

一种基于恒星模拟系统的船载经纬仪标校方法

王前学, 刘新明, 冯小勇, 周海渊

中国卫星海上测控部技术部, 江苏 江阴 214431

摘要 船载经纬仪测角精度受自身轴系误差、惯导姿态误差以及未知船体变形的影响较大,为了减小这些因素的影响,提出了基于机载光源模拟恒星的经纬仪光轴空间指向标校方法。该方法将星敏感器和全球定位系统(GPS)载波相位差分技术进行有效融合,利用两个无人机进行伴飞,使得两个机载光源同时出现在标校望远镜视场内,从而建立两条高精度基线,使用双矢量定姿技术完成了标校望远镜光轴空间指向的计算,最终实现了经纬仪光轴在地平系下准确指向的标定和计算。仿真结果表明,通过优化参数配置,经纬仪光轴空间指向标校精度优于 $10''$,该方法可以实现海上动态条件下经纬仪光轴空间指向的精确标定。

关键词 测量; 光轴; 恒星; 载波相位; 双矢量; 标校

中图分类号 P111.43

文献标识码 A

doi: 10.3788/LOP55.021201

A Calibration Method of Ship Borne Theodolite Based on Stellar Simulation System

Wang Qianxue, Liu Xinming, Feng Xiaoyong, Zhou Haiyuan

Technology Department, China Satellite Maritime Tracking and Control Department,
Jiangyin, Jiangsu 214431, China

Abstract The angular accuracy of ship borne theodolite is significantly affected by its own shafting error, inertial navigation attitude error and unknown ship deformation. In order to reduce the influence of these factors, the optical axis spatial calibration method based on airborne light source simulating stellar theodolite is proposed. The proposed method effectively combines star sensor and carrier phase differential technique of global position system(GPS). Two unmanned aerial vehicles are used to carry out accompanying flight, which make two airborne light sources appear in the field of view of calibration telescope. Thus, two high precision base lines are built, and the calculation of optical axis space pointing of calibration telescope is finished by using double-vector altitude determination. Finally, the calibration and calculation of optical axis in the theodolite system accurately pointing at horizontal coordinate system are realized. The simulation results show that the optical axis space pointing calibration accuracy is better than $10''$ by optimizing the parameter configuration. This method can realize the accurate calibration of theodolite optical axis space under the dynamic condition of the sea.

Key words measurement; optic axis; star; carrier phase; two-vector; calibration

OCIS codes 120.5710; 080.1753; 080.2720

1 引言

船载经纬仪测角精度除受经纬仪自身轴系参数误差影响外,还受惯导设备姿态测量精度以及惯导、经纬仪间船体结构变形的影响。部分误差源会使得经纬仪方位角误差随着仰角的增大而迅速放大,如惯导 $20''$ 的水平姿态误差,在目标仰角 60° 时,引起

的经纬仪方位角误差最大可达 $35''$ 。在动基座条件下,利用GPS建立单基线对经纬仪光轴空间指向进行标定,多用于经纬仪设备的精度评定,无法应用于常规跟踪观测任务;使用星敏感器可以较为准确地标定经纬仪光轴空间指向,但是该方法有两个缺陷:一是必须进行大气折射的修正,而低仰角蒙气差修正模型精度较低,导致标定精度偏低;二是探测器灵

收稿日期: 2017-07-24; 收到修改稿日期: 2017-09-10

作者简介: 王前学(1984—),男,本科,工程师,主要从事光学经纬仪和惯性导航方面的研究。

E-mail: qianxuewang@163.com

灵敏度较高,只能在夜间工作。目前,国内外公开发表的文献中,未见其他经纬仪光轴空间指向实时标定方法的相关报道。

本文提出的标校方案,利用搭载光学合作目标(光源)的两架无人机模拟空间位置准确已知的恒星,采用 GPS 载波相位差分技术建立起无人机到船载经纬仪的精确基线,通过装配于经纬仪主机上的大视场标校望远镜完成对无人机的昼夜观测,以计算出标校望远镜光轴在地平系下的指向,从而获取到经纬仪主光学系统光轴精确的空间指向。

