doi:10.19306/j.cnki.2095-8110.2025.03.002

# 一种基于罗经效应的 SINS 初始对准精度评估方法

# 严恭敏1, 尹 晟1, 李佳荷1, 邸静楠2

(1. 西北工业大学自动化学院,西安 710072;
 2. 北京控制与电子技术研究所,北京 100038)

摘 要:针对在惯性器件误差、标定误差和基座晃动干扰误差等复杂因素下难以评价惯导初始对 准精度的问题,基于经典陀螺罗经效应初始对准原理,提出了从导航解算速度误差随时间变化的 二次多项式中辨识并评估方位对准精度的方法。根据运动的相对性特点,将不可测量和补偿的晃 动基座线运动干扰等效为惯性器件误差,使得改进的方位对准精度评估方法既适用于静基座也适 用于晃动基座,全面覆盖了陀螺误差、加速度计误差、惯组标定误差、晃动基座干扰误差及其他一 切不明机理误差等因素的影响。在静基座、海上停泊基座及转台摇摆基座 3 种典型工况下进行了 实验验证,主要分析了惯性器件精度、初始对准时长和基座干扰强度对方位对准精度的影响,分析 方法和结论具有良好的工程应用参考价值。

关键词:捷联惯导系统(SINS);初始对准;方位精度评估;陀螺罗经效应 中图分类号:V249.3 文献标志码:A 文章编号:2095-8110(2025)03-0015-08

# An initial alignment accuracy evaluation method of SINS based on the gyro compass effect

YAN Gongmin<sup>1</sup>, YIN Sheng<sup>1</sup>, LI Jiahe<sup>1</sup>, DI Jingnan<sup>2</sup>

School of Automation, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;
 Beijing Institute of Control and Electronic Technology, Beijing 100038, China)

**Abstract**: To address the challenge of evaluating the initial alignment accuracy of inertial navigation systems under complex factors such as inertial device errors, calibration errors, and base shaking interference errors, a novel method based on the classical gyro compass effect initial alignment principle is proposed. This new method aims to evaluate the azimuth alignment accuracy by analyzing the quadratic polynomial of the navigation solution velocity error over time. By exploiting the relative motion characteristics, the unmeasured and uncompensated interference caused by the base's linear motion is treated as an equivalent error of the inertial device. The proposed method, which is applicable to both static and shaking bases, provides a comprehensive evaluation of the alignment accuracy by incorporating various sources of error, including gyroscope errors, accelerometer errors, inertial measurement unit calibration errors, base shaking interference errors, and errors due to unknown mechanisms. Experiments are conducted to evaluate the azimuth alignment accuracy under three typical working conditions of static base, offshore mooring base and turntable swing base. The main analysis focuses on the effects of inertial device. The analysis methods and

收稿日期: 2025-02-07;修订日期: 2025-04-29

作者简介;严恭敏(1977—),男,博士,副教授,主要从事惯性导航与信息融合理论方面的研究。

conclusions provide valuable references for practical engineering applications.

**Key words:** Strapdown inertial navigation system(SINS); Initial alignment; Azimuth accuracy evaluation; Gyro compass effect

# 0 引言

捷联惯导系统(strapdown inertial navigation system, SINS)在执行导航任务之前必须先进行初 始对准<sup>[1-2]</sup>。初始对准是惯性导航技术研究领域中 一个十分重要而热门的方向。初始对准方法有传 统的静基座解析对准、罗经效应对准、参数辨识对 准、Kalman 滤波对准、抗晃动惯性系对准<sup>[3]</sup>、数据 存储与数据复用对准<sup>[4-6]</sup>,以及新近提出的不变 Kalman 滤波对准<sup>[7]</sup>和基于非线性优化的对准<sup>[8]</sup>等 方法。

