

11-20-2019

Modeling and Simulation of Missile Trajectory Based on Practical Sampling

Wu Shuai

1. Rocket Force Command College, Wuhan 430012, China; ;

Xiaohua Zhou

1. Rocket Force Command College, Wuhan 430012, China; ;

Lili Wang

2. Naval Engineering University, Wuhan 430032, China;

Xingzhong Yao

1. Rocket Force Command College, Wuhan 430012, 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 of Missile Trajectory Based on Practical Sampling

Abstract

Abstract: Aiming at the problem of lacking the proper simulation method for missile trajectory in combat simulation training, this paper analyzes the limitations of the 6D and 3D simulation models, *proposes a method of trajectory simulation with missile kinematics model and history measured data, and taking an air-to-surface ballistic missile with midcourse-terminal guidance as an example, describes the model construction process in detail. Through the verification, validation and simulation experiments, it shows that this method can simulate various types of missile trajectory with high confidence on both sides of "red and blue", which has an important reference meaning for missile trajectory simulation in combat simulation training.*

Keywords

actual sampling, missile, trajectory, modeling, simulation

Recommended Citation

Wu Shuai, Zhou Xiaohua, Wang Lili, Yao Xingzhong. Modeling and Simulation of Missile Trajectory Based on Practical Sampling[J]. Journal of System Simulation, 2019, 31(4): 811-817.

基于实际采样的导弹弹道建模与仿真

吴帅¹, 周晓华¹, 汪莉莉², 姚行中¹

(1. 火箭军指挥学院, 武汉 430012; 2. 海军工程大学, 武汉 430032)

摘要: 针对作战模拟训练中缺乏合适的导弹弹道仿真方法的问题, 分析了常用的导弹 6 自由度和 3 自由度仿真模型的局限性, 提出一种将导弹运动学模型与历史实测数据相结合的弹道仿真方法, 并以带中末制导的空对面弹道导弹为例, 详细阐述了模型的构建过程, 通过校核、验证和仿真实验, 表明该方法可以高可信度仿真“红蓝”双方各种型号的导弹弹道, 对作战模拟训练导弹弹道仿真具有重要参考意义。

关键词: 实际采样; 导弹; 弹道; 建模; 仿真

中图分类号: TP391.9

文献标识码: A

文章编号: 1004-731X (2019) 04-0811-07

DOI: 10.16182/j.issn1004731x.joss.17-0115

Modeling and Simulation of Missile Trajectory Based on Practical Sampling

Wu Shuai¹, Zhou Xiaohua¹, Wang Lili², Yao Xingzhong¹

(1. Rocket Force Command College, Wuhan 430012, China; 2. Naval Engineering University, Wuhan 430032, China)

Abstract: Aiming at the problem of lacking the proper simulation method for missile trajectory in combat simulation training, this paper analyzes the limitations of the 6D and 3D simulation models, proposes a method of trajectory simulation with missile kinematics model and history measured data, and taking an air-to-surface ballistic missile with midcourse-terminal guidance as an example, describes the model construction process in detail. Through the verification, validation and simulation experiments, it shows that this method can simulate various types of missile trajectory with high confidence on both sides of “red and blue”, which has an important reference meaning for missile trajectory simulation in combat simulation training.

Keywords: actual sampling; missile; trajectory; modeling; simulation

引言

“红蓝”对抗作战模拟训练是目前军事训练的一种重要手段, 仿真“红蓝”双方各种型号导弹的弹道是其中一环。但弹道仿真一般在导弹研制阶段和试验鉴定阶段应用较广泛, 在作战模拟训练中应用较少。鉴于这种现实情况, 很有必要大力开展弹

道仿真在作战模拟训练领域的应用研究。

现有的全弹道仿真多使用 Matlab Simulink 仿真工具, 采用导弹 6 自由度仿真模型^[1-2]或 3 自由度仿真模型^[3]建立动力学和运动学方程, 结合弹目相对运动模型、导引头模型、导引律模型、自动驾驶仪模型、发现和命中目标的判据模型等共同实现仿真目的。这种方法的优点在于能详细地掌握导弹的工作原理, 主要运用于导弹武器系统的开发研制和试验鉴定。缺点是: 程序可移植性不高, 适用范围有限, 难以获得“蓝军”导弹的动力学参数, 仿真校核与验证较为困难。



