

文章编号 1004-924X(2015)03-0904-09

基于最小损失函数的三视场天文定位定向

吴 量^{1,2*}, 王建立¹, 王昊京¹

- (1. 中国科学院 长春光学精密机械与物理研究所, 吉林 长春 130033;
2. 中国科学院大学, 北京 130049)

摘要:建立了三视场天文定位定向系统,以实现高精度的天文定位定向。阐述了天文定位定向的概念,介绍了三视场天文定位定向系统的工作原理。提出一种基于最小损失函数的天文定位定向算法,该算法能够同时解算地理位置和载体的方位角信息。根据三视场系统与传统单视场系统的结构特点,从理论上分析了三视场系统的天文定位定向性能及优势。最后,就载体平台倾角测量误差和星敏感器单星测量误差对定位定向的影响进行了仿真分析并基于原理样机进行了外场实验。实验结果表明:该系统的定位精度为 151.624 0 m,定向精度为 4.630 4",且定位定向结果稳定。得到的结果基本满足高精度天文定位定向的要求。

关键词:天文导航;三视场;定位定向;损失函数

中图分类号:V249.323 **文献标识码:**A **doi:**10.3788/OPE.20152303.0904

Three FOV celestial positioning and orientation with minimum loss function

WU Liang^{1,2*}, WANG Jian-li¹, WANG Hao-jing¹

- (1. *Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Sciences, Changchun 130033, China;*
 2. *University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China)*
- * *Corresponding author, E-mail: wuliang7522@qq.com*

Abstract: A three Field of View (FOV) celestial positioning and orientation system was established to achieve high-precision position and orientation. The concept of the three FOV celestial positioning and orientation was described, and the working principles of the system were introduced. A celestial positioning and orientation algorithm based on the minimum loss function was proposed to calculate the geographic position and the azimuth angle information of a carrier simultaneously. According to the structure characteristics of the three FOV system and traditional single FOV system, the advantages of the former on positioning and orientation performance were analyzed theoretically. Finally, the simulation analysis was performed on the effects of the dip angle errors of a carrier platform and the single star measuring errors of a star sensor on the celestial positioning and orientation, and a field experiment was executed with a prototype. Experimental results indicate that the positioning accuracy is 151.624 0 m, the orientation accuracy is 4.630 4" and the positioning and

收稿日期:2013-12-20;修订日期:2014-01-17.

基金项目:国家自然科学基金资助项目(No. 40905011)

orientation result is stable. These results satisfy the requirements of the high-precision celestial positioning and orientation.

Key words: celestial navigation; three Field of Views (FOVs); positioning and orientation; loss function

1 引言

天文导航作为最古老、最基本的定位定向方式,以其精度高、隐蔽性好、可靠性高、自主性强等优势,一直在舰船导航中占有重要地位^[1]。随着航海技术的发展,对天文导航系统的可靠性和定位定向精度的要求也越来越高。

传统的基于单视场星敏感器的天文导航设备性能受到以下几方面的限制:

(1) 云层遮挡或强光照射所导致的设备失效;

(2) 星点在天球上分布不均匀,导致视场在某些指向捕获的星点较少,不能完成星图识别;

(3) 为了保证视场内能够捕获足够数量的恒星,通常采用较大视场的系统设计,导致单星测量精度较低^[2];

(4) 在全天时应用中,由于白天强烈的天空背景散射干扰,光学系统的星等探测能力较低,单个视场内星点数量不足以完成星图识别^[3-4]。

近年来,为了改善天文导航系统的可靠性,提高导航精度,基于多视场光电探测系统的天文导航成为一个新的发展方向。国外已经研发出相关的产品,如法国 SODERN 公司的 HYDRA 星敏感器^[5],可用于航天器的姿态测量;美国 Trex 公司的多视场恒星跟踪器^[6],可全天时为航海提供定位定向信息。国内在多视场天文导航方面起步较晚,目前北京航空航天大学^[7-8],清华大学^[9]以及中科院长春光机所^[10-11]等单位正在对多视场天文导航系统的工作模式展开研究。

天文导航系统对于天文定位^[12-16]的解算通常是基于球面三角形或高度差法完成的,定向^[17-18]计算则通常在已知定位信息的基础上完成。定位定向过程分开进行会导致定位误差的扩散,无法完全满足三视场天文导航系统进行高精度定位定向的需求。本文以三视场天文定位定向系统为研究对象,介绍了定位定向的概念以及三视场天文定位定向系统的工作原理,提出了一种适用于三视场天文导航系统,能够同时进行定位

定向解算的基于最小损失函数的天文定位定向算法。然后,分析了三视场天文定位定向系统的性能,说明了该系统定位定向能力的优势。最后,通过计算机仿真及三视场天文定位定向原理样机外场实验,对使用本文算法的三视场天文定位定向系统的性能进行了分析和验证。

