

8-13-2020

Modeling and Simulation for Target Complex Trajectory of Ballistic Missile

Jiawei Li

Air Force Early Warning Academy, Wuhan 430019, China;

Jiang Jing

Air Force Early Warning Academy, Wuhan 430019, China;

Chongyang Liu

Air Force Early Warning Academy, Wuhan 430019, China;

Binbin Shi

Air Force Early Warning Academy, Wuhan 430019, China;

Follow this and additional works at: <https://dc-china-simulation.researchcommons.org/journal>



Part of the Artificial Intelligence and Robotics Commons, Computer Engineering Commons, Numerical Analysis and Scientific Computing Commons, Operations Research, Systems Engineering and Industrial Engineering Commons, and the Systems Science Commons

This Paper is brought to you for free and open access by Journal of System Simulation. It has been accepted for inclusion in Journal of System Simulation by an authorized editor of Journal of System Simulation.

Modeling and Simulation for Target Complex Trajectory of Ballistic Missile

Abstract

Abstract: Aiming at the complexity and multi-phase process of the trajectory of target complex formed by ballistic missile in space, a *phased modeling approach* is proposed. Due to the differences of the motion characteristics at different phases, based on the phased modeling thought, the release model of coast decoy in symmetric release structure is established under the corresponding coordinate systems. Under the consideration of several factors: the number, mass, initial state, and vanishing condition, the generation process of multiple batches of boost debris trajectories is designed. The main target trajectory of ballistic missile, decoys release process and multiple batches of debris trajectories in Earth-centered Earth-fixed (ECEF) coordinate system are simulated. Simulation results show the approach can approximate the reality under the condition of the proper parameters.

Keywords

target complex trajectory, motion characteristics, phased modeling, decoy release, debris modeling

Recommended Citation

Li Jiawei, Jiang Jing, Liu Chongyang, Shi Binbin. Modeling and Simulation for Target Complex Trajectory of Ballistic Missile[J]. Journal of System Simulation, 2020, 32(8): 1515-1523.

弹道导弹目标群轨迹建模与仿真

李佳炜, 江晶, 刘重阳, 石斌斌

(空军预警学院, 湖北 武汉 430019)

摘要: 针对弹道导弹在空间中形成的目标群轨迹具有复杂性和多阶段的特点, 提出一种弹道导弹目标群轨迹分阶段建模方法。由于不同阶段下目标群运动特性存在差异, 基于分阶段建模的思想, 在定义相应坐标系的基础上, 建立了对称释放结构下的中段诱饵释放模型; 在考虑数量质量、初始状态及消亡条件等因素下, 设计了助推段多批次碎片轨迹产生过程。实验仿真了地固系下弹道导弹主体弹道、诱饵释放过程以及多批次碎片轨迹。结果表明, 该方法在选择恰当参数的条件下可近似逼近真实情况。

关键词: 目标群轨迹; 运动特性; 分阶段建模; 诱饵释放; 碎片建模

中图分类号: TP391.9; TJ761.3 文献标识码: A 文章编号: 1004-731X (2020) 08-1515-09
DOI: 10.16182/j.issn1004731x.joss.19-0026

Modeling and Simulation for Target Complex Trajectory of Ballistic Missile

Li Jiawei, Jiang Jing, Liu Chongyang, Shi Binbin

(Air Force Early Warning Academy, Wuhan 430019, China)

Abstract: Aiming at the complexity and multi-phase process of the trajectory of target complex formed by ballistic missile in space, a phased modeling approach is proposed. Due to the differences of the motion characteristics at different phases, based on the phased modeling thought, the release model of coast decoy in symmetric release structure is established under the corresponding coordinate systems. Under the consideration of several factors: the number, mass, initial state, and vanishing condition, the generation process of multiple batches of boost debris trajectories is designed. The main target trajectory of ballistic missile, decoys release process and multiple batches of debris trajectories in Earth-centered Earth-fixed (ECEF) coordinate system are simulated. Simulation results show the approach can approximate the reality under the condition of the proper parameters.

Keywords: target complex trajectory; motion characteristics; phased modeling; decoy release; debris modeling

引言

弹道导弹具有射程远、精度高、速度快等特点, 可实现对目标的全球快速打击^[1]。实际环境中, 弹

道导弹发射方案变化大、受力复杂^[2-3], 且出于突防目的, 通常会释放诱饵及其他干扰装置, 以形成包含弹头、诱饵及碎片的空间目标群^[4], 给导弹防御系统的态势感知带来巨大挑战。因此, 有必要对弹道导弹目标群的轨迹模型进行研究, 以支撑对弹道目标群的跟踪与融合算法研究。

国内外关于弹道导弹主体弹道的研究已经相当成熟, 相关学者根据各自应用需求, 建立了不同阶段的运动方程。文献^[5-6]详细阐述了弹道和空间



收稿日期: 2019-01-15 修回日期: 2019-03-06;
基金项目: 国家自然科学基金(61601510);
作者简介: 李佳炜(1992-), 男, 江西南昌, 博士生, 研究方向为多源信息融合; 江晶(1964-), 男, 湖北浠水, 博士, 教授, 研究方向为雷达数据处理; 刘重阳(1988-), 女, 湖北武汉, 博士, 研究方向为目标跟踪。