收稿日期: 2017-03-16 修回日期: 2017-06-26;
作者简介: 吴帅(1982-), 男, 湖北枣阳, 博士生, 研究方向为军事信息; 周晓华(1980-), 男, 湖北公安, 硕士生, 讲师, 研究方向为计算机仿真; 汪莉莉(1981-), 女, 湖南邵阳, 硕士, 讲师, 研究方向为信息对抗。

基于数据的仿真是当前大数据时代一种新的研究思维和方式,“数据优先”模式在某些情况下可以做得更好^[4],而且在网络、公共事业、工业、医疗等领域已率先得到运用。我们在中国知网搜索了 1949 年—2017 年所有期刊发表的“基于实测数据”或“基于实际采样”的弹道仿真相关的文章,现有的弹道实测数据,多用于解算 6 自由度模型参数,或者进行仿真模型验证,直接用于弹道仿真的只有参考文献[5]通过小射程的飞行试验数据,结合模拟打靶试验数据,对大射程的自控段试验弹道进行推算。缺点是:适用范围仅限于反舰导弹,且不适用于作战模拟训练。本文提出了一种将经典的运动学模型和历史实测数据分析相结合的仿真方法,模型简单,可信度高,适用于作战模拟训练系统“红蓝”双方弹道仿真,并以带中末制导的空对面空射弹道导弹为例,用 Matlab 进行了验证。

1 坐标系

本文选用理想的发射坐标系 $Oxyz$ 作为参考坐标系。如图 1 所示,假设地球是半径为 6 371 km 的标准球体。

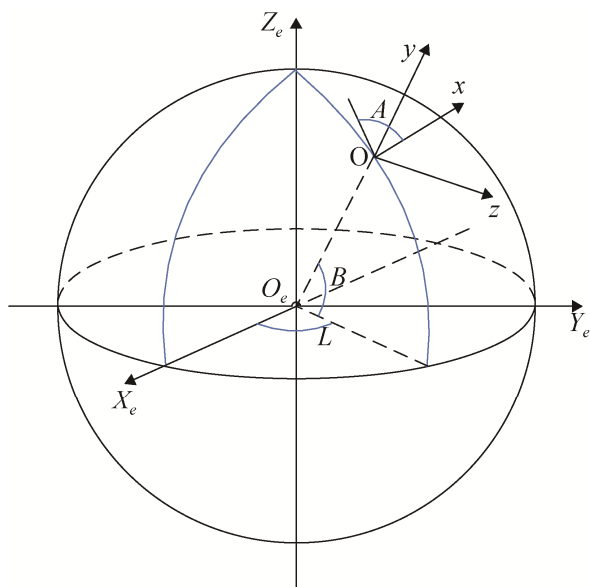


图 1 发射坐标系示意图
Fig. 1 Launch coordinate map

原点 O 取发射点在地球球面上的投影点; y 轴

取过发射点的铅垂线,向上为正; x 轴与 y 轴垂直,指向瞄准方向; z 轴与 x 、 y 轴构成右手坐标系。由其定义可知,它为一随地球自转的动坐标系, y 轴与赤道面构成夹角 B ,为大地纬度;发射点大地子午面 $Z_eO_eO_e$ 与起始大地子午面 $Z_eX_eO_e$ 构成二面角 L ,为大地经度; x 轴与发射点大地子午面正北方向构成夹角 A ,为瞄准方位角。

2 弹道航迹

以带中末制导的空对面空射弹道导弹为例,整个飞行过程可以分为投放段、助推段和中末制导段。其中前两个阶段的弹道属于方案飞行弹道^[6];中末制导阶段属于导引弹道。弹道示意图如图 2 所示。