2 三视场天文定位定向原理

2.1 定位定向的概念

定位就是求解载体的地理位置,即求解载体的经纬度(λ, φ)信息,定向就是求解载体方位角(A_{zi})。定位的概念是唯一的,容易理解,而定向的概念则比较多样。

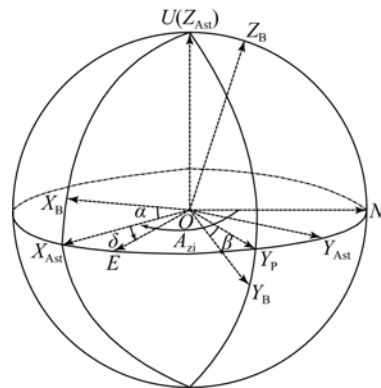


图1 天文定位定向系统的相关坐标系

Fig. 1 Coordinate systems of celestial positioning and orientation system

载体方位角(A_{zi})是载体坐标系($O-X_B Y_B Z_B$)中的某个参考矢量在水平面的投影与正北方向顺时针的夹角。如图1所示,正北方向即东北天地平坐标系(ENU)中N轴的方向。本文将载体坐标系的 X_B 轴作为参考矢量,则 A_{zi} 为 X_B 在水平面的投影与N轴的顺时针夹角。

2.2 天文定位定向的必要条件——水平信息

根据定位定向的概念可知,完成定位定向的一个必要条件是已知载体平台的水平信息,该信息可以使用地平仪或其他双轴倾角测量设备获

取。令双轴倾角测量设备的两个正交轴分别与载体坐标系的 X_B 轴、 Y_B 轴平行。如图 1 所示,倾角测量设备可以测量出载体坐标系的 X_B 轴、 Y_B 轴与水平面间的夹角 α, β 。

使用载体平台的倾角信息建立水平辅助坐标系 (A_{st}),与东北天地平坐标系和载体坐标系建立联系,辅助定位定向的求解。 $X_{A_{st}}$ 轴为 X_B 在东北天地平坐标系 (ENU) 的水平面 EON 中的投影, $Z_{A_{st}}$ 轴与 ENU 坐标系中指向天顶的 U 轴重合, $Y_{A_{st}}$ 轴在 EON 平面内由右手定则确定,则 $X_{A_{st}}$ 轴与 N 轴的顺时针夹角即为待求的载体方位角。

2.3 三视场天文定位定向的工作原理

三视场天文导航设备由 3 个小视场星敏感器构成(见图 2),3 个光学视场的光轴在载体坐标系中的水平投影均匀分布,即水平投影夹角为 120° ;并且 3 个光学视场的光轴在载体坐标系中具有相同的高度角。

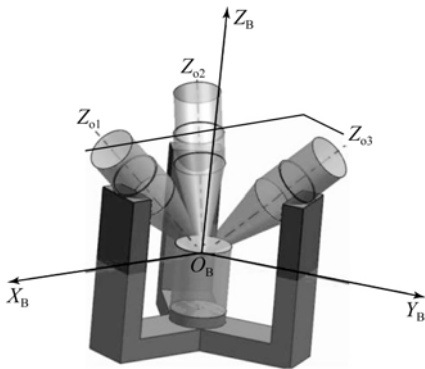


图 2 三视场天文导航设备结构框图

Fig. 2 Block diagram of three FOV celestial navigation

三视场天文定位定向系统的工作原理如图 3 所示。天体目标由 3 个光学视场捕获,并成像在探测器上,获取探测器中的图像,通过星图预处理及质心计算获取各视场中天体的质心位置。根据天体的质心位置、各视场光学系统的焦距、CCD 的像素尺寸、分辨率、主点、畸变参数、光轴在载体中的矢量位置,以及 CCD 的安装旋转角等,计算出各视场中天体目标在载体坐标系中的位置矢量,从而在载体坐标系中算出各个星点目标之间的星角

距。星角距结合星图识别数据库进行星图识别,获得导航星与观测星的匹配组。根据导航星信息、观测星信息、时间信息和载体的水平信息,采用定位定向算法进行定位定向,并输出结果。

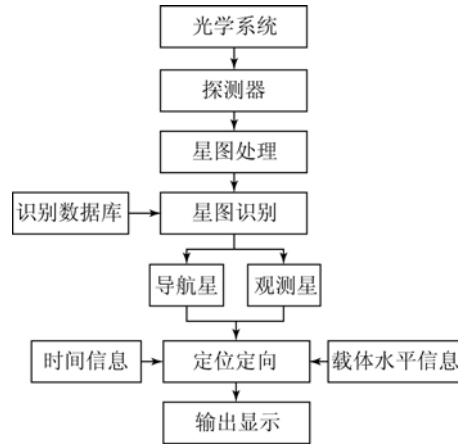


图 3 三视场天文定位定向的原理框图

Fig. 3 Functional block diagram of positioning and orientation equipment with three FOVs