<http://www.china-simulation.com>

• 1515 •

目标的运动模型,分析了不同阶段下弹道目标的受力情况,建立了在不同的参考系下目标的运动方程。文献[7-8]根据重力转弯模型分别在惯性系 ECI(Earth-centered inertial)和地固系 ECEF(Earth-centered Earth-fixed)中建立了弹道导弹助推段运动模型。文献[9]将弹道运动视为导弹绕地心质点的二体运动,运用椭圆轨道理论仿真了中段运动轨迹。文献[10]通过建立中段和再入段联系方程组,提出了适用于整个被动段的弹道微分方程组。然而目前关于弹道导弹目标群全段轨迹模型的研究相对较少。文献[11]基于椭圆轨道理论,建立了诱饵与弹头的空间相对运动模型,但未统一到地固系 ECEF 下;文献[12]研究了液体火箭爆炸碎片模型,建立了碎片初速度模型,对其轨迹特性进行研究。

对弹道导弹目标群轨迹进行建模的难点在于:首先,目标群的轨迹特性与其内部结构、数量质量、初始状态、受力情况等密切相关,需考虑的因素较为复杂;其次,目标主体运动过程呈阶段性的特点,可划分为多个阶段,不同阶段下目标群的运动特性存在差异。本文在此背景下,提出一种弹道导弹目标群分阶段建模方法。基于分阶段建模的思想,在定义相应坐标系的基础上,建立了对称释放结构下的中段诱饵释放模型;然后在考虑数量质量、初始状态及消亡条件等因素下,设计了助推段多批次碎片轨迹产生过程。最后通过设计仿真实验,对弹道导弹目标群在地固系 ECEF 下的飞行轨迹进行了仿真,并分析了各因素对碎片轨迹产生的影响。

1 弹道导弹主体运动模型

1.1 目标动力学特性分析

从发射到命中目标,弹道导弹通常要经历 3 个阶段:助推段、中段和再入段,所处的阶段不同,导弹的受力情况不同。在不考虑升力的条件下,助推段主要受到推力、引力和空气阻力的影响;大气层外空气稀薄,因此导弹进入中段后只在引力的作用下做二体运动;在再入段,弹头重返大气层,因此不仅受引力的支配,还受大气阻力的影响。在非

惯性系(如地固系 ECEF)中建立弹道导弹的运动方程,还需考虑因地球自转产生的惯性力作用,包括柯氏惯性力和牵连惯性力。设弹道导弹在地固系 ECEF 中的位置矢量为 \mathbf{r} ,速度矢量为 \mathbf{v} ,则目标的加速度矢量方程可以表示为

$$\dot{\mathbf{v}} = \mathbf{a}_T + \mathbf{a}_D + \mathbf{g} - 2\boldsymbol{\omega}_e \times \mathbf{v} - \boldsymbol{\omega}_e \times (\boldsymbol{\omega}_e \times \mathbf{r}) \quad (1)$$

式中: \mathbf{a}_T 为推力加速度; \mathbf{a}_D 为阻力加速度; \mathbf{g} 为地心引力产生的重力加速度; $\boldsymbol{\omega}_e = [0, 0, \omega_z]^T$ 为地球自转角速度; $\omega_z = 7.292115 \times 10^{-3} \text{ rad/s}$, $-2\boldsymbol{\omega}_e \times \mathbf{v}$ 为柯氏加速度; $-\boldsymbol{\omega}_e \times (\boldsymbol{\omega}_e \times \mathbf{r})$ 为牵连加速度。

1.2 推力加速度

弹道导弹主要由航天运载器和有效载荷组成,航天运载器通常采用多级组合运载火箭。假设运载火箭包含 N 个推进级,根据各子级以及有效载荷的质量,可得弹道导弹的起飞质量为

$$m_0 = m_{pl} + \sum_{i=1}^N m_i \quad (2)$$

式中: m_{pl} 为有效载荷系统质量; m_i 为火箭第 i 子级质量。

设第 i 级发动机的工作时间为 T_i ,第 i 子级的推进剂质量为 m_{pi} ,则各子级推进剂质量的秒损耗率为 \dot{m}_{pi} 和 T_i 的函数,即

$$\dot{m}_i = f(m_{pi}, T_i) \quad (3)$$

式(3)在各级发动机每秒消耗的推进剂质量为常量的假设下,可表示为

$$\dot{m}_i = m_{pi} / T_i \quad (4)$$

在助推段期间,弹道导弹的总质量依赖于导弹所处的推进阶段。假设火箭点火时刻为 T_0 ,并将上一级发动机的关机点作为下一级的开机点,则处于第 i 级推进阶段时的总质量 m 为

$$m = m_{pl} + \sum_{j=i}^N m_j - \dot{m}_i \left(t - \sum_{j=0}^{i-1} T_j \right) \quad (5)$$

若已知各级发动机的排气速度为 U_i ,则各子级发动机推力大小为

$$F_T = \dot{m}_i U_i \quad (6)$$

式中: $U_i = I_{sp}^i g_0$, I_{sp}^i 为各子级发动机的比冲,则

推力加速度大小为

$$\alpha = F_T / m \quad (7)$$

在地固系 ECEF 中, 导弹在转弯瞄准后, 攻角通常为零或者很小, 可近似为重力转弯模型, 即推力方向与速度矢量共线同向^[7], 因此推力加速度矢量可表示为

$$\mathbf{a}_T = \alpha \mathbf{u}_v \quad (8)$$

式中: $\mathbf{u}_v = \mathbf{v} / \|\mathbf{v}\|$ 为单位速度矢量。

1.3 重力加速度

对于中远程弹道导弹, 通常飞行时间较长且会跨越一个较大的地理区域, 此时需考虑地球的扁率^[13]。因此不妨采用 WGS-84 标准的椭球模型, 保留引力二阶以下带谐项, 重力加速度矢量为

$$\mathbf{g} = -\frac{\mu}{\|\mathbf{r}\|^2} \mathbf{u}_r + \mathbf{a}_{J_2} \quad (9)$$

