

战略导弹制导系统精度评估方法及应用研究*

张湘平 邹逢兴 李大琪

(国防科技大学自动控制系 长沙 410073)

摘要 本文论述了战略导弹制导系统精度评估方法,并分析了影响制导精度的各种因素;在定性分析的基础上,建立了制导系统的误差模型,并将此模型归纳为线性回归模型;最后,对目前所采用的误差分离方法进行了分析和比较,并将模型参考自适应思想与岭估计方法相结合,形成了模型参考自适应广义岭估计方法,为解决制导系统误差分离问题提供了一条有效途径。

关键词 制导系统, 误差模型, 精度评估, 岭估计, 模型参考自适应
分类号 V448.21

Strategy Missile Guidance System Accuracy Evaluation Method and Application Research

Zhang Xiangping Zou Fengxing Li Daqi

(Department of Automatic Control, NUDT, Changsha, 410073)

Abstract In this paper, we discuss the accuracy evaluation methods of guidance system and analyse a varieties of factors of affecting guidance accuracy. On the base of qualitative analysis, the error model of guidance system was established and was inducted to linear regression model. In the end, analysing and comparing many error detachment methods used at present, the model reference adaptive generalized ridge estimation method is presented by model reference adaptive thought in combination with ridge estimation method. A efficient way is presented to solve the problem of guidance system error detachment.

Key words guidance system, error model, accuracy evaluation, ridge estimate, model reference adaptive

* 1996 年 10 月 10 日收稿

战略导弹的战术技术指标有：射程、弹头威力、命中精度、可靠性、突防能力和机动性能等，其中，命中精度是最重要的一项技术指标。由于制导误差是影响导弹命中精度的主要因素，因此，要确定导弹命中精度，首先需要解决制导精度评估问题。从美国为鉴定洲际导弹制导精度所进行的工作来看，评估方法主要有以下几种：

(1) 特殊导弹的飞行试验：

a. 专门为鉴定制导系统精度设计的所谓“制导鉴定弹(GEM)”试验，也称垂直弹道飞行试验，后来发展成为“制导误差分析飞行试验(GEAVT)”。这种试验可改善观测条件，但仍有些误差项不易分离。

b. 高弹道试验。这种试验可改善跟踪条件，减少噪声和折射误差，提高外测数据质量。

c. 变换弹道试验。这种试验是使试验飞行器作适当的机动飞行，以降低环境函数的相关性，同时，使一些不明显的误差项(如横向误差等)尽可能地暴露出来，且能压低另外一些易分离的误差项的影响。

(2) 全程导弹试验：

利用太平洋上的靶场进行全程试验，这样可以直接评定落点精度，但造价昂贵，且环境函数严重相关，不利于误差项分离。

(3) 装两套惯性测量装置的飞行试验：

在试验飞行器上装两套惯性测量装置，其中一套作为监视用而不参预制导。这增加了测量信息，而且两套装置有相同的工作环境，易于比较。

(4) 选择惯性测量装置的最佳定向：

最佳定向可使一些误差源的影响忽略，而突出其它项(一般是不易分离的项)。

以上这些方法，只能从参考文献[1]、[2]中看到大概思路，而没有详细结果。

我们知道，远程导弹造价昂贵，射程远，精度要求高。短程靶场试验的落点偏差不能直接用来统计评定全射程的导弹精度，且飞行试验的导弹发数少，要鉴定最大射程的制导精度存在困难。多年来，人们设想能够利用本土能进行的特殊弹道(如高弹道，低弹道，半程弹道，卫星发射弹道等)试验结果，推算到全程试验，再进行少量的全程试验，就可以做精度鉴定工作。这种方法的关键在于：建立实用化制导误差模型，并进行制导误差系数分离。

1 制导系统误差模型的建立

从理论上分析，制导误差源为制导工具误差和方法误差。

从制导系统设计和实际试验数据分析表明，制导工具误差是制导误差主要成分，因此，制导精度分析工作主要围绕着制导工具误差进行。在惯性制导情况下，制导工具误差表现为两种形式：测量导弹飞行速度的误差和控制飞行弹道的误差。这些误差由惯性测量装置误差，计算机计数、时标、接口转换误差以及动作机构执行制导关机指令和导引指令的延时等引起。由于弹载计算机和动作机构引起的误差与惯性测量装置误差总和相比很小，因而可以忽略，所以制导精度分析的重点是评估惯性测量装置误差。

