图3 不同起始高度跳跃-滑翔弹道高度与时间

Fig. 3 Height and time of skipping-gliding trajectory with different initial flight heights

由图 3 可以看出,不同的起始滑翔高度会生成跳跃幅度不同的滑翔弹道,起始滑翔高度越接近平衡滑翔时的起始高度^[5],弹道的跳跃幅度越小,为了考察扰动引力对不同起始高度跳跃-滑翔弹道落点精度的影响,分别选取了起始飞行高度在 40~80 km 之间,高度间隔 5 km 的跳跃-滑翔弹道进行分析,扰动引力计算选取 360 阶。

由图 3 还可以看出,由于起始滑翔高度不同,导弹

的飞行时间也均不相同,但扰动引力对落点偏差的影响随时间的增加而不断累加,因此为了消除飞行时间不相等的影响,采取下述方法进行分析:

1) 比较所有跳跃-滑翔弹道的飞行时间,将最短时间记为 T_0 ;

2) 以 T_0 为时间起点,取 Δt 为步长进行递减,分别记为 T_1, T_2, T_3, \dots ,如图4所示;

3) 将各时间点对应的标准弹道以及扰动弹道的地心坐标按地心矢径方向投影至椭球面,分别记为 C_i 与 $C'_i (i=0, 1, 2, 3, 4, \dots)$;

4) 按照落点偏差模型,分别计算 C_i 与 C'_i 对应的纵横向偏差以及偏差长度,分别记为 $\Delta L_{ci}, \Delta H_{ci}, \Delta R_{ci}$ 。

由弹道仿真结果可知,当起始飞行高度为40 km时,导弹飞行时间最短,因此将该条弹道的落地时间记

为 T_0 ,取 $\Delta t = 200$ s,分别选取时间点 T_0, T_1, T_2 进行分析,3个时间点的偏差结果如表5所示。

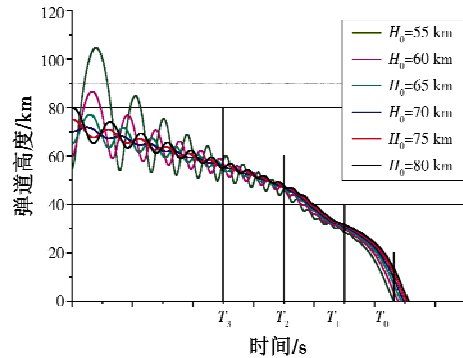


图4 时间节点选择方法

Fig.4 Time point selection method

表5 扰动引力对不同起始高度跳跃-滑翔弹道的影响

Table 5 The influence of disturbing gravity on skipping-gliding trajectory with different initial heights

起始高度/km	T_0			T_1			T_2		
	$\Delta L_{c0}/m$	$\Delta H_{c0}/m$	$\Delta R_{c0}/m$	$\Delta L_{c1}/m$	$\Delta H_{c1}/m$	$\Delta R_{c1}/m$	$\Delta L_{c2}/m$	$\Delta H_{c2}/m$	$\Delta R_{c2}/m$
40	754.6	153.2	770.0	740.4	153.7	756.2	707.9	153.7	724.4
45	901.3	131.9	911.0	860.3	132.6	870.5	800.8	134.8	812.1
50	1047.8	130.6	1056.0	993.0	133.9	1002.0	921.7	139.8	932.2
55	1092.5	123.4	1099.4	1022.8	128.8	1030.8	948.9	136.0	958.6
60	1141.9	120.1	1148.2	1061.6	127.9	1069.3	978.8	136.9	988.5
65	1176.5	119.6	1844.6	1090.8	129.0	1098.4	1002.7	139.2	1012.3
70	1191.4	118.5	1197.3	1102.5	129.3	1110.1	1011.7	140.7	1021.5
75	1199.5	116.9	1205.2	1108.6	129.8	1116.2	1015.6	142.2	1025.5
80	1204.9	115.2	1210.4	1111.8	130.2	1119.4	1017.2	143.7	1027.3

通过对表5 偏差结果的分析可知。

1) 当导弹飞行时间相等时,扰动引力所产生的弹道偏差长度 ΔR_c 随着起始高度的降低而减小,在3个时间节点下,当起始高度由80 km 下降至40 km 时,纵向偏差 ΔL_c 的减小量超过300 m,横向偏差 ΔH_c 随着起始高度的降低略有增加,但增加幅度不超过40 m,因此总体的偏差长度 ΔR_c 呈下降趋势,下降幅度超过30%;

2) 随着起始飞行高度的降低,相同时间间隔内扰动引力所引起的弹道偏差不断减小,表5的3个时间节点分别间隔200 s,当起始飞行高度为80 km 时,扰动引力每200 s 所造成的弹道偏差超过100 m;当起始飞行高度降低为40 km 时,扰动引力每200 s 所造成的弹道偏差不超过30 m。

因此可通过降低导弹跳跃-滑翔段的起始飞行高度,来减少扰动引力对跳跃-滑翔弹道落点精度影响。

4 结束语

本文在考虑地球扁率与自转的前提下,建立了助推-滑翔导弹跳跃-滑翔段三自由度弹道模型,利用球谐函数法计算跳跃-滑翔段扰动引力,分析了不同

阶次扰动引力对固定起始高度跳跃-滑翔弹道落点精度的影响,同时在固定阶次下,分别分析了扰动引力对不同射向、不同起始高度跳跃-滑翔弹道的影响,主要得到以下结论:1) 跳跃-滑翔弹道在高阶次下的扰动引力计算结果更加精确,当计算阶次超过360时,落点偏差趋于稳定,分析结果具有可靠性;2) 扰动引力对不同射向角跳跃-滑翔弹道的影响最大超过4900 m,在实际应用背景下必须考虑扰动引力对落点精度的影响;3) 随着跳跃-滑翔弹道起始飞行高度的降低,扰动引力对落点精度的影响不断减小,并且在同等时间间隔内扰动引力所产生的弹道偏差不断减小,因此在满足实际作战条件的前提下,可以采用降低跳跃-滑翔段起始飞行高度的方法,减少扰动引力对跳跃-滑翔弹道落点精度的影响。

参考文献

[1] 牛晓洁,舒健生,李邦杰. 助推-滑翔飞行器弹道规划技术综述[J]. 飞航导弹,2016(6):36-38,58.
 [2] 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,2010,27(2):