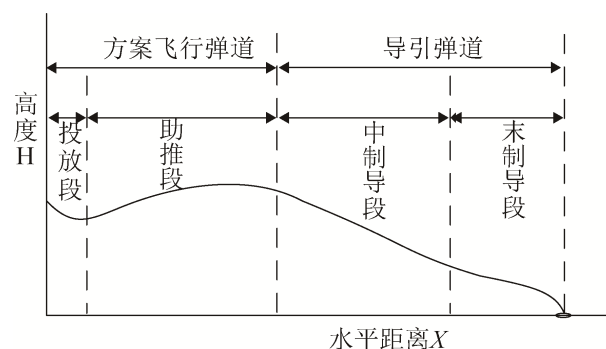


图 2 空对面导弹全弹道航迹示意图
Fig. 2 Diagram of full trajectory of air to surface missile

3 全弹道仿真模型

全弹道仿真模型分为方案飞行弹道模型和导引弹道模型,将模型和实测数据分析相结合形成仿真弹道。

3.1 方案飞行弹道模型

常用的导弹 6 自由度弹道模型,需要导弹的 3 个平移变量和 3 个转动变量,用运动学公式和动力学公式来表达。而在作战模拟训练中,一般仿真粒度较粗,并不需要掌握导弹的内部原理,多把导弹看成质点,对于 3 个转动变量关注较少,重点关注导弹的 3 个平移变量。另外,从数据获取的角度看,“蓝军”导弹的转动变量、空气动力、推力和转动

力矩等数据都很难获取。因此,在作战模拟训练中
可以选用质点运动学模型,简化弹道仿真。

在导弹的方案飞行段,导弹弹道是与目标运动
无关的曲线,当弹道分段足够小,取其中的一小段
来看,每一段可以近似为匀加速运动,因此,选用
分段匀加速质点运动方程作为弹道模型比较合适。
假设导弹飞行弹道划分为 n 段($n+1$ 个采样点),且
每一段的加速度方向和数值不变,第 n 段弹道可以
用方程(1)表达。为了保证模型的可信度,可以根
据仿真精度需求,确定分段 n 的大小。

$$\vec{S}_n = \vec{v}_n t_n + \vec{a}_n t_n^2 / 2 \quad (1)$$

式中: S_n 表示第 n 段导弹飞行距离矢量; $\vec{v}_n$ 表示
第 n 段导弹飞行的初始速度矢量; t_n 表示第 n 段飞
行时间; $\vec{a}_n$ 表示第 n 段飞行加速度矢量。在参考
发射坐标系 Oxyz 上分解,可以得到方程组(2)。

$$\begin{cases} S_{xn} = v_{xn} t_n + a_{xn} t_n^2 / 2 \\ S_{yn} = v_{yn} t_n + a_{yn} t_n^2 / 2 \\ S_{zn} = v_{zn} t_n + a_{zn} t_n^2 / 2 \end{cases} \quad (2)$$

方程组(2)就是导弹在方案飞行段的弹道模
型。 S_{xn} 、 S_{yn} 、 S_{zn} 、 v_{xn} 、 v_{yn} 、 v_{zn} 、 t_n 等采样点处的
数值可以通过地面遥测或卫星探测手段实测得到,
 a_{xn} 、 a_{yn} 、 a_{zn} 可以通过计算得到。采样数据的可靠
性经过验证,误差满足精度要求后存入数据库。

3.2 导引弹道模型

下面分别从 Oxy 纵向运动和 Oxz 侧向运动两
个方面分析导引段弹道模型。

3.2.1 Oxy 纵向运动

在导弹型号固定、射程确定的情况下,导弹的
导引头、使用的导引律、自动驾驶仪、发现和命中
目标的判据是不变的,历史弹道数据已经包含了导
弹探测、导引和控制因素。因此,可以在实测数据
基础上,采用模型(2),先进行标准弹道仿真,然
后根据弹目相对运动模型,进行 x 轴比例变换获得
Oxy 纵向运动仿真导引弹道。这种模拟方法充分保
留了实测弹道的作战特点,可满足作战模拟训练需

要,具体计算步骤如下。

假设某射程实测弹道数据仿真的导引段弹道
轨迹在 x 轴上映射的最大值为 $S_{x\max}$,而在模拟训练
中,根据弹目相对运动模型,确定导引段在 x 轴上
映射的最大值为 $S_{x\max l}$,则比例变换如式(3)所示。

$$K_x = S_{x\max l} / S_{x\max} \quad (3)$$

3.2.2 Oxz 侧向运动

由于历史弹道的侧向运动与模拟训练的侧向
运动之间不具备相关性。因此,不能用实测数据仿
真侧向运动,选用经典的比例导引法仿真 Oxz 侧
向运动。

假设目标运动在导弹探测和机动范围内,保持
导弹侧向速度矢量转动角速度 $\dot{\psi}$ 与目标视线转动
的角速度 $\dot{\phi}$ 成比例 K 。引导关系为:

$$\dot{\psi} = K \dot{\phi} \quad (4)$$

式中: K 为引导系数,一般取 3~6,算法步骤如下:

① 开始引导时刻 t_1 , 导弹、目标坐标为
(x_{d1}, y_{d1}, z_{d1})、(x_{m1}, y_{m1}, z_{m1}), 导弹速度方向

$$\psi_{d1} = \arctan \frac{z_{m1} - z_{d1}}{x_{m1} - x_{d1}}$$

② 若 $t_1 \sim t_2$ 时间段内导弹的速度方向保持不变,
则 t_2 时刻导弹坐标为

$$z_{d2} = z_{d1} + v_{d1} \sin \psi_{d1} (t_2 - t_1)$$

③ 导弹与目标间的距离 r_{md}

$$r_{md} = \sqrt{(x_m - x_d)^2 + (y_m - y_d)^2 + (z_m - z_d)^2}$$

④ 当 $r_{md} \leq r_{ss}$ 时,导弹战斗部起爆;当 $r_{md} \geq r_{ss}$
且飞行时间 $t \geq t_{sh}$ 时,导弹自毁。

式中: (x_d , y_d , z_d) 与方程(2)之间的关系是

$$\begin{cases} S_{xn} = x_{dn} - x_{d(n-1)} \\ S_{yn} = y_{dn} - y_{d(n-1)} \\ S_{zn} = z_{dn} - z_{d(n-1)} \end{cases} \quad (5)$$

3.3 实测数据的运用

在有大量不同射程导弹全弹道采样数据的情
况下,弹道仿真问题,可以变换为弹道数据搜索匹
配和曲线仿真问题。

3.3.1 弹道数据结构

弹道数据搜索匹配, 可以通过数据库的 SQL 语句实现。将所有弹道数据分为方案飞行段实测数据和导引段实测数据两大类, 根据射程进行编组, 不同的弹道选用射程最相近的弹道进行仿真。某射程弹道数据结构如表 1 所示。

表 1 导弹某射程全弹道数据表结构

Tab. 1 Data structure of whole trajectory of a kind of missile

参数名称	方案飞行段			导引段		
时间 t	t_1	...	t_m	...	t_n	
坐标 x	x_1	...	x_m	...	x_n	
坐标 y	y_1	...	y_m	...	y_n	
坐标 z	z_1	...	z_m	...	z_n	
速度 v_x	v_{x1}	...	v_{xm}	...	v_{xn}	
速度 v_y	v_{y1}	...	v_{ym}	...	v_{yn}	
速度 v_z	v_{z1}	...	v_{zm}	...	v_{zn}	

3.3.2 方案飞行弹道仿真

对于方案飞行弹道, 模型使用分段匀加速质点运动方程组(2)。首先, 通过前后两个采样点计算加速度(a_{xn} , a_{yn} , a_{zn})。其次, 将(S_{xn} , S_{yn} , S_{zn})、(v_{xn} , v_{yn} , v_{zn})、 t_n 和(a_{xn} , a_{yn} , a_{zn})代入方程组(2)和(5), 就可以构建 n 组(x , y , z)关于 t 的方程组, 其中 t 最小值为 0, 最大值为采样得到的导弹飞行全程时间。第 n 段的仿真弹道如方程组(6)所示。

$$\begin{cases} x = x_{dn} + v_{xn}(t - t_n) + \frac{a_{xn}(t - t_n)^2}{2} \\ y = y_{dn} + v_{yn}(t - t_n) + \frac{a_{yn}(t - t_n)^2}{2} \\ z = z_{dn} + v_{zn}(t - t_n) + \frac{a_{zn}(t - t_n)^2}{2} \end{cases} \quad (6)$$

将 n 段仿真弹道依据时间顺序相连, 并在发射坐标系中显示, 即可得到基于实测数据的方案飞行仿真弹道。

3.3.3 导引弹道仿真

导引弹道仿真除采用分段匀加速质点运动方程组(2)以外, 还要使用比例变换公式(3)和比例导引法公式(4)。如果目标在不断机动, 仿真弹道数

据要根据比例系数 K_x 和 K 的变化而不断修正弹道, 同时要考虑不同型号导弹的最大侧偏角、最大射程和最小射程的限制。

假设目标运动在导弹探测和机动范围内, 导引弹道仿真步骤如下:

①对实测数据的导引段标准弹道进行分段仿真, 仿真过程与 3.3.2 相同。

②在 Oxy 面对 x 轴数据进行 K_x 变换。如公式(7)所示。

$$x = \left(x_{dn} + v_{xn}(t - t_n) + \frac{a_{xn}(t - t_n)^2}{2} \right) K_x \quad (7)$$

③在 Oxz 面按照比例导引法生成 z 轴弹道数据, 如公式(4)所示。

最后, 将(x , y , z)在三维坐标中显示, 即可得到基于实测数据的导引段仿真弹道。

4 校核与验证

弹道校核与验证的基本思想是: 如果使用模型模拟出来的导弹飞行弹道参数的概率数字特征, 与导弹实际飞行弹道参数的概率数字特征之间不存在显著性差异, 那么就认为该模型是可信的^[7]。本文重点检验两项指标: 导弹的飞行速度和导弹的飞行轨迹概率数字特征。

4.1 校核与验证方法

t 检验和 F 检验法是弹道仿真校核与验证较常用的两种统计方法。

1) t 检验法主要用于对仿真结果参数的均值的校核与验证。在正态总体方差未知时, 提出统计假设 $H_0: \mu = \mu_0$, 而后选取显著性水平 α , 根据下述公式计算统计量 t :

$$t = \frac{\sqrt{n}(\bar{x} - \mu_0)}{S} \sim t(f = n - 1)$$

式中: n 为样本容量; $\bar{x}$ 为统计均值, $\bar{x} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n x_i$;

S 为样本均方差:

$$S = \sqrt{\frac{1}{n-1} \sum_{i=1}^n (x_i - \bar{x})^2}$$

由 α 与 f 在 t 分布表查出统计量 t 的置信区间临界值 t_α , 若 $|t| \geq t_\alpha$, 则否定原假设; 若 $|t| < t_\alpha$, 则接受原假设, 即两个正态总体均值无显著性差异。

2) F 检验法主要用于对仿真结果参数的方差的校核与验证。在两正态总体方差未知时, 提出统计假设 $H_0: \sigma_1^2 = \sigma_2^2$, 而后选取显著性水平 α , 根据下述公式计算统计量 F :

$$F = \frac{\max\{S_1^2, S_2^2\}}{\min\{S_1^2, S_2^2\}} \sim F(n_{\text{大}} - 1, n_{\text{小}} - 1)$$

由 α 与 F 在 F 分布表查出 $F_{\frac{\alpha}{2}}(n_{\text{大}} - 1, n_{\text{小}} - 1)$, 若 $|F| \geq F_{\frac{\alpha}{2}}$, 则否定原假设; 若 $|F| < F_{\frac{\alpha}{2}}$, 则接受原假设。

4.2 校核与验证分析

以导弹弹道坐标值的校核与验证为例, 均值的校核与验证如表 2 所示, 方差的校核与验证如表 3 所示。

表 2 导弹弹道坐标均值的校核与验证
Tab. 2 Verification and validation of missile trajectory coordinate mean

参数名称	检验点(n 个检验点)		
仿真弹道值	(x_{f1}, y_{f1}, z_{f1})	...	(x_{fn}, y_{fn}, z_{fn})
实际测量值	(x_1, y_1, z_1)	...	(x_n, y_n, z_n)
t 值	t_1	...	t_n
t 检验	t_α	...	t_α

表 3 导弹弹道坐标方差的校核与验证
Tab. 3 Verification and validation of missile trajectory coordinate variance

参数名称	检验点(n 个检验点)		
仿真弹道值	(x_{f1}, y_{f1}, z_{f1})	...	(x_{fn}, y_{fn}, z_{fn})
实际测量值	(x_1, y_1, z_1)	...	(x_n, y_n, z_n)
F 值	F_1	...	F_n
F 检验	$F_{\frac{\alpha}{2}}$	...	$F_{\frac{\alpha}{2}}$

由表 2~3 的求解过程可知, 基于实测数据的弹道仿真方法, 在仿真的校核与验证过程中, 具有独特优势。当积累了大量的不同射程的弹道数据, 且采样点 n 的数值较大的情况下, 表 2~3 中大多数的