式中: $\mathbf{u}_r = \mathbf{r} / \|\mathbf{r}\|$ 为单位径向矢量; μ 为地心引力常数; \mathbf{a}_{J_2} 为二阶带谐项引起的瞬时摄动, 可表示为

$$\mathbf{a}_{J_2} = \frac{3}{2} J_2 \left(\frac{R_e}{\|\mathbf{r}\|} \right)^2 \left(\frac{\mu}{\|\mathbf{r}\|^3} \right) \begin{bmatrix} x \left(5 \frac{z^2}{\|\mathbf{r}\|^2} - 1 \right) \\ y \left(5 \frac{z^2}{\|\mathbf{r}\|^2} - 1 \right) \\ z \left(5 \frac{z^2}{\|\mathbf{r}\|^2} - 3 \right) \end{bmatrix} \quad (10)$$

式中: $J_2 = 1.082 63 \times 10^{-3}$, $R_e = 6 378 137 \text{m}$ 为地球赤道半径。

1.4 阻力加速度

地固系 ECEF 下空气阻力与弹道导弹的速度方向共线反向^[14], 则空气阻力和阻力加速度矢量可分别表示为

$$\mathbf{F}_D = -\frac{1}{2} C_D S \rho \|\mathbf{v}\|^2 \mathbf{u}_v \quad (11)$$

$$\mathbf{a}_D = \mathbf{F}_D / m \quad (12)$$

式中: C_D 为阻力系数, 与目标的速度、攻角等因素有关, 通常也可假设为常量; S 为目标等效截面积; 大气密度 ρ 是高度的函数, 可近似为指数函数

$$\rho(h) = \rho_0 e^{-h/h_0} \quad (13)$$

式中: h 为目标的高度; $\rho_0 = 1.226 \text{ kg/m}^3$ 为海平面

大气密度; $h_0 = 7 254.24 \text{ m}$ 为参考高度。

1.5 地固系 ECEF 下目标运动方程

定义地固系 ECEF 下弹道导弹的状态矢量为 $\mathbf{X} = [\mathbf{r}^T, \mathbf{v}^T]^T$, 综上可知助推段的运动方程为

$$\dot{\mathbf{X}} = \begin{bmatrix} \dot{\mathbf{r}} \\ \dot{\mathbf{v}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{v} \\ -\frac{\mu}{\|\mathbf{r}\|^2} \mathbf{u}_r + \mathbf{a}_{J_2} + \alpha \mathbf{u}_v + \frac{\mathbf{F}_D}{m} \end{bmatrix} \quad (14)$$

再入段与中段相比, 除了受到引力作用外还受到空气阻力的影响, 因此弹道导弹的中段和再入段运动方程分别为

$$\dot{\mathbf{X}} = \begin{bmatrix} \dot{\mathbf{r}} \\ \dot{\mathbf{v}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{v} \\ -\frac{\mu}{\|\mathbf{r}\|^2} \mathbf{u}_r + \mathbf{a}_{J_2} \end{bmatrix} \quad (15)$$

$$\dot{\mathbf{X}} = \begin{bmatrix} \dot{\mathbf{r}} \\ \dot{\mathbf{v}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{v} \\ -\frac{\mu}{\|\mathbf{r}\|^2} \mathbf{u}_r + \mathbf{a}_{J_2} + \frac{\mathbf{F}_D}{m} \end{bmatrix} \quad (16)$$

2 目标群分阶段建模仿真方法

2.1 中段诱饵释放建模

弹道导弹在中段完成多个诱饵的释放过程, 通常采用被动释放方式, 即在适当的时刻, 在母舱自旋作用下以一定的分离速度释放诱饵, 依靠诱饵与母舱的相对速度实现伴飞, 从而提高突防概率。为简化分析, 对诱饵的释放过程作如下基本假设: 以母舱纵轴对称释放所有诱饵, 释放过程对母舱的运动状态几乎没有影响; 母舱自旋稳定且自旋角速度为常量, 其纵轴指向与速度矢量方向一致。为描述诱饵在地固系 ECEF 下的运动, 定义坐标系如下:

(1) 发射坐标系 $o_0-x_0y_0z_0$: 坐标原点 o_0 位于发射点, o_0x_0 轴在发射点水平面内指向瞄准方向, o_0y_0 轴垂直于发射点水平面并指向上方, o_0z_0 轴垂直于 $x_0o_0y_0$ 平面构成右手系。

(2) 弹体坐标系 $o-x_1y_1z_1$: 坐标原点 o 位于导弹质心, ox_1 轴沿导弹纵轴, 指向前方, oy_1 轴位于导弹纵对称面, 垂直于 ox_1 且指向上方, oz_1 轴垂直于 x_1oy_1 平面构成右手系。

(3) 弹道坐标系 $o-x_b y_b z_b$: 坐标原点 o 位于导弹质心, ox_b 轴沿导弹速度矢量方向, oy_b 轴位于当地水平面内, 与 ox_b 垂直且指向右方, oz_b 轴垂直于 $x_b oy_b$ 平面构成右手系。

(4) 地平坐标系 $o-x_g y_g z_g$: 坐标原点 o 位于导弹质心, ox_g 垂直于目标所在子午面指向东方, oz_g 垂直于当地水平面指向天顶, oy_g 指向北方。