2 标校方法

基于恒星模拟系统的船载经纬仪标校方法主要包括:标校系统的构建,利用标校系统获取 GPS 基线并进行修正,利用双矢量(基线)实现光轴空间指向的计算。

2.1 标校系统构建

标校系统如图 1 所示,在两无人机上同时搭载红色光源(便于昼夜光学观测)、微型惯导、数传电台、GPS 天线和接收机,其中光源合作目标用于模拟恒星。在船载经纬仪主机上挂载小口径、大视场标校望远镜,并标定出标校望远镜与经纬仪主光学系统光轴的不平行度以及两探测器的相对旋转角。当经纬仪主光学系统跟踪目标时,两无人机进行“伴飞”,使其同时出现在标校望远镜的视场内。利用载波相位差分技术确定两无人机 GPS 天线分别与船载 GPS 天线的相对位置关系(精度优于 1 cm)^[1-2],然后使用船载惯导和无人机微型惯导姿态测量数据,完成光源合作目标相对标校望远镜物方主点在地平系下空间指向的修正。利用双矢量定姿技术实现标校望远镜光轴空间指向的计算,根据标校望远镜与经纬仪主光学系统光轴的不平行度等数据,最终确定经纬仪主光学系统光轴的空间指向。

2.2 GPS 基线端点坐标修正

计算标校望远镜光轴空间指向,需要标校望远镜物方主点到机载光源合作目标在地平系下的相对位置关系数据,而 GPS 载波相位差分测量结果为两 GPS 天线相位中心的相对位置关系,因此需要对 GPS 基线端点坐标进行修正。

如图 2 所示, $O-XYZ$ 坐标系为以船载 GPS 天线相位中心为原点的地平系, OX 轴指向东, OY 轴指向北, OZ 轴垂直于当地水平面; $O_j-X_jY_jZ_j$ 为经纬仪甲板坐标系, O_j 为经纬仪三轴中心, O_jY_j 轴沿船艏艉线指向船艏, O_jZ_j 轴垂直船甲板面指向

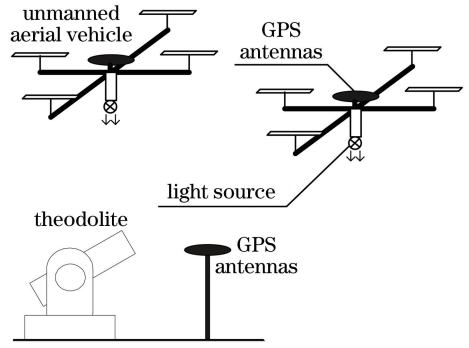


图 1 GPS 基线构建示意图

Fig. 1 Schematic of GPS baseline construction

上, O_jX_j 轴指向右。同时定义经纬仪主机坐标系 $O_z-X_zY_zZ_z$, O_z 亦为经纬仪三轴中心, O_zY_z 轴沿经纬仪主光学系统光轴指向前, O_zZ_z 轴垂直于 O_zY_z 轴和经纬仪俯仰轴向上, O_zX_z 轴按照右手法则指向右。

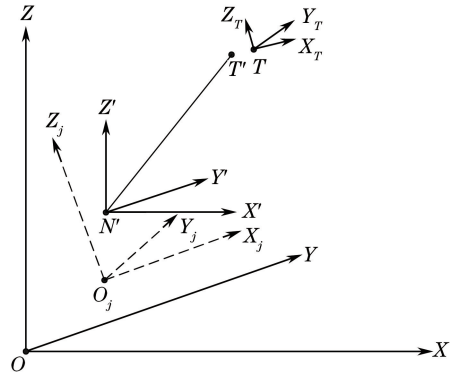


图 2 GPS 标校基线坐标系关系示意图

Fig. 2 Schematic of GPS calibration baseline coordinate system

N' 为标校望远镜物方主点,在经纬仪主机坐标系下的坐标为 $(x_{N_z}, y_{N_z}, z_{N_z})$, 则 N' 在经纬仪甲板坐标系下的坐标为:

$$\begin{bmatrix} x_{N_j} \\ y_{N_j} \\ z_{N_j} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos A_z & \sin A_z & 0 \\ -\sin A_z & \cos A_z & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos E_z & -\sin E_z \\ 0 & \sin E_z & \cos E_z \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} x_{N_z} \\ y_{N_z} \\ z_{N_z} \end{bmatrix}, \quad (1)$$

