

引用格式:霍立平,江志东,贾绍文,等.基于无人机和差分GNSS的光学助降系统标校方法研究[J].电光与控制,2020,27(4):103-107,112.
HUO L P, JIANG Z D, JIA S W, et al. A calibration method of FLOLS based on UAV with differential GNSS technology[J]. Electronics Optics & Control, 2020, 27(4):103-107, 112.

基于无人机和差分GNSS的光学助降系统标校方法研究

霍立平, 江志东, 贾绍文, 于璐
(海军航空大学青岛校区, 山东 青岛 266041)

摘要: 下滑光波束指示精度是菲涅尔光学助降系统的一项重要指标。针对菲涅尔透镜光学助降系统动态飞行检验的需求,首先,从标校系统的作用距离、测角精度以及光电平台成像性能的角度,分析了无人机标校平台的总体需求;然后,介绍了无人机标校系统的基本组成、标校流程、标校数据处理及误差分析;最后,分析标校关键技术及其解决方案。研究表明:基于无人机差分GNSS技术的标校方法满足菲涅尔透镜光学助降系统定期标校需求,具有灵活性高、组织实施效率高等优点。

关键词: 菲涅尔透镜光学助降系统; 无人机; RTK; 标校; 误差分析

中图分类号: TJ86 文献标志码: A doi:10.3969/j.issn.1671-637X.2020.04.020

A Calibration Method of FLOLS Based on UAV with Differential GNSS Technology

HUO Liping, JIANG Zhidong, JIA Shaowen, YU Lu
(Qingdao Branch, Naval Aviation University, Qingdao 266041, China)

Abstract: The accuracy of sliding beam indication is an important indicator of the Fresnel Lens Optical Landing System (FLOLS). In response to the requirements of dynamic flight inspection of FLOLS, the overall requirements to the UAV calibration platform are analyzed from the perspectives of the influence distance and angle measurement accuracy of the calibration system and the imaging performance of the photoelectric platform. The basic composition, calibration process, calibration data processing and error analysis of the UAV calibration system are introduced. Finally, the key technologies and solutions of calibration are analyzed. The study shows that the calibration method based on the UAV differential GNSS technology meets the requirements of regular calibration of FLOLS, and has the advantages of high flexibility and high organizational implementation efficiency.

Key words: Fresnel Lens Optical Landing System (FLOLS); UAV; Real-Time Kinematic; calibration; error analysis

0 引言

光学着舰助降系统是当前全天候着舰引导系统不可缺少的组成部分,它是保障舰载机安全着舰必需且重要的设备,是目前国际通用的着舰引导基本手段,也是开展试飞员培训和训练的重要设施^[1-2]。舰载机在着舰过程中需要清楚舰载机实时的真实空间位置^[3-4]。光学助降装置的引导指示精度关系到舰载机准确挂索的成败,需要保持一定的精确度。受装备自然老化、机

械磨损、环境变化、装备修理等因素影响,光学助降装置提供的下滑道指示信息会出现偏差。对于舰载机试训基地或已进入服役的航母来说,光学助降引导系统需要进行定时或不定时的标校。

长期以来,有人飞机校飞在精度鉴定中发挥了重要作用。文献[2]通过直升机加装差分GPS模块、高清摄像头及视频记录器等,实现光学助降装置的动态标校。以直升机搭载任务载荷并与其他保障系统一起构建的校飞系统具有可操作性强、飞行空域广、携带任务载荷数量多等优点,是校飞系统的重要组成部分。然而,上述模式下涉及飞机的加改装,任务策划时间长、组织协调难度大、有效控制周期难、不确定因素多,难以满足日益增长的多任务需求。随着科学技术的发

