

# 空间目标的轨迹和姿态数据生成

陈尔康, 高长生, 荆武兴

(哈尔滨工业大学 航天学院, 黑龙江 哈尔滨 150001)

**摘要:**针对空间目标的轨迹和姿态数据生成问题,对各类空间目标的特性进行了深入的分析,将其基准弹道分为4种类型并分别给出了设计方法,在此基础上建立了分导弹道设计方法,该方法无需长时间的准备工作,大大简化了系统仿真的工作量。此外为模拟中段目标的微动特性建立了由微动特征量直接计算姿态数据的姿态数据生成方法,该方法无需进行积分计算,加快了计算速度。最后对以上方法进行了仿真验证。仿真结果表明,提出的方法能够在10 s内生成准确命中目标的四类基准弹道和分导弹道。此外,生成的姿态数据能够反映中段目标的微动特性,数据生成耗时短且无需事先准备工作,能够较好地满足系统仿真的要求。

**关键词:**系统仿真;弹道导弹;发射诸元;微运动;轨迹和姿态;空间目标;数据生成  
**中图分类号:**TJ761.3      **文献标志码:**A      **文章编号:**1000-2758(2019)02-0378-08

弹道导弹在空间中<sup>[1]</sup>会释放出包括弹头、诱饵、碎片在内的多种空间目标,这些目标形成了目标群。在攻防对抗系统仿真中不论是对目标群进行跟踪、识别还是拦截,都需要其较为精确的轨迹<sup>[2]</sup>和姿态数据,因此对空间目标的轨迹和姿态数据生成方法进行研究是非常必要的。

在大多数相关研究中,目标的轨迹数据一般根据椭圆弹道原理计算得到<sup>[3-4]</sup>。但这类方法忽略了地球扁率和自转的影响,生成的轨迹数据不够精确。与真实场景类似,目标的弹道由发射诸元确定,因此轨迹数据生成问题实际上是发射诸元的计算问题<sup>[5-6]</sup>。发射诸元的计算方法主要有弹道积分、对射表拟合、解析算法<sup>[7-8]</sup>和轨迹优化<sup>[9]</sup>等,但这些方法在计算诸元之前需要进行大量的计算作为准备。除此之外,目标群还还包括分导弹头和诱饵。这类目标在中段由母舱释放并作被动飞行<sup>[10]</sup>,因此只需计算出释放后的初始状态即可得到轨迹数据。诱饵的初始状态可根据其具体类型设定释放相对速度矢量后计算得到。而分导弹头的初始状态则需满足命中指定目标点的要求,需按照一定的分导策略进行计算<sup>[11]</sup>。文献[12]对若干种不同分导策略进行了研究并得出了最优分导策略。文献[13]则应用极

小值原理推导了分导速度增量的近似解析解,但无法得到能够精确命中设定目标的轨迹数据。随着诱饵技术的不断发展,单纯的轨迹信息难以识别出真弹头,必须考虑目标运动细节信息<sup>[14]</sup>。文献[15-16]将目标除质心平动以外的微小运动定义为微动并分析了其特点,建立了振动、旋转、翻滚和锥旋四类典型微动的模型,并发展成为中段目标识别的重要手段<sup>[17]</sup>。但相关研究只关注雷达信号的结果,缺少对目标姿态数据生成方法的研究。本文从目标数据生成的角度出发,根据弹道导弹的动力学特性和飞行程序设计了4种类型的基准弹道并给出了对应的诸元计算方法。并在此基础上,提出了一种分导弹头最优速度增量的实时计算方法。最后针对目标的微动特性,设计了姿态数据的快速生成算法。

## 1 数学模型

### 1.1 质心运动模型

考虑地球扁率和自转,在发射系内建立弹道导弹质心的运动模型<sup>[18]</sup>如下

$$\begin{cases} \dot{\rho} = v \\ m\dot{v} = P + R + mg - ma_c - ma_k \end{cases} \quad (1)$$

式中,  $\rho$  为导弹相对发射系的位置;  $\mathbf{v}$  为导弹相对发射系的速度;  $\mathbf{P}$  为推力;  $\mathbf{R}$  为气动力;  $\mathbf{g}$  为引力加速度;  $\mathbf{a}_e$  为牵连加速度;  $\mathbf{a}_k$  为哥氏加速度。

气动力在速度坐标系中分解为如下形式

$$\mathbf{R} = \begin{bmatrix} -X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -C_x q S \\ C_y^\alpha q S \alpha \\ C_y^\alpha q S \beta \end{bmatrix} \quad (2)$$