图 1 为发射坐标系、弹道坐标系与地平坐标系的关系。在母舱的自旋过程中, 诱饵相对于到导弹纵轴的位置不断变化。假设母舱在助推段关机点开始起旋, 绕纵轴逆时针旋转, 其自旋角速度为 ω_1 。诱饵以对称结构安放在导弹母舱内, 以一枚诱饵为例, 其在弹道坐标系中的初始安放角为 ε_0 , 则经过 Δt 间隔, 该诱饵的方位角为 $\varepsilon = (\varepsilon_0 + \omega_1 \Delta t) \bmod 2\pi$, \bmod 为取余函数。以相对纵轴 ox_1 的切向速度 v_r 释放诱饵, 诱饵的释放结构如图 2 所示。

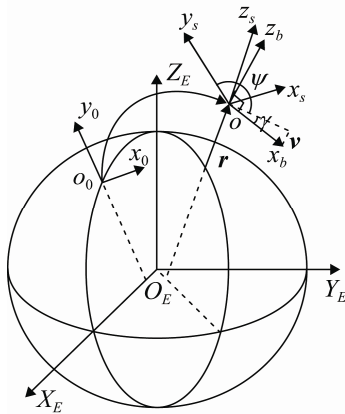


图 1 坐标系间的关系

Fig. 1 Relationship between coordinate systems

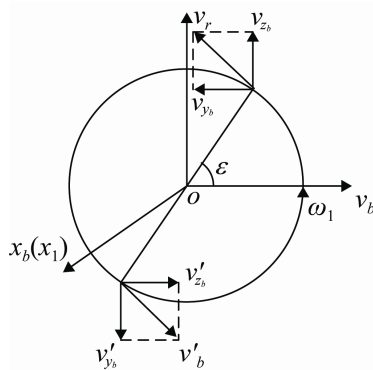


图 2 诱饵释放结构

Fig. 2 Release structure of decoys

将切向速度 v_r 沿 ox_b 轴和 oy_b 轴进行分解, 得到诱饵在母舱弹道坐标系下的初始相对速度 $\mathbf{v}_{rb} = [0, -v_r \sin \varepsilon, v_r \cos \varepsilon]^T$ 。设释放时刻母舱的速度为 \mathbf{v} , 将释放后初始相对速度 \mathbf{v}_{rb} 加到母舱在释放点的速度分量上, 可得弹道坐标系下诱饵的初始速度

$$\begin{cases} v_{x_b} = v \\ v_{y_b} = -v_r \sin \varepsilon \\ v_{z_b} = v_r \cos \varepsilon \end{cases} \quad (17)$$

根据弹道坐标系下诱饵的初始速度, 可得地平坐标系下诱饵的初始速度为

$$\mathbf{v}_s = \mathbf{T}_b^s \mathbf{v}_b = \begin{bmatrix} \cos \gamma \sin \psi & -\cos \psi & \sin \gamma \sin \psi \\ \cos \gamma \cos \psi & \sin \psi & \sin \gamma \cos \psi \\ -\sin \gamma & 0 & \cos \gamma \end{bmatrix} \begin{bmatrix} v_{x_b} \\ v_{y_b} \\ v_{z_b} \end{bmatrix} \quad (18)$$

式中: \mathbf{T}_b^s 为弹道坐标系到地平坐标系的旋转矩阵; γ 和 ψ 分别为弹道倾角和航向角。

根据地固系到地理坐标系的变换公式^[15], 可将释放点的位置矢量 \mathbf{r} 转换为经纬高坐标 $\boldsymbol{\sigma} = [\theta, \phi, h]^T$, 并计算得到地平坐标系到地固系的旋转矩阵 \mathbf{T}_s^e 后, 从而可得诱饵在地固系 ECEF 下的初始速度为

$$\mathbf{v}_{\text{decoy}} = \mathbf{T}_s^e \mathbf{v}_s = \begin{bmatrix} -\sin \theta & -\sin \phi \cos \theta & \cos \phi \cos \theta \\ \cos \theta & -\sin \phi \sin \theta & \cos \phi \sin \theta \\ 0 & \cos \phi & \sin \phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} v_{x_s} \\ v_{y_s} \\ v_{z_s} \end{bmatrix} \quad (19)$$

每个诱饵的释放过程几乎瞬间完成, 因此可忽略其对母舱和诱饵位置增量的影响, 而以释放时刻母舱的位置作为诱饵初始位置。释放后诱饵开始在引力的作用下在大气层外做自由运动, 因此在得到诱饵的初始位置和速度后, 联合 ECEF 坐标系下运动方程即可确定其释放后的整个运动轨迹。

2.2 助推段碎片轨迹建模

在弹道导弹助推段过程中, 出于发生意外爆炸和安全性考虑, 在各子级箭体与导弹主体分离后通常将其引爆, 箭体解体后会产生大量碎片。这些碎

片以爆点为中心, 以不同的速度和姿态向四周飞散, 不考虑碎片的形状和尺寸, 其散布范围取决于数量、质量、初始速度以及阻力系数等因素, 这些参数均具有一定的不确定性。同时, 由于碎片在其落入大气层时会与周围空气发生剧烈摩擦, 产生自然甚至消亡现象, 因此还需考虑其消亡的时间。

为更加真实地反映弹道导弹发射后的助推段场景, 设计了多批次碎片轨迹产生过程, 具体如下:

(1) 以火箭发动机关机点运动状态为中心, 各子级分离时随机分出 n 个碎片, 假定参数 n 服从离散均匀分布, 对应的概率密度函数为

$$p_N(n) = 1 / (N_{\max} - N_{\min}) \quad (20)$$

式中: N_{\max} , N_{\min} 为碎片数量的最大值和最小值。

(2) 碎片质量可由其占箭体质量比例计算得到

$$m_{di} = k(m_i - m_{pi}) \quad (21)$$

式中: k 为碎片的质量占比。根据文献[16], 参数 k 可近似为一贝塔分布, 其概率密度函数为

$$p_K(k) = \frac{1}{B(a,b)} k^{a-1} (1-k)^{b-1} I_{(0,1)}(k) \quad (22)$$

式中: $B(\cdot)$ 为 Beta 函数; $I_{(0,1)}(k)$ 为指示函数, 用于在保证区间(0, 1)内的参数值具有非零概率。

(3) 碎片继承分离时导弹主体的位置, 速度以导弹主体速度为基础, 在 3 个方向上分别受到标准差为 $\sigma = [\sigma_x, \sigma_y, \sigma_z]$ 的零均值高斯分布的随机速度冲量;

(4) 考虑重返大气层时轻量型碎片的消亡现象, 假定质量小于 m_{van} 的碎片, 其消亡时间为 t_{van} , 联合 ECEF 坐标系下运动方程实时外推碎片状态, 则 $m_{di} < m_{van}$ 的碎片落入大气层后轨迹维持时间 t_{van} 。

这样产生的碎片轨迹既能在位置上保证连续性, 同时也能够与导弹主体分开, 一定程度上反映了碎片产生的物理过程及其运动规律。

2.3 仿真基本步骤

对弹道导弹目标群的轨迹仿真可分为 2 部分, 即目标主体仿真、目标群分阶段仿真, 基本步骤如下:

(1) 初始化弹道导弹基本参数, 根据式

(14)~(16), 外推生成目标主体弹道;

(2) 配置中段诱饵参数, 根据式(19), 得到诱饵释放后的初始状态, 然后联合式(15)~(16), 外推其释放后的运动轨迹;

(3) 配置助推段碎片参数, 按照 2.2 节中的概率分布产生相应的随机抽样值, 生成各批次碎片的初始状态和参数, 并将其加载到式(15)~(16)中进行外推计算;

(4) 根据相应的分离时刻, 合成整个目标群的飞行轨迹。

3 仿真实验

以包含三级运载火箭的某中远程弹道导弹为对象, 相关仿真实验均在 Matlab R2014a 软件平台实现, 基本仿真参数如表 1 所示。

表 1 基本仿真参数
Tab. 1 Basic simulation parameter

参数	量值
推进级级数	3
各级总质量/kg	27 000, 16 000, 6 500
各级燃料质量/kg	24 000, 12 800, 5 500
主体	
各级工作时间/s	60
各级比冲/s	300
有效载荷/kg	2 500
发射倾角/°	84
发射方位角/°	40
自旋频率/Hz	3
诱饵	
数量	6
质量/kg	200
安放角/°	0, 60, 120, 180, 240, 300
碎片	
数量分布	$U(30, 50)$
质量分布/kg	$B(0.41, 1.39)$
速度冲量标准差/(m/s)	[75, 75, 75]
消亡质量/kg	15
消亡时间/s	10

假设发射点的地理坐标为东经 129°、北纬 41°, 采用四阶龙格库塔积分外推生成标准弹道, 计算得到落点的地理坐标为西经 168.64°、北纬 59.15°, 总射程为 4 673.7 km, 总飞行时间为 998 s, 地固系 ECEF 下目标主体弹道如图 3 所示。

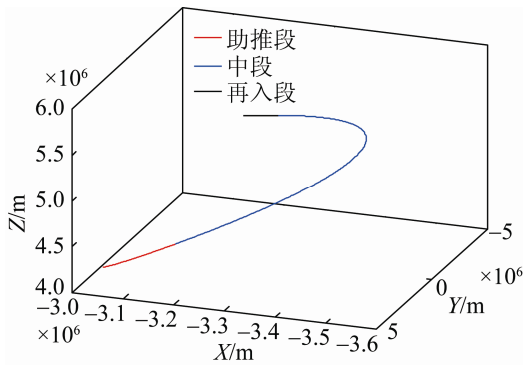


图3 地固系下目标主体弹道
Fig. 3 Main target trajectory in ECEF

图4给出了目标的速度曲线和助推段加速度曲线。末级发动机在180 s时刻关机，导弹进入中段飞行过程，持续时间为757 s，速度开始减小，当目标位置到达最高点时速度开始增大。目标高度低于90 km时，开始再入过程，持续时间为61 s，其速度大小先增大然后迅速减小，直至撞击地面目标。由图4可知，整个曲线呈现出高度非线性、阶段性特性。助推阶段目标加速度的变化幅度大，由于各子级发动机的关机与分离，并存在3个明显的加速度突变点。

