

非标准气象条件下的平行接近法导引弹道仿真

苏明臣, 袁修久, 杨小雷, 杨 荣

(空军工程大学理学院, 陕西西安, 710051)

摘要 将导弹在一个攻击平面上的平行接近法的导弹与目标的相对运动方程组推广为三维空间中的导弹与目标的相对运动方程组, 利用三维空间中的导弹与目标的相对运动方程组推导出了惯性坐标系下的弹道倾角和偏角的计算公式, 给出了多段组合法生成航迹的离散算法。在此基础上, 结合大气运动方程组(MM5 方程), 建立了非标准气象条件下的平行接近法导引弹道模型。通过仿真对比分析了标准和非标准气象条件下的平行接近法导引弹道, 验证了纵风主要影响导弹的射程, 而横风主要影响导弹的飞行方向。最后使用 STK(卫星工具包)对 2 种气象条件下的某空空导弹攻击空中目标的导引弹道进行了视景仿真, 逼真地显示了导弹飞行且命中目标的运动轨迹。

关键词 相对运动方程; 平行接近法; 导引弹道; 视景仿真

DOI 10.3969/j.issn.1009-3516.2015.01.009

中图分类号 TP391.9 **文献标志码** A **文章编号** 1009-3516(2015)01-0037-05

Guidance Trajectory Visual Simulation Based on the Parallel Approaching Method under the Non-standard Weather Conditions

SU Ming-chen, YUAN Xiu-jiu, YANG Xiao-lei, YANG Rong

(Science College, Air Force Engineering University, Xi'an 710051, China)

Abstract: The relative dynamical equations of the missile and target on an attack plane of the parallel approaching method are extended to the three-dimensional space in this paper. The calculation formulas of the trajectory obliquity and drift angle are deduced through the relative dynamical equations of the missile and target, and multi-section trajectory generation method is presented. Then, by integrating with the equations of atmospheric motion (MM5 equations), the guidance trajectory model of the parallel approaching method is established under the non-standard weather conditions. Through comparison the guidance trajectory of parallel approaching method under the standard and non-standard weather conditions is analyzed, the result shows that the headwind mainly influences the missile's range and the crosswind influences the missile's direction mainly. Finally, the visual simulation of an air-to-air missile's guidance trajectory under two different weather conditions by the STK (Satellite Tool Kit) is realized, which exhibits the motion trajectory of the missile approaching and hitting the target vividly.

收稿日期: 2014-09-24

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(11071256); 陕西省电子信息系统系统集成重点实验室资助项目(20112D005)

作者简介: 苏明臣(1989—), 男, 陕西商洛人, 硕士生, 主要从事系统建模与仿真研究. E-mail: smc19890529@163.com.

引用格式: 苏明臣, 袁修久, 杨小雷, 等. 非标准气象条件下的平行接近法导引弹道仿真[J]. 空军工程大学学报: 自然科学版, 2015, 16(1): 37-41. SU Mingchen, YUAN Xiujiu, YANG Xiaolei, et al. Guidance Trajectory Visual Simulation Based on the Parallel Approaching Method under the Non-standard Weather Conditions[J]. Journal of Air Force Engineering University: Natural Science Edition, 2015, 16(1): 37-41.

Key words: relative dynamical equations; parallel approaching method; guidance trajectory; visual simulation

导引律是描述导弹质心运动应该遵循的准则,它确定了导弹飞行的运动学弹道。在各种导引方法中,平行接近法导引时导弹的飞行弹道比较平直、曲率较小^[1]。导弹的导引弹道一般要根据导弹与目标的相对运动方程组进行求解,现有文献^[1-2]叙述的是一个攻击平面上导弹与目标的相对运动方程组,也就是说相对运动方程组描述的是二维平面上的导弹的运动。除特定条件外,一般运动方程组不能直接用于求解惯性坐标系下的三维导引弹道。另外,现有文献^[1-2]一般只考虑了标准气象条件下的平行接近法导引弹道,而现实的战争发生在非标准气象条件下,因此,研究非标准气象条件下的平行接近法导引弹道非常必要。