检验点的仿真弹道值与实际测量值相同, 无论是 t 检验, 还是 F 检验, 都不存在显著性差异, 仿真可信度较高。

5 仿真实验

通过 MATLAB 编程, 实现仿真实验, 仿真流程如图 3 所示。仿真实验: 假设在某次作战模拟训练过程中某型号空对面导弹需要打击弹目距离约为 577 km 处的移动目标, 通过 SQL 语句进行弹型和射程搜索匹配, 匹配数据如表 4 所示(保密原因, 用模拟数据代替), 为便于实验, 仅选择 11 个采样点进行实验验证。单位为国际标准单位: s, m, m/s。

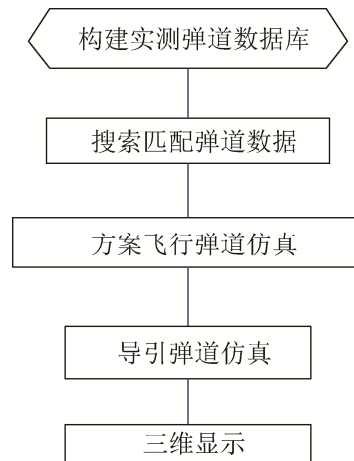


图 3 仿真实验流程

Fig. 3 Simulation experiment process

表 4 数据, 可以根据方程组(6)分时间段构建 10 个弹道方程组, 即为该型号导弹的运动学弹道模型。在导引段, 根据目标移动情况, 分别在纵向运动和侧向运动进行比例变换和比例导引, 修正标准弹道。Oxy 平面比例变换后的飞行弹道曲线如图 4 所示。假设目标运动模型为:

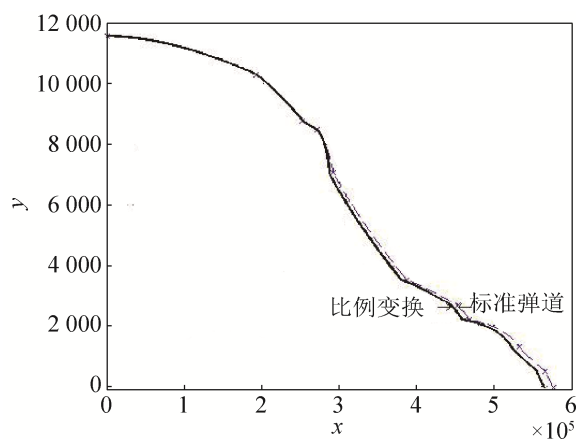
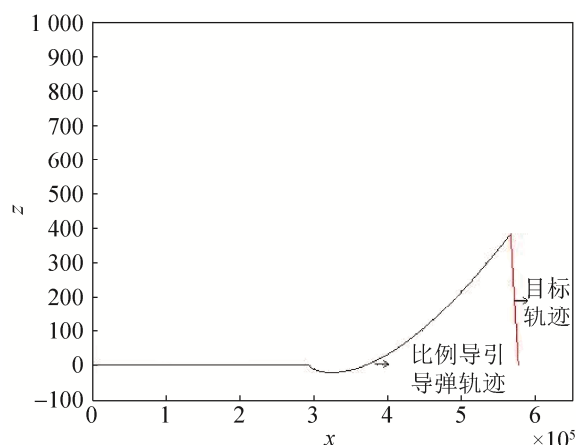
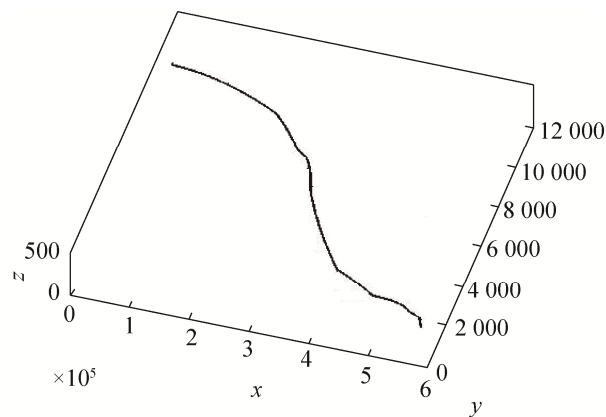
$$\begin{cases} x_t = 576\,956 - 2\,367t \\ z_t = 3.2t \end{cases}$$

比例导引系数 K 取 3, 采用比例导引律后, OXZ 平面的飞行弹道曲线如图 5 所示。全弹道三维仿真曲线如图 6 所示。

表4 某型号空对面导弹全弹道采样数据(用模拟数据代替)