收稿日期:2019-05-13 修回日期:2019-06-02

作者简介:霍立平(1981—),男,山西祁县人,硕士,讲师,研究方向为航空电子装备保障、航空电子综合技术。

展,无人机以其机动性好、生存能力强、费用低廉、安全系数高、可重复利用等优势成为各类标校任务的专用平台^[5-6],为定期校飞提供了一种全新的技术途径和专用装备。

1 标校需求分析

菲涅尔透镜光学助降系统(FLOLS)是设置在航空母舰中部左舷的一个平台,以尽可能使透镜发射的光束不受航空母舰摇摆的影响,其指示灯组件如图 1(a)所示。该助降系统发出相对海平面保持一定倾斜角的 5 层光波束,每层下滑光波束都对应着一条光学下滑道^[7]。图 1(b)中阴影部分表示下滑基准光波束,也称理想下滑道,理想下滑道基准角为 4°。符号 H, H, OK, L 和 L ,表示飞机相对于理想下滑道的位置,分别表示高、稍高、正好、稍低、低^[8]。

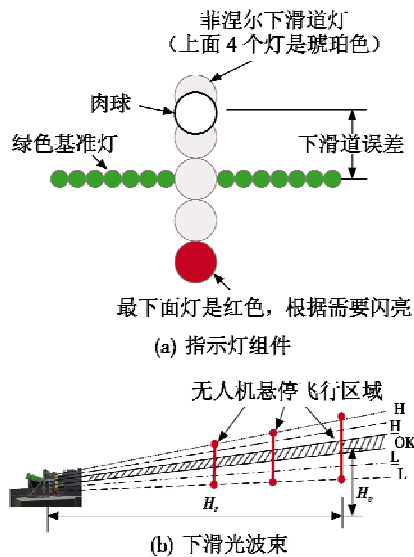


图 1 菲涅尔透镜光学助降系统

Fig. 1 Fresnel lens optical landing system (FLOLS)

1.1 作用距离

下滑道光波束指示的航向视场为 40°,纵向视场为 1.5°。菲涅尔透镜提供的视场如图 2 所示。

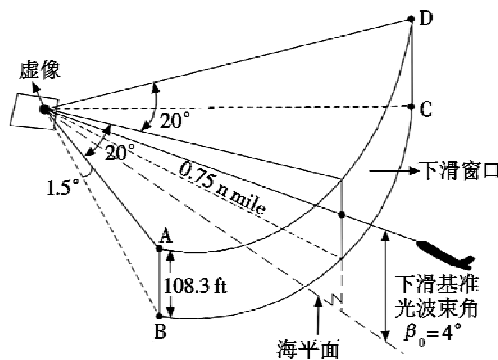


图 2 菲涅尔透镜提供的视场

Fig. 2 Field-of-view provided by Fresnel lens

在距离舰尾 0.75 n mile (1 n mile = 1852 m) 处,下滑道光波束形成矩阵窗口 ABCD。在天气情况较好时,考虑到飞行员的视敏度,FLOLS 的实际作用范围为 0 ~ 0.75 n mile,仅当飞机处于下滑道窗口内时,飞行员能看到“肉球”显示。随着光电技术的发展,改进型“艾科尔斯”(ICOLS)光学助降系统的作用距离能够达到 4 ~ 10 n mile^[9]。鉴于在 0.75 n mile 内是舰载机能否成功着舰的关键引导区域,且 0.75 n mile 以外以着舰引导雷达引导为主,本标校系统的作用范围设计为 1.5 km。

1.2 测角精度

光学助降系统标校平台测角精度从下滑波束偏差对着舰终端误差的影响以及人眼的最小分辨视角两方面分析。

下滑基准光波束在理想工作状态下,应该与海平面成一个固定的下滑角且不受甲板运动的影响,其指示精度将直接影响着舰终端误差,包括理想着舰点处的高度误差、舰尾处的高度误差和理想着舰点处的撞击速度误差。文献[10]研究了海浪作用下的着舰终端误差,综合考虑着舰动力学、助降系统控制规律、波束运动方程、飞行员环节、飞控系统和运动学等 6 个部分以及波束指示精度与着舰终端误差的关系,当理想着舰点设置为第二根阻拦索时,仿真计算得基准下滑波束角向下偏转的最大角度 $-\Delta_{max} = -24'$,基准下滑波束角向上偏转的最大角度 $\Delta_{max} = 48'$ 。

