

系统性能对飞行轨迹的依赖性,并说明这种依赖性会导致设计和性能检验的复杂性,描述了捷联惯导系统误差建模过程,它可根据确定的飞行轨迹来预测建议采用设计的性能。

提出了一个需要运用误差模型及相关的飞行轨迹信息的成本效益好的设计方法。论证了确定标准飞行轨迹将有助于促进捷联惯导系统的成本效益好的设计。

还介绍了产品捷联惯导系统的几种性能检验方法。

参 考 文 献 (略)

(张超明、谭亦恒 译 梅枝 校)

战略导弹的精度与重力异常

杨 庭 楣

摘要 本文首先提出了命中精度对战略导弹的军事和经济意义,并列出了战略导弹的误差模型,从中可以看到,惯性器件是战略导弹的主要误差源,因此,着重讨论了陀螺仪、加速度表、平台的静差和动差模型。最后从导弹的关机方程入手,推导了导弹的制导方程式以及重力异常对射程误差的影响。

主题词: 导弹精度, 误差分析, 战略导弹

一、引 言

世界各国政府和公众舆论对军备竞赛极为关切,尤其是对核军备。苏美两国政府首脑批准的中导条约无疑是向缓和迈出的重要的、实质性的一步,所以,理应受到各国政府和人民的普遍欢迎。但同时也应该看到,在世界的现有导弹核武器库中,仍然贮存着大量的核装备。地下核试验仍在进行着。有不少国家,甚至是一些第三世界的中小国家正在挤身于核俱乐部。在旷日持久的两伊战争中,双方都使用导弹袭击了对方的城市、战略目标和交通枢纽,引起了世界各国的普遍关注。有充分的证据表明,在已掌握核武器的国家中,正在进一步的完善自己的核装备,努力提高核武器系统的精度。

二、提高战略弹道导弹精度的意义

战略导弹最重要的指标之一是命中精度。命中精度与杀伤力之间的关系如下:

$$K = \frac{Y^{\frac{3}{2}}}{(Cep)^2} \quad (1)$$

式中 K ——武器系统的杀伤力,

Y —— 弹头的当量;
 C_{ep} —— 命中的圆误差。

从(1)式中可以看出, 由于命中精度的提高, 在摧毁敌方同样目标的前提下, 可以降低弹头的当量, 其关系列于表1。由表1可知, 当导弹的命中精度越高, 则所需弹头的威力就越小, 相反, 如命中精度越低, 则所需弹头的当量就越大, 它们之间的关系又可以用曲线来表示(见图1)。

表 1

弹头的当量 (万吨)	命中精度(km)
2000	1
100	0.37
20	0.22
5	0.14

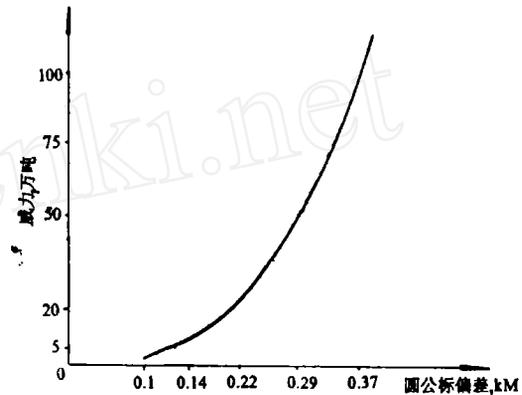


图 1 弹头的当量和命中精度的关系曲线

敌方的目标一般可分为软目标和硬目标两种。所谓软目标是指城市、工业区、港口和交通枢纽等。所谓硬目标是指指挥所和导弹发射井等。1km 以上的圆公算偏差足以摧毁敌方的软目标。如要摧毁敌方的硬目标, 则要求弹道导弹具有更高的命中精度、更多的弹头和更大的当量。