3 基于最小损失函数的天文定位定向方法

在天文定位定向计算之前,已经获取导航星与观测星的匹配组。利用时间信息可以精确地计算出导航星在国际地球参考系 (ITRS) 中的矢量 V_{ITRS} 。根据光学系统参数及各视场的安装参数,可以得到观测星在载体坐标系中的矢量 V_B 。这里以 V_{ITRS} 和 V_B 构成的星矢量匹配组作为已知量,对天文定位定向算法进行研究。

3.1 天文定位定向相关坐标系的转换关系

3.1.1 国际地球参考系与东北天地平坐标系的转换关系

国际地球参考系 (ITRS) 中的矢量在东北天地平坐标系 (ENU) 中可表示为:

$$V_{ENU} = C_{ITRS}^{ENU}(\lambda, 90^\circ - \varphi, 90^\circ) V_{ITRS}, \quad (1)$$

其中: (λ, φ) 分别表示舰船所在的地理经纬度。

$C_{ITRS}^{ENU}(\lambda, 90^\circ - \varphi, 90^\circ)$ 满足式:

$$C_{ITRS}^{ENU}(\lambda, 90^\circ - \varphi, 90^\circ) = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ -1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \sin \varphi & 0 & -\cos \varphi \\ 0 & 1 & 0 \\ \cos \varphi & 0 & \sin \varphi \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \cos \lambda & \sin \lambda & 0 \\ -\sin \lambda & \cos \lambda & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}. \quad (2)$$

3.1.2 东北天地平坐标系与水平辅助坐标系的转换关系

本文2.2节中已经根据载体平台的倾角信息建立了水平辅助坐标系(A_{st}),如图1所示。它绕Z轴逆时针旋转 δ 角即可得到东北天地平坐标系,且 δ 角与待求的方位角 A_{zi} 之间的关系满足:

$$A_{zi} = 90^\circ - \delta, \quad (3)$$

则东北天地平坐标系中的矢量在水平辅助坐标系中可以表示为:

$$\mathbf{V}_{Ast} = \mathbf{C}_{ENU}^{Ast}(\delta) \cdot \mathbf{V}_{ENU}, \quad (4)$$

$$\text{其中: } \mathbf{C}_{ENU}^{Ast}(\delta) = \begin{bmatrix} \cos \delta & \sin \delta & 0 \\ -\sin \delta & \cos \delta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}.$$

3.1.3 水平辅助坐标系与载体坐标系的转换关系

水平辅助坐标系中的矢量在载体坐标系中表示为:

$$\mathbf{V}_B = \mathbf{C}_{Ast}^B(\alpha, \beta) \mathbf{V}_{Ast}, \quad (5)$$

其中: $\mathbf{C}_{Ast}^B(\alpha, \beta)$ 为从水平辅助坐标系转换到载体坐标系的姿态矩阵,该矩阵仅与倾角测量设备测得的载体平台倾角 (α, β) 相关。

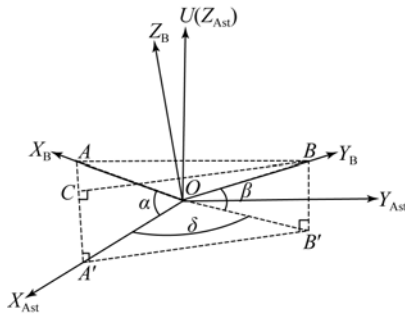


图4 水平辅助坐标系与载体坐标系之间的几何关系
Fig. 4 Geometric relationship between assistant coordinate system and body coordinate system

求解 $\mathbf{C}_{Ast}^B(\alpha, \beta)$ 时,首先选取两个不平行的单位矢量,分别获取它们在载体坐标系和水平辅助坐标系中的位置。选取载体坐标系 X_B 轴和 Y_B 轴的单位矢量 $\mathbf{V}_B^x = \mathbf{OA}$ 、 $\mathbf{V}_B^y = \mathbf{OB}$,这两个矢量在载体坐标系中表示为 $\mathbf{V}_B^x = (1, 0, 0)^T$ 、 $\mathbf{V}_B^y = (0, 1, 0)^T$ 。如图4所示,根据载体坐标系和水平辅助坐标系的几何关系以及测量得到的载体平台倾角 (α, β) ,可知矢量 $\mathbf{V}_B^x, \mathbf{V}_B^y$ 在水平辅助坐标系中表示为 $\mathbf{V}_{Ast}^x, \mathbf{V}_{Ast}^y$ 。

已知载体坐标系中两个不平行的单位矢量 $\mathbf{V}_B^x, \mathbf{V}_B^y$,以及它们在辅助坐标系中的表示 $\mathbf{V}_{Ast}^x, \mathbf{V}_{Ast}^y$,即可使用著名的TRIAD算法^[19]计算从辅助坐标系转换到载体坐标系的姿态矩阵 $\mathbf{C}_{Ast}^B(\alpha, \beta)$ 。