SINS 依赖自身惯性器件(陀螺和加速度计)的 测量信息实现自主初始对准,所有的自对准方法本 质上都是基于对地球重力矢量和自转角速度的测 量。初始对准精度与惯性器件的测量精度密切相 关。在静基座下,水平对准精度取决于等效水平加 速度计的常值偏值,而方位对准精度取决于等效东 向陀螺的常值漂移[1-2]。需要注意的是,这一主要结 论通常只在惯性器件误差形式比较简单时才成立。 相对于水平对准精度而言,方位对准精度往往是研 究的重点。在实际应用中,初始对准精度还与采取 的具体对准方法相关。例如,当采用以速度误差为 量测的状态空间 Kalman 滤波对准方法时,方位对 准精度与等效北向加速度计偏值的变化率有关[9]; 而采用惯性系对准方法时,方位对准精度还与方位 陀螺的漂移有关<sup>[10]</sup>。除简单惯性器件误差项外,若 考虑稍微复杂的误差形式,将难以获得对准精度与 器件误差之间的定量关系描述。进一步而言,如果 还需考虑晃动基座干扰的影响,建立它们之间的定 量关系将会变得更加困难。

论文针对以陀螺罗经效应为基本原理的一大 类初始对准方法,建立了方位失准角与导航解算北 向速度误差二次多项式(或北向定位误差三次多项 式)之间的定量关系。反过来,利用导航误差的多 项式系数就能够评估方位对准精度。所提评估方 法既适用于静基座也适用于晃动干扰基座。在动 基座下,该方法将无法测量和补偿的线运动干扰等 效为惯性器件自身的误差,因此方位精度评估结果 全面包含了惯性器件误差、动基座干扰误差等因素 的影响。针对典型工况下采集的惯导静基座及晃动干扰基座实验数据,直观地给出了方位对准精度与初始对准时长之间的定量关系,分析方法和结论具有良好的工程应用参考价值。

#### 1 静基座方位对准精度分析

选取"东(E)-北(N)-天(U)"坐标系为导航坐 标系(简记为 n 系);"右-前-上"载体坐标系记为 b 系;地心惯性坐标系记为 i 系;地球坐标系记为 e 系。

众所周知,在静基座下 SINS 的初始对准失准 角极限精度公式为<sup>[2]</sup>

$$\phi_{\rm E} = -\nabla_{\rm N}/g \tag{1}$$

$$\phi_{\rm N} = \nabla_{\rm E}/g \tag{2}$$

$$\phi_{\rm U} = \nabla_{\rm E}/g \cdot \tan L - \varepsilon_{\rm E}/\omega_{\rm N} \tag{3}$$

其中: $\boldsymbol{\phi} = \begin{bmatrix} \phi_{\text{E}} & \phi_{\text{N}} & \phi_{\text{U}} \end{bmatrix}^{\text{T}}$ 为计算导航坐标系与理 想导航系之间的失准角,前两分量分别为水平东向和 北向失准角,第三分量为方位失准角; $\boldsymbol{\omega}_{ie}^{n} = \begin{bmatrix} 0 \\ \boldsymbol{\omega}_{ie} \cos L & \boldsymbol{\omega}_{ie} \sin L \end{bmatrix}^{\text{T}} \triangleq \begin{bmatrix} 0 & \boldsymbol{\omega}_{\text{N}} & \boldsymbol{\omega}_{\text{U}} \end{bmatrix}^{\text{T}}$ , $\boldsymbol{\omega}_{ie}$  为地球自 转角速率,L 为当地地理纬度; $\boldsymbol{\varepsilon}^{n} = \begin{bmatrix} \boldsymbol{\varepsilon}_{\text{E}} & \boldsymbol{\varepsilon}_{\text{N}} & \boldsymbol{\varepsilon}_{\text{U}} \end{bmatrix}^{\text{T}}$ 为等效陀螺漂移(逐次启动随机常值误差); $\boldsymbol{\nabla}^{n} = \begin{bmatrix} \nabla_{\text{E}} & \nabla_{\text{N}} & \nabla_{\text{U}} \end{bmatrix}^{\text{T}}$ 为等效加速度计偏值;g 为当地重力 加速度。在实际应用中,陀螺仪的相对测量误差(东 向陀螺漂移相对于地球自转角速率的比值 $\boldsymbol{\varepsilon}_{\text{E}}/\boldsymbol{\omega}_{ie}$ ) — 般远大于加速度计的相对测量误差(加速度计偏值相 对于重力加速度的比值 $\nabla_{\text{E}}/g$ ),因而式(3)可近似为