在速度域内，制导误差可用下式表示：

$$\Delta W(t) = \Delta W_g(t) + \eta(t) \quad (1)$$

其中: $\Delta W(t)$ 表示通过遥、外测系统观测获得的制导系统误差数据。

$\Delta W_g(t)$ 表示在惯性制导过程中, 惯性测量装置误差。

$\eta(t)$ 表示遥、外测系统的随机过程误差, 因遥测部分的随机误差较小, 可略去。因此, $\eta(t)$ 可视为外测系统均值为零的随机误差, 其协方差可通过外测系统精度得到。那么, 如何表达惯性测量装置在速度域的误差呢?

惯性测量装置主要包括: 三轴稳定平台, 加速度表和陀螺仪三部分。

假设某些制导系统工具误差模型如下所示:

1) 加速度表的误差模型: $\Delta \overset{\circ}{W}_{ax} = f_1(\overset{\circ}{W}_x)$ (2)

$$\Delta \overset{\circ}{W}_{ay} = f_2(\overset{\circ}{W}_y) \quad (3)$$

$$\Delta \overset{\circ}{W}_{az} = f_3(\overset{\circ}{W}_z) \quad (4)$$

2) 陀螺仪的误差模型: $\overset{\circ}{a}_x = g_1(\overset{\circ}{W}_y, \overset{\circ}{W}_z)$ (5)

$$\overset{\circ}{a}_y = g_2(\overset{\circ}{W}_y, \overset{\circ}{W}_z) \quad (6)$$

$$\overset{\circ}{a}_z = g_3(\overset{\circ}{W}_z, \overset{\circ}{W}_y) \quad (7)$$

3) 平台系统静差模型: $\overset{\circ}{\Phi} = h_1(\overset{\circ}{W}_y, \overset{\circ}{W}_z)$ (8)

$$\overset{\circ}{\Phi} = h_2(\overset{\circ}{W}_x, \overset{\circ}{W}_z) \quad (9)$$

$$\overset{\circ}{\Phi} = h_3(\overset{\circ}{W}_x, \overset{\circ}{W}_y) \quad (10)$$

以上各式中: $\overset{\circ}{W}_x, \overset{\circ}{W}_y, \overset{\circ}{W}_z$ 为理想平台的各轴的加速度,

$\Delta \overset{\circ}{W}_{ax}, \Delta \overset{\circ}{W}_{ay}, \Delta \overset{\circ}{W}_{az}$ 为 x, y, z 轴加速度表误差,

$\overset{\circ}{a}_x, \overset{\circ}{a}_y, \overset{\circ}{a}_z$ 为 x, y, z 陀螺的漂移。

若沿理想平台各轴输入的加速度为 $\overset{\circ}{W}_x, \overset{\circ}{W}_y, \overset{\circ}{W}_z$, 则三轴稳定平台的姿态误差为:

$$\overset{\circ}{Q} = \overset{\circ}{Q} + \overset{\circ}{a}_x \quad (11)$$

$$\overset{\circ}{Q} = \overset{\circ}{Q} + \overset{\circ}{a}_y \quad (12)$$

$$\overset{\circ}{Q} = \overset{\circ}{Q} + \overset{\circ}{a}_z \quad (13)$$

上式中, $\overset{\circ}{Q}, \overset{\circ}{Q}, \overset{\circ}{Q}$ 为平台的姿态误差。

由于平台姿态误差的影响, 沿平台各轴所造成的加速度误差为:

$$\Delta \overset{\circ}{W}_{px} = \overset{\circ}{Q} \overset{\circ}{W}_y - \overset{\circ}{Q} \overset{\circ}{W}_z \quad (14)$$

$$\Delta \overset{\circ}{W}_{py} = \overset{\circ}{Q} \overset{\circ}{W}_z - \overset{\circ}{Q} \overset{\circ}{W}_x \quad (15)$$

$$\Delta \overset{\circ}{W}_{pz} = \overset{\circ}{Q} \overset{\circ}{W}_x - \overset{\circ}{Q} \overset{\circ}{W}_y \quad (16)$$