引力加速度沿地心矢径  $\mathbf{r}$  方向和地球自转角速度  $\omega_e$  矢量方向分解如下

$$\mathbf{g} = g_r \mathbf{r} + g_{\omega_e} \omega_e \quad (3)$$

式中,  $g_r$  和  $g_{\omega_e}$  的表达式分别为

$$\begin{cases} g_r = -\frac{\mu}{r^2} \left[ 1 + J_2 \left( \frac{a_e}{r} \right)^2 (1 - 5 \sin^2 \varphi) \right] \\ g_{\omega_e} = -2 \frac{\mu}{r^2} J_2 \left( \frac{a_e}{r} \right)^2 \sin \varphi \end{cases} \quad (4)$$

式中,  $\mu$  为地球的引力常数;  $r$  为地心距;  $a_e$  为地球赤道平均半径;  $J_2$  为带谐系数;  $\varphi$  为地心纬度。

### 1.2 主动段飞程序

弹道导弹的轨迹主要由其主动段决定, 由于弹道导弹的轨迹近似位于射面以内, 因此其飞程序主要由其俯仰角变化规律决定。工程上将其主动段飞程序分为3段<sup>[18]</sup>:

第1段为垂直上升段, 导弹俯仰角保持  $90^\circ$  不变。第2段为转弯段, 该段内攻角变化规律如下:

$$\alpha(t) = \begin{cases} -4\alpha_m e^{-\alpha(t-t_1)} (1 - e^{-\alpha(t-t_1)}) & , t_1 < t < t_2 \\ 0 & , t_2 < t < t_3 \end{cases} \quad (5)$$

式中,  $\alpha_m$  为攻角绝对值的最大值, 称为限制攻角。

第3段为瞄准段, 此段中攻角保持固定值  $\alpha_x$  不变, 称为瞄准角。

## 2 基准弹道设计

### 2.1 弹道类型分析

在没有瞄准段能量管理, 即瞄准角为零的情况下, 导弹的射程随限制攻角的增大呈现先增大后减小的变化趋势。因此某个中间射程会对应2个限制攻角值, 但这两个值所对应的弹道高度是不一样的, 一高一低, 分别对应高弹道和低弹道。

而在瞄准角不为零时, 弹道高度下压, 起到了调整弹道高度的作用, 称为固定高度弹道。此外, 同一个射程对应着多个限制攻角和瞄准角的组合, 其中

存在导弹关机点机械能最小的组合, 该组合对应的弹道即为最小能量弹道。

### 2.2 发射诸元计算方法

考虑到弹道导弹主要在射面内飞行且其射程随限制攻角先增大后减小的特点, 采用大步长遍历粗搜索与精确迭代相结合的方法计算发射诸元, 如图1所示。首先通过球面三角算出发射方位角的粗搜索值, 然后进行限制攻角和发射方位角的遍历, 最后通过精确迭代计算出发射诸元。

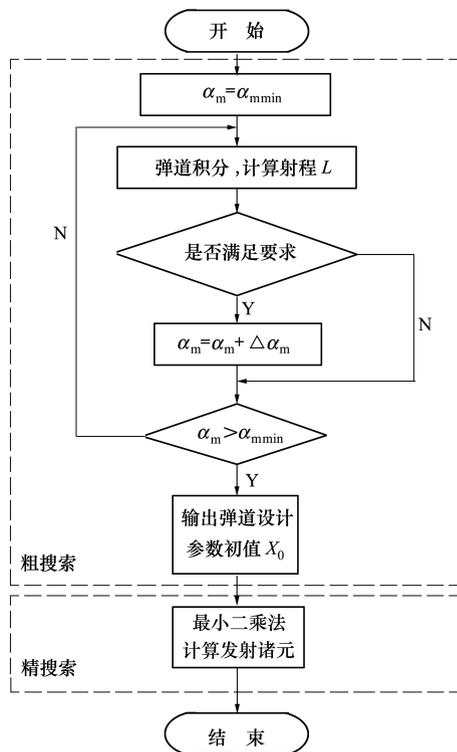


图1 发射诸元计算流程

## 3 分导弹道设计

### 3.1 理论分析

为便于分析和仿真计算, 本文采用脉冲变轨的方式并忽略再入段。这样分导弹道的设计就简化为经典 Lambert 问题<sup>[19]</sup>。

由分导点扫过地心角  $\theta$  至目标点的时间  $\Delta T$  可由拉格朗日转移时间方程表示<sup>[20]</sup>

$$\sqrt{\frac{\mu}{a^3}} \Delta T = \alpha - \beta - (\sin \alpha - \sin \beta) \quad (6)$$