此外,从飞行员的角度看,根据瑞利判据,最小分辨角的算式为

$$\varphi = 0.61\lambda/r \tag{1}$$

式中; r 为瞳孔的半径,设瞳孔的直径为 2 mm,人眼最敏感的绿光波长 $\lambda = 550$ nm,根据式(1)有 $\varphi = 3.35 \times 10^{-4}$ rad = 1.15' (0.019°),即可分辨两点对眼所张视角最少等于 1.15'。人眼的极限分辨视角还受视场观察物体的对比度和背景亮度的影响,随着背景亮度和对比度的下降,人眼的分辨视角明显增大,即分辨率明显降低。综合人眼的最小分辨视角和下滑波束偏差对着舰误差的影响,动态校飞平台测角精度设计为 2'。

标校系统测量精度应高于待测精度的 3 倍, $\Delta\theta = 2'$,水平距离为 1000 m 时,在垂直空间对应的距离误差为 58 cm,1000 m 处标校系统的测量误差应优于 19.3 cm。

1.3 成像性能

系统成像性能取决于目标的尺寸、探测器的分辨率及镜头焦距。根据约翰逊准则,50% 概率识别时所需的等效条带周期数为 4,即 8 个像素点。像素点越多,识别的概率越大,实际应用中可以选择更多的像素点。考虑水平方向和垂直方向分别选择 8 个像素点时,像元

大小在水平和垂直方向上分别为 $h_x/8$ 和 $h_y/8$ 。镜头焦距计算方法如图3所示。

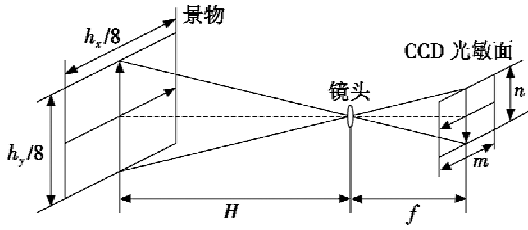


图3 镜头焦距计算方法示意图

Fig. 3 Schematic diagram for calculating lens focal length

由图3可知,焦距算式为: $f = 8Hm/h_x$, $f = 8Hn/h_y$ 。视场角的大小和焦距、CMOS水平尺寸和垂直尺寸有关,公式如下: $\alpha_m = 2\arctan(m/2f)$, $\alpha_n = 2\arctan(n/2f)$ 。可见光摄像机分辨率为 1920×1080 ($5.25 \text{ mm} \times 5.25 \text{ mm}$), 水平视场范围 $63.7^\circ \sim 2.3^\circ$, 计算最小视场 2.3° 时对目标成像像素,如表1所示。

表1 2 km 距离上最小视场下目标的成像像素
Table 1 Imaging pixels of target under the minimum field-of-view at distance of 2 km

目标	尺寸/(m × m)	成像像素
灯	0.1524 × 0.1524	3.6 × 3.6
灯室	0.5 × 0.25	12 × 6
菲涅尔灯组	6 × 1.5	143 × 36

2 标校系统组成及标校流程

2.1 标校系统组成

基于无人机平台的菲涅尔透镜光学助降系统动态标校平台包括无人机机载端和地面数据接收端两部分,如图4所示。

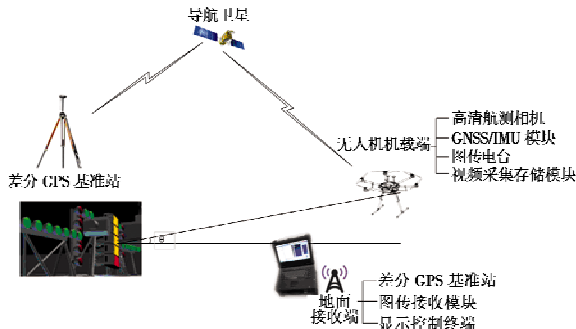


图4 无人机标校平台组成

Fig. 4 Compositions of UAV calibration platform

其中,无人机机载端包括无人机平台、高清航测相机、GNSS/IMU 模块、视频采集存储模块、图传电台及天线;地面接收端包括无人机地面站、差分GNSS 基准站接收机、图传电台及天线等。