$$\phi_{\rm U} = -\varepsilon_{\rm E}/\omega_{\rm N} \tag{4}$$

式(1)~式(4)是惯性器件误差为随机常值时 对初始对准精度影响的基本公式,其结果比较简 单。若进一步考虑陀螺角速率白噪声(即角度随机 游走系数 N),在对准时长 T内,它引起的方位对准 失准角为

$$\phi_{\rm U} = -\frac{N}{\sqrt{T}} / \omega_{\rm N} \tag{5}$$

由式(5)可见,初始对准时长 T 越短,角度随机游 走系数 N 对方位精度的影响越大。因此,只能通过 延长初始对准时间,以减弱角度随机游走误差的影 响。假设陀螺角度随机游走系数(单位:(°)/ $\sqrt{h}$ )在数 值上是常值漂移(单位:(°)/h)的 10 倍,令式(4)的绝 对值大于式(5)的3倍,即10/ $\omega_N$ >3×1/ $\sqrt{T}/\omega_N$ , 可求得T=0.09 h≈300 s。这说明,在应用中当对准 时长大约超过300 s时,陀螺的随机常值漂移是主要 影响因素,可以近似忽略角度随机游走的影响。

实际陀螺输出中包含的误差种类通常较多,除 上述随机常值和角度随机游走外,还可能存在一阶 马尔可夫过程、零偏不稳定性、角速率随机游走和 速率斜坡等误差。然而,欲逐项定量分析这些误差 对初始对准精度的影响较为复杂,有时并不必要。 注意到,除随机常值误差外,其他大多数误差都可 以使用 Allan 方差表示。下面同时给出 Allan 方差 与传统方差的计算方法对比,分别为<sup>[11]</sup>

$$\sigma_{\rm A}^2(\tau) = \frac{1}{2} \langle \left[ \bar{\omega}_{i+1}(\tau) - \bar{\omega}_i(\tau) \right]^2 \rangle \qquad (6)$$

$$\sigma_{\mathrm{T}}^{2}(\tau) = \langle \left[ \overline{\omega}_{i}(\tau) - \overline{\omega} \right]^{2} \rangle \tag{7}$$

式中: $\tau = m\tau_0$ ,  $(m = 1, 2, 3, \cdots)$  为陀螺角速率信号 的取样间隔(cluster time),  $\tau_0$  为最小采样间隔;  $\bar{\omega}_i(\tau)$ ,  $(i = 1, 2, 3, \cdots)$  为第 i 个取样间隔[ $(i - 1)\tau$ ,  $i\tau$ ]内的平均角速率; $\bar{\omega} = \langle \omega_i(\tau) \rangle = \langle \omega_i(\tau_0) \rangle$  为所 有取样角速率数据的平均值;符号" $\langle \cdot \rangle$ "表示对序 列作时间平均的运算符。

对于角度随机游走(即角速率白噪声),其 Allan 方差与传统方差的计算结果完全一致。而对于低 频噪声,例如一阶马尔可夫过程、零偏不稳定性、角 速率随机游走或速率斜坡,传统方差的计算结果会 大于相应的 Allan 方差。特别是对于角速率随机游 走或速率斜坡,传统方差的计算数值会随取样数据 长度的增长而不断增大,理论上呈现发散趋势。针 对实际惯导的初始对准精度评估,往往是在一段时 间内连续进行多次初始对准实验,并统计其结果的 方差。反过来看,欲获得惯导的初始对准精度,有 可能利用该时间段内的惯导数据进行某种统计分 析,从而间接实现评估,而不必实际执行多次的对 准过程。当然,在缺乏姿态和航向真值参考基准的 情况下,这里所讨论的对准精度实质上是对准结果 的波动程度, 宜用统计量标准偏差(standard deviation, STD) 而非均方根误差(root mean square error, RMSE)表示。