式中,  $\mu$  为引力常数;  $a$  为轨道半长轴;  $\alpha$  和  $\beta$  为拉格朗日参数,  $\cos \alpha = 1 - s/a$ ,  $\cos \beta = 1 - (s - c)/a$ ,  $s = (r_k + r_b + c)/2$ ,  $c$  为分导点与目标点之间的距离。

因此飞行时间  $\Delta T$  与半长轴  $a$  之间的关系如图 2 所示。

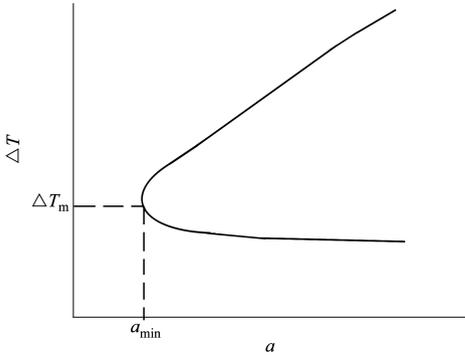


图 2  $\Delta T$  与  $a$  的关系

在  $\Delta T < \Delta T_m$  时,  $\Delta T$  随  $a$  增大而单调递减; 在  $\Delta T > \Delta T_m$  时,  $\Delta T$  随  $a$  增大而单调递增。

而轨道偏心率为<sup>[19]</sup>

$$e = \left[ 1 - \frac{4(s - r_k)(s - r_b)}{c^2} \sin^2\left(\frac{\alpha + \beta}{2}\right) \right]^{1/2} \quad (7)$$

记分导点处基准弹道的速度为  $v_{c1}$ , 分导弹道的速度为  $v_1$ , 则机动速度增量为

$$\Delta V = \sqrt{v_1^2 + v_{c1}^2 - 2v_1v_{c1}\cos\varphi_1} \quad (8)$$

式中

$$\varphi_1 = \arctan\left(\frac{e\sin f_1}{1 + e\cos f_1}\right) \quad \cos f_1 = \frac{a(1 - e^2) - r_k}{er_k}$$

因此增速  $\Delta V$  与半长轴  $a$  之间的关系如图 3 所示。

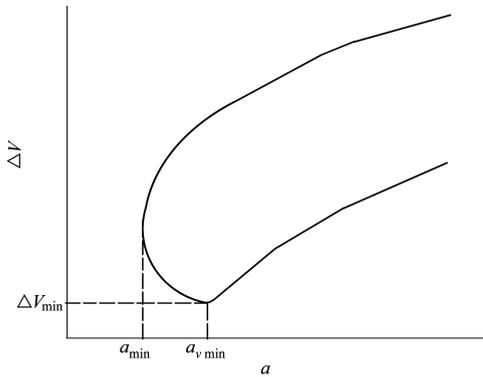


图 3  $\Delta V$  与  $a$  的关系

由图 2 和图 3 可知: 在  $\Delta T < \Delta T_m$  时,  $\Delta V$  随  $a$  增大先减小后增大; 在  $\Delta T > \Delta T_m$  时,  $\Delta V$  随  $a$  增大而单调递增。因此存在飞行时间  $\Delta T_{vmin}$  使得增速  $\Delta V$  最小

$$\Delta V(\Delta T_{vmin}) = \min \Delta V(\Delta T) \quad (9)$$

### 3.2 增速计算方法

根据 3.1 节的分析结果, 本文设计了一种搜索最小增速的双层迭代策略。

对某一固定飞行时间, 构造如下指标函数

$$J(\mathbf{X}) = (\mathbf{G}^T(\mathbf{X}))^T \mathbf{G}(\mathbf{X}) \quad (10)$$

式中,  $\mathbf{G}(\mathbf{X})$  为残差, 取为

$$\mathbf{G}(\Delta V_x, \Delta V_y, \Delta V_z) = [r_{bx} - r_{fx}, r_{by} - r_{fy}, r_{bz} - r_{fz}]^T \quad (11)$$

式中,  $[r_{bx}, r_{by}, r_{bz}]^T$  为  $b$  点的地心矢径,  $[r_{fx}, r_{fy}, r_{fz}]^T$  为分导弹头由分导点  $K$  飞行  $\Delta T$  时间后的地心矢径。