式中 A_z 、 E_z 的表达式为:

$$\begin{cases} A_z = A - g - \beta_m \cdot \sin(A - A_m) \cdot \\ \tan E - c \cdot \sec E - I \cdot \tan E, \\ E_z = A - h - \beta_m \cdot \cos(A - A_m) \end{cases} \quad (2)$$

式中 A 为经纬仪方位角, E 为经纬仪俯仰角, g 为经纬仪方位零位, c 为经纬仪照准差, I 为经纬仪横轴差, β_m 为经纬仪垂直轴最大倾斜量, A_m 为经纬仪垂直轴最大倾斜方向方位角。

N' 在以经纬仪三轴中心为坐标原点的地平系下坐标为^[3]:

$$\begin{bmatrix} x_{Nd} \\ y_{Nd} \\ z_{Nd} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \theta & -\sin \theta \\ 0 & \sin \theta & \cos \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos \varphi & 0 & \sin \varphi \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \varphi & 0 & \cos \varphi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos K & \sin K & 0 \\ -\sin K & \cos K & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_{Nj} \\ y_{Nj} \\ z_{Nj} \end{bmatrix}, \quad (3)$$

式中 θ 为船横摇角, φ 为船纵摇角, K 为船航向角。

O_j 在 O -XYZ 坐标系下的坐标为 $(x_{O_j}, y_{O_j}, z_{O_j})$, 则 N' 在 O -XYZ 坐标系下的坐标为:

$$\begin{bmatrix} x_{N'} \\ y_{N'} \\ z_{N'} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_{Nd} + x_{O_j} \\ y_{Nd} + y_{O_j} \\ z_{Nd} + z_{O_j} \end{bmatrix}. \quad (4)$$

图 2 中, T - $X_T Y_T Z_T$ 为以机载 GPS 天线相位中心为坐标原点的无人机载体坐标系, $T Y_T$ 轴与载体对称轴线平行指向前, $T Z_T$ 垂直于载体向上。 T' 为安装在无人机载体上的光学合作目标, T' 在 T - $X_T Y_T Z_T$ 载体坐标系下坐标为 $(x_{T'}, y_{T'}, z_{T'})$, 利用机载微型惯导姿态测量数据计算出 T' 在以 T 为坐标原点的地平系下的坐标:

$$\begin{bmatrix} x_{T'd} \\ y_{T'd} \\ z_{T'd} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \theta_T & -\sin \theta_T \\ 0 & \sin \theta_T & \cos \theta_T \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} \cos \varphi_T & 0 & \sin \varphi_T \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \varphi_T & 0 & \cos \varphi_T \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos K_T & \sin K_T & 0 \\ -\sin K_T & \cos K_T & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_{T'} \\ y_{T'} \\ z_{T'} \end{bmatrix}, \quad (5)$$

式中 θ_T 为无人机载体横滚角, φ_T 为无人机载体俯仰角, K_T 为无人机载体偏航角。

在 O -XYZ 坐标系下, 某一时刻两机载 GPS 天线相位中心坐标分别为 $(x_{T_1}, y_{T_1}, z_{T_1})$ 、 $(x_{T_2}, y_{T_2}, z_{T_2})$, 则两机载光学合作目标的坐标分别为:

$$\begin{bmatrix} x_{T'1} \\ y_{T'1} \\ z_{T'1} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_{T_1} + x_{T'd} \\ y_{T_1} + y_{T'd} \\ z_{T_1} + z_{T'd} \end{bmatrix}, \quad (6)$$

$$\begin{bmatrix} x_{T'2} \\ y_{T'2} \\ z_{T'2} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_{T_2} + x_{T'd} \\ y_{T_2} + y_{T'd} \\ z_{T_2} + z_{T'd} \end{bmatrix}. \quad (7)$$

