

惯性系统飞行试验精度检验方法

肖正林, 陈芳

(中国人民解放军 96658 部队, 北京 100085)

摘要: **目的** 针对传统工具误差分离方法得到的分离结果不够准确可信的问题, 提出了一种利用等效误差实现对惯性系统精度判定的方法。**方法** 首先基于主成分分析, 定义等效误差, 等效误差具有独立、无偏的性质。然后提出基于等效误差的假设检验判断惯性系统精度是否合格的方法。**结果** 算例表明采用该方法可以实现惯性系统精度的可信判断。**结论** 该方法解决了以往方法误差大, 分析结论可信度不高的问题。

关键词: 等效误差; 主成分法; 精度检验; 惯性系统

DOI: 10.7643/issn.1672-9242.2018.01.005

中图分类号: TJ01; V448.25

文献标识码: A

文章编号: 1672-9242(2018)01-0023-03

A Method for Testing Accuracy of Inertial System in Flight Test

XIAO Zheng-lin, CHEN Fang

(Troop 96658, PLA, Beijing 100085, China)

ABSTRACT: Objective Aiming at the problem that results obtained by the traditional instrument error separation method are not accurate enough, a method for determining the accuracy of the inertial system by using equivalent error is proposed. **Methods** Firstly, the equivalent error which was independent and unbiased was defined based on the principal component analysis. Then, a method based on the hypothesis test of the equivalent error was put forward to determine the precision of the inertial system. **Results** The example showed that the method can be used to determine the inertial system accuracy credibly. **Conclusion** With this method, the problem that the error is large and the credibility is low in the previous approach is solved.

KEY WORDS: equivalent error; principal component method; precision test; inertial system

对于采用纯惯性制导、惯性/星光复合制导体制的导弹, 命中精度主要取决于惯性系统的精度。因此, 惯性系统精度满足指标要求是命中精度定型评定的前提, 对飞行试验中惯性系统精度分析判断是命中精度评定的一项基础性工作。

目前飞行试验惯性系统精度分析的基本方法是: 建立惯性系统误差与飞行试验遥外差的关系方程, 采用估计算法分离误差, 并依据误差分离结果对各误差精度满足情况进行判断。由于惯性系统误差的环境函数间强线性相关, 导致误差分离极端困难, 为此提出了岭估计、贝叶斯估计、主成分估计、基于弹道复现

估计等方法^[1-3], 试图使误差分离结果更准确。事实上, 上述方法分离结果离准确可信的目标有明显差距, 严重影响惯性系统精度的判断。文中针对该问题开展研究, 探讨利用可准确分离的等效误差实现对惯性系统精度判断的方法, 为飞行试验惯性系统精度分析提供一种新途径。

1 等效误差分离与精度判断方法

1.1 等效误差分离方法

飞行试验惯性制导工具误差都包含在遥外差之

中,二者关系为:

$$\Delta W = \mathbf{S}X + \varepsilon \quad (1)$$

式中: ΔW 为飞行试验遥外速度差向量, $3M \times 1$; X 为惯性系统误差向量, $N \times 1$; \mathbf{S} 为速度环境函数矩阵, $3M \times N$; ε 为外测误差向量, $3M \times 1$ 。

解决这类问题的通常思路是采用最小二乘法估计工具误差向量,但由于误差环境函数间强线性相关的影响,最小二乘估计误差极大,分离结果不可信。主成分估计等改进方法能有效减小估计误差,但改进方法都是有偏压缩估计,在减小随机误差的同时增大了系统误差,使估计误差仍较大,不能满足精度判断的要求。为了实现惯性系统精度的可信判断,文中基于主成分分析法,通过分离等效误差,并对等效误差进行统计分析,实现对惯性系统精度的判断。

在讨论时对式(1)作如下处理:误差环境函数计算时,误差大小取精度指标(即每个误差项取其对应的 1σ);利用外测精度加权。经过处理后的误差估计正则方程为式(2),得到的估计结果为误差指标要求的倍数。

$$[\mathbf{S}^T \mathbf{K}^{-1} \mathbf{S}]X = \mathbf{S}^T \mathbf{K}^{-1} \Delta W \quad (2)$$

求 $[\mathbf{S}^T \mathbf{K}^{-1} \mathbf{S}]$ 矩阵的特征值和特征向量矩阵。设特征值构成的对角阵为 Σ ,并按某一阈值将其分为两部分,设大于阈值的特征值构成的对角阵为 Σ_1 ,小于阈值的特征值构成的对角阵为 Σ_2 ,对应的特征向量矩阵为 \mathbf{P}_1 和 \mathbf{P}_2 ,则式(2)可变为:

$$[\mathbf{P}_1 \Sigma_1 \mathbf{P}_1^T + \mathbf{P}_2 \Sigma_2 \mathbf{P}_2^T]X = \mathbf{S}^T \mathbf{K}^{-1} \Delta W \quad (3)$$