采用如下迭代格式使 (12) 式中指标最小

$$\mathbf{X}_{k+1} = \mathbf{X}_k - \mathbf{A}^{-1}\mathbf{B} \quad (12)$$

式中

$$\begin{cases} \mathbf{A} = \frac{(\partial \mathbf{G}(\mathbf{X}_k))^T}{\partial \mathbf{X}_k} \frac{\partial \mathbf{G}(\mathbf{X}_k)}{\partial \mathbf{X}_k} \\ \mathbf{B} = \frac{(\partial \mathbf{G}(\mathbf{X}_k))^T}{\partial \mathbf{X}_k} \mathbf{G}(\mathbf{X}_k) \end{cases} \quad (13)$$

经过迭代后可得增速为

$$\Delta V(\Delta T) = \sqrt{\Delta V_x^2 + \Delta V_y^2 + \Delta V_z^2} \quad (14)$$

对于外层迭代, 在增速最小时有

$$\Delta V'(\Delta T) = 0 \quad (15)$$

运用牛顿迭代法有迭代公式

$$\Delta T_k = \Delta T_{k-1} - \frac{\Delta V'(\Delta T_{k-1})}{\Delta V''(\Delta T_{k-1})} \quad (16)$$

如此反复迭代即可计算得到最小增速  $\Delta V_{min}$  及其对应的飞行时间  $\Delta T_{vmin}$ 。

## 4 微动姿态数据生成

### 4.1 理论分析

由于中段目标一般为自旋稳定, 因此其微动特征主要是其受干扰力矩作用产生的进动。在释放过程中, 中段目标会受到冲量  $\mathbf{Q}$  的作用<sup>[21]</sup>, 可将其按横向和纵向分解为

$$\begin{cases} Q_t = Q \cos \eta \\ Q_c = Q \sin \eta \end{cases} \quad (17)$$

式中,  $\eta$  为冲量  $\mathbf{Q}$  与目标对称轴的夹角。

进动周期和进动角为

$$\begin{cases} T = \frac{2\pi I_z I_z}{\sqrt{I_z Q^2 \cos^2 \eta + I_s^2 Q^2 \cot^2 \eta}} \\ \theta = \arctan\left(\frac{I_z \sin \eta}{I_s \cos \eta}\right) \end{cases} \quad (18)$$

式中,  $I_t$  为目标横向转动惯量,  $I_s$  为目标纵向转动惯量。

由(17)式和(18)式可知,虽然进动特性涉及参数很多,但主要特征为进动周期和进动角。因此数据生成算法应根据这 2 个量生成目标的姿态数据。

### 4.2 姿态数据计算方法

在仿真中目标姿态一般以相对于地球固联坐标系姿态角的形式给出,具体如图 4 所示。其中  $o - X_E Y_E Z_E$  为地球固联坐标系,  $o - x_1 y_1 z_1$  为目标的弹体坐标系,  $\psi_e$  为偏航角,  $\phi_e$  为俯仰角。而滚转角  $\gamma_e$  为  $oz_1$  轴与  $ox_1$  轴、 $oZ_E$  轴所确定平面的夹角。由于本文考虑的目标均做自旋运动,因此根据自旋角速度计算滚转角即可。

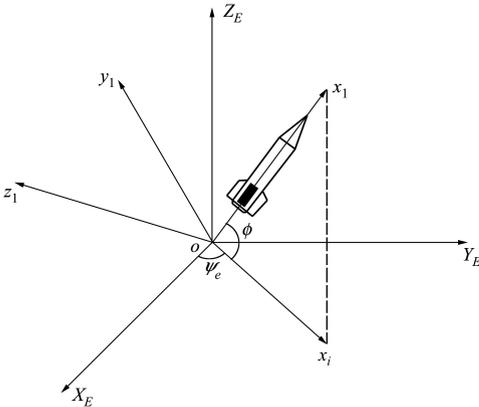


图 4 姿态示意图

记沿  $ox_1, oy_1$  轴的单位向量为  $i, j$ , 经坐标转换后在地固系的坐标分别为  $[i_{xe}, i_{ye}, i_{ze}]^T$ 、 $[j_{xe}, j_{ye}, j_{ze}]^T$ 。

则俯仰角、偏航角为

$$\begin{cases} \phi_e = \arcsin i_{ze} \\ \psi_e = \arctan \frac{j_{ye}}{i_{xe}} \end{cases} \quad (19)$$