由于精度的提高, 弹头的当量可以急剧降低, 在射程不变的情况下, 火箭的运载能力可以降低, 从而又有利于武器系统的机动, 这就提高了它的生存能力。另一方面, 还有着巨大的经济意义, 如以美国的北极星导弹为例, 在摧毁敌方同样目标的情况下, 如命中精度提高一倍, 惯性器件的成本显然要提高, 但整个导弹、导弹发射场、发射人员和后勤保障等的总投资却要降低四分之一左右。

表 2 战略弹道导弹的误差模型对命中精度的影响

误差源	命中误差(m)	
	纵向	横向
惯性器件	1050	270
初始条件	780	660
制导公式和计算机	100	25
推力后效	650	100
重力异常	100	100
目标误差	200	200
再入误差	300	200
均方误差	1511	784
圆概率误差	1351	

三、战略导弹的误差模型

战略导弹的误差源由惯性器件、初始条件、制导公式、计算机、推力后效、重力异常、目标误差和再入误差等组成。而惯性器件的误差在整个战略导弹的总误差中占70%以上。为了便于说明各种误差的分布情况, 假设有一种洲际弹道导弹, 其射程为10000km, 命中圆概率误差为1.35km, 则其分布情况列于表2。

设表2中所列的误差源是互相独立的, 且根据定义, 弹头有50%的命中概率, 则其圆误

差为：

$$Cep = 0.589(\sigma_x + \sigma_y) = 0.589(1511 + 784) = 1351m$$

四、平台的误差模型

高精度的惯性器件首推平台系统，这是因为它能隔离导弹的振动、角运动和交叉耦合误差小等。惯性器件的主要功能是测定火箭的推力或加速度，从而起到制导的目的。同时，平台又能输出火箭的姿态信号，通过稳定系统，控制火箭的运动姿态。平台系统的简图如图 2 所示。

图中 G_x, G_y, G_z ——分别为 x, y, z 陀螺仪；
 A_x, A_y, A_z ——分别为 x, y, z 加速度表；
 T_x, T_y, T_z ——分别为 x, y, z 轴上的力矩电机；
 S_x, S_y, S_z ——分别为 x, y, z 轴上的角度传感器；
 x, y, z ——三轴平台系统的框架坐标轴。

G_x, G_y, G_z 陀螺仪安装在台体上，它们分别敏感沿 x, y, z 轴上的角速度。当有外界干扰角速度输入时，该轴上的陀螺仪就输出一个正比于它的电信号，经过伺服放大器输给力矩电机，后者给平台加矩，保持平台的稳定，其方块原理图如图 3 所示。

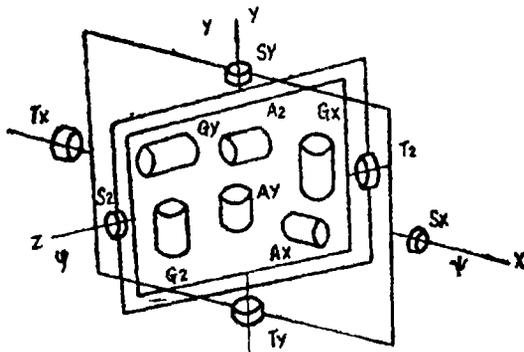


图 2 三轴框架平台系统的示意图

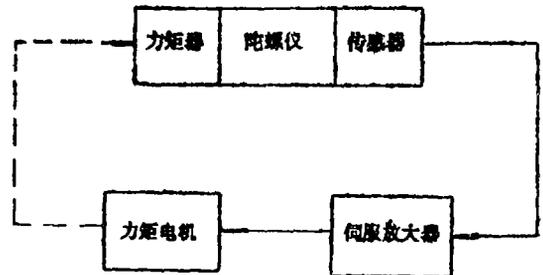


图 3 平台稳定回路方块图

A_x, A_y, A_z 加速度表同样装在台体上，它们分别测量 x, y, z 方向的加速度。当加速度表的测量值和预先的装订量一致时，计算机就发出关机指令。

研究惯性器件的误差模型有二个目的：

1. 研究惯性器件的误差性质、误差源和误差的大小，找出主要的误差源，为研究和改进设计提供方向；
2. 对系统性的误差进行补偿，以提高制导精度、预测落点误差。

因此，这里列出的是实用的平台误差模型，其模型如下：

1. 陀螺仪的误差模型

$$\dot{\alpha}_x = K_{0G_x} + K_{11G_x} \cdot W_x - K_{12G_x} \cdot W_y - K_{21G_x} \cdot W_y W_x - K_{11G_x} \cdot W_x^2 + R_{G_x}$$