为使用 STD 统计惯导方位对准精度,若以对准 时长 10 min、连续重复 6 次初始对准计算为例,完 成一组测试的总用时为 60 min。例如,某陀螺静态 采集 1 h 数据的 Allan 方差如图 1 中"\*"实线所 示,可以看出,100 s 以下分组时间段主要表现为角 度随机游走,100~800 s则表现为速率斜坡或角速 率随机游走。同时,图 1 还给出了传统方差如"〇" 虚线所示。欲评估初始方位对准精度,例如对准时长 100 s,可直接读取图中传统标准差在 100 s处的取 值,约为 0.022(°)/h。将其除以地球自转角速率的北 向分量 ω<sub>N</sub>(假设纬度取 L = 30°),结果得到的方位对 准精度为 0.022/(15×cos30°)=5.8′。图 1 显示,大 于 100 s 后的传统方差波动幅度大致相同,因此引 起的方位对准波动也大致相同,延长对准时间并不 能显著降低方位误差的离散度。这一例子说明, Allan 方差中的长时间相关项(速率斜坡或角速率 随机游走)对初始方位对准精度的影响较大(使得 对准误差呈现趋势项),采用传统均方差 STD 评估 方位对准的离散度更合理,而非采用 Allan 方差。



Fig. 1 Allan variance vs. traditional variance for gyro error

### 2 扰动基座方位对准精度分析

第1章主要讨论了当加速度计误差为常值时, 陀螺随机误差对方位对准精度的影响。如果加速 度计误差不是常值,方位对准精度还与采取的具体 初始对准方法有关。例如,在静基座条件下,采用 基于加速度计测量重力和陀螺测量地球自转角速 率的解析计算法直接进行对准,水平失准角仅取决 于加速度计的平均偏值,而方位失准角与加速度计 偏值的变化特性无关,这说明解析对准方法是静基 座下精度最高的初始对准方法;而在扰动基座场景 下,无法再采用解析对准方法,必须通过惯导解算 基本原理中的罗经效应,从导航解算速度误差中辨 识方位对准失准角,此时加速度计的非常值误差就 会对速度解算误差产生影响,进而对方位对准造成 不利影响。由于非常值误差特性不同,影响效果往 往也不同,实际情况可能会比较复杂。

最简单的情况是,考虑加速度计偏值存在固定 变化率,在惯导刚上电启动的阶段容易表现出该项 误差,它对方位失准角的影响为[12]

$$\phi_{\rm U} = -\frac{\nabla_{\rm N}'}{g} / \omega_{\rm N} \tag{8}$$

根据式(8),不难算得 10 μg/5 min 的等效北向 加速度计偏值斜坡变化,约等效于 0.007 (°)/h 的 等效东向陀螺漂移。这一误差影响在实际应用中 很容易被忽视。

除表示形式简单的加速度计偏值斜坡误差外, 一般难以分析加速度计其他误差因素对方位对准 精度的影响。究其原因在于实际导航速度误差中 总是同时包含陀螺姿态跟踪误差和加速度计积分 误差的综合影响,两者叠加会使速度误差形式变得 非常复杂。更有甚者,例如惯导系统在多自由度摇 摆或振动实验中,往往还会激励出与惯组标定相关 的一系列动态误差<sup>[13-14]</sup>。

分析陀螺和加速度计误差对方位对准精度的 综合影响,无论是在静基座还是在扰动基座下,所 有以速度误差为观测量的方位初始对准方法,其基 本原理都是基于惯导的罗经效应。所谓罗经效应, 即若不考虑惯性器件误差且在小失准角线性误差 传播范围内,方位失准角经由陀螺姿态跟踪解算会 引起东向失准角随时间的线性变化,而东向失准角 再经由北向加速度计积分则会引起北向速度误差 随时间呈二次函数变化。借助罗经效应的因果关 系,罗经法方位对准原理通过计算北向速度误差中 关于时间的二次项系数确定方位失准角。常见的 基于控制律回路设计的罗经对准、参数辨识初始对 准及基于状态空间模型的 Kalman 滤波对准方法, 本质上都是利用了罗经效应。

在罗经效应中,将北向速度误差视为时间 t 的 二次多项式,具体表示如下<sup>[2]</sup>

$$\delta v_{\rm N} = \delta v_{\rm N0} + a_{v\rm N1}t + a_{v\rm N2}t^2 \tag{9}$$

其中,零次项 $\delta v_{N0}$ 为惯导的初始速度误差(或扰动 基座初速度取反),关于时间t的一次和二次系数分 别为

 $a_{vN1} = g\phi_{E0} + \nabla_N \tag{10}$ 

 $a_{vN2} = (\phi_{N0}\omega_{U} - \phi_{U0}\omega_{N} - \varepsilon_{E})g/2 \quad (11)$ 其中,  $\phi_{E0}$ ,  $\phi_{N0}$ ,  $\phi_{U0}$ 分别为东-北-天 3 个方向的失 准角初值。