为便于计算建立角动量惯性坐标系,以角动量方向(即进动轴方向)为  $X$  轴,任意选择与  $X$  轴构成右手坐标系的  $Y$  轴和  $Z$  轴。与体系间的姿态角分别为进动角  $\theta$ 、章动角  $\psi$  和自转角  $\phi$ 。体系到角动量惯性系的坐标变换矩阵为

$$C_{p1} = \begin{bmatrix} \cos \theta & \sin \phi \sin \theta & & & & \\ \sin \theta \sin \psi & \cos \phi \cos \psi - \sin \phi \cos \theta \sin \psi & & & & \\ -\sin \theta \cos \psi & \cos \phi \sin \psi + \sin \phi \cos \theta \cos \psi & & & & \\ & \cos \phi \sin \theta & & & & \\ & -\sin \phi \cos \psi - \cos \phi \cos \theta \sin \psi & & & & \\ & -\sin \phi \sin \psi + \cos \phi \cos \theta \cos \psi & & & & \end{bmatrix} \quad (20)$$

角动量惯性系到释放瞬时弹体系的坐标转换矩阵为

$$C_{ap} = \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & -\sin \theta \\ \sin \theta \sin \beta & \cos \beta & \cos \theta \sin \beta \\ \sin \theta \cos \beta & -\sin \beta & \cos \theta \cos \beta \end{bmatrix} \quad (21)$$

释放瞬时弹体系到地固系的转换阵为

$$C_{fa} = \begin{bmatrix} \cos \phi_e \cos \psi_e & \sin \phi_e \sin \gamma_e \cos \psi_e - \cos \gamma_e \sin \psi_e & & & & \\ \cos \phi_e \sin \psi_e & \sin \phi_e \sin \gamma_e \sin \psi_e + \cos \gamma_e \cos \psi_e & & & & \\ \sin \phi_e & \sin \gamma_e \cos \phi_e & & & & \\ & -\cos \gamma_e \sin \phi_e \cos \psi_e + \sin \gamma_e \sin \psi_e & & & & \\ & -\cos \gamma_e \sin \phi_e \sin \psi_e - \sin \gamma_e \cos \psi_e & & & & \\ & \cos \gamma_e \cos \phi_e & & & & \end{bmatrix} \quad (22)$$

释放瞬时地固系到地固系的转换关系只与自转角  $\lambda = \omega_e \Delta T$  有关

$$C_{ef} = \begin{bmatrix} \cos \lambda & \sin \lambda & 0 \\ -\sin \lambda & \cos \lambda & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (23)$$

由以上坐标变化关系可计算弹体系到地固系的坐标转换矩阵

$$C_{e1} = C_{ef} C_{fa} C_{ap} C_{p1} \quad (24)$$

至此已求出了  $i, j$  在地固系中的坐标,代入(19)式即可计算出姿态角。

## 5 仿真分析

### 5.1 基准弹道设计

对基准弹道设计方法进行仿真验证,以某导弹为仿真对象,发射点设为(155.462°W, 19.653°N),目标点设为(116.395°E, 39.922°N),初步计算目标射程为 8 481.88 km。本文提出方法(方法 1)的弹道设计结果分别如表 1 和图 5 所示。为便于比较,文献[8]中方法(方法 2)的弹道设计结果如表 2 所示。

表 1 基准弹道设计结果(方法 1)

弹道类型	纵程偏差/m	横程偏差/m	弹道高度/km	限制攻角/°	瞄准角/°	发射方位角/°	计算时间/s
高弹道	8.36	0.8	1 861.5	6.74	0	-56.13	3.221
低弹道	40.25	2.78	659.2	9.99	0	-55.35	2.536
固定高度	10.84	0.97	968.1	9.13	5.75	-55.43	7.189
最小能量	19.43	1.62	1 305.9	7.17	10.85	-55.78	6.723

表 2 基准弹道设计结果(方法 2)

弹道类型	纵程偏差/m	横程偏差/m	弹道高度/km	限制攻角/°	瞄准角/°	发射方位角/°	计算时间/s
高弹道	10.21	0.42	1 870.0	6.75	0	-56.14	207.490+0.904
低弹道	16.61	2.07	662.1	9.98	0	-55.35	207.490+0.827
固定高度	12.09	1.14	965.4	9.13	5.74	-55.43	207.490+1.179
最小能量	22.37	1.94	1 295.1	7.18	10.84	-55.77	207.490+1.047