1 气象要素的离散运动方程

导弹的实际飞行过程处于非标准气象环境下,必然受到气象要素的干扰。本文利用 MM5 方程组来模拟非标准气象环境。若水平纵风、横风和垂直气流分别记为 u, v, w , 大气密度为 ρ , 压强为 P , 温度为 T 。则非标准气象要素在 (x_i, y_j, z_k, t_n) 处的离散运动方程由文献[3]可得。在此运动方程中, h_τ 为时间步长; h_x, h_y, h_z 分别为空间中各个轴上的空间步长; (x_i, y_j, z_k) 为空间任意点; t_n 为任意时刻; x_i, y_j, z_k 为空间点在三维直角坐标系上的投影, 而其中的时间步长和空间点可表示如下:

$$\begin{cases} t_n = nh_\tau, n = 0, 1, \dots, N, N = [T/h_\tau] \\ x_i = ih_x \\ y_j = jh_y, i, j, k \in Z \\ z_k = kh_z \end{cases} \quad (1)$$

式中: T 为总时间。

为了简化记号, 记 $(x_i, y_j, z_k, t_n) = (i, j, k, n)$, 见图 1。

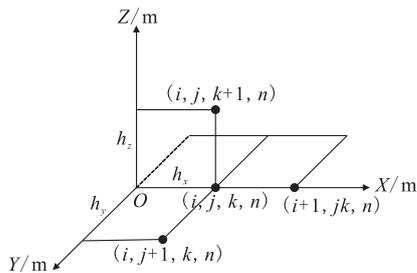


图 1 空间剖分
Fig.1 Space Division

2 非标准气象条件下导弹运动模型的建立

标准气象条件下导弹在飞行过程中主要受到空气动力 R 、发动机推力 P_T 和重力 G 的作用。在非标准气象条件下, 导弹在飞行过程中所受的作用力与标准气象条件相比, 主要是空气动力的作用不同。这里重点讨论非标准气象条件下的导弹运动方程组。

设 V 和 V_r 分别为发射导弹的绝对飞行速度和相对飞行速度, V_w 为水平风速和垂直气流的合速度, 把水平风速和垂直气流沿惯性坐标系各个轴分解为水平纵风 u 、水平横风 v 和垂直气流 w , 并假定各个分量与对应轴的方向一致时为正, 反之为负。可得到风场中的速度标量几何关系式:

$$\begin{cases} V_r = \sqrt{(V_x - u)^2 + (V_y - w)^2 + (V_z - v)^2} \\ \sin\theta_r = (V_r - w)/V_r \\ \cos\phi_r = (V_x - u) / \sqrt{(V_x - u)^2 + (V_z - v)^2} \end{cases} \quad (2)$$

式中: 相对弹道倾角 θ_r 和相对弹道偏角 ϕ_r 分别为导弹相对速度 V_r 与水平面的夹角和其投影线与 ox 轴正方向的夹角。

将导弹所受到的空气动力 R 投影到气流坐标系的 ox_r 轴、 oy_r 轴和 oz_r 轴上, 把空气动力分解为阻力 X_r 、升力 Y_r 和侧向力 Z_r 。则空气动力方程:

$$\begin{cases} X_r = C_x \rho V_r^2 S / 2 \\ Y_r = C_y \rho V_r^2 S / 2 \\ Z_r = C_z \rho V_r^2 S / 2 \end{cases} \quad (3)$$

式中: C_x, C_y, C_z 分别为非标准大气条件下的阻力系数、升力系数和侧向力系数; ρ 为非标准气象条件下的大气密度; S 为导弹参考面积。

在非标准气象条件下, 导弹质心动力学方程组、空气动力矩方程组和辅助方程组由文献[5]可得。

导弹在飞行过程中发生旋转, 于是得到导弹绕质心在任意时刻的运动方程组:

$$\begin{cases} d\varphi/dt = \omega_y / \cos\vartheta \\ d\vartheta/dt = \omega_z \end{cases} \quad (4)$$