通过二次系数式(11)计算方位失准角的公式为

 $\phi_{U0} = -2a_{vN2}/(g\omega_N) + \phi_{N0} \tan L - \varepsilon_E/\omega_N$  (12) 注意到,若北向失准角主要由东向加速度计偏 值引起,即有  $\phi_{N0} = \nabla_E/g$ ,则式(12)右边的后两项 与式(3)本质上是一样的。

若考虑更多的惯性器件误差类型,北向速度误 差会同时包含这些陀螺和加速度计误差的影响,将 式(12)从整体上改记为

$$b_{\rm U0} = -2\tilde{a}_{v\rm N2}/(g\omega_{\rm N}) \tag{13}$$

其中, *a*<sub>vN2</sub> 表示引起北向速度误差随时间二次方变 化的所有因素之和, 无法逐项分离, 并且它们都将 影响方位失准角 *ø*<sub>U0</sub> 的正确计算, 从而限制了方位 对准精度的提高。式(13)便是由北向速度误差函 数的二次项系数评估方位失准角的基本公式, 这一 思想是以结果为导向的而不考虑产生该结果的具 体原因。

若将式(9)再积分一次,引入初始位置变化积 分常数 δ*p*<sub>N0</sub>,可得北向位置误差随时间变化的三次 多项式形式为

$$\delta p_{\rm N} = \delta p_{\rm N0} + \delta v_{\rm N0} t + 1/2 \cdot a_{\nu N1} t^2 + 1/3 \cdot a_{\nu N2} t^3$$
  
$$\triangleq \delta p_{\rm N0} + \delta v_{\rm N0} t + a_{\rho N2} t^2 + a_{\rho N3} t^3$$
(14)

类似于式(11),可得由惯导解算北向位置误差的三次系数 *a*<sub>pN3</sub> 评估方位失准角精度的公式为

$$\phi_{\rm U0} = -6a_{pN3}/(g\omega_{\rm N}) \tag{15}$$

在多数情况下,方位对准精度分析可采用式 (13),而当干扰基座的特性由位置信息给出时,则 采用式(15)进行分析会更加直接和方便。

以上是在惯导基座不动情况下分析的方位对 准精度,即初始对准时是以零速度(或固定位置)作 为参考基准。然而,如果基座存在速度或位置上的 线晃动,且没有实时精确的测量和补偿措施,根据 运动的相对性原理,在初始对准算法中只能认为基 座是静止不动的。此时,基座的线晃动误差会被误 认为或等效为惯性传感器自身产生的测量误差,这 必然会对初始方位对准结果造成不利影响。因此, 式(13)和式(15)同样适用于晃动基座下的方位对 准精度评估,它包含了一切引起观测速度误差随时 间变化的二次(或观测位置误差的三次)系数因素, 包括方位失准角、惯性器件误差及基座线运动误 差等。

# 3 实验验证与分析

#### 3.1 静基座对准

某 SINS 的标称精度为:激光陀螺随机常值漂移 0.005 (°)/h,石英挠性加速度计随机常值偏值 30  $\mu g$ 。在静基座下采集 4 h 数据,对其作 Allan 方 差分析,结果如图 2 所示。从图 2(a)可以看出,激

光陀螺在 10 s 以下的主要误差表现为斜率为-1 的 量化误差,而在 10~1 000 s 表现为斜率为-1/2 的 角度随机游走误差;从图 2(b)可以看出,加速度计 在 100 s 以下主要表现为斜率为-1 的量化误差,而 在 100 s 以上表现为斜率为+1 的比力斜坡误差。 初始对准时长通常为数分钟,因此对准精度的主要 影响因素是陀螺的角度随机游走和加速度计的斜 坡误差。