再把加速度表所造成的误差考虑进去, 则可得制导系统在加速度域的惯性测量装置误差模型:

$$\Delta \overset{\circ}{W}_x = \Delta \overset{\circ}{W}_{px} + \Delta \overset{\circ}{W}_{ax} \quad (17)$$

$$\Delta \overset{\circ}{W}_y = \Delta \overset{\circ}{W}_{py} + \Delta \overset{\circ}{W}_{ay} \quad (18)$$

$$\Delta \overset{\circ}{W}_z = \Delta \overset{\circ}{W}_{pz} + \Delta \overset{\circ}{W}_{az} \quad (19)$$

将 (17) ~ (19) 式两边积分, 化简则可得惯性测量装置在速度域的误差模型:

$$\Delta W_g \triangleq \begin{bmatrix} \Delta W_x \\ \Delta W_y \\ \Delta W_z \end{bmatrix} \quad (20)$$

经过以上理论分析和数学推导，可将误差模型表示为：

$$\Delta W_g(t) = S(t)C \quad (21)$$

其中： ΔW_g 定义同 (1) 式，

$S(t)$ 为环境函数，与飞行状态有关，

C 为工具误差系数向量。

据此，制导系统误差模型可归纳为一个典型线性回归模型：

$$\Delta W(t_i) = S(t_i)C + \eta(t_i) \quad (22)$$

其中：· $\Delta W(t_i)$ 为某型导弹 t_i 时刻遥、外测量（速度域）之差；

· $S(t_i)$ 为 t_i 时刻环境函数，它与某型导弹飞行状态有关；

· $\eta(t_i)$ 为外测系统的随机误差，可认为是高斯白噪声，其协方差阵可通过外测系统精度鉴定得到；

· C 为制导系统工具误差系数向量：

$$C = (C_1, C_2, \dots, C_m)^T \quad (23)$$

选取 $r \gg m$ 组观测数据，可得观测向量矩阵 ΔW 和设计矩阵 S ：

$$\Delta W = [\Delta W_x^1, \Delta W_y^1, \Delta W_z^1, \dots, \Delta W_x^r, \Delta W_y^r, \Delta W_z^r]^T_{(3 \times r)} \quad (24)$$

$$S = \begin{bmatrix} S_{x1}^1 \dots S_{xm}^1 \\ S_{y1}^1 \dots S_{ym}^1 \\ S_{z1}^1 \dots S_{zm}^1 \\ \vdots \\ S_{x1}^r \dots S_{xm}^r \\ S_{y1}^r \dots S_{ym}^r \\ S_{z1}^r \dots S_{zm}^r \end{bmatrix}_{(3 \times r) \times m} \quad (25)$$

那么，制导系统误差系数分离，实质上就是要根据环境函数 S 和观测数据 ΔW 来估计误差系数向量 C ，由于环境函数严重相关，则信息矩阵 $S^T S$ 近似奇异，导致误差系数估计的方差很大，置信度很低。

2 误差分离方法的研究

国内外在误差分离方法上，先后有加权最小二乘法、两步估计、利用验前信息的 Bayes 估计和主成分估计等。岭估计方法是目前多重共线性数据分析的通用工具，我们将此方法引入到“误差分离”中。根据制导系统误差模型 (22)，广义岭估计器的基本形式如下：

$$C(K) = (S^T S + K)^{-1} S^T \Delta W \quad (26)$$

其中： $K = \text{diag}(K_1, \dots, K_m)$ 为偏倚系数矩阵。

若令 G 为 $S^T S$ 的带有标准正交特征值的矩阵，且 $\lambda_1 \geq \lambda_2 \geq \dots \geq \lambda_m$ 为它的特征值。

$$G^T S^T S G = \Lambda, G^T G = I \quad (27)$$

其中： $\Lambda = \text{diag}(\lambda_1, \lambda_2, \dots, \lambda_m)$

则 (26) 式可化为：

$$C(K) = G(\Lambda + K)^{-1} G^T S^T \Delta W \quad (28)$$

由于对角 K 阵的介入，可以有效地减小信息矩阵的条件数，因此有效地克服了 $S^T S$ 矩阵病态问题，但 K 阵中各元素的选取却是困难的。我们将模型参考自适应与广义岭估计方法相结合，形成了模型参考自适应广义岭估计方法，原理框图如图 1 所示。