3.2 基于最小损失函数的天文定位定向算法

本算法包括两个过程:首先,利用已知观测星在载体坐标系中的矢量 \mathbf{V}_B 以及倾角测量设备获取的载体平台倾角信息 (α, β) ,根据式(5)可计算观测星在水平辅助坐标系中的矢量 \mathbf{V}_{Ast} 。然后,利用 \mathbf{V}_{ITRS} 和 \mathbf{V}_{Ast} 之间的关系进行定位定向的求解。

根据式(1)、式(3)、式(4)可获得 \mathbf{V}_{ITRS} 和 \mathbf{V}_{Ast} 之间的关系:

$$\mathbf{V}_{Ast} = \mathbf{C}_{ENU}^{Ast}(90^\circ - A_{zi}) \cdot \mathbf{C}_{ITRS}^{ENU}(\lambda, 90^\circ - \varphi, 90^\circ) \mathbf{V}_{ITRS}, \quad (6)$$

式中,方位角 A_{zi} 、地理经纬度 (λ, φ) 为待求的未知量,而 $\mathbf{V}_{ITRS}, \mathbf{V}_{Ast}$ 为已知量,求解 A_{zi}, λ, φ 即可完成定位定向。

令矩阵 $\mathbf{A} = \mathbf{C}_{ENU}^{Ast}(90^\circ - A_{zi}) \cdot \mathbf{C}_{ITRS}^{ENU}(\lambda, 90^\circ - \varphi, 90^\circ)$,则矩阵 \mathbf{A} 可以看作带有3个未知量的姿态转换矩阵。假设天文导航系统识别出 N 颗星,则可建立一系列转换关系式:

$$\mathbf{V}_B^i = \mathbf{A} \mathbf{V}_{ITRS}^i, 1 \leq i \leq N. \quad (7)$$

通常情况下,有多个不平行的星点矢量匹配组可以利用。当 $N > 3$ 时,由于星点矢量存在误差,一般无法求解能够同时满足式(7)中所有等式的矩阵 \mathbf{A} ,矩阵 \mathbf{A} 的求解成为一个“超定”问题。为了充分利用全部的观测数据,只能利用统计方法,寻找最优的结果,建立式(8),该式通常称为损失函数:

$$J(R) = \sum_{i=1}^N |\mathbf{V}_B^i - \mathbf{A} \mathbf{V}_{ITRS}^i|^2. \quad (8)$$

求解满足损失函数最小的矩阵 \mathbf{A} ,就是在星敏传感器定姿应用中经常需要解决的Wabha问题。该问题的求解方法目前已经比较成熟,具体有支持向量分解(SVD)法^[20]、q-方法^[21]、QUEST半法等^[22]。获得满足损失函数最小的矩阵 \mathbf{A} ,即可解算出满足损失函数最小意义上的定位定向信息。

4 三视场系统的定位定向性能分析

三视场天文定位定向系统与传统的单视场天文定位定向系统最根本的不同在于光学系统结构

的不同。由于三视场系统具有视场个数的冗余，当其中某一视场受到杂光干扰时，其余视场仍然能够正常工作，即抗杂光干扰能力强；并且当某一视场指向星点分布比较稀疏的天区，导致该视场内观测星点数量无法完成星图识别时，可以联合 3 个视场中的观测星点完成星图识别，即通过 3 个子星图数据融合的方法提高了测量数据的有效率，故三视场系统较单视场系统更加高效。此外，三视场系统结构的特点对定位定向性能也会产生一定影响。

4.1 视场尺寸对定位定向性能的影响

天文定位定向是通过对星点目标的观测、提取和计算实现的，所以星点目标的测量精度是天文定位定向的基础。单星测量精度描述了星点在光学坐标系中矢量位置的提取精度，该精度将最终影响天文定位定向的精度。

星敏感器单星测量精度的计算公式为：

$$\xi_{\text{one star}} = \frac{A_{\text{FOV}}}{N_{\text{pixel}}} \cdot \sigma_{\text{centroid}} \quad (9)$$

式中： $\xi_{\text{one star}}$ 为单星测量精度， A_{FOV} 为视场， N_{pixel} 为探测器像元的个数， σ_{centroid} 为 CCD 坐标系中星点质心的提取精度。当探测器的像元个数 N_{pixel} 一定，且使用相同的星点质心提取算法，即 CCD 上星点质心提取精度 σ_{centroid} 一定时，视场尺寸 A_{FOV} 越小，单星测量精度越高。

在光学系统极限探测能力相同的条件下，为了能观测到一定数量的恒星，完成星图识别，单视场系统的视场需大于三视场系统。故在观测星数量一定的情况下，三视场系统的单星测量精度更高，并且由于三视场系统中视场间星点的星对角距较单视场更大，故三视场系统的定位定向结果更准确。