在以 N' 为坐标原点的地平系 N' - $X'Y'Z'$ 下, 两机载光学合作目标修正后的坐标分别为:

$$\begin{bmatrix} x_1 \\ y_1 \\ z_1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_{T'1} - x_{N'} \\ y_{T'1} - y_{N'} \\ z_{T'1} - z_{N'} \end{bmatrix}, \quad (8)$$

$$\begin{bmatrix} x_2 \\ y_2 \\ z_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_{T'2} - x_{N'} \\ y_{T'2} - y_{N'} \\ z_{T'2} - z_{N'} \end{bmatrix}. \quad (9)$$

2.3 利用双矢量计算光轴空间指向

在地平系 N' - $X'Y'Z'$ 下, 由两机载光学合作目标建立的单位观测矢量 \mathbf{W}_1 、 \mathbf{W}_2 分别为:

$$\mathbf{W}_1 = [\cos \alpha_1 \quad \cos \beta_1 \quad \cos \gamma_1]^T = \left[\frac{x_1}{\sqrt{x_1^2 + y_1^2 + z_1^2}} \quad \frac{y_1}{\sqrt{x_1^2 + y_1^2 + z_1^2}} \quad \frac{z_1}{\sqrt{x_1^2 + y_1^2 + z_1^2}} \right]^T, \quad (10)$$

$$\mathbf{W}_2 = [\cos \alpha_2 \quad \cos \beta_2 \quad \cos \gamma_2]^T = \left[\frac{x_2}{\sqrt{x_2^2 + y_2^2 + z_2^2}} \quad \frac{y_2}{\sqrt{x_2^2 + y_2^2 + z_2^2}} \quad \frac{z_2}{\sqrt{x_2^2 + y_2^2 + z_2^2}} \right]^T, \quad (11)$$

式中 α_1 为矢量 \mathbf{W}_1 与 $N'X'$ 轴正向的夹角, β_1 为矢量 \mathbf{W}_1 与 $N'Y'$ 轴正向的夹角, γ_1 为矢量 \mathbf{W}_1 与 $N'Z'$ 轴正向的夹角, α_2 为矢量 \mathbf{W}_2 与 $N'X'$ 轴正向的夹角, β_2 为矢量 \mathbf{W}_2 与 $N'Y'$ 轴正向的夹角, γ_2 为矢量 \mathbf{W}_2 与 $N'Z'$ 轴正向的夹角。

如图 3 所示, MN' 为光轴, 与探测器垂直,

$N'X_C$ 为方位脱靶量方向, $N'Z_C$ 为俯仰脱靶量方向。

设两机载光学合作目标在探测器上像点的坐标分别为 (x_{p_1}, z_{p_1}) 、 (x_{p_2}, z_{p_2}) , 则在 N' - $X_C Y_C Z_C$ 坐标系内^[4], 两光学合作目标对应单位参考矢量 \mathbf{V}_1 、 \mathbf{V}_2 分别为:

$$\mathbf{V}_1 = \left[\frac{-x_{p_1}}{\sqrt{x_{p_1}^2 + f^2 + z_{p_1}^2}} \quad \frac{f}{\sqrt{x_{p_1}^2 + f^2 + z_{p_1}^2}} \quad \frac{-z_{p_1}}{\sqrt{x_{p_1}^2 + f^2 + z_{p_1}^2}} \right]^T, \quad (12)$$

$$\mathbf{V}_2 = \begin{bmatrix} \frac{-x_{P2}}{\sqrt{x_{P2}^2 + f^2 + z_{P2}^2}} & \frac{f}{\sqrt{x_{P2}^2 + f^2 + z_{P2}^2}} & \frac{-z_{P2}}{\sqrt{x_{P2}^2 + f^2 + z_{P2}^2}} \end{bmatrix}^T, \quad (13)$$