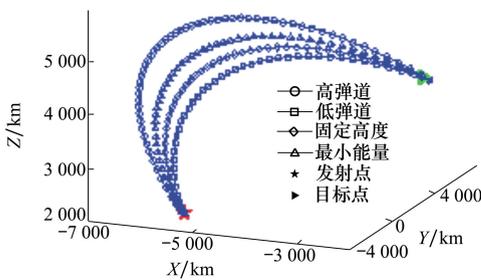


图 5 基准弹道

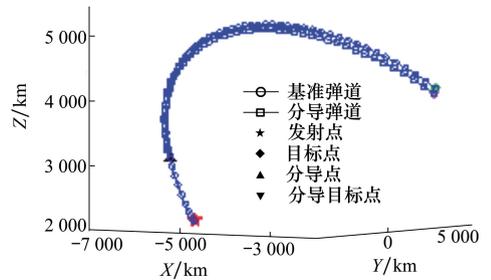


图 6 分导弹道

由表 1 和表 2 可知,2 种方法计算出的诸元非常相近,说明本文提出的方法能够给出足够准确的弹道数据。而在计算时间上,虽然方法 2 的迭代时间小于方法 1 的总耗时,但方法 2 事先需要大量时间计算弹道进行拟合,在处理不同的多个发射点时计算耗时会进一步增大,因此方法 1 在应用灵活性和计算耗时上优于方法 2。由图 5,4 种类型的弹道均以较高的精度命中目标点,且由于弹道类型不同其弹道高度也不同,其中固定高度弹道和最小能量弹道的弹道高度位于高弹道和低弹道之间。

### 5.2 分导弹道设计

以 5.1 节中的高弹道为基准弹道进行分导弹道设计的仿真。设置分导时刻为发射后 350 s,分导目标点为(117.216°E,39.128°N),设计结果如图 6 所示。其中横程偏差为 0.8 m,纵程偏差为 8.36 m,计算耗时为 0.894 s。利用最优分导方法计算分导弹道,其横程偏差为 35.4 m,纵程偏差为 247.6 m,计算耗时为 0.115 s。虽然该方法计算耗时更短,但由于该方法未使用精确模型迭代计算,因此精度不如本文提出的方法,难以用于系统仿真中。

可以看到分导弹道以较小偏差命中分导目标点,且计算耗时较少,能够满足仿真需求。

### 5.3 姿态数据生成

同样以 5.1 节中的高弹道为基准弹道进行诱饵姿态数据生成的仿真。设置进动角为 4°,自旋周期为 0.1 s,锥旋周期为 0.5 s,释放时间为发射后 400 s。分别使用本文方法(方法 1)和传统的姿态动力学方程积分方法(方法 2)计算姿态数据,仿真结果如图 7 和图 8 所示。

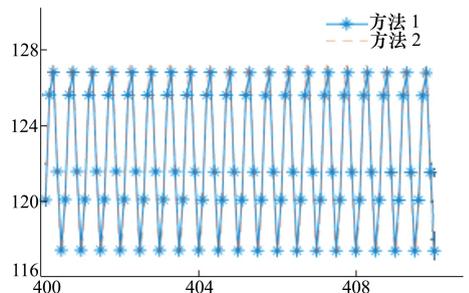


图 7 偏航角

可以看到本文提出的方法与直接积分动力学方

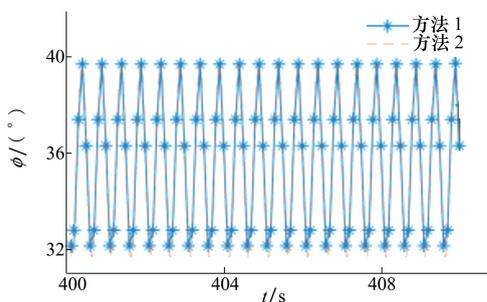


图8 俯仰角

程的计算结果一致,但本文方法无需进行积分计算,在计算时间上有优势,适于系统仿真使用。

## 6 结 论

以系统仿真中的目标数据生成为研究对象,考虑仿真的特点,对各类目标的特性进行分析并建立了相应的模型,给出仿真数据的生成方法:

1) 根据导弹飞行程序特点和弹道特性将基准弹道分为4类,并设计了相应的弹道诸元计算方法。该方法

将诸元计算分为粗搜索和精搜索两部分,无需事先准备工作即可快速准确地生成基准弹道数据。仿真结果表明,该方法能够生成准确的轨迹数据;虽然总计算耗时大于传统方法,但传统方法在迭代前的准备工作需要耗费大量时间,而本文提出的方法并不需要任何准备工作,因此该方法能够更好地满足系统仿真的要求。