4.2 星点高度角对定向性能的影响

根据 3.1.2 节的分析，天文定向的计算是在水平辅助坐标系 (A_{Ast}) 和东北天地平坐标系 (ENU) 之间进行的。在此假设载体平台的地理位置 (λ, φ) 为已知量，则根据已知的导航星矢量 V_{ITRS} 和地理位置信息，使用式 (1) 可以得到导航星矢量在 ENU 坐标系中的表示 V_{ENU} 。令 V_{Ast} 和 V'_{Ast} 分别为观测星矢量的真值和测量值，其中真值为不存在任何误差的情况下，观测星点矢量的

理论位置；测量值为通过测量手段获取的带有测量误差的星点矢量位置。设真值与测量值的总误差为 ϵ ，且观测矢量在高度角方向不存在误差，如图 5 所示。

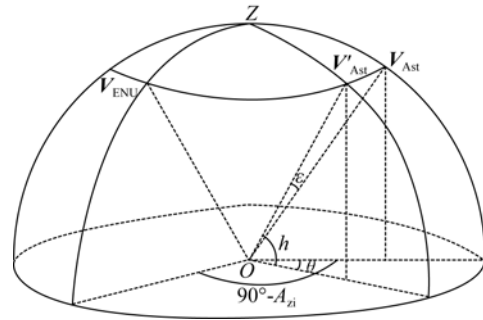


图 5 星点高度角对定向性能影响的示意图

Fig. 5 Sketch map of star altitude affect on orientation performance

根据几何关系可以得到由该星点匹配组的测量误差导致的定向误差为：

$$\sin \frac{\theta}{2} = \sin \frac{\epsilon}{2} / \cos h, \quad (10)$$

式中： ϵ 为星点矢量的观测误差， $h \in (0^\circ, 90^\circ)$ 为星点的高度角， θ 为定向误差。在星点的观测误差 ϵ 一定时，航向角的计算误差随 h 的增大而增大，如图 6 所示。由于三视场系统视轴的高度角通常不会很大，星点的高度角较小，所以三视场系统理论上可以获取更高的定向精度。

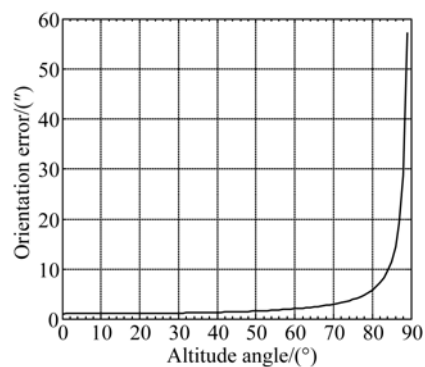


图 6 星点高度角对定向误差影响

Fig. 6 Effect of star altitude on orientation error

通过以上分析可以看出，三视场系统在理论上具有更好的天文定位定向性能。

5 实验与结果

5.1 仿真实验与结果

基于最小损失函数的天文定位定向方法主要包括两个过程,在这两个过程中误差来源为载体平台倾角测量误差和星敏传感器单星测量误差。其中,星敏传感器单星测量误差是以星敏传感器单星测量精度为标准差的正态分布误差量,它受光学系统和探测器的特性、星点成像的点扩散方程、星点质心提取算法等因素的综合影响。

5.1.1 载体平台倾角测量误差对定位定向的影响

仿真中,三视场系统的 3 个视场大小均为 $4^\circ \times 4^\circ$,3 个视场的视轴排布为水平投影间隔 120° ,高度角为 45° ,CCD 尺寸为 $1\ 024\ \text{pixel} \times 1\ 024\ \text{pixel}$,主点位置在 CCD 的靶面中心,且光学系统无畸变,极限探测能力为 7 等星。

采用可见光波段的 Tycho2 星表作为基本星表,时间信息统一取 UTC 时间为 2013-10-1 0:0:0,载体地理位置为 $\lambda=125^\circ\text{E}$, $\varphi=43^\circ\text{N}$,方位角 $A_{zi}=147^\circ$,载体平台的倾角为 $(-3^\circ, 5^\circ)$ 。此仿真过程中不计星敏传感器单星测量误差的影响。

表 1 载体平台倾角测量误差对定位定向结果的影响

Tab.1 Effect of body tilt angle measurement error on positioning and orientation

倾角测量误差/($''$)	经度计算误差/($''$)	纬度计算误差/($''$)	方位角计算误差/($''$)	定位误差/m
3	-3.862 8	3.152 2	2.477 9	126.986 8
5	-6.438 2	5.253 7	4.129 9	211.648 1
10	-12.875 8	10.507 5	8.259 5	423.288 9
15	-19.313 3	15.761 3	12.389 0	634.930 5
20	-25.750 4	21.015 3	16.518 6	846.570 1

