

Axis Calibration Technology for Star/Inertial Integrated Navigation System

Chaoyu Jiang¹, Wangyang Zhao^{2*}, Lingfeng Zhou²

¹Regional Representative Office in Huludao, Huludao Liaoning

²Tianjin Navigation Instrument Research Institute, Tianjin

Email: zhaowangyang@163.com

Received: Feb. 29th, 2020; accepted: Mar. 16th, 2020; published: Mar. 23rd, 2020

Abstract

As a high precision attitude measurement device, the INS/CNS integrated navigation system has error order of second and installation and calibration precision of minute. The calibration residue of installation error directly affects attitude determination and positioning precision. The paper discusses calibration method of sub-system installation error, and expounds calibration principles of INS/CNS integrated navigation system. According to overall technical solutions, this paper studies shafting calibration error transfer characteristics of INS/CNS integrated navigation system, and puts forward calibration solution for the system. It mainly analyzes impact of multiple error factors during system alliteration such as installation error and measurement instrument error on the integrated system, models and analyzes counter-shaft inclination effect, coaxial error and zero position calibration, optimizes calibration method for the system and improves installation error calibration precision.

Keywords

CNS/INS, Installation Error, Shafting Analysis

星光/惯性组合导航系统轴系标校技术

姜朝宇¹, 赵汪洋^{2*}, 周凌峰²

¹驻葫芦岛地区代表室, 辽宁 葫芦岛

²天津航海仪器研究所, 天津

Email: zhaowangyang@163.com

收稿日期: 2020年2月29日; 录用日期: 2020年3月16日; 发布日期: 2020年3月23日

*通讯作者。

摘要

惯性/星光组合系统作为一种高精度的姿态测量设备,自身误差数量级为角秒级,其安装标校精度可达角分级,安装误差的标定残差直接影响定姿、定位精度。论文讨论分系统安装误差标定方式、阐述了惯性/星光组合系统标校原理。根据总体技术方案,研究了惯性/星光组合系统轴系的标校误差传递特性,提出了惯性/星光组合系统标校方案。重点分析了组合系统标校过程中安装误差、测量仪器误差等多种误差因素在组合系统中的影响,对转轴倾角影响、同轴误差、标校零位的误差进行了建模分析,优化了组合系统标校方法,提高了安装误差标校精度。

关键词

星光/惯性, 安装误差, 轴系分析

Copyright © 2020 by author(s) and Hans Publishers Inc.

This work is licensed under the Creative Commons Attribution International License (CC BY 4.0).

<http://creativecommons.org/licenses/by/4.0/>



Open Access

1. 引言

惯性/星光组合导航系统(INS/CNS 组合导航系统)利用星光导航提供的不随时间积累的航向和位置信息对惯导误差进行修正来实现高精度组合导航,可应用于飞机、舰艇、无人机、导弹、气球等多个平台[1][2],美、俄军事强国都非常重视惯性/星光组合导航技术等方面的研究和发展,并将该技术作为重要的导航技术手段广泛应用于各领域。惯性/星光系统根据设备形态不同,分为全平台式、半平台式和全捷联式惯性/星光组合导航系统,星光导航方面,根据星体识别方式不同,分为星跟踪仪和星敏识别的工作模式[3]。其中,前者采用光电成像的跟踪方式来完成星体在载体坐标系和惯性坐标系位置测量和矢量换算,存在结构工艺复杂,体积较大,传感器复杂等不利因素,后者采用了星图识别、星像匹配的方式输出惯性与载体坐标系的转换关系,工程更易实现、配置方案更灵活、可靠性更高[4]。

2. 组合系统标校原理及要求

2.1. 标校原理

标校原理即根据星光设备和惯导设备之间具体实现结构来确定两分系统坐标基准之间的转换关系,对于不同组合方式的惯性/星光组合导航系统,选择标校手段和方案有所不同。文中以半平台式惯性/星光组合导航系统为基础,提出了惯性/星光组合导航系统共基座标校方法、以及在标校基础上对惯性/星光组合系统中轴系误差引起的系统精度误差分析。