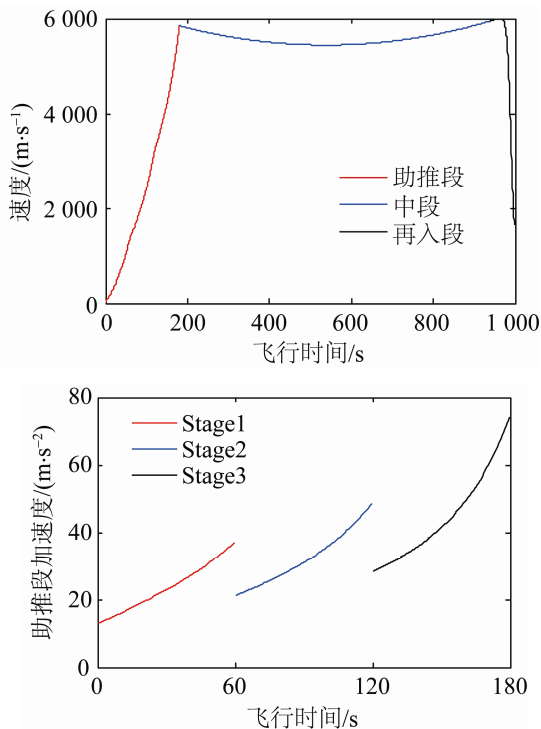


图4 速度、加速度曲线
Fig. 4 Speed and acceleration curve

假设在母舱中围绕弹头每隔 60° 放置一枚诱饵，总共6枚，采用多次释放方式，每对诱饵的释放间隔为20 s，切向释放速度均为25 m/s。在母舱到达弹道最高点时，即目标弹道倾角 $\gamma=0^\circ$ 时释放第一对诱饵。图5为地固系下中段诱饵与弹头的高度曲线，可以看出以对称结构安置的6枚诱饵完全释放后，依靠与弹头的相对速度，在空间中形成将弹头包围起来的威胁目标群。取安放角为 $0^\circ, 60^\circ, 120^\circ$ 的3个诱饵为例，释放后经过397 s后弹头抵达再入点，此时诱饵相对于弹头的最大距离和最大速度分别为10 587.17 m, 30.16 m/s，诱饵与弹头的相对距离、速度变化曲线如图6所示。

以第1子级箭体分离产生的碎片为例，图7给出了基本参数条件下的碎片轨迹图。根据仿真结果，第1子级随机产生了49批碎片轨迹，由于各批次碎片在初始速度、质量及受力情况上存在差异，导致运动轨迹出现发散现象，轨迹之间存在一定的空间间隔且呈增大趋势。

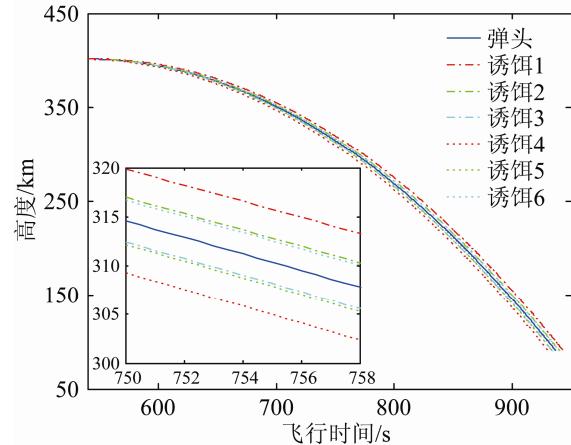
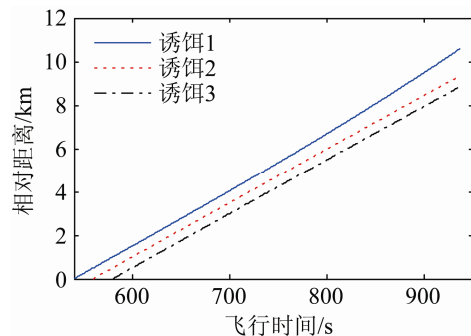


图5 地固系下诱饵与弹头的高度曲线
Fig. 5 Altitude curve of decoy and warhead in ECEF



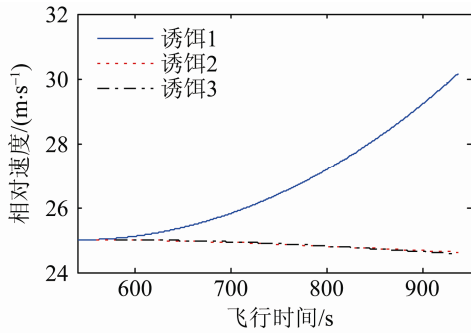
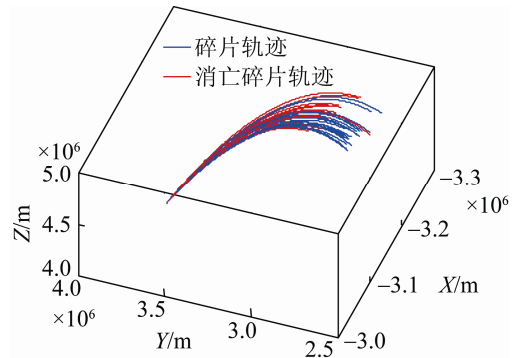


图 6 诱饵与弹头的相对距离、速度
Fig. 6 Distance and speed of decoy relative to warhead



(a) 基本参数

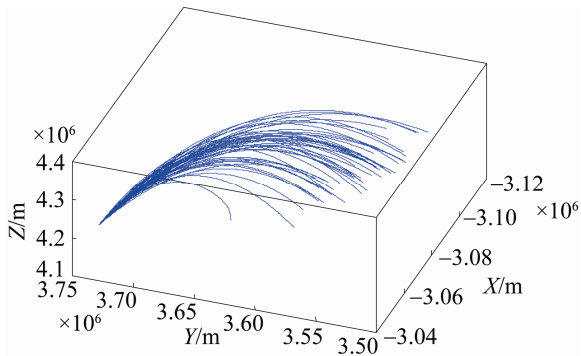
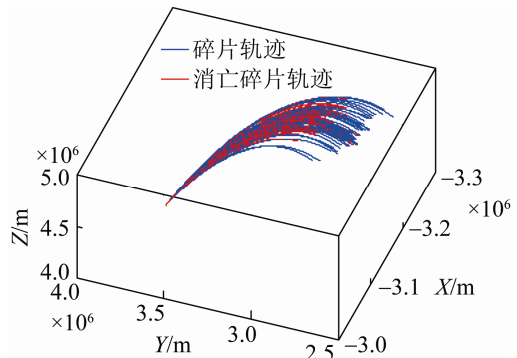
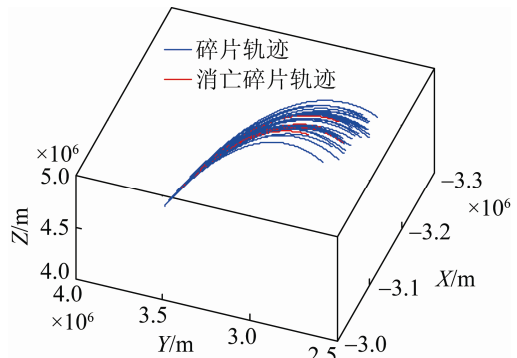