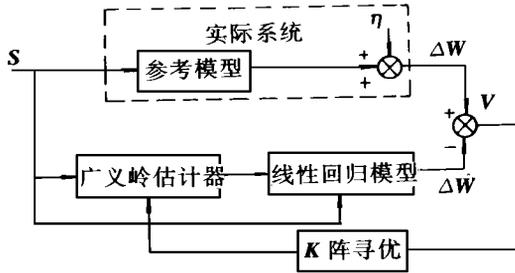


图 1 模型参考自适应广义岭估计方法原理框图

根据岭存在定理 “对于一个固定的参数点 β_0 ，存在一个依赖于 β_0 的值 K_i ，其中 $\hat{\beta}(K_i)$ 的风险小于 $\hat{\beta}$ 的风险”可知， K 阵的最优值是存在的，且是唯一的，即有 K 阵的寻优准则：

线性回归模型与实际系统之间的输出差(残差)的平方为最小时， K 阵的选择为最优。

根据 200 组某型导弹仿真数据，采用上述方法对模型中 14 个误差系数进行分离，计算结果表明(如表 1)，该方法大大优于加权最小二乘法，参数估计结果基本上令人满意。

表 1

序号 i	真值 C_i	加权最小二乘法 \hat{C}_i	模型参考自适应广义岭估计 $\hat{C}_i(k)$
1	9.80×10^{-4}	8.65×10^{-3}	8.40×10^{-4}
2	9.80×10^{-4}	-6.35×10^{-2}	8.86×10^{-4}
3	4.90×10^{-4}	-5.62×10^{-3}	5.62×10^{-4}
4	4.00×10^{-5}	-4.92×10^{-3}	4.50×10^{-5}
5	5.10×10^{-7}	7.02×10^{-5}	5.43×10^{-7}
6	4.85×10^{-7}	2.85×10^{-4}	4.13×10^{-7}
7	4.85×10^{-7}	2.66×10^{-4}	3.11×10^{-7}
8	7.42×10^{-8}	-3.09×10^5	5.36×10^8
9	7.42×10^{-8}	-2.19×10^{-5}	7.38×10^{-8}
10	7.57×10^{-9}	1.04×10^{-5}	9.21×10^{-9}
11	2.18×10^{-4}	1.58×10^{-4}	3.37×10^{-4}
12	9.69×10^{-5}	6.61×10^{-4}	1.07×10^{-4}
13	2.96×10^{-6}	-1.08×10^{-6}	2.78×10^{-6}
14	2.96×10^{-6}	-5.82×10^{-3}	3.63×10^{-6}

3 结 论

从以上论述中可以看到，战略导弹制导系统精度评估方法的关键在于：建立实用化误差模型并进行制导误差分离，而误差分离的难点，在于采用什么样的方法，去克服环境函数的多重复和共线性。我们所做的工作，为解决这方面的问题，作了一些有益的探索。

参 考 文 献

- 1 张宇美. 惯性仪表误差的分离技术. 国外导弹技术, 1984 (8)
- 2 张国瑞. 美国洲际导弹制导精度的鉴定. 国外导弹技术, 1984 (8)
- 3 沙钰等. 主成分估计法及其在两种弹道比较中的应用, 国防科技大学学报, 1984 (2)
- 4 沙钰等. 惯性仪表误差系数的可估性分析及其在两种弹道比较中的应用, 国防科技大学学报, 1984 (2)
- 5 张谦. 惯性制导系统工具误差及在飞行环境条件的考核方法, 航天控制, 1985 (3)

(责任编辑 张 静)