2) 将分导弹道的设计问题转化为 Lambert 问题,分析了飞行时间与分导增速的关系。基于此关系,提出了一种最小增速分导弹道规划方法。这一两层迭代算法能够计算处分导弹头的最小增速。利用这一增速即可计算出分导弹头的弹道数据。与传统方法相比,该方法虽然计算耗时小幅增加,但精度明显提高,更适合系统仿真使用。

3) 分析了中段目标的姿态微动特性,设计了一种通过坐标转换矩阵计算姿态数据的方法,能够快速准确的生成包含目标微动特性的姿态运动数据。仿真结果表明,该方法计算得到的姿态数据与动力学模型积分计算的结果一致,能够准确反映目标微动特性,且计算耗时短,使用方便,符合仿真的要求。

## 参考文献:

- [1] 谷良贤, 龚春林, 郝波. 动能拦截器姿控与轨控方案设计及仿真[J]. 西北工业大学学报, 2007, 25(3): 402-405  
GU Liangxian, GONG Chunlin, HAO Bo. Design and Simulation of KKV Control Scheme[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2007, 25(3): 402-405 (in Chinese)
- [2] 左家亮, 杨任农, 张滢, 等. 分布式半实物环境实时弹道仿真步长自适应研究[J]. 兵工学报, 2015, 36(4): 653-659  
ZUO Jialiang, YANG Rennong, ZHANG Ying, et al. Research on the Step Size of Real-Time Self-Adaptation Trajectory Simulation in Distributed Hardware-in-Loop Environment[J]. Acta Armamentarii, 2015, 36(4): 653-659 (in Chinese)
- [3] 顾铁军, 刘健, 聂成. 反 TBM 作战仿真中 TBM 弹道的生成[J]. 现代防御技术, 2001, 29(4): 23-25  
GU Tiejun, LIU Jian, NIE Cheng. Generation of TBM's Trajectory in the Simulation of Anti-TBM Battle[J]. Modern Defence Technology, 2001, 29(4): 23-25 (in Chinese)
- [4] 曹敏, 刘永祥, 黎湘. 弹道导弹轨迹参数生成技术研究[J]. 电光与控制, 2004, 11(2): 35-37  
CAO Min, LIU Yongxiang, LI Xiang. Study on Generation of Trajectory Parameters for Ballistic Missiles[J]. Electronics Optics & Control, 2004, 11(2): 35-37 (in Chinese)
- [5] 张涛, 申军, 马瑞萍, 等. 弹道导弹诸元准备研究[J]. 导弹与航天运载技术, 2009, 304(6): 16-18  
ZHANG Tao, SHEN Jun, MA Ruiping, et al. Research on Firing Data Preparation for Ballistic Missile[J]. Missiles and Space Vehicles, 2009, 304(6): 16-18 (in Chinese)
- [6] ROH W E, KIM Y. Trajectory Optimization for Multi-Stage Launch Vehicle Using Time FEM Versus Collocation[C]//Proceedings of AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit, Portland, 1995: 1-5
- [7] ROBERTSON R E. Oblateness Correction to Impact Points of Ballistic Rockets[J]. Journal of Franklin Institute, 1959, 27(12): 456-481
- [8] 韦文书, 荆武兴, 高长生. 机动发射的弹道导弹飞行诸元的快速计算[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2012, 44(11): 7-12  
WEI Wenshu, JING Wuxing, GAO Changsheng. A Rapid Method for Flight Program Design of the Ballistic Missile Launched on