星光导航设备和惯导设备在独立标校时,均有各自基准,当以共基座安装方式组合安装时,需通过标校实现分机设备的基准统一,这是完成组合系统正常工作的前提条件。惯性/星光组合导航系统中,由于实现功能不同使得标校的目的有所不同:惯导设备提供舰船在地理系下的姿态和位置信息,对惯导进行标校目的是使其基准与代表舰船坐标系基准一致,从而保证输出的姿态和位置信息能够代表地理坐标系下姿态和位置;对星光导航设备的标定是为了保证该设备的坐标基准和惯导设备保持一致,进而为星光/惯性组合导航系统实现高精度补偿提供硬件基础,提高惯性导航系统水平基准精度,达到解决星光测量精度的目的。

2.2. 标校条件

惯性/星光组合导航系统共基座安装的系统标校是以大地测量的真地平和方位标为基准对各测量设备进行全面标校, 以获得高精度机械零位和轴系误差数据, 从而建立统一的坐标变换关系。

星光系统采用与惯导直接共基座刚性安装在舰船的甲板上, 工作时需要获得安装位置处的姿态信息。在星光导航和惯导共基座安装条件下, 其标校方案的核心是获得惯性/星光组合导航系统准确的电气误差。

为了能够实现准确标校, 惯性/星光组合系统与船载设备安装方式应满足如下四点基本要素:

- 1) 安装基座设计时应考虑惯性导航设备的重量、重心及其在舰船所处的位置, 计算安装基座在舰船恶劣条件下所承受的各种力、力矩等载荷, 以保证载体运动条件下惯性导航设备的正常工作;
- 2) 安装基座平面度、粗糙度及水平精度应符合设备安装要素的要求;
- 3) 对具有艏艉刻线的安装基座, 其刻线应与舰船艏艉线基准平行, 平行偏差应不大于对准偏差; 且安装基座应清洁干净。
- 4) 设备的对准应符合安装要素的要求, 安装要素一般包括环境条件、基准、安装基座、对准偏差等对准要求。

3. 标校设计

3.1. 标校流程

惯性/星光组合系统标校流程如下:

- 1) 惯导方位校准, 即惯性导航设备与舰船基准之间的艏艉线对准;
- 2) 惯导水平校准, 即惯性导航设备与舰船基准之间的水平对准;
- 3) 复测, 即复测惯性导航设备与舰船基准之间的水平对准偏差, 若符合安装要素的要求, 则校准结束; 若超差, 则重复进行以上步骤, 直至其测量结果满足安装要素的要求;
- 4) 标定星光导航偏角, 测量并记录星光设备与惯性导航设备之间的水平偏差和方位偏差。

3.2. 方位标定

星光设备与惯性导航系统在方位角上方向偏差可以通过图 1 所示的方法测量。一般而言, 惯性导航系统的方位基准通常置于惯性台体内, 因此标定前先打开惯导系统外罩, 满足自准直经纬仪测量条件。

方位角偏差具体标定步骤分两步进行:

第一步, 两台自准直经纬仪按图 1 所示位置分别架设在惯导系统方位基准和星光定向仪六面体镜的正前方, 经纬仪成像清晰后, 记录激光惯导系统和星光定向仪在艏艉向(即方位方向)的水平角 V_1 和 V_2 , 同时分别将两台经纬仪上的方位角 H_1 和 H_2 读数置零;

在第一步基础上, 对准惯导系统的自准直经纬仪 1 和对准星光设备的自准直经纬仪 2 镜头进行互瞄, 保持各自基座水平不变成像清晰后, 分别记录两个经纬仪方位角读数 H_1 和 H_2 ;