$$\dot{\alpha}_y = K_{0G_y} + K_{11G_y} \cdot W_y - K_{12G_y} \cdot W_x + K_{21G_y} \cdot W_x W_y - K_{11G_y} \cdot W_y^2 + R_{G_y} \quad (2)$$

$$\dot{\alpha}_z = K_{0G_z} - K_{11G_z} \cdot \dot{W}_y - K_{12G_z} \cdot \dot{W}_x + K_{21G_z} \cdot \dot{W}_x \dot{W}_y + K_{22G_z} \cdot \dot{W}_y^2 + R_{G_z}$$

式中 $\dot{\alpha}_x$ 、 $\dot{\alpha}_y$ 、 $\dot{\alpha}_z$ ——分别为 x 、 y 、 z 陀螺仪的漂移角速度；

K_{0G_x} 、 K_{0G_y} 、 K_{0G_z} ——分别为 x 、 y 、 z 陀螺仪与加速度无关的漂移系数；

K_{11G_x} 、 K_{12G_x} 、 K_{11G_y} 、 K_{12G_y} 、 K_{11G_z} 、 K_{12G_z} ——分别为 x 、 y 、 z 陀螺仪与加速度成比例的漂移系数；

K_{21G_x} 、 K_{22G_x} 、 K_{21G_y} 、 K_{22G_y} 、 K_{21G_z} 、 K_{22G_z} ——分别为 x 、 y 、 z 陀螺仪与加速度的相乘积成比例的漂移系数；

W_x 、 W_y 、 W_z ——分别为沿 x 、 y 、 z 轴的加速度；

R_{G_x} 、 R_{G_y} 、 R_{G_z} ——分别为 x 、 y 、 z 陀螺仪的随机漂移。

2. 加速度表的误差模型

$$\begin{aligned} \Delta W_x &= K_{0Ax} + K_{1Ax} \cdot W_x + K_{21Ax} \cdot W_x^2 - W_y a_{x\varphi} + R_{Ax} \\ \Delta W_y &= K_{0Ay} + K_{1Ay} \cdot W_y + K_{21Ay} \cdot W_y^2 - W_x a_{y\varphi} + R_{Ay} \\ \Delta W_z &= K_{0Az} + K_{1Az} \cdot W_z + K_{21Az} \cdot W_z^2 - W_x a_{z\varphi} - W_y a_{z\varphi} + R_{Az} \end{aligned} \quad (3)$$

式中 ΔW_x 、 ΔW_y 、 ΔW_z ——分别为 x 、 y 、 z 加速度表的视加速度误差；

K_{0Ax} 、 K_{0Ay} 、 K_{0Az} ——分别为 x 、 y 、 z 加速度表与加速度无关的误差系数；

K_{1Ax} 、 K_{1Ay} 、 K_{1Az} ——分别为 x 、 y 、 z 加速度表与加速度成比例的误差系数；

K_{21Ax} 、 K_{21Ay} 、 K_{21Az} ——分别为 x 、 y 、 z 加速度表与加速度的乘积成比例的误差系数；

$a_{x\varphi}$ 、 $a_{y\varphi}$ 、 $a_{z\varphi}$ ——分别为 x 、 y 、 z 加速度表的安装误差角所引起的误差系数。