定义 $X_1 = \mathbf{P}_1^T X$ 为等效误差向量。依据特征向量性质有 $\mathbf{P}_1^T \mathbf{P}_2 = 0$,则由式(3)可得等效误差向量的估计方程为:

$$\hat{X}_1 = \Sigma_1^{-1} \mathbf{P}_1^T \mathbf{S}^T \mathbf{K}^{-1} \Delta W \quad (4)$$

经分析,等效误差向量的估计 \hat{X}_1 是无偏的,各元素间相互独立,估计精度矩阵为 Σ_1^{-1} 。而 X_1 的期望精度为 I ,则 \hat{X}_1 的预期精度矩阵为 $\mathbf{D}_{\hat{X}_1} = I + \Sigma_1^{-1}$ 。可见从理论角度看,等效误差有很好的统计性质,便于分析和判断。

上述推导是在外测精度理想且准确已知的条件下进行的,此时经外测精度加权处理后的外测误差散布应为 1。虽然外测数据提供了精度,但并不理想,实际外测误差是非平稳、非随机、非白噪声的。因此,尽管在建立误差分离方程时采用了外测精度加权,但由于外测误差导致等效误差估计精度与理论精度有差异。下面探讨解决该问题的方法仍然基于等效误差分析方法,具体方法如下。

由式(4)分离出所有非零特征值对应的等效误差。设等效误差 \hat{X}_{li} 对应的特征值为 λ_{li} ,用外测精度加权处理后的外测误差散布矩阵为 $\sigma_w^2 \mathbf{I}$ (\mathbf{I} 为单位阵),则经推导可得:

$$\sqrt{\lambda_{li}} \hat{X}_{li} \sim N(0, \lambda_{li} + \sigma_w^2) \quad (5)$$

当 $\lambda_{li} \approx 0$ 时有:

$$\sqrt{\lambda_{li}} \hat{X}_{li} \sim N(0, \sigma_w^2) \quad (6)$$

选择所有小特征值对应 $\sqrt{\lambda_{li}} \hat{X}_{li}$ 进行统计,可得到:

$$\hat{\sigma}_w^2 = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n (\lambda_{li} \hat{X}_{li}^2) \quad (7)$$

将外测精度矩阵所有元素乘以 $\hat{\sigma}_w$,就对外测误差影响进行了修正。由于 $\hat{\sigma}_w^2$ 估计过程中用到了特征值,而特征值与外测精度相关,需迭代计算解决。当 $\hat{\sigma}_w^2 \approx 1$ 时终止迭代,表明外测精度偏差已修正。通常 2~3 次迭代即可。

1.2 惯性系统误差精度判断方法

采用上述方法分离得到的等效误差向量 \hat{X}_1 的各元素之间相互独立,在正态分布的假定下对各参数分别进行假设检验。取置信度 $1-\alpha$,作假设 H_{0i} :

$$\hat{X}_{li} \sim N(0, 1 + \lambda_{li}^{-1}) \quad (8)$$

当 $|\hat{X}_{li}| / \sqrt{1 + \lambda_{li}^{-1}} > N_{1-\alpha/2}$ 时,判断假设 H_{0i} 不成立,据此可以肯定地判断惯性系统有误差参数精度超差。当单次飞行试验所有等效误差系数均满足 $|\hat{X}_{li}| / \sqrt{1 + \lambda_{li}^{-1}} < N_{1-\alpha/2}$ 时,判断所有假设 H_{0i} 成立,但据此还不能判断惯性系统精度合格,还需综合所有有效飞行试验子样进一步判断。

由于每次飞行试验各等效误差之间相互独立,而不同飞行试验各惯性系统之间相互独立,因此将所有有效飞行试验的所有等效误差估计值放到一起进行综合判断。在所有飞行试验的所有等效误差判断 H_{0i} 成立的条件下进行,此时有:

$$\sum_{i=1}^N \frac{\hat{X}_{li}^2}{1 + \lambda_{li}^{-1}} \sim \chi^2(N) \quad (9)$$

取置信度 $1-\alpha$,则当 $\sum_{i=1}^N \frac{\hat{X}_{li}^2}{1 + \lambda_{li}^{-1}} < \chi_{\alpha}^2(N)$ 时,判断惯性系统精度合格,反之判断惯性系统精度不合格。为了保证推断的可信度,选择较大特征值对应的等效误差进行统计推断,可以按照 $\lambda_{li}^{-1} \leq 0.1$ 的原则选择。