选择其中一段惯性传感器数据作初始对准后 再进行 1 h 的开环导航解算(仅需进行姿态和速度 开环更新而位置不更新)<sup>[9]</sup>,得到北向速度  $V_N$ (即速 度误差  $\delta v_N$ )曲线如图 3 所示。假设初始对准时长 为 300 s,截取0~300 s,60~360 s,120~420 s等多 段北向速度误差数据,即从 0 s 开始每隔 60 s 截取 300 s 的数据,对每段数据进行二次函数拟合,再根据 式(13)由二次项系数计算等效方位失准角,结果如图 4 所示。从图 4 可以看出,方位失准角的波动范围在 -0.5'~1.5'以内,统计其均方差为 0.37'。若设置不 同的初始对准时长,方位失准角均方根误差随对准时 长T=60~900 s 的变化情况如图 5 所示。由图 5 可 见,在 300 s 之后,方位失准角均方根误差随对准时 长增加而减小的速度逐渐变缓,大约在 700 s 之后, 延长对准时长对提高方位对准精度的效果已不再 明显。在实际应用中,结合惯导陀螺的逐次启动漂移误差大小和对准精度要求,该研究结果有助于优化对准时长的选择。





图 4 300 s 对准方位失准角

Fig. 4 Azimuth misalignment angles within 300 s



# vary with alignment time

## 3.2 海上停泊对准

一艘排水量为7000 t 的舰船在中国南海某水 深4000 m 的海域停船作业,其上装备有如3.1 节 所列精度等级的惯导系统和水平定位精度为5 m 的卫导接收机。卫导给出了2h的相对位置平面轨 迹如图6所示。由于受洋流和海风等因素的影响, 舰船位置漂移呈现出较大的随机性,整体上其在南-北方向的变化  $\Delta p_{\rm N}$  约85 m,而东-西方向的变化  $\Delta p_{\rm E}$ 约35 m,显然东-西方向的变化几乎不影响方 位对准精度,因此这里主要关注其南-北方向的位置 变化。

假设在大略已知舰船位置(纬度误差小于1') 的条件下进行惯导自主初始对准。由于初始对准 过程中不能获得外界测量参考,姑且认为舰船是固



定不动的。依据式(15),由惯导解算的北向相对导 航定位误差评估 T=300~3 000 s(即 5~50 min) 时长的方位对准误差双对数图如图 7 所示。从图 7 可以看出,在300 s和600 s处的方位对准误差分别 为 28.4'和 9.9',它们远大于静基座条件下(图 5)给 出的相应时长对准结果 0.37'和 0.23'。这说明在 海上进行动基座初始对准时,如果对准时间较短且 无法获得基座运动信息进行补偿,基座运动将是引 起方位对准误差的主要原因。总体上看,图7中曲 线的斜率可近似为-2,表明方位对准误差 øu 大致 与对准时长  $\sqrt{T}$  成反比。这也体现了基座运动的 相对扰动大小与时长之间的关系,有些类似于陀螺 噪声 Allan 方差分析中的量化噪声。大约在1800 s (即 0.5 h)后,对准误差才逐渐小于 1'。因此,只有通过延长对准时长才能有效减弱基座运动干扰的 影响,使惯性器件精度再次成为影响对准误差的主 导因素。



#### 3.3 转台同频摇摆对准

同样采用 3.1 节所给的惯导系统,将其安装在 实验室三轴转台上进行摇摆实验。完成惯导初始 对准后进行开环惯性导航解算。在导航解算过程 中,三轴转台先静止 600 s;接着绕水平双轴摇摆运动1 800 s,其中俯仰角幅值 6°、横滚角幅值 10°,两 者周期均为 10 s,初始相位差随机;再恢复至原角位 置,静止 600 s。整个导航解算过程共 3 000 s,给出 的北向速度误差如图 8 所示。由图 8 可见,在前 600 s,速度误差增长缓慢;而 600 s之后,随着双轴 同频摇摆运动,速度误差迅速增大,且随时间表现 出明显的二次曲线特征。