从表 1 中的数据可知,倾角测量误差的大小与定位定向结果成线性关系。在单帧测量过程中,载体平台倾角的测量误差可视为系统误差,不能通过计算减小。所以,天文定位定向系统需要高精度的倾角测量设备以获取准确的平台倾角,从而完成高精度的天文定位定向。

5.1.2 星敏传感器单星测量误差对定位定向的影响

仿真测试使用的三视场系统的系统参数、基本星表及时间信息与 5.1.1 节相同,并且令载体平台水平放置于地面,即载体坐标系与水平辅助坐标系重合。仿真采用蒙特卡洛法,仿真流程如图 7 所示。

首先,设置仿真次数 $\text{Counts}=1\ 000$,每次随机选取载体平台所在的地理位置 (λ, φ) ,载体平台的方位角 A_{zi} 作为定位定向真值。其中, λ 在

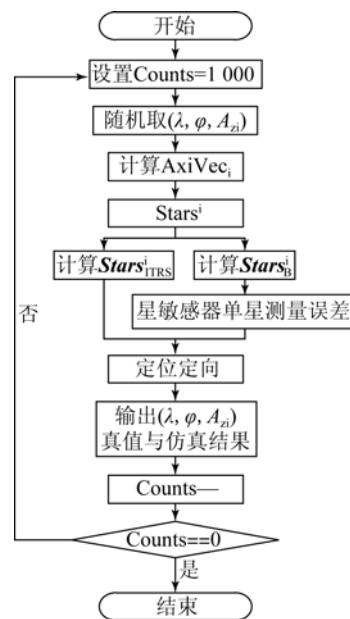


图 7 单星测量误差影响的仿真流程图

Fig.7 Flow chart of simulation of single star measurement error effect

$[-180^\circ, 180^\circ]$ 上服从均匀分布, φ 在 $[-90^\circ, 90^\circ]$ 上服从均匀分布, A_{zi} 在区间 $[0^\circ, 360^\circ)$ 上服从均匀分布。然后, 根据地理位置、方位角以及 3 个视场光轴在载体坐标系中的矢量, 通过坐标变换可以得到视场光轴 $A_{xi}Vec_i$ 在天球坐标系中的矢量。

根据光轴指向 $A_{xi}Vec_i$ 和视场的大小, 从星表中提取每个视场内的恒星集合 $Star_i$ 。由于仿真对象为三视场定位定向算法, 故仿真忽略星图识别过程, 直接集合视场内的星点并根据时间信息获得 ITRS 坐标系中的矢量 $Star_{ITRS}$, 再根据定位定向真值信息获得载体坐标系中的矢量 $Star_B$ 。在不同的仿真条件下对 $Star_B$ 中的星点矢量位置加入正态分布的星敏感器单星测量误差, 模拟观测星点矢量。最后, 使用观测星与导航星完成定位定向并记录定位定向真值及仿真结果, 即完成一次定位定向, Counts 减 1; 重复此过程直至 Counts 为 0, 仿真过程结束。

表 2 单星测量误差对定位定向的影响

Tab. 2 Effect of single star measurement error on positioning and orientation

单星测量 误差的标准差/(")	定位误差均值/m	定向误差均值/(")
1	9.214 2	0.359 0
2	18.315 6	0.744 2
3	27.076 6	1.073 3
4	38.442 8	1.531 3
5	45.975 2	1.805 4

从表 2 的仿真结果中可以看出, 定位定向误差随星敏感器单星测量误差的增大而增大。当单星测量误差达到 5" 时, 定位误差均值为 45.975 2 m, 定向误差均值为 1.805 4", 说明在单星测量误差较大时, 本算法仍能够得到较高精度的定位定向结果。

5.2 野外实验与结果

图 8 为三视场天文定位定向系统的简易实验平台。该原理样机的系统参数如下: 3 个视场视轴在水平面的投影夹角为 120° , 高度角为 45° ; 光

学系统的口径为 73 mm, 视场大小为 $4.5^\circ \times 3.375^\circ$; CCD 的分辨率为 $1\,024\text{ pixel} \times 768\text{ pixel}$, 像元尺寸为 $4.65\ \mu\text{m} \times 4.65\ \mu\text{m}$, 光学系统在可见光波段的探测能力约为 7 等星。

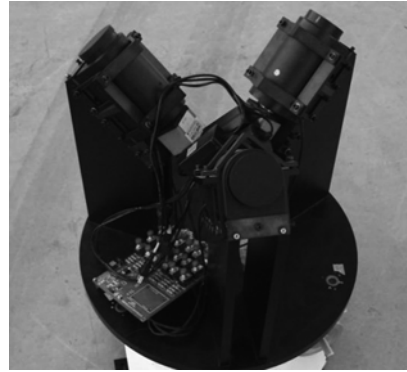


图 8 三视场定位定向设备简易实验平台

Fig. 8 Experiment platform of positioning and orientation equipment with three FOVs