根据图 1 所示, 可以判定出互瞄后自准直经纬仪 1 的方位角读数 H_1 即为图 1 所示的转角 α , 而自准直经纬仪 2 的方位角读数 H_2 与图 1 中所示夹角 β 之间的关系是 $(\beta = 360^\circ - H_2)$ 。星光定向仪与单轴激光惯性导航系统的方位角偏差值 ΔH 可以由下式得出:

$$\Delta H = 180^\circ - (\alpha + \beta) = 180^\circ - (H_1 + 360 - H_2) \quad (1)$$

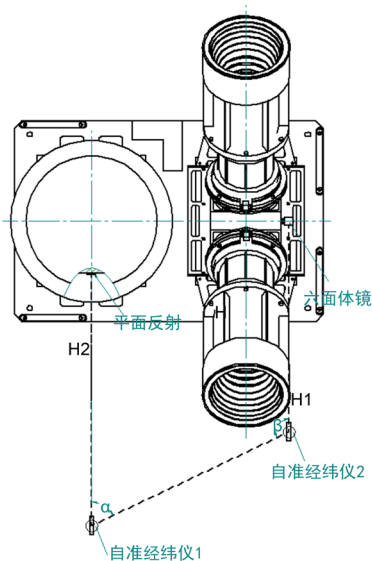


Figure 1. Azimuth alignment calibration diagram
图 1. 方位对准标定示意图

按照上述方法，以星光设备方位基准对惯导系统进行方位的旋转微调，并时刻用经纬仪进行监测，尽可能的从物理上将惯导系统的方位与星光设备的方位取齐，同时记录好惯导系统与星光设备在方位角残差，作为这两型系统组合后在艏艉向的方位偏差。

3.3. 水平标定

水平对准偏差标定同样分两步进行：

第一步，以惯导系统上的方位镜为基准，在惯导系统前端架设自准直经纬仪，同时在惯导系统水平基准面上放置一块六面体镜 2 用以水平传递，微调六面体镜 2 使其与方位镜进行方位取齐，如图 2 所示；

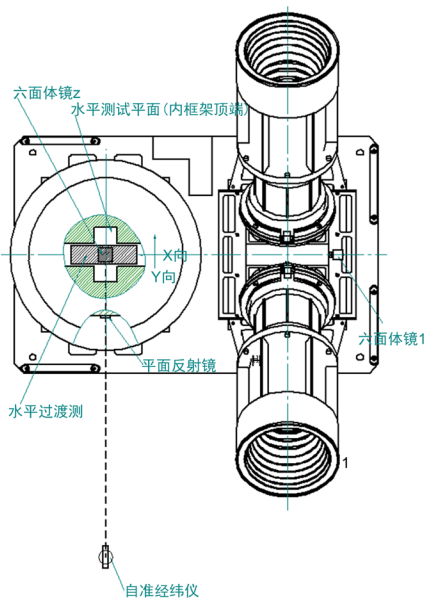


Figure 2. Horizontal alignment calibration diagram
图 2. 水平对准标定示意图

第二步, 分别以第一步中安置在惯导系统水平基准面上的六面体镜 2 和星光定向仪上的六面体镜 1 为基准, 用经纬仪从前端和右端分别对这两块六面体镜在水平 X 、 Y 向法线的俯仰角进行测量, 记录惯导系统与星光定向仪在水平 X 、 Y 方向水平对准的偏差角 ρ_x 、 ρ_y 。

4. 轴系标校误差分析

完成了标校后, 避免了不对准误差带来的干扰, 可在此基础上分析轴系误差带来的系统精度误差。惯性/星光组合导航系统的轴系误差主要是指正交轴系的旋转机构对相邻轴系的垂直度有严格要求, 而由于工艺限制而不能完全达到造成的相应轴系之间的误差。在轴系传递误差中, 惯导平台的方位轴存在不垂直度及同轴度误差。即使星光导航和惯导两子系统的机械零位已经进行了严格标校, 但随着平台转动角度的变化, 安装误差和不垂直度导致的倾角残差会引入到组合系统中[5]。惯性/星光组合系统轴系示意图如图 3 所示。