以时间 0 s 为起始点,每隔 60 s 截取一段 300 s 的北向速度误差数据,根据式(13)计算相应的方位 失准角,结果如图9所示。由图9可见,方位失准角 随摇摆动作的启停而出现了显著的阶跃性跳变,幅 值约为8′。摇摆运动可能激励出惯性器件的标度 因数误差、非正交安装误差、时空不同步误差[13-14] 及动态敏感轴偏移误差等众多误差源[15-16](由于本 实验摇摆频率较低,圆锥补偿算法性误差相对而言 微不足道)。对于高精密惯导系统而言,上述提及 误差以及一些尚不明机理的误差难以全面标定、分 离和完美补偿。特别是在有规律的同频摇摆条件 下误差会不断累积;而若是在不同频摇摆条件下, 随着相位差的变化其误差可能会前后大部分相互 抵消。由此可见,长时间的两轴或三轴同频摇摆运 动,虽然频率不高,但对于实际惯导系统而言也是 一种较为恶劣的运动环境。



本节的摇摆实验表明,在某些会使导航误差增 大的特殊环境中,SINS 必然难以实现与静态性能 一致的高精度方位初始对准。在实际应用中,应当 尽量减弱和避免此类运动误差的激发。在大多数 场合中,随着惯导运动状态的改变,例如上述实验 中从静止到摇摆或反之,还有从静止到振动、从静 止到旋转等,或反之,激发误差源的因素发生变化, 或多或少都会引起导航解算速度误差变化趋势的 改变,进而反过来都会对方位初始对准产生影响。 因此,从这一角度看,在初始对准过程中应当尽量 保持惯导运动状态的一致。

## 4 结论

扰动基座下的初始对准方位精度评估问题,可 以转化为基于陀螺罗经效应的北向速度误差时间 二次项系数的参数辨识问题。参数辨识方法实质 上是一种全局优化方法,在未知惯性传感器误差特 性和环境扰动特征,且不能有效地将某项误差辨识 和分离的情况下,它也是一种最优的评估方法,具 有良好的普适性。本文给出的评估基本理论和方 法简单且朴素,与某些非线性或 AI 等优化方 法<sup>[7,17-18]</sup>不同,它们的可解释性差甚至完全不具有 可解释性,若评估结果超越了惯导自对准基本原理 所决定的极限精度,都是不可信的。

本文在一些典型应用环境下进行了方位对准 精度评估实验和分析,以实测惯导数据为样本,"就 事论事"地进行了方位对准精度评估,分析结果是 令人信服的,具有很强的针对性和实用价值,避免 了纯数学仿真方法中的误差参数设置不合适和考 虑不全面等缺陷。

#### 参考文献

[1] TITTERTON D, WESTON J. 捷联惯性导航技术
 [M].张天光,王秀萍,王丽霞,等译.第2版.北京:
 国防工业出版社,2007.

TITTERTON D, WESTON J. Strapdown inertial navigation technology[M]. ZHANG T G, WANG X P, WANG L X, et al, translated. 2<sup>nd</sup> Edition. Beijing: National Defense Industry Press, 2007(in Chinese).

- [2] 严恭敏,翁浚.捷联惯导算法与组合导航原理[M].
  第2版.西安:西北工业大学出版社,2023.
  YAN Gongmin, WENG Jun. Strapdown inertial navigation algorithm and integrated navigation principle
  [M]. 2<sup>nd</sup> Edition. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 2023(in Chinese).
- [3] 秦永元,严恭敏,顾冬晴,等.摇摆基座上基于信息的捷联惯导粗对准研究[J].西北工业大学学报,

2005,23(5):681-684.

QIN Yongyuan, YAN Gongmin, GU Dongqing, et al. A clever way of SINS coarse alignment despite rocking ship[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2005, 23(5): 681-684(in Chinese).

[4] 严恭敏,严卫生,徐德民.逆向导航算法及其在捷联 罗经动基座初始对准中的应用[C]//第二十七届中 国控制会议论文集.北京:中国自动化学会控制理 论专业委员会,2008:3196-3201.

> YAN Gongmin, YAN Weisheng, XU Demin. On reverse navigation algorithm and its application to SINS gyro-compass in-movement alignment[C]// Proceedings of 27<sup>th</sup> Chinese Control Conference. Beijing: Technical Committee on Control Theory of Chinese Association of Automation, 2008: 3196-3201(in Chinese).