2 应用实例分析

以某导弹一次飞行试验为例进行分析。该导弹平台系统误差 74 项,包括初始定位定向误差、陀螺仪漂移、加速度计误差、系统静差和动差。在 $\lambda_{li}^{-1} \leq 0.1$ 的条件下,分离得到了 11 个等效参数的估计值,对应的残差曲线如图 1 所示。

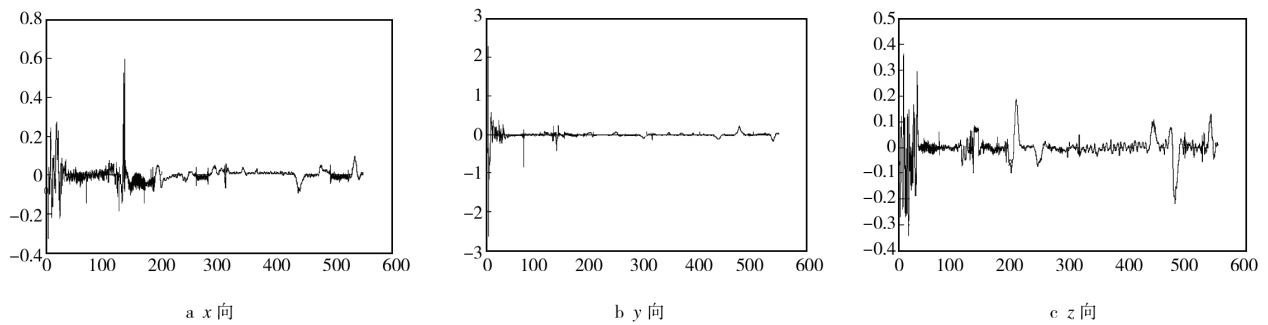


图 1 速度残差

由图 1 可以看出，分离后残差无明显系统误差，表明分离结果已包含了该次飞行试验该平台误差的几乎全部信息。表 1 是本次飞行试验等效误差分离结果（按特征值由大到小排序）。

表 1 等效误差分离结果

序号	\hat{X}_{li}	特征值	估计精度
1	0.2833	2.42E+05	2.03E-03
2	-1.0819	9.03E+04	3.33E-03
3	0.8138	7.24E+04	3.72E-03
4	0.4933	1.56E+04	8.00E-03
5	0.0526	2.05E+03	2.20E-02
6	0.1372	1.79E+03	2.37E-02
7	0.8714	1.38E+03	2.70E-02
8	-0.8370	6.51E+02	3.92E-02
9	2.5527	5.01E+02	4.47E-02
10	1.7403	1.85E+02	7.35E-02
11	-0.3456	8.62E+01	1.08E-01

取置信水平 $1-\alpha=0.99$ ，查表得 $N_{0.995}=2.58$ ，可以得到该平台飞行试验精度判断结果见表 2。

由表 2 可见，该平台所有等效误差均判断合格。下面对误差进一步判断。取置信水平 $1-\alpha=0.99$ ，查表得 $\chi_{0.01}^2(11)=24.725$ 。由表 1 数据可求得：

$$\sum_{i=1}^{11} \frac{\hat{X}_{li}^2}{1+\lambda_{li}^{-1}} = 13.2700 < \chi_{0.01}^2(11) \quad (10)$$

综合单项判断与综合判断结果可以判断，该套平台的精度合格。当有多次飞行试验时，应综合所有有效飞行试验分离结果进行精度的判断。

表 2 工具误差精度判断结果

序号	\hat{X}_{li}	$\sqrt{1+\lambda_{li}^{-1}}N_{0.995}$	结论
1	0.2833	2.5800	合格
2	-1.0819	2.5800	合格
3	0.8138	2.5800	合格
4	0.4933	2.5801	合格
5	0.0526	2.5806	合格
6	0.1372	2.5807	合格
7	0.8714	2.5809	合格
8	-0.8370	2.5820	合格
9	2.5527	2.5826	合格
10	1.7403	2.5870	合格
11	-0.3456	2.5949	合格

3 结语

文中利用定义的等效误差无偏、独立的优良统计特性，提出了基于等效误差的假设检验判断惯性系统精度是否合格的方法，可以实现惯性系统精度的可信判断。

参考文献：

- [1] 唐雪梅, 蔡洪, 杨华波, 等. 导弹武器精度分析与评估[M]. 北京: 国防工业出版社, 2015.
- [2] 徐德坤, 刘伟, 孟云鹤, 等. 基于进化策略的误差分离方法[J]. 宇航学报, 2008, 29(1): 352-356.
- [3] 徐德坤, 杨华波, 张士峰, 等. 制导工具误差折合的遗传主成份法[J]. 航天控制, 2007, 25(6): 22-26.