图 7 第 1 子级碎片轨迹
Fig. 7 Debris trajectories of stage 1

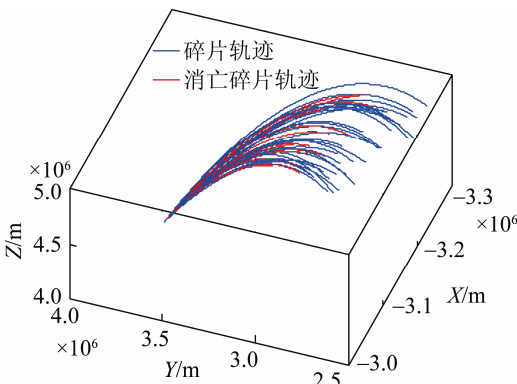


(b) 算例 1

以第 2 子级产生的碎片为例, 增加 3 组仿真算例来分析各因素对碎片轨迹产生的影响, 仿真参数见表 2。图 8 给出了各算例第 2 子级的碎片轨迹仿真结果。由于第 2 子级碎片轨迹包含重返大气层的过程, 将出现轻量碎片消亡现象。对比基本参数、算例 1 和算例 3 的结果可知, 碎片数量分布增大时, 其空间分布更加密集, 而速度冲量的标准差增大时, 其轨迹的发散现象更为显著, 空间分布范围更大。根据算例 2 的结果, 改变碎片质量分布后, 碎片轨迹的空间分布情况无明显变化, 但会导致碎片消亡数量发生变化。图 9 给出了平均消亡数量的蒙特卡罗仿真结果, 可知碎片消亡数量的均值趋于收敛, 并且基本参数下的平均消亡数量约为算例 2 的 2 倍。



(c) 算例 2



(d) 算例 3

表 2 碎片仿真参数
Tab. 2 Debris simulation parameters

参数	算例 1	算例 2	算例 3
n	$U(80,100)$	$U(30,50)$	$U(30,50)$
k	$B(0.41,1.39)$	$B(0.705,1.644)$	$B(0.41,1.39)$
$\sigma/(m/s)$	$[75,75,75]$	$[75,75,75]$	$[150,150,150]$

图 8 算例仿真结果

Fig. 8 Results of numerical simulation

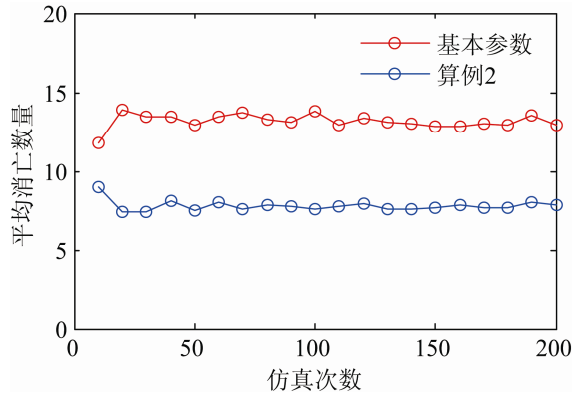


图9 平均消亡数量

Fig. 9 Average vanishing number

综合各阶段的仿真结果,可得 ECEF 坐标系下目标群的运动轨迹,碎片、诱饵的分离时间如表 3 所示,合成结果如图 10 所示。对比实际数据,所提建模仿真方法在选择恰当参数的条件下可近似逼近真实情况,验证了该方法的有效性。

表3 碎片、诱饵的分离时间

Tab. 3 Separation time of debris and decoy /s

序号	碎片	诱饵
1	60	540
2	120	560
3	180	580

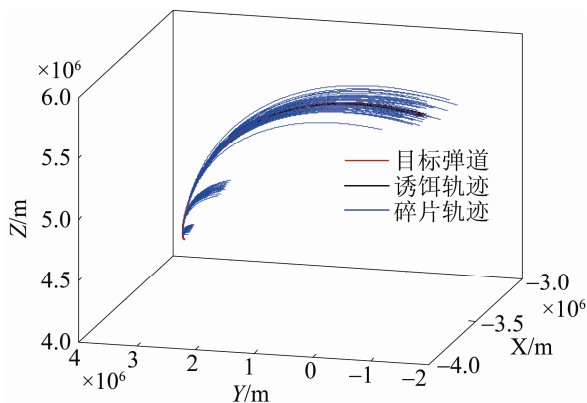


图10 地固系下目标群轨迹

Fig. 10 Target complex trajectory in ECEF

4 结论

本文提出一种弹道导弹目标群分阶段建模仿真方法。该方法基于分阶段建模思想,在定义相应坐标系的基础上,建立了对称释放结构下的中

段诱饵释放模型;在考虑多种影响因素下,提出助推段多批次碎片轨迹产生过程。实验应用所提建模仿真方法,仿真了弹道导弹主体弹道、诱饵释放过程以及多批次碎片轨迹,并得到了弹道导弹目标群在地固系 ECEF 下的运动轨迹。出于简化考虑,文中未对碎片形状、尺寸以及速度水平方向角和垂直方向角等因素进行讨论。通过仿真实验可知,提出的建模仿真方法在选择恰当参数下可近似逼近真实情况。下一步将在该模型基础上对弹道导弹目标群的多目标跟踪、多传感器协同以及态势评估等问题展开相应研究。