式中: φ, ϑ 分别为偏航角和俯仰角; ω_y, ω_z 分别为导弹绕 y 轴和 z 轴的转动角速度。

将地面坐标系中导弹的速度分量投影到弹道坐标系中, 可得到导弹质心的运动学方程组:

$$\begin{cases} dx/dt = V_x = V \cos\theta \cos\psi \\ dy/dt = V_y = V \sin\theta \\ dz/dt = V_z = -V \cos\theta \sin\psi \end{cases} \quad (5)$$

式中: 弹道倾角 θ 和弹道偏角 ψ 分别为弹道坐标系

中的 ox_h 轴与水平面之间的夹角和其投影线与地面坐标系中 ox 轴正方向的夹角; V 为导弹速度。联立式(2)~(5)和导弹质心的动力学方程组、空气动力矩方程组及辅助方程组得到非标准气象条件下导弹运动方程组。

3 目标数学模型

本文采用多段组合法生成航迹^[6-7]思想,把航迹简化成由直线段和圆弧段光滑连接而成的曲线段。

设 $P_1(x_1, y_1, z_1), P_2(x_2, y_2, z_2), \dots, P_n(x_n, y_n, z_n)$ 为空间中已知的 n 个点,目标在 P_2, P_3, \dots, P_{n-1} 处的转弯半径为 r ,目标由 P_1 直线飞行到 A_1 经圆弧 $\widehat{A_1A_2}$ 飞行到 A_2 ,再经直线飞行到 $A_3, A_4 \dots$,最后经圆弧 $\widehat{A_{2n-5}A_{2n-4}}$ 飞行到 A_{2n-4} ,再经直线飞到 P_n 点,见图 2。其中, C_1, C_2, \dots, C_{n-1} 分别是线段 $P_2P_3, P_3P_4, \dots, P_{n-1}P_n$ 的中点。

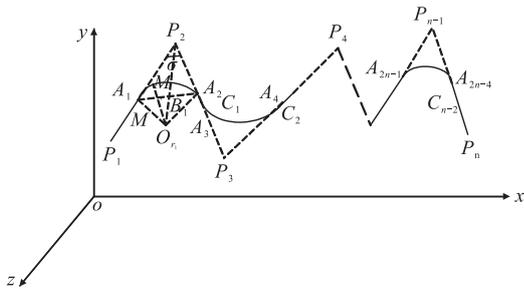


图 2 目标运动轨迹

Fig.2 The trail of the target

下面给出目标沿图 2 所示曲线段飞行时任意时刻 t 的位置坐标 M 的计算公式,仅就航迹段 $P_1A_1A_2C_1$ 进行讨论,其他各段的讨论类似。

设 M 是圆弧 $\widehat{A_1A_2}$ 上任意一点, $M(x_M, y_M, z_M)$ 是线段 A_1A_2 和 $O_{T_1}M$ 的交点, $B_1(x_{B_1}, y_{B_1}, z_{B_1})$ 是线段 A_1A_2 和 $O_{T_1}P_2$ 的交点, σ 是直线 P_2P_1 和 P_2P_3 的夹角, $O_{T_1}A_1 = r$ 是目标转弯半径。 V_T 为目标速度的大小, $t_i = i\Delta t, \Delta t$ 为时间步长,设 $M(x_{T_i}, y_{T_i}, z_{T_i})$ 是目标运动曲线上任意一点。容易得到:

1) 当 $V_T t_i < P_1A_1$ 时, M 点在惯性坐标系下的坐标为:

$$\begin{cases} x_{T_i} = x_{A_1} + \lambda_{t_i} (x_{P_1} - x_{A_1}) \\ y_{T_i} = y_{A_1} + \lambda_{t_i} (y_{P_1} - y_{A_1}) \\ z_{T_i} = z_{A_1} + \lambda_{t_i} (z_{P_1} - z_{A_1}) \end{cases} \quad (6)$$