2.2 标校流程及数据处理

2.2.1 标校流程

无人机标校系统组成及标校流程如图5所示。

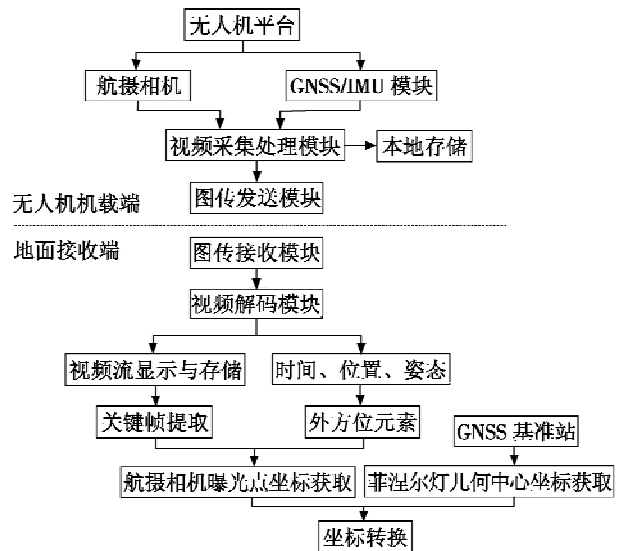


图5 无人机标校系统组成及标校流程

Fig. 5 Composition and calibration process of UAV calibration system

标校的基本原理是:由无人机搭载高清航摄设备、定位定姿模块和图传模块,沿着飞行训练规定的飞行航向进场,沿光学助降系统提供的光学下滑道飞行,根据无人机平台距离菲涅尔灯组几何中心点的水平距离 H , 确定理想飞行高度 H_0 , 如水平距离 H_0 为 1000 m 时, 高度约为 70 m, 将获取的实时视频和传感器位置、姿态信息融合后打包回传到地面显控终端,地面显控端操控人员根据实时回传的视频调整无人机的高度和姿态,菲涅尔光学助降系统指示灯组件示意图如图1(a)所示,若图中“肉球”在绿色基准灯的上方,表明此刻飞机飞高了,需要降低无人机的高度。无人机平台在光学下滑道上下往返连续拍摄,事后选择“肉球”与基准灯在一条线上的视频帧,提取单帧视频对应的时间、位置和姿态信息,进而确定视频帧成像时刻航测相机投影中心的精确空间位置。最后计算无人机平台获取的有效视频帧对应曝光时刻的坐标与站心坐标的相对仰角,与菲涅尔灯光学下滑道的理论角度对比,分析其精度是否满足要求。

2.2.2 标校数据处理及误差分析

机载GNSS接收机可接收所有可见的卫星信号,下面以接收的GPS卫星信号为例说明数据事后处理流程。GPS坐标采用的是WGS-84大地坐标,无人机平台沿着光波束下滑道平面向菲涅尔灯飞行的过程中,需要将机载的GPS坐标转换到以菲涅尔灯几何中心为原点的站心坐标。标校坐标转换流程如图6所示。



图6 标校坐标转换流程图

Fig. 6 Flow chart of coordinate transformation for calibration

经坐标转换后得到标校无人机 GPS 天线相位中心相对光学助降系统菲涅尔灯几何中心的斜距、方位角和俯仰角 (r, β, θ) , 具体为

$$\begin{cases} r = \sqrt{x^2 + y^2 + z^2} \\ \beta = \arctan \frac{y}{x} \\ \theta = \arctan \frac{z}{\sqrt{x^2 + y^2}} \end{cases} \quad (2)$$