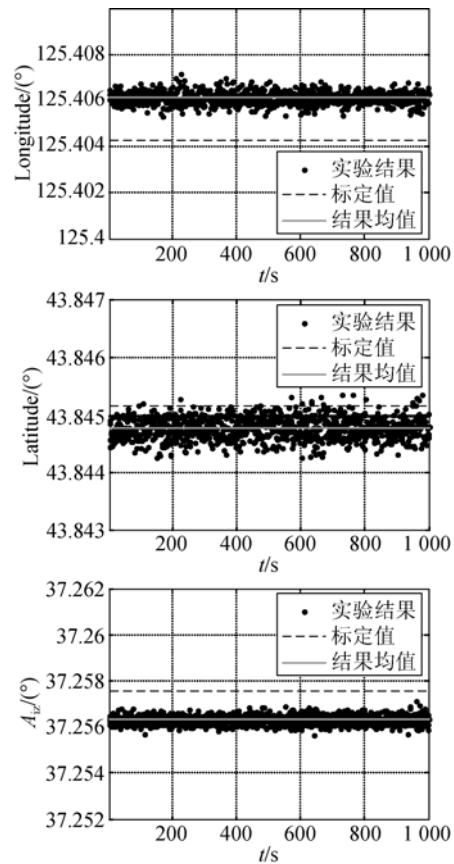


图 9 三视场系统野外实验定位定向结果

Fig. 9 Field experiment results of positioning and orientation system with three FOVs

实验前首先将载体平台水平放置于地面,使用水平仪调平,此时可认为载体平台倾角为 $(0^\circ, 0^\circ)$ 。使用GPS测量地理位置为 $(125^\circ 24' 15.353'' E, 43^\circ 50' 42.547'' N)$,GPS定位精度较高,故将此位置作为系统位置的标定值。通过观测已知方位的北极星标定系统平台,确定平台的方位角为 37.2576° ,此数据作为系统方位的标定值。实验过程中,时间间隔1s采集一帧星图图像进行定位定向解算,整个实验过程持续1000s。

图9中的3幅图分别为1000次定位定向实验的经度、纬度和方位角的实验结果。统计结果显示:定位误差为151.6240m,均方差为42.8603m,定向误差为4.6304",均方差为0.7352"。从图中可以看出,结果的均值与标定值有一定的偏差,这是由载体平台的水平标校过程存在误差所致,此误差在单帧定位中属于系统误差,使用高精度的倾角测量设备可减小此误差。

参考文献:

- [1] 王安国. 现代天文导航及其关键技术 [J]. 电子学报, 2007, 35(12): 2347-2353.
WANG A G. Modern celestial navigation and the key techniques [J]. *Chinese Journal of Electronics*, 2007, 35(12): 2347-2353. (in Chinese)
- [2] LIEBE C C. Accuracy performance of star trackers—a tutorial [J]. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 2002, 38(2): 587-599.
- [3] 王一凡, 李零印. 白天观测空间目标的恒星光电探测系统的杂散光抑制 [J]. 光学精密工程, 2011, 19(12): 2854-2861.
WANG Y F, LI L Y. Stray light suppression of star photoelectric detection system for space target in daytime [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2011, 19(12): 2854-2861. (in Chinese)
- [4] 钟兴, 贾继强, 金光, 等. 机载导航白天星敏感器的探测性能及总体设计 [J]. 光学精密工程, 2011, 19(12): 2900-2906.
ZHONG X, JIA J Q, JIN G, et al.. Detecting performance and overall design of airborne daytime star sensor for navigation [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2011, 19(12): 2900-2906. (in Chinese)
- [5] BLARRE L, PERRIMON N, AIREY S. New multiple head star sensor (HYDRA) description and development status: a highly autonomous, accurate and very robust system to pave the way for gyroless very accurate AOCS systems [J]. *Proceedings of the AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*, AIAA, 2005(8): 817-852.
- [6] TREX ENTERPRISES CORP. Daytime stellar Imager for attitude determination: USA, US7349803B2 [P]. 2008-03-25.
- [7] 叶生龙, 魏新国, 樊巧云, 等. 多视场星敏感器工作模式设计 [J]. 北京航空航天大学学报, 2010, 36(10): 1244-1247.
YE SH L, WEI X G, FAN Q Y, et al.. Operation mode design of multi-FOV star sensor [J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2010, 36(10): 1244-1247. (in Chinese)
- [8] 王真, 魏新国, 张广军. 多视场星敏感器结构布局优化 [J]. 红外与激光工程, 2011, 40(12): 2469-2473.
WANG ZH, WEI X G, ZHANG G J. Structure optimization for multi-FOV star sensors [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2011, 40(12): 2469-2473. (in Chinese)
- [9] 尤政, 邢飞, 董璞. 双视场星敏感器及利用其进行星图识别的方法: 中国, CN1609549 [P]. 2005-04-27.
YOU ZH, XING F, DONG Y. *Two FOVs Star Sensor and its the Star Pattern Method*: Chinese, CN1609549 [P]. 2005-04-27. (in Chinese)