式中: $\lambda_{t_i} = V_T t_i / P_1A_1$ 。

2) 当 $P_1A_1 < V_T t_i < P_1A_1 + \widehat{A_1A_2}$ 时, 设 $\angle MO_{T_1}P_2 = \sigma_1$, 则 $B_1M' = O_{T_1}B_1 / \sin\sigma_1, \lambda_M =$

$$B_1M' / B_1A_1, \sigma_1 = |0.5 - \lambda_{t_i}| (\pi - \theta),$$

$O_{T_1}M' = O_{T_1}B_1 / \cos\sigma_1$, M 点在惯性坐标系下的坐标为:

$$\begin{cases} x_{T_i} = x_{O_{T_1}} + (x_M - x_{O_{T_1}}) / \lambda_M \\ y_{T_i} = y_{O_{T_1}} + (y_M - y_{O_{T_1}}) / \lambda_M \\ z_{T_i} = z_{O_{T_1}} + (z_M - z_{O_{T_1}}) / \lambda_M \end{cases} \quad (7)$$

式中: $\lambda_M = O_{T_1}M' / O_{T_1}M$ 。

3) 当 $P_1A_1 + \widehat{A_1A_2} < V_T t_i < P_1A_1 + \widehat{A_1A_2} + A_2C_1$ 时, M 点在惯性坐标系下的坐标为:

$$\begin{cases} x_{T_i} = x_{A_2} + \lambda_{t_i} (x_{A_2} - x_{C_1}) \\ y_{T_i} = y_{A_2} + \lambda_{t_i} (y_{A_2} - y_{C_1}) \\ z_{T_i} = z_{A_2} + \lambda_{t_i} (z_{A_2} - z_{C_1}) \end{cases} \quad (8)$$

式中: $\lambda_{t_i} = V_T t_i - (P_1A_1 + \widehat{A_1A_2}) / A_2C_1$ 。

4 平行导引方程

平行接近法是指导弹在整个运动过程中,目标线在空间中不发生转动的一种导引方法,即在整個导引过程中,目标线的方向始终保持不变。与二维平面相比,在三维空间中要保持目标线平行,不仅要保持导弹速度和目标速度在垂直于目标线上的分量的大小相等,而且还应保持方向相同。

设 (x_0, y_0, z_0) 和 $(x_{T_0}, y_{T_0}, z_{T_0})$ 分别为导弹和目标的初始位置,令 $R_{01} = x_{T_0} - x_0, R_{02} = y_{T_0} - y_0, R_{03} = z_{T_0} - z_0$, 则:

$$R = \sqrt{(x_{T_0} - x_0)^2 + (y_{T_0} - y_0)^2 + (z_{T_0} - z_0)^2}$$

为初始时刻弹目距离,记 $\mathbf{a} = (R_{01}, R_{02}, R_{03})$, 则 \mathbf{a} 为目标线的方向向量,且目标线的单位方向向量: $\mathbf{a}_e = (R_{01}/R, R_{02}/R, R_{03}/R)$ 。

导弹与目标的相对运动关系见图 3。

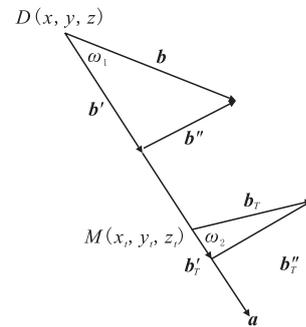


图 3 导弹与目标相对运动关系

Fig.3 The relative motion between the missile and the target

D, M 分别是导弹和目标在某时刻的位置。则导弹速度和目标速度的方向向量分别为: $\mathbf{b} = (V \cos\theta \cos\psi, V \sin\theta, V \cos\theta \sin\psi)$ 和 $\mathbf{b}_T = (V_T \cos\theta_T \cos\psi_T, V_T \sin\theta_T, V_T \cos\theta_T \sin\psi_T)$; 导弹速度与目标线的夹角为: $\omega_1 =$