参考文献:

- [1] 张慧. 天基红外传感器对中段目标群跟踪技术研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2014.
Zhang Hui. Tracking Techniques for Midcourse Target Complex via Space-based Infrared Sensors[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2014.
- [2] 李慧通, 赵阳. 多因素分离过程蒙特卡罗仿真平台设计[J]. 系统工程与电子技术, 2015, 37(9): 2169-2175.
Li Huitong, Zhao Yang. Design of separation process Monte-Carlo simulation platform considering multiple factors[J]. Systems Engineering and Electronics, 2015, 37(9): 2169-2175.
- [3] Li H T, Zhao Y, Huang Y X. Missile Stage Separation Simulation Considering Complex Factors[C]// Proceedings of the 34th Chinese Control Conference. Hangzhou, China: IEEE, 2015: 8768-8772.
- [4] Lewis G N, Postol T A. Future challenges to ballistic missile defense[J]. IEEE Spectrum (S0018-9235), 1997, 34(9): 60-68.
- [5] Li X R, Jilkov V P. Survey of Maneuvering Target Tracking. Part II: motion models of ballistic and space targets[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems (S0018-9251), 2010, 46(1): 96-119.
- [6] 高付申, 刘兴, 冯燕来. 反导仿真弹道计算方法[J]. 弹道学报, 2009, 21(2): 50-52.
Gao Fushen, Liu Xing, Feng Yanlai. Ballistic Computation of Ballistic Missile Defense Simulation[J]. Journal of Ballistics, 2009, 21(2): 50-52.
- [7] 赵砚, 程洪玮, 易东云, 等. 基于线性最小二乘方法的主动段目标初值估计[J]. 电子与信息学报, 2010, 32(12): 2884-2889.
Zhao Yan, Cheng Hongwei, Yi Dongyun, et al. Initial

- State Estimation for Boost Phase Object Based on Linear Least Square Estimation[J]. *Journal of Electronics & Information Technology*, 2010, 32(12): 2884-2889.
- [8] 许登荣, 程水英, 包守亮. 一种多级助推段弹道导弹跟踪算法[J]. *宇航学报*, 2016, 37(9): 1114-1121.
Xu Dengrong, Cheng Shuiying, Bao Shouliang. A Tracking Algorithm of Ballistic Missile with Multi-Stage Boosters[J]. *Journal of Astronautics*, 2016, 37(9): 1114-1121.
- [9] 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 TBM in the Middle Course[J]. *Journal of Air Force Engineering University (Natural Science Edition)*, 2012, 13(4): 31-35.
- [10] 胡传俊, 杨恢先. 弹道导弹被动段弹道方程与仿真[J]. *火箭与制导学报*, 2010, 30(4): 131-133.
Hu Chuanjun, Yang Huixian. The Equation and Simulation for Unpowered Trajectory of Ballistic Missiles[J]. *Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance*, 2010, 30(4): 131-133.
- [11] 资文茂, 毕义明, 康璞, 等. 弹道导弹中段诱饵空域分布研究[J]. *火箭与制导学报*, 2013, 33(1): 189-194.
Zi Wenmao, Bi Yiming, Kang Pu, et al. Spatial Distribution Study of Decoys in Ballistic Missile Midcourse[J]. *Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance*, 2013, 33(1): 189-194.
- [12] 王卫杰, 沈怀荣, 李怡勇, 等. 液体火箭爆炸碎片模型研究[J]. *上海航天*, 2013, 30(6): 35-39.
Wang Weijie, Shen Huairong, Li Yirong, et al. Study of Liquid Rocket Explosion Fragments Model[J]. *Aerospace Shanghai*, 2013, 30(6): 35-39.
- [13] Jia B, Pham K D, Blasch E, et al. Cooperative Space Object Tracking Using Space-Based Optical Sensors via Consensus-Based Filters[J]. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems (S0018-9251)*, 2016, 52(4): 1908-1936.
- [14] Lu K L, Zhou R, Zhang J. Approximate Chernoff fusion of Gaussian mixtures for ballistic target tracking in the re-entry phase[J]. *Aerospace Science and Technology (S1270-9638)*, 2017, 61: 21-28.
- [15] 吴卫华, 江晶, 姜志敏. WGS-84 坐标系下飞机航迹与姿态仿真研究[J]. *系统仿真学报*, 2014, 26(11): 2570-2575.
Wu Weihua, Jiang Jing, Jiang Zhimin. Research on Simulation of Aircraft's Trajectory and Attitude in WGS-84 Coordinate System[J]. *Journal of System Simulation*, 2014, 26(11): 2570-2575.
- [16] Mébarki A, Mercier F, Nguyen Q B, et al. Structural fragments and explosions in industrial facilities. Part I: Probabilistic description of the source terms[J]. *Journal of Loss Prevention in the Process Industries (S0950-4230)*, 2009, 22: 408-416.