- [5] 林宇森, 缪玲娟,周志强. 一种基于回溯过程的里程 计辅助 SINS 初始对准方法[J]. 中国惯性技术学报, 2022,30(6): 701-708.
  LIN Yusen, MIAO Lingjuan, ZHOU Zhiqiang. An odometer aided SINS initial alignment method based on backtracking process [J]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2022, 30(6): 701-708(in Chi-
- [6] XU B, WANG L, DUAN T, et al. A fast in-motion alignment based on inertial frame and reverse navigation[C]// Proceedings of 2020 IEEE/ION Position, Location and Navigation Symposium (PLANS). Piscataway: IEEE, 2020: 704-713.

nese).

- [7] BENET P, SAIDANI M, GUINAMARD A. Robust single antenna ins initialization for low dynamic applications[C]// Proceedings of 2024 International Technical Meeting of the Institute of Navigation. Manassas: ION, 2024: 1021-1032.
- [8] 严恭敏, 蔺裕源, 刘瑞鑫, 等. 抗线晃动干扰惯性系 初始对准改进参数辨识方法[J]. 中国惯性技术报, 2023, 31(5): 425-430.
  YAN Gongmin, LIN Yuyuan, LIU Ruixin, et al. Improvement for the parameter identification method of inertial frame based initial alignment under linear swaying disturbance[J]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2023, 31(5): 425-430(in Chinese).
- [9] 严恭敏, 车载自主定位定向系统研究[D], 西安: 西 北工业大学,2006.
   YAN Gongmin. Research on the vehicular autonomous positioning and azimuth determining system[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2006(in Chinese).
- [10] 严恭敏,李思锦,高文邵,等.纬度未知条件下的抗

扰动惯性系初始对准改进方法[J]. 中国惯性技术学报,2020,28(2):141-146.

YAN Gongmin, LI Sijin, GAO Wenshao, et al. An improvement for SINS anti-rocking alignment under geographic latitude uncertainty[J]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2020, 28(2): 141-146(in Chinese).

- [11] EI-SHEIMY N, HOU H, NIU X. Analysis and modeling of inertial sensors using Allan variance[J]. IEEE Transactions on Instruments and Measurement, 2008, 57(1): 140-149.
- [12] 严恭敏. 捷联惯导系统动基座初始对准及其他相关问题研究[R]. 西安:西北工业大学,2008.
  YAN Gongmin. On SINS in-movement initial alignment and some other problems[R]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2008(in Chinese).
- [13] 严恭敏,周琪,翁浚,等.捷联惯导系统内杆臂补偿 方法及试验验证[J]. 宇航学报,2012,33(1):62-67.
  YAN Gongmin, ZHOU Qi, WENG Jun, et al. Inner lever arm compensation and its test verification for SINS[J]. Journal of Astronautics, 2012, 33(1):62-67(in Chinese).
- [14] YAN G, SUN X, WENG J, et al. Time-asynchrony identification between inertial sensors in SIMU [J]. Journal of Systems Engineering and Electronics, 2015,

26(2): 346-352.

- [15] KIM K, PARK C. Drift error analysis caused by RLG dither axis bending[J]. Sensors and Actuators A: Physical, 2007,133(2): 425-430.
- LI D, WEI G, WANG L, et al. An efficient systemlevel calibration method for a high-precision RLG RINS considering the g-sensitive misalignment [J].
   IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2024, 71(12): 16823-16833.
- [17] 张涛,徐晓苏.基于小波和人工智能的舰载捷联系统动基座对准[J].吉林大学学报(工学版),2010,40(2):549-553.
  ZHANG Tao, XU Xiaosu. Moving base alignment of shipborne strapdown system based on wavelet and AI technology[J]. Journal of Jilin University (Engineering and Technology Edition), 2010, 40(2): 549-553 (in Chinese).
- [18] 鲜勇,杨子成,郭玮林,等. 基于 BP 神经网络的惯导初始对准误差辨识方法[J]. 飞行力学,2021,39 (2):77-82+94.

XIAN Yong, YANG Zicheng, GUO Weilin, et al. Initial alignment error identification method of SINS based on BP neural network[J]. Flight Dynamics, 2021, 39(2): 77-82+94(in Chinese).

(编辑:黄利华)