$\arccos((\mathbf{a} \cdot \mathbf{b}) / (|\mathbf{a}| |\mathbf{b}|))$, 目标速度与目标线的夹角为: $\omega_2 = \arccos((\mathbf{a} \cdot \mathbf{b}_T) / (|\mathbf{a}| |\mathbf{b}_T|))$; 导弹速度和目标速度垂直于目标线上的分量大小分别为: $|\mathbf{b}'| = V \sin \omega_1$ 和 $|\mathbf{b}_T'| = V_T \sin \omega_2$ 。由于导弹和目标的距离始终是减小的, 所以它们的变化率始终小于零, 即:

$$dr/dt = V_T \sin \omega_2 - V \sin \omega_1 < 0 \quad (9)$$

于是导弹和目标的相对运动方程组:

$$\begin{cases} dr/dt = V_T \sin \omega_2 - V \sin \omega_1 < 0 \\ (\mathbf{b} - V \cos \omega_1 \cdot \mathbf{a}_e) - (\mathbf{b}_T - V_T \cos \omega_2 \cdot \mathbf{a}_e) = 0 \end{cases} \quad (10)$$

方程组(10)中的第 2 个方程刻画了目标线不随时间变化发生转动。根据导弹速度和目标速度在垂直于目标线上的分量大小相等和方向相同, 由式(10)可得:

$$\begin{cases} C_1 \cos \theta \cos \psi - C_2 \sin \theta - C_3 \cos \theta \sin \psi = C_7 \\ C_4 \sin \theta - C_2 \cos \theta \cos \psi - C_5 \cos \theta \sin \psi = C_8 \\ C_6 \cos \theta \sin \psi - C_3 \cos \theta \cos \psi - C_5 \sin \theta = C_9 \end{cases} \quad (11)$$

式中:

$$\begin{aligned} V - R_{01}^2 V / R^2 = C_1, R_{01} R_{02} V / R^2 = C_2, R_{01} R_{03} V / R^2 = C_3, \\ V - R_{02}^2 V / R^2 = C_4, R_{02} R_{03} V / R^2 = C_5, V - R_{03}^2 V / R^2 = C_6 \\ ((V_T - R_{01}^2 V_T / R^2) \cos \theta_T \cos \psi_T - R_{01} R_{02} V_T \sin \theta_T / R^2 - \\ R_{01} R_{03} V_T \cos \theta_T \sin \psi_T / R^2 = C_7, (V_T - R_{02}^2 V_T / R^2) \sin \theta_T - \\ R_{01} R_{02} V_T \cos \theta_T \cos \psi_T / R^2 - R_{02} R_{03} V_T \cos \theta_T \sin \psi_T / R^2 = C_8, \\ (V_T - R_{03}^2 V_T / R^2) \cos \theta_T \sin \psi_T - R_{01} R_{03} V_T \cos \theta_T \cos \psi_T / R^2 - \\ R_{03} R_{02} V_T \sin \theta_T / R^2 = C_9 \end{aligned}$$

因为 $-\pi/2 \leq \theta \leq \pi/2$, 由式(11)可求得弹道倾角和弹道偏角的计算公式:

$$\begin{cases} \theta = \arcsin(n/m) \\ \psi = \pm \arcsin(l/p) \end{cases} \quad (12)$$

式中:

$$\begin{aligned} m &= ((C_4 C_1 - C_2^2)(C_6 C_1 - C_3^2) - (C_3 + C_5 C_1)2) \\ n &= (C_7 C_2 + C_8 C_1)(C_6 C_1 - C_3^2) + (C_2 C_3 + C_5 C_1)(C_7 C_3 + C_9 C_1) \\ p &= (C_4 C_1 - C_2^2)(C_6 C_1 - C_3^2) - (C_2 + C_5 C_1)2\sqrt{(m^2 - n^2)/m^2} \\ l &= (C_7 C_2 + C_8 C_1)(C_3 C_2 + C_5 C_1) + (C_3 C_7 + C_9 C_1)(C_4 C_1 - C_2^2) \end{aligned}$$

再将 $R_{01}, R_{02}, R_{03}, V_t, V, \theta_T, \psi_T, \theta, \psi$ 代入式(9)确定符合条件的弹道偏角 ψ 。联立式(2)~(5)和导弹质心的动力学方程组中的第 1 个方程、空气动力矩方程组及辅助方程组。然后将 V, θ, ψ 代入导弹运动学方程(5)中就得到了导弹任意时刻的位置坐标, 进而可绘出非标准气象条件下的平行接近法导引弹道。