式中, (x, y, z) 为站心直角坐标, 即

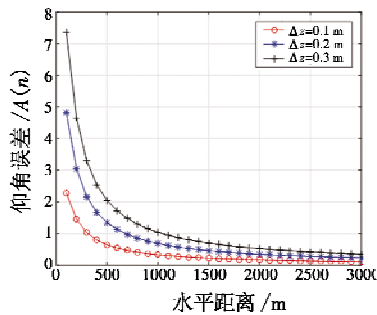
$$\begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \sin B_0 \cos L_0 & -\sin B_0 \sin L_0 \cos B_0 \\ \cos B_0 \cos L_0 & \cos B_0 \sin L_0 \cos B_0 \\ -\sin L_0 & \cos L_0 & 0 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} X - X_0 \\ Y - Y_0 \\ Z - Z_0 \end{bmatrix} \quad (3)$$

式中: $[X_0, Y_0, Z_0]^T$ 为站心点, 即菲涅尔灯几何中心的空间大地直角坐标; B_0, L_0 分别为站心点的大地坐标的纬度和经度。

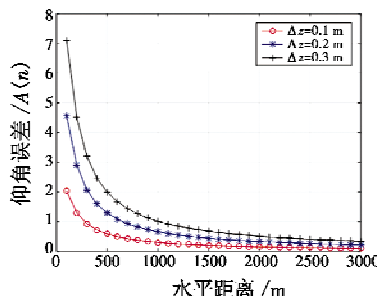
根据误差传递法, 由式(2)求每一个变量的连续偏导数可得下滑道仰角 θ 的误差表达式为

$$\sigma_\theta = \frac{(x^2 + y^2)\sigma_z - xz\sigma_x - yz\sigma_y}{(x^2 + y^2 + z^2)\sqrt{x^2 + y^2}} \quad (4)$$

为定量分析理想下滑道上 X, Y, Z 方向测量误差对仰角测量精度的影响, 在理想下滑道上不同水平距离处, 假设理想点的 X, Y, Z 轴测量误差分别为 $\Delta x, \Delta y$ 和 Δz , 测量误差取不同值时仰角误差如图 7 所示, 其中仰角误差 $A(n)$ 为自拟单位。



(a) Δx 和 Δy 均为 0.1 m



(b) Δx 和 Δy 均为 0.2 m

图 7 下滑道仰角误差

Fig. 7 Elevation angle error of glide slope

由图 7 可知, 仰角误差随着距离的增大而减小, 在

水平距离大于 700 m 后, 仰角误差的变化稍平缓。鉴于系统的有效工作范围为 1500 m 内, 实际标校时, 标校点选择范围为 700 ~ 1500 m。标校点距离菲涅尔灯过近, 对标校系统的定位精度和整体性能要求较高。标校点距离过远, 定位精度要求降低, 但对光学成像性能要求提高, 同时由于飞行高度高, 对无人机平台的稳定性要求较高。

3 标校关键技术分析

基于无人机平台的校飞方法可简要概括为: 以菲涅尔灯几何中心点为站心坐标原点, 以无人机平台穿越光学下滑道时刻机载差分 GNSS 定位结果为标准参考坐标, 计算无人机平台相对于菲涅尔灯的方位角、俯仰角和距离等参数。标校主要工作包括菲涅尔灯几何中心点的大地坐标和无人机平台穿越光学下滑道时刻镜头成像中心位置的确定。其中, 动态标校的关键是如何获得无人机平台穿越光学下滑道时刻的实时动态位置。

3.1 航测相机曝光时刻坐标真值获取

由图 4 可知, 标校作业时, 无人机平台携带航测相机在光学下滑道上下穿越, 需要获取航测相机镜头恰好经过下滑道时刻的坐标, 其坐标真值的精度同航测相机与机载天线相位中心的空间相对位置以及视频帧与 GPS/IMU 模块输出的时间同步精度有关。