Tab. 4 Measured data of whole trajectory of an air to surface missile(substituted by simulated data)

分段弹道名称	时间 t	坐标 x	坐标 y	坐标 z	速度 v_x	速度 v_y	速度 v_z
方案飞行段	0	0	11 566	0	1 830	-1	0
	95	193 298	10 291	0	1 910	-38	0
	124	252 897	8 779	0	1 930	-62	0
	127	272 167	8 471	0	1 940	-64	0
导引段	141	292 892	7 064	0	1 950	-97	0
	173	387 752	3 540	13	2 080	-20	0
	201	453 486	2 681	25	2 090	-50	1
	206	468 240	2 194	120	2 090	-10	2
	252	533 626	1 290	270	520	-42	3
	258	566 696	500	390	110	-32	2
	260	576 956	-63	430	100	-27	1

图4 Oxy平面仿真弹道
Fig. 4 Oxy plane simulation trajectory图5 Oxz平面仿真弹道
Fig. 5 Oxz plane simulation trajectory图6 三维仿真弹道
Fig. 6 3D simulation trajectory

6 结论

综上所述,本文在分析了导弹飞行全弹道特性的基础上,提出了一种将运动学模型与历史实测数据分析相结合的仿真方法,实现了导弹全弹道仿真。仿真结果表明,仿真弹道从总体上保留了实测弹道不同阶段的特点,较好地模拟了导弹的整个飞行过程,适用于“红蓝”双方弹道仿真,仿真精度主要取决于积累的实测数据的数据量和精度。论文研究对作战模拟训练系统弹道仿真具有一定的借鉴意义。

参考文献:

- [1] 刘云南,董满才,陈战旗,等. 基于 MATLAB 和 Simulink 的导弹弹道仿真与应用[J]. 弹箭与制导学报, 2011, 31(3): 183-185.

- Liu Yunnan, Dong Mancai, Chen Zhanqi, et al. Model Building and Application of Missile Simulation Based on MATLAB and Simulink[J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2011, 31(3): 183-185.
- [2] 杨艳明, 唐胜景. 基于 Simulink 的子导弹全弹道仿真[J]. 系统仿真学报, 2006, 18(6): 1442-1444.
- Yang Yanming, Tang Shengjing. Trajectory Simulation of Submunitions Based on Simulink[J]. Journal of System Simulation, 2006, 18(6): 1442-1444.
- [3] 张安民, 崔连虎, 赵世明. 战术导弹三自由度弹道仿真模型研究[J]. 系统仿真技术, 2016, 12(2): 88-94.
- Zhang Anmin, Cui Lianhu, Zhao Shiming. Study of three Degree of Freedom Tactical Missile Simulation Model[J]. Journal of System Simulation, 2016, 12(2): 88-94.
- [4] 胡晓峰. 大数据时代对建模仿真的挑战与思考[J]. 军事运筹与系统工程, 2013, 27(4): 5-12.
- Hu Xiaofeng. Challenge and Thinking of Modeling and Simulation in Big Data Era[J]. Military Operations Research and Systems Engineering, 2013, 27(4): 5-12.
- [5] 李鹏波, 张士峰, 蔡洪. 远程反舰导弹试验弹道折合直接推算方法[J]. 战术导弹技术, 2000, 1(1): 30-33.
- Li Pengbo, Zhang Shifeng, Cai Hong. Direct Calculation Method for Test Ballistic Trajectory of Long Range Anti-ship Missile[J]. Tactical Missile Technology, 2000, 1(1): 30-33.
- [6] 刘万俊, 魏贤智, 张艺瀚, 等. 导弹飞行力学[M]. 西安: 西安电子科技大学出版社, 2014: 117-130.
- Liu Wanjun, Wei Xianzhi, Zhang Yihan, et al. Missile Flight Mechanics[M]. Xi'an: Xidian University Press, 2014: 117-130.
- [7] 胡海, 刘鼎臣. 飞航导弹弹道仿真的校核、验证和确认[J]. 系统仿真学报, 2002, 14(3): 274-277.
- Hu Hai, Liu Dingchen. Verification Validation & Accreditation of Aerodynamic Missile Trajectory Simulation. Journal of System Simulation, 2002, 14(3): 274-277.