5 仿真分析

初始条件: 导弹总质量 $m = 221 \text{ kg}$, 推力 $P_T = 42 \text{ 000 N}$, $S = 0.05 \text{ m}^2$, $V = 865 \text{ m/s}$, $\theta = 35^\circ$, ϑ

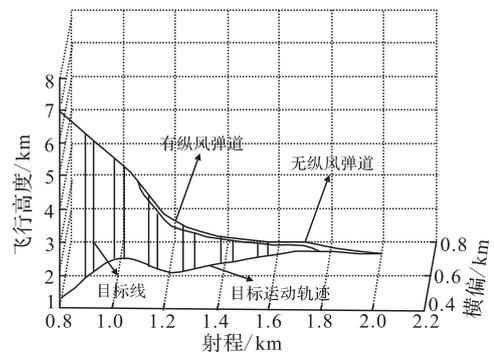
$= 36^\circ$, $\psi = 30^\circ$, $\varphi = 0^\circ$, $\omega_z = \omega_y = 0 \text{ rad/s}$, 导弹位置 $(800 \text{ m}, 7 \text{ 000 m}, 300 \text{ m})$, 转动惯量 $J_z = J_y = 900 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$, 特征长度 $L = 1.2 \text{ m}$ 。目标速度 $V_t = 346 \text{ m/s}$, 目标初始位置 $(800 \text{ m}, 1 \text{ 300 m}, 400 \text{ m})$ 仿真时间步长 $\Delta t = 0.05 \text{ s}$ 。

导弹外形给定时导弹的气动系数及力矩系数取决于攻角、侧滑角等。偏航、俯仰力矩系数 $m_y = m_z = -0.053 \text{ } 2\alpha - 0.002 \text{ } 5$, 阻力系数、升力系数和侧向力系数 $C_x = 0.099\alpha + 10^{-7}$, $C_y = 0.431 \text{ } 6\alpha - 0.083$, $C_z = 0.053\alpha - 0.04$, 其中 α 为攻角。

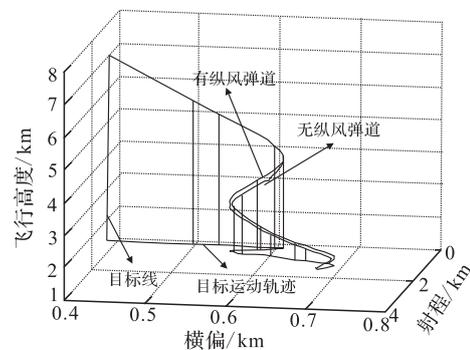
在同一时刻, 非标准气象因素随着空间位置的移动而发生变化。设离散后 MM5 方程初始条件为:

$$\begin{cases} t = 0 \\ h_\tau = 5 \times 10^{-2} \text{ s}, h_x = h_y = h_z = 10^3 \text{ m} \\ u_{ijk} = 20 e^{-[(x_i-5)^2/22+(y_j-5)^2/32]} + 10 e^{-[(x_i-1)^2/22+(y_j-1)^2/32]} \text{ m/s} \\ v_{ijk} = 10 e^{-[(x_i-5)^2/32+(y_j-5)^2/22]} + 15 e^{-[(x_i-2)^2/22+(y_j-2)^2/32]} \text{ m/s} \\ w_{ijk} = 5 e^{-[(x_i-5)^2/32+(z_k-5)^2/22]} + 20 e^{-[(x_i-1)^2/22+(y_j-2)^2/32]} \text{ m/s} \\ \rho_{ijk} = (x_i - 10^4)/10^6 + 1.255(1 - 2.25 \text{ } 586 \times 10^{-5} z_k) 4.25 \text{ } 588 \text{ kg/m}^3 \\ P_{ijk} = (y_i - 10^4)/10^6 + 101 \text{ } 325(1 - 2.25 \text{ } 586 \times 10^{-5} z_k) 5.25 \text{ } 588 \text{ Pa} \\ T_{ijk} = 288.15 - 0.006 \text{ } 5z_k \text{ K} \end{cases} \quad (13)$$