图 8 所示为偏心分量示意图。

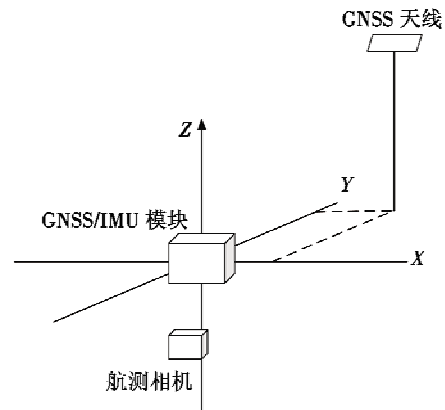


图 8 偏心分量示意图

Fig. 8 Schematic diagram of eccentric component

如图 8 所示, 航测相机和机载 GNSS 天线相位中心位置不一致, 其本质是跟踪目标位置与合作目标的不一致。其修正首先从飞机载体坐标系中的坐标转换至机载地平系, 再从机载地平系转换至地心系, 从而得出被鉴定设备跟踪的各合作目标在地心系中的坐标。机载地平系是以机载 GNSS 天线相位中心为原点的地平系。假设机载 GNSS 天线相位中心 A 与机载摄像机投影中心 S 有一个固定的空间距离, 在标校航测过程

中,点A和点S的相对位置关系保持不变,即点A在像空间辅助坐标系 S_{-uvw} 中的坐标 (u,v,w) 是常数。设点A和点S在大地坐标系中的坐标分别为 (X_A, Y_A, Z_A) 和 (X_S, Y_S, Z_S) ,则它们满足

$$\begin{bmatrix} X_A \\ Y_A \\ Z_A \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_S \\ Y_S \\ Z_S \end{bmatrix} + \mathbf{R} \times \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} \quad (5)$$

式中, \mathbf{R} 是3个飞机姿态角所构成的正交变换矩阵,即

$$\mathbf{R} = R_\varphi \times R_\omega \times R_\kappa = \begin{bmatrix} a_1 & a_2 & a_3 \\ b_1 & b_2 & b_3 \\ c_1 & c_2 & c_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \varphi \cos \kappa - \sin \varphi \sin \omega \sin \kappa & -\cos \varphi \sin \kappa - \sin \varphi \sin \omega \cos \kappa & -\sin \varphi \cos \omega \\ \cos \omega \sin \kappa & \sin \omega \cos \kappa & \sin \omega \\ \cos \varphi \cos \kappa - \sin \varphi \sin \omega \sin \kappa & -\sin \varphi \sin \kappa + \cos \varphi \sin \omega \cos \kappa & \cos \varphi \cos \omega \end{bmatrix} \quad (6)$$

由式(6)可知,机载航测系统获得的机载GPS天线相位中心的空间位置与航测相机的3个姿态角 φ, ω, κ 相关,即姿态角的变化会对航测相机成像中心的位置产生影响。

3.2 菲涅尔灯几何中心基准坐标真值获取

菲涅尔灯几何中心坐标是站心坐标系的原点,是后期计算下滑道角度的关键,下面分别讨论陆基训练场和舰载光学着舰系统菲涅尔灯几何中心坐标的真值获取。

3.2.1 陆基训练场菲涅尔灯几何中心坐标获取

由于菲涅尔灯几何中心无法放置GPS基准站接收机,需要利用全站仪和GPS联合间接测量。GNSS控制网的布设采用“基于连续运行基准站的测量模式”,即以国际IGS站为控制基准,待测控制点与其构成同步观测网,采用Gamit基线处理软件和GlobK网平差软件精确测量2~4个GNSS控制点,如图9所示。