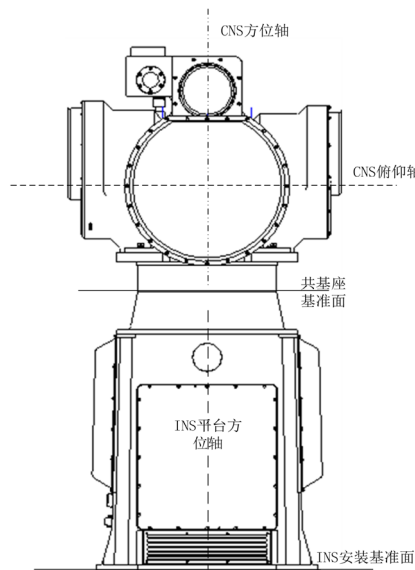


Figure 3. Shafts in semi-platform CNS/INS integrated navigation system

图 3. 半平台式惯性/星光组合导航系统轴系示意图

在分析轴系传递误差中, 需要考虑与其密切相关的五要素(INS 方位轴系不垂直度 ε_β 和方位轴转动角度 β ; 星光导航俯仰轴系不垂直度 ε_θ , 俯仰轴转动角度 θ , 星光导航方位轴系不垂直度 ε_γ , 星光导航方位轴转动角度 γ ; INS 方位轴机械零位时与共基座基准面标校误差 ΔH ; 星光导航轴系机械零位时本体坐标系与共基座基准面标校误差 ρ_x 、 ρ_y)之间的关系。

设惯性/星光组合导航系统中, 子系统星光导航绕俯仰轴转角为 θ , 俯仰轴的不垂直度为 ε_θ , 由转动余弦矩阵关系则得

$$C_p^s = C_p^{p'} C_p^{s'} \quad (2)$$

其中, $C_p^{p'}$ 表示星光导航轴系绕俯仰轴的旋转关系, $C_p^{s'}$ 表示星光导航轴系绕俯仰轴不垂直度引起的旋转关系, 它们的表达式分别为:

$$C_p^{p'} = \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & \sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \theta & 0 & \cos \theta \end{bmatrix} \quad (3)$$

$$C_{p'}^s = \begin{bmatrix} 1 & \varepsilon_\theta \sin \theta & 0 \\ \varepsilon_\theta \sin \theta & 1 & -\varepsilon_\theta + \varepsilon_\theta \cos \theta \\ 0 & \varepsilon_\theta - \varepsilon_\theta \cos \theta & 1 \end{bmatrix} \quad (4)$$

根据上式可得:

$$C_p^s = \begin{bmatrix} \cos \theta & \varepsilon_\theta \sin \theta & -\sin \theta \\ \varepsilon_\theta \sin 2\theta - \varepsilon_\theta \sin \theta & 1 & \varepsilon_\theta \cos 2\theta - \varepsilon_\theta \cos \theta \\ \sin \theta & \varepsilon_\theta - \varepsilon_\theta \cos \theta & \cos \theta \end{bmatrix} \quad (5)$$

星光导航设备绕方位轴转角为 γ ，其方位轴的不垂直度为 ε_γ ，同理可得旋转关系:

$$C_H^s = C_{H'}^s C_H^{H'} \quad (6)$$

其中， $C_H^{H'}$ 表示星光导航轴系统绕方位轴的旋转关系， $C_{H'}^s$ 表示星光导航轴系统绕方位轴不垂直度引起的旋转矩阵，它们的表达式分别为:

$$C_H^{H'} = \begin{bmatrix} \cos \gamma & -\sin \gamma & 0 \\ \sin \gamma & \cos \gamma & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (7)$$

$$C_{H'}^s = \begin{bmatrix} 1 & 0 & \varepsilon_\gamma \sin \gamma \\ 0 & 1 & -\varepsilon_\gamma + \varepsilon_\gamma \cos \gamma \\ \varepsilon_\gamma \sin \gamma & \varepsilon_\gamma - \varepsilon_\gamma \cos \gamma & 1 \end{bmatrix} \quad (8)$$