用 C++ 语言程序求解文献[3]中大气离散运动微分方程组得非标准气象因素随时间的变化规律。运用 MATLAB 绘制图 4。



(a) 纵向对导弹弹道的影响



(b) 横风对导弹弹道的影响

图 4 风对导弹弹道的影响

Fig.4 The influence on the missile's trajectory under wind

从图 4 中可以看出, 纵风主要影响了导弹的射

程,而横风主要影响了导弹的飞行方向。

图 5 是利用 C++ 语言和 STK 软件包构建的三维场景。将载机、导弹和目标等加载在三维地图上,绘制导弹在标准和非标准气象条件下的导引弹道。从仿真结果可以看出:导弹在飞行过程中受到气象因素的影响,飞行轨迹偏离了理想弹道,弹道高度和弹体落点发生了变化。

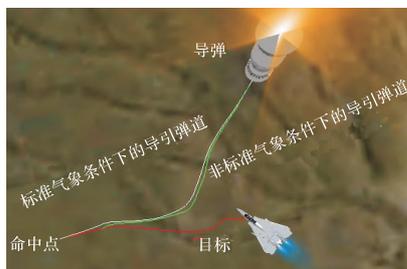


图 5 基于 STK 的导引弹道仿真

Fig.5 The guidance trajectory simulation based on STK

6 结语

本文建立了非标准大气下的平行接近法导引弹道模型,通过该模型可以直接解算出惯性坐标系下的三维导引弹道。该模型对于研究真实气象条件下的弹道仿真有一定的意义。

参考文献 (References):

- [1] 雷虎民,何广军,马附洲,等.导弹制导与控制原理[M].北京:国防工业出版社,2006.
LEI Humin, HE Guangjun, MA Fuzhou, et al. Theory of Guidance and Control for Missile [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2006. (in Chinese)
- [2] 赵文成,那岚,金学英,等.准平行接近法导引律的研究与实现[J].测控技术,2009,28(3):92-95.
ZHAO Wencheng, NA Lan, JIN Xueying, et al. Research and Realization of Quasi-Parallel Approaching Method [J]. Measurement and Control Technology, 2009, 28(3): 92-95. (in Chinese)

- [3] 沉桐立,田永祥,葛孝贞,等.数值天气预报[M].北京:气象出版社,2003.
SHEN Tongli, TIAN Yongxiang, GE Xiaozhen, et al. Numerical Weather Prediction [M]. Beijing: China Meteorological, 2003. (in Chinese)
- [4] 扈登贵,袁修久,杨小雷,等.非标准气象条件下空地导弹弹道弹道视景仿真[J].空军工程大学学报:自然科学版,2013,14(6):73-76.
HU Denggui, YUAN Xiujiu, Yang Xiaolei, et al. A Study of Visual Simulation on Air-to-ground Missile's Trajectory under Non-standard Weather Conditions [J]. Journal of Air Force Engineering University: Natural Science Edition, 2013, 14(6): 73-76. (in Chinese)
- [5] 扈登贵,袁修久.非标准气象条件下空地导弹高抛弹道仿真研究[J].计算机工程,2014,40(8):264-267.
HU Denggui, YUAN Xiujiu. Study on Parabola-trajectory Simulation of Air-to-ground Missile on Non-standard Meteorological Condition [J]. Computer Engineering, 2014, 40(8): 264-267. (in Chinese)
- [6] 李欣.一种空间三维航迹建模新方法[J].雷达科学与技术,2007,5(5):365-370.
LI Xin. A New Method for Spatial 3-Dimension Track Modeling of Radar Target [J]. Radar Science and Technology, 2007, 5(5): 365-370. (in Chinese)
- [7] 王小永,陈红林.空中目标运动轨迹的数学模型及仿真[J].弹箭与制导学报,2006,26(1):653-656.
WANG Xiaoyong, CHEN Honglin. Mathematical Model and Its Simulation of Moving Target Trail [J]. Journal of Missiles and Guidance, 2006, 26(1): 653-656. (in Chinese)

(编辑:田新华)