式中 f 为光学系统的焦距。

从坐标系 $N'-X_C Y_C Z_C$ 到 $N'-X'Y'Z'$ 需要进

行三次坐标旋转,单位观测矢量 \mathbf{W} 和参考矢量 \mathbf{V} 的关系为:

$$\mathbf{W} = \begin{bmatrix} \cos A & \sin A & 0 \\ -\sin A & \cos A & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos E & -\sin E \\ 0 & \sin E & \cos E \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos \omega & 0 & \sin \omega \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \omega & 0 & \cos \omega \end{bmatrix} \mathbf{V} = \begin{bmatrix} \cos A \cos \omega & \sin A \cos E & \cos A \sin \omega - \sin A \sin E \cos \omega \\ \cos A \sin E \sin \omega & \cos A \cos E & -\cos A \sin E \cos \omega \\ -\cos E \sin \omega & \sin E & \cos E \cos \omega \end{bmatrix} \mathbf{V}, \quad (14)$$

式中 ω 为标校望远镜在地平系下的像面旋转角, 令:

$$\mathbf{K} = \begin{bmatrix} \cos A \cos \omega & \sin A \cos E & \cos A \sin \omega - \sin A \sin E \cos \omega \\ \cos A \sin E \sin \omega & \cos A \cos E & -\cos A \sin E \cos \omega \\ -\cos E \sin \omega & \sin E & \cos E \cos \omega \end{bmatrix}, \quad (15)$$

则:

$$\mathbf{W} = \mathbf{K}\mathbf{V}. \quad (16)$$

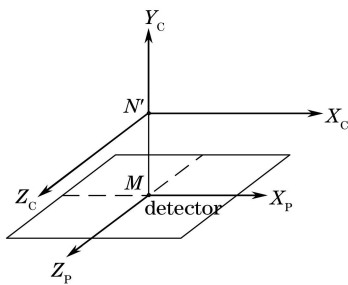


图3 探测器成像坐标系示意图

Fig. 3 Schematic of detector imaging coordinate system

为求取姿态矩阵 \mathbf{K} , 利用获取到的两个不平行的单位参考矢量 \mathbf{V}_1 和 \mathbf{V}_2 及相应的观测矢量 \mathbf{W}_1 和 \mathbf{W}_2 , 建立如下方程:

$$\begin{cases} \mathbf{W}_1 = \mathbf{K}\mathbf{V}_1 \\ \mathbf{W}_2 = \mathbf{K}\mathbf{V}_2 \end{cases}. \quad (17)$$

进一步构造出参考矢量和观测矢量标准三角阵:

$$\begin{cases} \mathbf{r}_1 = \mathbf{V}_1 \\ \mathbf{r}_2 = \frac{\mathbf{V}_1 \times \mathbf{V}_2}{\|\mathbf{V}_1 \times \mathbf{V}_2\|}, \\ \mathbf{r}_3 = \mathbf{r}_1 \times \mathbf{r}_2 \end{cases}, \quad (18)$$

$$\begin{cases} \mathbf{s}_1 = \mathbf{W}_1 \\ \mathbf{s}_2 = \frac{\mathbf{W}_1 \times \mathbf{W}_2}{\|\mathbf{W}_1 \times \mathbf{W}_2\|}, \\ \mathbf{s}_3 = \mathbf{s}_1 \times \mathbf{s}_2 \end{cases}, \quad (19)$$

式中符号 \times 表示矢量叉积, $\|\ \ \|$ 表示矢量的模, 则姿态矩阵 \mathbf{K} 为:

$$\mathbf{K} = \sum_{i=1}^3 \mathbf{s}_i \mathbf{r}_i^T. \quad (20)$$

对姿态矩阵求解算法进行优化, 优化算法包含两次运算, 每次分别以下标为 1、2 的矢量作为主矢量, 得到姿态矩阵 \mathbf{K}_1 、 \mathbf{K}_2 , 然后利对两个姿态矩阵进行加权平均处理, 得到一个比 \mathbf{K}_1 、 \mathbf{K}_2 更精确的姿态估计矩阵 $\mathbf{K}^{[5-10]}$:

$$\mathbf{K} = \frac{\mathbf{K}_1 + \mathbf{K}_2}{2}. \quad (21)$$

姿态矩阵 \mathbf{K} 一般为非正交矩阵, 对其进行正交化处理:

$$\mathbf{K}^* = \frac{1}{2} \mathbf{K} (\mathbf{I} - \mathbf{K}^T \mathbf{K}), \quad (22)$$