R_{Ax} 、 R_{Ay} 、 R_{Az} ——分别为 x 、 y 、 z 加速度表的随机误差。

3. 平台的静差

$$\begin{aligned} \alpha_{xp} &= K_{0px} + K_{xy} \cdot W_y - K_{zx} W_z + K_x \cdot W_y \cdot W_x + R_{px} \\ \alpha_{yp} &= K_{0py} - K_{yx} \cdot W_x + K_{yz} W_z - K_{zy} W_x W_z + R_{py} \\ \alpha_{zp} &= K_{0pz} - K_{zx} \cdot W_y + K_{zy} W_x + K_z \cdot W_x W_y + R_{pz} \end{aligned} \quad (4)$$

式中 α_{xp} 、 α_{yp} 、 α_{zp} ——分别为平台 x 、 y 、 z 轴的静差；

K_{0px} 、 K_{0py} 、 K_{0pz} ——分别为平台 x 、 y 、 z 轴的调平和方位误差；

K_{xy} 、 K_{yx} 、 K_{zx} ——分别为平台 x 、 y 、 z 轴与加速度成比例的误差系数；

K_x 、 K_y 、 K_z ——分别为平台 x 、 y 、 z 轴与加速度的乘积成比例的误差系数；

R_{px} 、 R_{py} 、 R_{pz} ——分别为平台 x 、 y 、 z 轴的随机误差。

4. 平台的动差

$$\begin{aligned} \alpha_{xp} &= K_{x_0}^{(1)} \int_0^t W_x W_{x_1} d\tau + K_{x_0}^{(2)} \int_0^t W_y W_{x_1} d\tau \\ \alpha_{yp} &= K_{y_0}^{(1)} \int_0^t W_y W_{x_1} d\tau + K_{y_0}^{(2)} \int_0^t W_x W_{x_1} d\tau \\ \alpha_{zp} &= K_{z_0}^{(1)} \int_0^t W_x \cdot W_y d\tau + K_{z_0}^{(2)} \int_0^t W_x W_{x_1} d\tau \end{aligned} \quad (5)$$

式中 α_{xp} 、 α_{yp} 、 α_{zp} ——分别为平台 x 、 y 、 z 轴的动差；

$K_{x_0}^{(1)}$ 、 $K_{x_0}^{(2)}$ 、 $K_{y_0}^{(1)}$ 、 $K_{y_0}^{(2)}$ 、 $K_{z_0}^{(1)}$ 、 $K_{z_0}^{(2)}$ ——分别为平台 x 、 y 、 z 轴的动态误差系数；

W_{x_1} ——弹体的纵向加速度。

惯性器件的误差对落点偏差的影响列于表 3。

表 3

误差源			标准偏差(m)	
序号	名称	技术指标	纵向	横向
1	陀螺仪与加速度无关的漂移	$0.02^\circ/h$	400	130
2	陀螺仪与加速度一次方有关的漂移	$0.02^\circ/h/g$	700	220
3	陀螺仪与加速度相乘积有关的漂移	$0.01^\circ/h/g$	200	70
4	加速度表与加速度无关的误差	$10^{-5}g$	200	30
5	加速度表与加速度成比例的误差	10^{-5}	600	
6	加速度表与安装误差角有关的误差	$2''$	200	
7	平台的动态误差	$1''$	70	30
均方根和			1050	270
圆概率误差			780	

从表 3 中可以看出,陀螺仪和加速度表的误差是平台误差模型中的主要组成部分,所以一个高精度的惯导系统,必须有高精度的陀螺仪和加速度表。为了提高仪表的精度,在早期,设计师把注意力集中在提高仪表的抗干扰能力上,即想方设法提高陀螺仪的角动量,为此,采用了高比重的陀螺电机,曾取得了显著的成效,但随之而来的增大了仪表的体积、重量和能源消耗,干扰力矩也明显增加。其后,设计师们改变了主攻方向——减少仪表的干扰力矩,为此,千方百计的改进支承技术,由滚珠支承改为流体支承,使干扰力矩成数量级的减少,同时也提高了零部件的加工精度,就国内水平而言,已达 $10^{-3}\sim 10^{-4}mm$ 级,也就为仪表的高精度和小型化奠定了基础。随着测试技术和测试方法的不断发展,把仪表的常值误差和有规律的误差从总误差中分离出来,并予以补偿,有效的提高了仪表的使用精度,但这要求仪表具有高度的时间稳定性。因此,新材料、新工艺、新的元器件、新设计和新的测试技术就应运而生。在采用新技术的基础上,陀螺仪的漂移提高到每小时千分之几度,加速度表提高到 10^{-6} 正在变成现实。