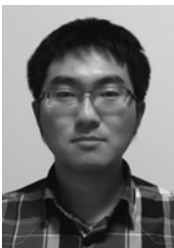
野外实验结果表明, 本文的算法可以满足三视场天文导航系统高精度定位定向的要求, 定位定向均方差较小, 说明算法是稳定高效的。

5 结 论

本文在分析天文定位定向概念及三视场天文定位定向系统工作原理的基础上, 提出了一种基于最小损失函数的天文定位定向算法。该算法能够同时解算地理位置和载体方位角信息。然后, 分析了三视场系统的定位定向性能优势。最后, 就载体平台倾角测量误差和星敏感器单星测量误差对定位定向的影响进行了仿真分析, 并进行了外场实验。实验结果表明, 使用本文算法的三视场天文定位定向系统的定位精度为151.6240m, 定向精度为4.6304", 且定位定向结果稳定, 可以实现高精度的天文定位定向。

- [10] 郭敬明. 基于星敏感器的船姿测量方法研究 [D]. 北京: 中国科学院大学, 2013.
GUO J M. *Study on Ship Attitude Measurement Based on Star Sensor* [D]. Beijing: Graduate University of Chinese Academy of Sciences, 2013. (in Chinese)
- [11] 王昊京. 三视场恒星识别天文导航方法研究 [D]. 北京: 中国科学院研究生院, 2012.
WANG H J. *Study on Celestial Navigation by Three Fields of View Star Recognition* [D]. Beijing: Graduate University of Chinese Academy of Sciences, 2012. (in Chinese)
- [12] 房建成, 宁晓琳, 田玉龙. 航天器自主天文导航原理与方法 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2006.
FANG J CH, NING X L, TIAN Y L. *Principle and Method of Autonomous Celestial Navigation of Spacecraft* [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2006. (in Chinese)
- [13] TSOU M C. Genetic algorithm for solving celestial navigation fix problems [J]. *Polish Maritime Research*, 2012, 19(3): 53-59.
- [14] PERKINS J, WILLS T, UNDERWOOD A. Dynamic implementation of the celestial navigation (CelNav) technique for extraterrestrial surface navigation [C]. *AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference 2012, United states; American Institute of Aeronautics and Astronautics Inc*, 2012(22): 724-245.
- [15] 宁晓琳, 王龙华. 舰船航海中的高精度天体高度获取方法 [J]. *光学学报*, 2013, 33(3): 0301003.
NING X L, WANG L H. Method of high accuracy celestial altitude obtainment in vessel navigation [J]. *Acta Optica Sinica*, 2013, 33(3): 0301003. (in Chinese)
- [16] 郝丰, 熊智, 屈嵩. 基于多圆交汇的天文定位与组合导航方法 [J]. *宇航学报*, 2011, 32(1): 88-92.
YU F, XIONG ZH, QU Q. Multiple circle intersection-based celestial positioning and integrated navigation algorithm [J]. *Journal of Astronautics*, 2011, 32(1): 88-92. (in Chinese)
- [17] BRUNS D, SANDLER D, BELENKII M. *Celestial Compass: USA, US20120116711A1* [P]. 2012-10-05.
- [18] 张超, 郑勇, 李长会. 用任意星进行天文定向的研究 [J]. *测绘科学*, 2005, 30(4): 30-32.
ZHANG CH, ZHENG Y, LI CH H. Research of astronomy orientation by using the random star [J]. *Science of Surveying and Mapping*, 2005, 30(4): 30-32. (in Chinese)
- [19] BAR-ITZHACK I Y, RHARMAN R R. Optimized TRIAD algorithm for attitude determination [J]. *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, 1997, 20(1): 208-211.
- [20] MARKLEY F L. Attitude determination using vector observation and the singular value decomposition [J]. *Journal of the Astronautical Sciences*, 1988, 6(3): 245-258.
- [21] MARKLEY F L. Attitude determination using vector observation: a fast optimal matrix algorithm [J]. *Journal of the Astronautical Sciences*, 1993, 41(2): 261-281.
- [22] SHUSTER M D, OH S D. Three-axis attitude determination from vector observation [J]. *Journal of Guidance and Control*, 1981, 4(1): 70-77.

作者简介:



吴量(1987—),男,吉林长春人,博士研究生,2010年于电子科技大学获得学士学位,主要从事天文导航、模式识别等方面的研究。E-mail: wuliang7522@qq.com

导题简介:



王建立(1971—),男,山东曲阜人,博士,研究员,博士生导师,主要从事空间目标探测技术和地基高分辨率成像望远镜总体技术等方面的研究。E-mail: wangjianli@ciomp.ac.cn

(本栏目编辑:李自乐)
(版权所有 未经许可 不得转载)