式中 \mathbf{I} 表示 3×3 单位矩阵。

进一步可得:

$$\begin{cases} E = \arcsin K_{32}^* \\ A = \arcsin \frac{K_{12}^*}{\cos E} \text{ or } \arcsin \frac{K_{22}^*}{\cos E}, \\ \omega = \arccos \frac{K_{31}^*}{\sin E} \end{cases}, \quad (23)$$

式中 K_{12}^* 、 K_{22}^* 、 K_{31}^* 、 K_{32}^* 为矩阵 \mathbf{K}^* 的元素。

设经纬仪主光学系统光轴与标校望远镜光轴在方位和俯仰方向的不平行度为 $(\Delta A, \Delta E)$, 两探测器

的相对旋转角为 $\Delta\omega$, 则经纬仪主光学系统光轴在地平系下的指向与像面旋转角为:

$$\begin{cases} E_j = E + \Delta E \cdot \sin \omega \\ A_j = A + \Delta A \cdot \cos \omega \cdot \sec E \\ \omega_j = \omega + \Delta\omega \end{cases} \quad (24)$$

3 误差分析

设标校望远镜口径为 50 mm, 焦距为 100 mm, 焦距误差为 0.1 mm, 物方主点位置偏差为 60 mm; 探测器像元尺寸为 $6.5 \mu\text{m}$, 使用短时曝光成像的工作方式, 减小船载动平台条件下光学成像的弥散和拖尾, 合作目标脱靶量提取精度为 1/10 细分; 无人机 GPS 天线与合作光源安装距离为 30 cm, 机载微型惯导的水平姿态精度为 1° , 航向精度为 2° , 船载 GPS 天线与经纬仪安装距离为 5 m, 船载惯导水平姿态精度为 $10''$, 航向精度为 $1.2'$, 则修正后的 GPS 基线端点相对位置关系误差约为 2.7 cm; 大气折射修正后的误差为 $2''^{[11-12]}$; 两无人机光学合作目标在标校望远镜上的脱靶量分别为: $\Delta A_1 = 3^\circ$ 、 $\Delta E_1 = 2^\circ$, $\Delta A_2 = -2^\circ$ 、 $\Delta E_2 = -3^\circ$ 。在仿真计算时, 脱靶量提取、大气折射修正、GPS 基线等误差项均乘以一个均值为 0、方差为 1 的随机数, 在合作目标至标校望远镜的距离均为 2 km 的条件下, 标校望远镜空间指向计算误差如图 4 所示。

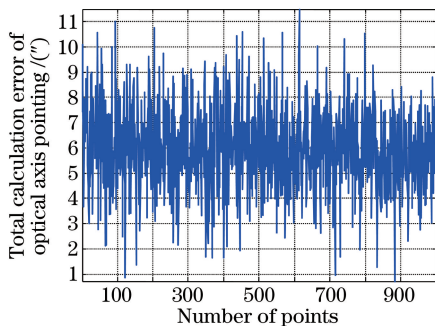


图 4 各误差源引起的光轴指向计算误差仿真结果

Fig. 4 Simulation results of calculation error of optical axis pointing caused by all error sources

仿真结果表明, 在上述条件下, 标校望远镜光轴空间指向计算综合误差均值为 $5.90''$, 标准差为 $1.71''$, 总误差为 $6.15''$ 。

4 结 论

本标校方案充分利用了高精度 GPS 载波相位差分相对定位技术, 以及船载惯导、机载微型惯导、经纬仪测角等数据, 建立起标校望远镜物方主点到两机载合作光源的基线; 根据两基线在地平系下确

立的矢量, 完成了标校望远镜光轴在地平系下姿态矩阵的求解; 最后通过标校望远镜光轴和经纬仪主光学系统光轴间的平行度修正, 实现了经纬仪主光学系统光轴在地平系下空间指向的准确计算。误差分析仿真结果表明, 在参数配置合理的情况下, 船载经纬仪光轴空间指向标定结果精度优于 $10''$, 与陆基经纬仪测角精度相当。