五、重力异常对命中精度的影响

大地测量学为弹道导弹提供了发射点和目标点的地理坐标位置以及二点之间的重力加速度。根据激光跟踪站坐标和多普勒卫星跟踪站坐标测定的结果,美国海军导航系统多普勒站坐标的精度已达米级,这是采用了高精度的大地坐标计量方法和对系统性的误差进行了计算和补偿而取得的。为了满足所需要的精度,必须建立整个弹道范围内的地球重力模型,它的复杂程度取决于所需要的命中精度。

从重力/地形数据或高度数据估计的平均大地水准面重力值,即可得到重力扰动值。当美国海军武器实验室根据卫星多普勒跟踪数据推导出球谐位函数的高阶系数后,就这些高阶项纳入了洲际弹道导弹的精度计算中。球谐位函数1965年扩展到4阶,1967年又扩展到8阶,现已可完善到180阶。从而可使洲际导弹的命中精度有了显著的提高,球谐位函数的阶对命中位置误差的影响见图4。

从图4中可以看出,球谐位函数误差对纵向偏差的影响较横向为大。球谐位函数的阶在

8阶以内对命中误差的影响较大,而在大于8阶以后,其影响逐渐趋于平移。可以根据命中精度的要求确定球谐位函数的阶。

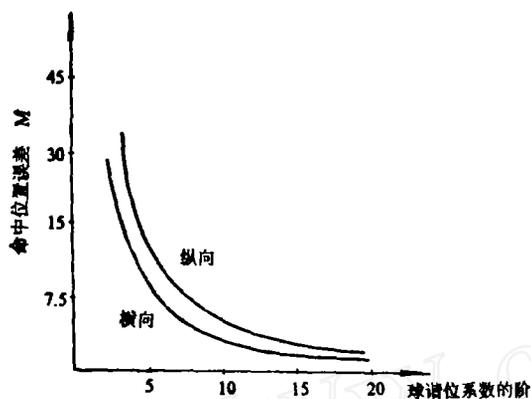


图4 球谐位函数的阶与命中位置误差的关系曲线

如果导弹的飞行弹道业已确定,则由各种省略谐阶引起的命中位置误差方程如下:

$$M = \sum_{i=1}^n K_i \delta g_i \quad (6)$$

式中 K_i ——第 i 个地面元中,单位重力干扰所引起的命中位置误差系数;

δg_i ——第 i 个地面元中,由省略谐阶所引起的重力扰动。

重力异常是怎样影响命中精度的呢?这就要从重力模型误差引起惯导系统误差入手,其方块原理图见图5。

重力干扰是一种随机量,它是与导弹在空间的位置有关的,因此,它是不能予以补偿的。惯导系统误差的分布已列成了一个误差模型,而弹道模型包括了振动、冲击、过载、温度和气压等因素,它取决于完成任务的位置/时间历程。使用上述三个模型,可以得到所期望的惯导系统误差。

重力异常对命中精度的影响要从弹道导弹的制导方程入手。惯性制导的精度如不采取组合制导,如惯性/星光、惯性/GPS或滑行段修正以及再入段的末制导等,则制导精度主要取决于主动段的关机方程。在标准条件下,它的关机方程可写成:

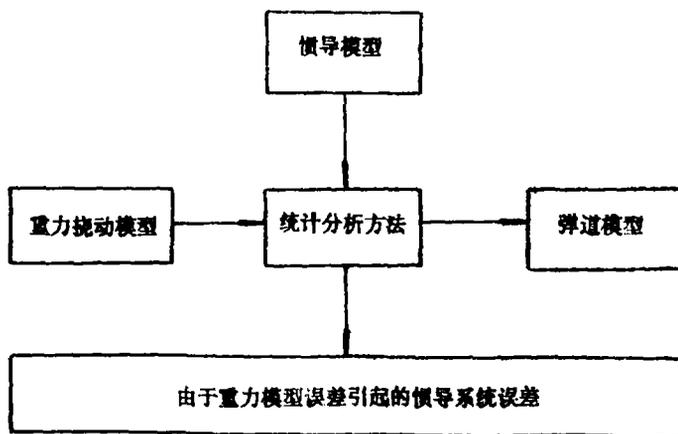


图5 惯导系统的统计分析综合法

$$\bar{L} = L(\bar{V}_K \cdot \bar{S}_K \cdot \bar{t}_K) \quad (7)$$

式中 \bar{L} ——标准射程;

\bar{V}_K ——在惯性坐标系内,标准关机点的速度矢量;

\bar{S}_K ——在惯性坐标系内,标准关机点的位置矢量;

\bar{t}_K ——标准关机的时间。

但在实际的飞行条件下,由于受干扰因素的影响,导弹在标准弹道的附近作小的扰动,这时的关机方程为

$$L = L(V_K \cdot S_K \cdot t_K) \quad (8)$$

式中 L ——实际射程;

V_K ——实际的关机点速度矢量;

S_K ——实际的关机点位置矢量;

t_K ——实际的关机点时间。

将标准弹道和实际弹道的关机方程作一比较, 就可以得到导弹的射程偏差:

$$\Delta L = L - L = L(V_K \cdot S_K \cdot \bar{t}_K) - L(V_K \cdot S_K \cdot t_K) \quad (9)$$

如果 $\Delta L = 0$, 则导弹的落点将不产生偏差, 但由于表 3 中所列的种种干扰因素的影响, 这是不可能的。我们的任务是尽量减少干扰的影响, 为此, 必须适时的发出关闭发动机的指令, 这就要求实时的测算其运动参数, 实时的计算射程。由于实际弹道对标准弹道的偏差较小, 因此, 可以用泰勒级数展开, 故

$$\Delta L = \frac{\partial L}{\partial V_x} \Delta V_x + \frac{\partial L}{\partial V_y} \Delta V_y + \frac{\partial L}{\partial V_z} \Delta V_z + \frac{\partial L}{\partial x} \Delta x + \frac{\partial L}{\partial y} \Delta y + \frac{\partial L}{\partial z} \Delta z + \frac{\partial L}{\partial t} \Delta t + \Delta L_R \quad (10)$$

式中 $\frac{\partial L}{\partial V_x}$ 、 $\frac{\partial L}{\partial V_y}$ 、 $\frac{\partial L}{\partial V_z}$ ——射程对速度的偏微分方程,

$\frac{\partial L}{\partial x}$ 、 $\frac{\partial L}{\partial y}$ 、 $\frac{\partial L}{\partial z}$ ——射程对位置的偏微分方程,

$\frac{\partial L}{\partial t}$ ——射程对时间的偏微分方程,

ΔV_x 、 ΔV_y 、 ΔV_z ——速度增量,

Δx 、 Δy 、 Δz ——位置增量,

Δt ——时间增量。

其中
$$\Delta V = \begin{bmatrix} V_x - \bar{V}_x \\ V_y - \bar{V}_y \\ V_z - \bar{V}_z \end{bmatrix} \quad (11)$$

$$\Delta S = \begin{bmatrix} x - \bar{x} \\ y - \bar{y} \\ z - \bar{z} \end{bmatrix} \quad (12)$$

ΔL_R 是泰勒级数的余项, 在小偏差的情况下, 采取一定的措施, 可使其方法误差控制在一定的限度内, 这时的关机方程可以改写为:

$$\Delta L = \frac{\partial L}{\partial V_x} \Delta V_x + \frac{\partial L}{\partial V_y} \Delta V_y + \frac{\partial L}{\partial V_z} \Delta V_z + \frac{\partial L}{\partial x} \Delta x + \frac{\partial L}{\partial y} \Delta y + \frac{\partial L}{\partial z} \Delta z + \frac{\partial L}{\partial t} \Delta t \quad (13)$$