将公式(7)、(8)代入(6)可得:

$$C_H^s = \begin{bmatrix} \cos \gamma & -\sin \gamma & \varepsilon_r \sin \gamma \\ \sin \gamma & \cos \gamma & 2\varepsilon_r \left(\sin \frac{r}{2} \right)^2 \\ \varepsilon_r \sin \gamma & 2\varepsilon_r \left(\sin \frac{r}{2} \right)^2 & 1 \end{bmatrix} \quad (9)$$

已知 INS 子系统方位轴不垂直度 ε_β 及方位轴转动角度 β ，则可得旋转矩阵:

$$C_A^b = C_A^b C_A^{A'} \quad (10)$$

其中， $C_A^{A'}$ 表示 INS 平台绕方位轴旋转矩阵， C_A^b 表示 INS 平台绕方位轴不垂直度的旋转矩阵，公式分别为:

$$C_A^{A'} = \begin{bmatrix} \cos \beta & -\sin \beta & 0 \\ \sin \beta & \cos \beta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (11)$$

$$C_A^b = \begin{bmatrix} 1 & 0 & \varepsilon_\beta \sin \beta \\ 0 & 1 & -\varepsilon_\beta + \varepsilon_\beta \cos \beta \\ \varepsilon_\beta \sin \beta & \varepsilon_\beta - \varepsilon_\beta \cos \beta & 1 \end{bmatrix} \quad (12)$$

将式(11)、(12)代入(10)可得:

$$C_A^b = \begin{bmatrix} \cos \beta & -\sin \beta & \varepsilon_\beta \sin \beta \\ \sin \beta & \cos \beta & 2\varepsilon_\beta \left(\sin \frac{\beta}{2}\right)^2 \\ \varepsilon_\beta \sin \beta & 2\varepsilon_\beta \left(\sin \frac{\beta}{2}\right)^2 & 1 \end{bmatrix} \quad (13)$$

惯导平台坐标系向共基座基准面坐标系(I系)的转换矩阵可表示为:

$$C_I^c = \begin{pmatrix} 1 & \alpha_z & -\alpha_y \\ -\beta_z & 1 & \beta_x \\ \gamma_y & -\gamma_x & 1 \end{pmatrix} \quad (14)$$

同理,星光导航在与共基座标校过程误差可表示为:

$$C_{c'}^p = \begin{pmatrix} 1 & \alpha'_z & -\alpha'_y \\ -\beta'_z & 1 & \beta'_x \\ \gamma'_y & -\gamma'_x & 1 \end{pmatrix} \quad (15)$$

根据第二节中标校结果,则 $C_{c'}^c$ 存在如下关系:

$$C_{c'}^c = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \rho_x & \sin \rho_x \\ 0 & -\sin \rho_x & \cos \rho_x \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} \cos \rho_y & 0 & -\sin \rho_y \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \rho_y & 0 & \cos \rho_y \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} \cos \Delta H & \sin \Delta H & 0 \\ -\sin \Delta H & \cos \Delta H & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (16)$$

假设惯组中惯性元件无安装误差,则地平信息向星光导航传递的过程,即INS的姿态信息转换流程则可以简单如图4表示。

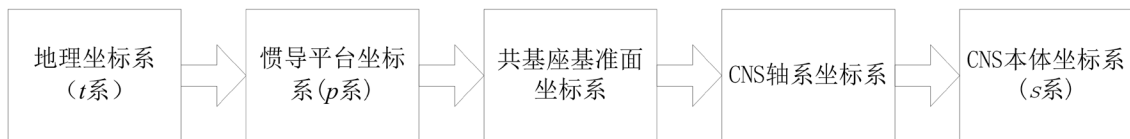


Figure 4. Attitude information conversion charm
图4. 姿态信息转换流程

可得姿态的传递误差的转换矩阵 C_t^s 为:

$$C_t^s = C_p^s C_c^p C_{c'}^c C_I^c C_{A'}^I C_A^{A'} C_t^A \quad (17)$$

5. 轴系传递误差仿真

设惯导方位轴系轴通过工艺及加工保证轴摆锥度在 $30''$,通过转轴倾角标定方式补偿后残余误差为 $6''$;星敏方位轴系通过转轴倾角补偿后残余误差为 $5''$,俯仰轴系补偿后残差为 $7''$;惯导与共基座安装面以及星敏与共基座安装面均没有标校误差。星敏俯仰轴系从 -80° 向 80° 方向旋转,惯导方位轴系从 0° 顺时针旋转,星敏方位轴系从 0° 逆时针旋转。当载体静止条件下惯导通过轴系传递给星敏水平姿态误差,以及星敏通过轴系传递给惯导的航向误差与星敏俯仰轴变化的仿真图5和图6所示。仿真可知,当惯导、星光导航相互之间进行信息传递时,前者的水平姿态通过轴系传递会引后者的姿态误差,仿真如图7所示。

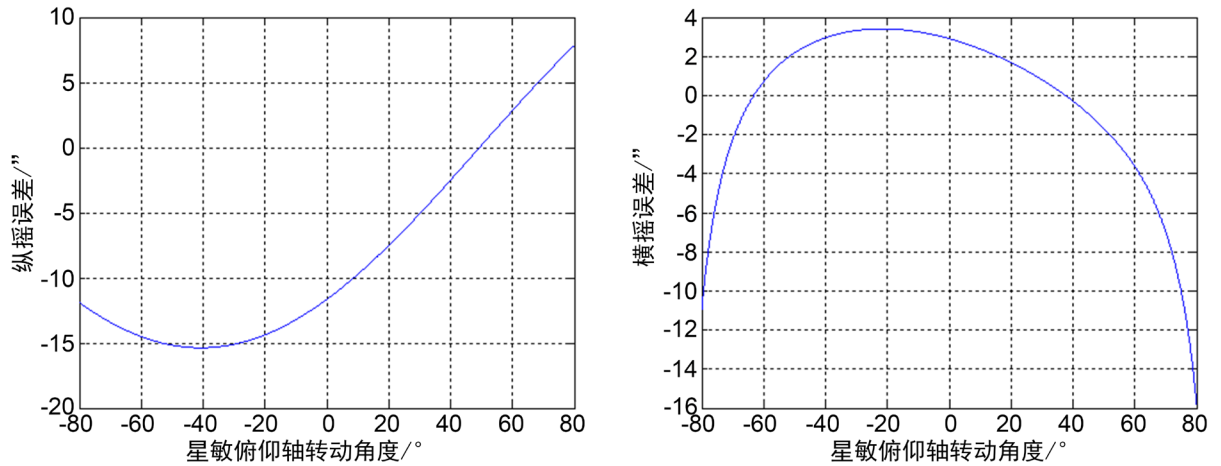


Figure 5. CNS horizon attitude errors transferred from INS shafts
图 5. 通过轴系传递给星敏的水平误差