参 考 文 献

- [1] Guo Y, Sun Y, Bai Y. Studying about application of real time kinematic GPS measuring system in the shooting range of ground and sky [J]. Aircraft Design, 2015, 35(6): 57-60.
郭岩, 孙颖, 白焱. 地空靶场实时 GPS 载波相位差分测量系统的应用研究 [J]. 飞机设计, 2015, 35(6): 57-60.
- [2] Wang Y L, Lei J Z, Zhao D. An differential carrier phase algorithm of GPS static relative positioning [J]. Computer Measurement & Control, 2015, 23(7): 2447-2449.
王艳丽, 雷继兆, 赵笛. 一种 GPS 载波相位差分相对定位算法 [J]. 计算机测量与控制, 2015, 23(7): 2447-2449.
- [3] Gao Z Y. Inertial navigation system technology [M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2012: 2-10.
高钟毓. 惯性导航系统技术 [M]. 北京: 清华大学出版社, 2012: 2-10.
- [4] Gong T. Photogrammetry [M]. Chengdu: Southwest Jiaotong University Press, 2014: 29-31.
龚涛. 摄影测量学 [M]. 成都: 西南交通大学出版社, 2014: 29-31.
- [5] Liu C S, Liu G B, Wang X G, et al. Principle and system application of missile borne star sensor [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2010: 194-197.
刘朝山, 刘光斌, 王新国, 等. 弹载星敏感器原理及系统应用 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2010: 194-197.
- [6] Jiang J, Wang Y L, Zhang G J. Improved determination algorithm using two vector measurements [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2012, 38(8): 992-995.
江洁, 王英雷, 张广军. 一种改进的基于双矢量观测的姿态确定算法 [J]. 北京航空航天大学学报, 2012, 38(8): 992-995.
- [7] Wang Z G, Deng Y F. Study of satellite attitude

- determination algorithm based on two-vector observation of star sensor [J]. *Science Technology and Engineering*, 2011, 11(33): 8252-8255.
- 王志刚, 邓逸凡. 基于星敏传感器双矢量观测信息的卫星姿态确定算法研究 [J]. *科学技术与工程*, 2011, 11(33): 8252-8255.
- [8] Guo J M, Zhao J Y, He X, *et al.* Calibration of installation angle for high accuracy shipboard star sensor [J]. *Optics and Precision Engineering*, 2016, 24(3): 609-614.
- 郭敬明, 赵金宇, 何昕, 等. 船载高精度星敏传感器安装角的标定 [J]. *光学精密工程*, 2016, 24(3): 609-614.
- [9] Zhang T S, Zhong D, Pan L, *et al.* Modeling and simulation of attitude error model for ship-borne star sensor [J]. *Telecommunication Engineering*, 2014, 54(2): 218-223.
- 张同双, 钟德安, 潘良, 等. 船用星敏传感器姿态测量误差建模与仿真分析 [J]. *电讯技术*, 2014, 54(2): 218-223.
- [10] Fan C C, Wang M, Yang B, *et al.* A method of high-precision ground processing for star sensor and gyro combination and accuracy verification [J]. *Acta Optica Sinica*, 2016, 36(11): 1128002.
- 范城城, 王密, 杨博, 等. 一种星敏传感器/陀螺地面高精度组合定姿与精度验证方法 [J]. *光学学报*, 2016, 36(11): 1128002.
- [11] Hu S, Gao T C, Li H, *et al.* Analysis on impact of atmospheric refraction on radiative transfer process at visible and infrared band [J]. *Acta Optica Sinica*, 2016, 36(6): 0601005.
- 胡帅, 高太长, 李浩, 等. 大气折射对可见近红外波段辐射传输的影响分析 [J]. *光学学报*, 2016, 36(6): 0601005.
- [12] Wu P F, Li Y J, Shao S Y, *et al.* Low elevation atmospheric refraction correction method based on gridding atmospheric parameter profile mode [J]. *Acta Optica Sinica*, 2017, 37(6): 0601004.
- 吴鹏飞, 李玉剑, 邵士勇, 等. 基于格点化大气参数廓线模式的低仰角大气折射修正方法 [J]. *光学学报*, 2017, 37(6): 0601004.