导弹的运动微分方程为

$$\begin{aligned} \dot{V}_x &= W_x + g_x \\ \dot{V}_y &= W_y + g_y \\ \dot{V}_z &= W_z + g_z \end{aligned} \quad (14)$$

式中 g_x 、 g_y 、 g_z ——分别为重力加速度在 x 、 y 、 z 轴上的投影分量。

$$\begin{aligned} \dot{x} &= V_x \\ \dot{y} &= V_y \\ \dot{z} &= V_z \end{aligned} \quad (15)$$

式中 V_x 、 V_y 、 V_z ——分别在 x 、 y 、 z 轴上的速度分量。

对方程(14)在 t_{n-1} 到 t_n 的时间区间内进行积分后, 得:

$$\begin{aligned}
 V_{x_n} - V_{x_{n-1}} &\doteq W_{x_n} - W_{x_{n-1}} + \frac{g_{x_n} + g_{x_{n-1}}}{2} (t_n - t_{n-1}) \\
 V_{y_n} - V_{y_{n-1}} &\doteq W_{y_n} - W_{y_{n-1}} + \frac{g_{y_n} + g_{y_{n-1}}}{2} (t_n - t_{n-1}) \\
 V_{z_n} - V_{z_{n-1}} &\doteq W_{z_n} - W_{z_{n-1}} + \frac{g_{z_n} + g_{z_{n-1}}}{2} (t_n - t_{n-1})
 \end{aligned} \tag{16}$$

对(15)式在 t_{n-1} 到 t_n 的时间区间内进行积分后, 得:

$$\begin{aligned}
 x_{t_n} - x_{t_{n-1}} &= \left[V_{x_{n-1}} + W_{x_n} - W_{x_{n-1}} + \frac{g_{x_n} + g_{x_{n-1}}}{2} (t_n - t_{n-1}) \right] (t_n - t_{n-1}) \\
 y_{t_n} - y_{t_{n-1}} &= \left[V_{y_{n-1}} + W_{y_n} - W_{y_{n-1}} + \frac{g_{y_n} + g_{y_{n-1}}}{2} (t_n - t_{n-1}) \right] (t_n - t_{n-1}) \\
 z_{t_n} - z_{t_{n-1}} &= \left[V_{z_{n-1}} + W_{z_n} - W_{z_{n-1}} + \frac{g_{z_n} + g_{z_{n-1}}}{2} (t_n - t_{n-1}) \right] (t_n - t_{n-1})
 \end{aligned} \tag{17}$$

因此, 导弹的制导方程为:

$$\begin{aligned}
 V_{x_n} &= V_{x_{n-1}} + W_{x_n} - W_{x_{n-1}} + \frac{g_{x_n} + g_{x_{n-1}}}{2} (t_n - t_{n-1}) \\
 V_{y_n} &= V_{y_{n-1}} + W_{y_n} - W_{y_{n-1}} + \frac{g_{y_n} + g_{y_{n-1}}}{2} (t_n - t_{n-1}) \\
 V_{z_n} &= V_{z_{n-1}} + W_{z_n} - W_{z_{n-1}} + \frac{g_{z_n} + g_{z_{n-1}}}{2} (t_n - t_{n-1}) \\
 x_{t_n} &= x_{t_{n-1}} + \left[V_{x_{n-1}} + W_{x_n} - W_{x_{n-1}} + \frac{g_{x_n} + g_{x_{n-1}}}{2} (t_n - t_{n-1}) \right] (t_n - t_{n-1}) \\
 y_{t_n} &= y_{t_{n-1}} + \left[V_{y_{n-1}} + W_{y_n} - W_{y_{n-1}} + \frac{g_{y_n} + g_{y_{n-1}}}{2} (t_n - t_{n-1}) \right] (t_n - t_{n-1}) \\
 z_{t_n} &= z_{t_{n-1}} + \left[V_{z_{n-1}} + W_{z_n} - W_{z_{n-1}} + \frac{g_{z_n} + g_{z_{n-1}}}{2} (t_n - t_{n-1}) \right] (t_n - t_{n-1})
 \end{aligned} \tag{18}$$