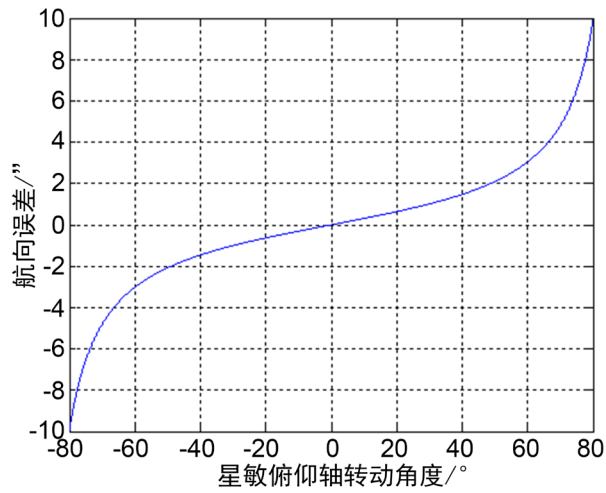


Figure 6. INS heading error transferred from CNS shafts
图 6. 通过轴系传递给惯导的航向误差

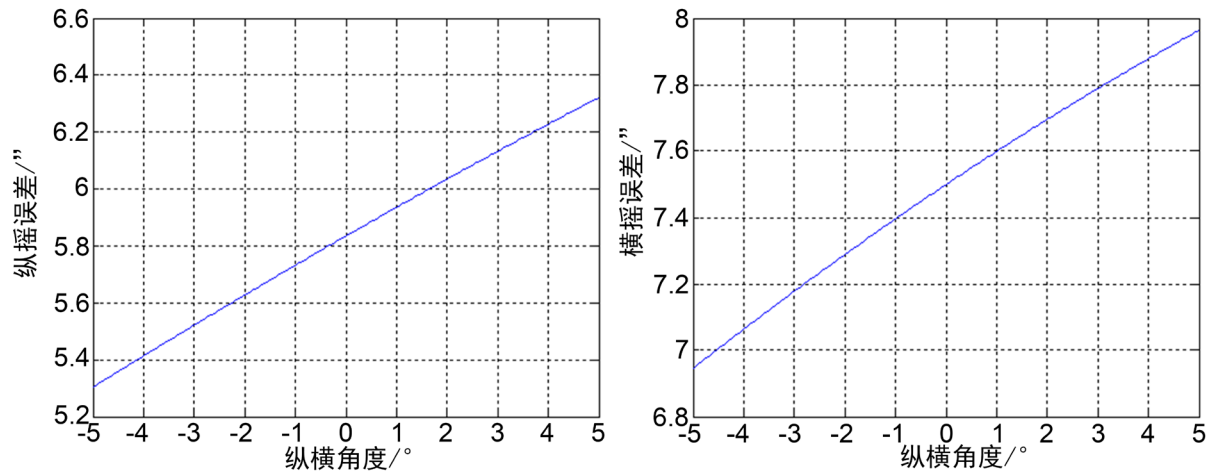


Figure 7. Transfer errors caused by carrier horizon attitude changes
图 7. 载体水平姿态变化造成传递误差

6. 结论

本文详细阐述了惯性/星光组合导航系统水平偏差和方位偏差标校流程及方法。针对标校存在的其它误差源,根据组合系统的结构形式,对影响系统标校因素的转轴倾角、同轴误差、共基座标校残差等因素进行了建模和仿真分析,分析结果表明:轴系传递误差与自身标定残差、载体水平姿态有关,会将安装误差和不垂直度导致的倾角残差引入到组合系统中,从而直接导致星光导航定姿误差。仿真结果同时表明,当6"左右的综合标校残差将引起最大10"的航向误差。

基金项目

国家科技部重大仪器专项(2013YQ310799)。

参考文献

- [1] Fang J.-C. and Ning, X.-L. (2003) New Autonomous Celestial Navigation Method for Lunar Satellite. *Journal of Harbin Institute of Technology (New Series)*, **2**, 308-310.
- [2] Li, B.H., Zhang, Y.C., Li, H.Y., et al. (2007) A Star Tracking Algorithm Suitable for Star Sensor. *The 6th Asia-Pacific Conference Fundamental Problems of Opto- and Microelectronics (APCOM 2006)*, Harbin, China, 5 March 2007. <https://doi.org/10.1117/12.725807>
- [3] Jiang, L.L. and Li, X.R. (2008) Path Planning during the Geomagnetic Navigation. *Progress in Electromagnetics Research Symposium*, Hangzhou, China, 24-28 March 2008, 65-67.
- [4] Wang, A.G., Dai, M.S., Jiang, X.H., et al. (2001) Consideration of Celestial Navigation Calculating Automation Technique. *2001 CIE International Conference on Radar Proceedings*, Beijing, 15-18 October 2001, 184-188. <https://doi.org/10.1109/ICR.2001.984651>
- [5] Savage, P.G. (1998) Strapdown Inertial Navigation Integration Algorithm Design Part 1: Attitude Algorithms. *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, **21**, 19-28. <https://doi.org/10.2514/2.4228>