- Mobile Platform[J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 2012, 44(11): 7-12 (in Chinese)
- [9] 闫晓东, 吕石, 贾晓娟. 固体助推火箭助推段能量管理分析[J]. 西北工业大学学报, 2013, 31(4): 584-589  
YAN Xiaodong, LYU Shi, JIA Xiaojuan. Energy Management Analysis of Ascent Phase for Solid Rocket Booster[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2013, 31(4): 584-589 (in Chinese)
- [10] 郇苏丹, 任萱. 大气层外诱饵释放研究[J]. 宇航学报, 2001, 22(2): 100-105  
LI Sudan, REN Xuan. Research of Releasing Decoy Outside Atmosphere[J]. Journal of Astronautics, 2001, 22(2): 100-105 (in Chinese)
- [11] GREENE A D. Design, Implementation and Use of the MIRV Experimental Compiler for Computer Architecture Research[D]. Ann Arbor, University of Michigan Dissertation Abstracts International, 2003
- [12] 徐勤, 刘昆, 高佳一, 等. 分导飞行器试验运载火箭分导策略研究[J]. 航天控制, 2015, 33(2): 50-55  
XU Qin, LIU Kun, GAO Jiayi, et al. Study on Independently-Targeted Strategy of MIRV Flight by Launch Vehicle[J]. Aerospace Control, 2015, 33(2): 50-55 (in Chinese)
- [13] 薛沛丰. 多弹头最优分导程序的选择[J]. 国防科技大学学报, 1983, 5(1): 21-37  
XUE Peifeng. Choice of Optimal Multiple Independently Targeted Programming[J]. Journal of National University of Defense Technology, 1983, 5(1): 21-37 (in Chinese)
- [14] 杨有春, 童宁宁, 冯存前, 等. 弹道目标中段平动补偿与微多普勒提取[J]. 宇航学报, 2011, 32(10): 2235-2241  
YANG Youchun, TONG Ningning, FENG Cunqian, et al. Translation Compensation and Micro-Doppler Extraction of Ballistic Target in Midcourse[J]. Journal of Astronautics, 2011, 32(10): 2235-2241 (in Chinese)
- [15] CHEN V C, LI F Y, HO S S, et al. Micro-Doppler Effect in Radar Phenomenon, Model and Simulation Study[J]. IEEE Trans on Aerospace and Electronic Systems, 2006, 42(1): 2-21
- [16] CHEN V C. Doppler Signatures of Radar Backscattering from Objects with Micro-Motions[J]. IET Signal Processing, 2008, 2(3): 291-300
- [17] 许丹, 田波, 冯存前, 等. 基于自适应融合的弹道目标空间位置重构[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(6): 1216-1223  
XU Dan, TIAN Bo, FENG Cunqian, et al. Space Position Reconstruction of Ballistic Target Based on Adaptive Fusion[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(6): 1216-1223 (in Chinese)
- [18] 孙乐园, 贾如岩, 杨枝山, 等. 重型运载火箭轨迹/总体参数一体化优化方法[J]. 西北工业大学学报, 2016, 34(6): 1101-1107  
SUN Leyuan, JIA Ruyan, YANG Zhishan, et al. An Integrated Optimization Method of Trajectory/System Parameters for Heavy Launch Vehicles[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2016, 34(6): 1101-1107 (in Chinese)
- [19] 朱仁璋, 蒙薇, 胡锡婷. 航天器交会中的 Lambert 问题[J]. 中国空间科学技术, 2006, 26(6): 49-55  
ZHU Renzhang, MENG Wei, HU Xiting. Lambert's Problem in Spacecraft Rendezvous[J]. Chinese Space Science and Technology, 2006, 26(6): 49-55 (in Chinese)
- [20] Battin R H. An Introduction to the Mathematics and Methods of Astrodynamics[M]. Reston: AIAA, 1999: 178-191
- [21] 金光虎, 高勋章, 黎湘, 等. 中段目标微运动建模方法与宽带雷达回波仿真[J]. 系统仿真学报, 2010, 22(4): 861-871  
JIN Guanghu, GAO Xunzhang, LI Xiang, et al. Micro-Motion Modeling and Wideband Radar Echo Simulation of Midcourse Target[J]. Journal of System Simulation, 2010, 22(4): 861-871 (in Chinese)

# The Method of Trajectory and Attitude Data Generation for Space Target

CHEN Erkang, GAO Changsheng, JING Wuxing

(School of Astronautics, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China)

**Abstract:** To solve the problem of space targets' trajectory and attitude data generation in system simulation, the characteristics of various types of ballistic missiles and their midcourse targets are analyzed deeply. The baseline ballistic is divided into four types and design methods are given respectively, based on which multiple independently reentry vehicle (MIRV) ballistic design method is established. This method doesn't need preparations and simplifies the system simulation. In addition, an attitude data generation method according to micro-motion characteristic quantity is proposed in order to simulate midcourse target's micro-motion. This method doesn't require numerical integral and speeds up the computation. Simulation results show that four types of baseline trajectory and MIRV trajectory that can accurately hit the target are generated in ten seconds. In addition, the attitude data can reflect the micro-motion characteristic, and the time for data generation is short. This method can meet the requirements of system simulation.

**Keywords:** system simulation; ballistic missile; firing data; micro-motion; trajectory and attitude; space target; data generation