(18)和(19)式即为导弹的制导公式, 当导弹在 t_n 的时刻, 其速度和位置达到额定的装订值时, 计算机就发出关机指令, 从而达到控制射程的目的。

从(18)和(19)式中都可以看出, 无论是速度公式, 还是位置公式, 其中都有重力加速度在平台惯性坐标系中的投影分量, 如果其分析计算值和实际值发生偏差时, 就会产生射程偏差, 即

$$\delta g(r) = g_m(r) - g(r) \tag{20}$$

式中 $\delta g(r)$ —— 与位置 (r) 有关的重力干扰误差;

$g_m(r)$ —— 与位置 (r) 有关的重力模型;

$g(r)$ —— 与位置 (r) 有关的实际重力。

从原理上讲, 在整个射程范围内, 重力异常对射程偏差都有影响, 但必须指出, 其影响的程度是有差别的。在主动段, 由于导弹的飞行高度较低, 飞行的时间也较长, 因此, 其影响为最大。而在自由滑行段, 飞行时间虽最长, 但由于高度很高, 它的影响却小, 故是一个

小量。在再入段，加速度误差只有很短的时间可以变成速度误差和位置误差，因而在靠近目标区的重力异常的影响是较小的，而且敌方的重力异常也是不易获得的。所以，在一般情况下，只考虑发射区重力异常对战略导弹命中精度的影响了。

因此，重力异常所产生的战略导弹的落点偏差取决于制导公式，而后者又取决于重力模型的完善程度和精确性。如果其模型是较完善的，计算方法是合理的，那么，重力异常的随机量为 0.02cm/s^2 ，在主动段的第一个 100s 的飞行时间里，所产生的落点偏差为 100m 左右。在射程为 10000km ，命中圆误差概率为 1.35% 时，其影响是一个小量，可以略而不计。如果导弹的命中精度要提高到 $100\sim 200\text{m}$ 时，这样精度的导弹足以打击敌方的硬目标，如改进后的民兵Ⅲ导弹或MX导弹，这时的重力异常对落点偏差的影响就必须予以重视。

重力异常有突变量和慢变量二种，突变量通常是与山的分布和地质构造等紧密联系在一起。在海平面上，通常只有 0.07cm/s^2 的慢变量，而在山区，突变量峰值有时可高达 0.7cm/s^2 ，在海平面上，也可达 $0.05\sim 0.1\text{cm/s}^2$ 。

还需指出，影响弹道导弹命中精度的，并不是地面上的重力异常，而是导弹飞行轨迹上的重力异常，因此，一方面要测定导弹在飞行区域向地球表面的重力异常，另一方面还要解决将地面的重力异常转换到飞行高度上去的计算方法。在满足命中精度指标的前提下，在工程应用上，计算方法既要有一定的正确性，又不宜过于复杂，特别是当制导采用实时补偿时。

六、结 束 语

本文着重讨论了战略导弹的命中精度、误差模型、惯性器件的误差和重力异常，从中可以看出它们之间的逻辑关系。在过去，惯性器件是命中目标的主要误差源，而重力异常仅是一个小量，但随着导弹命中精度的不断提高，重力模型、计算方法和检测手段要不断的加以完善。

基于保密方面的原因，文中所列的大量数据并不是完全真实的，但也决不是凭空臆造的，而是有一定根据的，在相当程度上，表明了它们之间的相互关系，可供读者参考，并予以谅解。

参 考 文 献

- [1] Ballistic-Missile Guidance D. G. Hoag.
- [2] Gravity Model performance in Inertial Navigation R. M. Edwards AIAA 80-1726R.