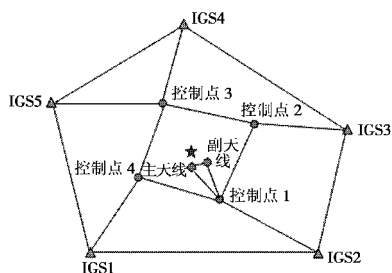


图9 GNSS控制网布设示意图

Fig.9 Layout of GNSS control network

3.2.2 舰载菲涅尔灯几何中心坐标获取

在船坞内静态标校时,可通过全站仪和GNSS控制网联测的方式,获得菲涅尔灯几何中心相对于甲板坐标系原点的位置。舰船在海上航行时受海浪和海风的影响会产生摇摆运动,影响菲涅尔灯几何中心和舰船甲板坐标系原点坐标之间的关系。因此,需要测得标校过程中三轴摇摆运动和平移运动,然后通过坐标转换的方式

确定菲涅尔灯几何中心的实际坐标^[11]。现有手段主要是通过惯导测量,但当舰船连续航行时间较长时惯导累积的误差较大。此外,菲涅尔灯局部基准对应的惯导数据也属于被标校的对象,不能直接作为真值使用。

本文采取载波相位差分方法测量航母的姿态信息。基于GNSS的姿态测量就是利用GNSS接收机测量不同天线之间的相对位置进行定向、测姿计算。GNSS测姿由3个天线构成2个非共线矢量才能完成。在载体上安置3个天线:天线A,B,C,组成基线AB,AC,如图10所示。

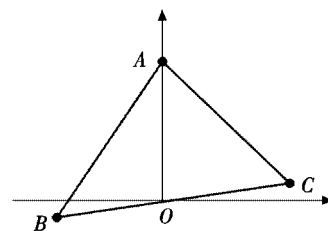


图10 姿态测量示意图

Fig.10 Schematic diagram of attitude measurement

各个天线分别测量各自的载波相位,组成单差观测方程,而后通过相对定位技术分别计算基线向量 \vec{AB} 和 \vec{AC} ,得到基线向量后即可推导出艏摇角、纵摇角、横滚角等姿态信息。针对航母平台的特殊性,在甲板坐标系的原点处放置接收机天线A,在航母的尾部沿着横摇轴方向放置接收天线B,由天线A和B组成载波相位差分系统对两者的载波相位观测量做差,实现A处和B处相对定位,天线A和B构成基线向量 $\vec{b}_{AB}, \vec{b}_{AB}$ 的长度可以直接测量得到,通过 \vec{b}_{AB} 的坐标变换,可以测定航母的艏摇角和纵摇角;在航母的左舷沿着纵摇轴方向放置接收天线C,使得AC垂直于AB,由天线A和C组成载波相位差分系统,对两者的载波相位观测量做差,实现A处和C处相对定位,天线A和C构成基线向量 $\vec{b}_{AC}, \vec{b}_{AC}$ 的长度可以直接测量得到,通过 \vec{b}_{AC} 的坐标变换可以测定航母的横摇角。

由于接收天线A位于甲板坐标系和地理坐标系的原点,接收天线B到A的距离可以测量得到,记为 d_{AB} ,则天线B的甲板坐标系坐标为 $(d_{AB}, 0, 0)^T$,根据观测值可以精确地测得接收天线B相对于A的WGS-84坐标值,经过转换和计算得到接收天线B的地理坐标值,记为 $(x_B, y_B, z_B)^T$,由空间几何知识可以直接计算得到航母的艏摇角 y 和纵摇角 p 分别为

$$y = -\arctan \frac{y_B - d_{AB}}{x_B} \quad (7)$$

$$p = -\arctan \frac{z_B}{\sqrt{x_B^2 + (y_B - d_{AB})^2}} \quad (8)$$

(下转第112页)

Annapolis: Aeronautical Radio, Inc., 2000.

- [2] 何创新, 钟建坡, 侯学晖. 近地告警系统国内外现状与发展概述[C]//第五届中国航空学会青年科技论坛, 2012:217-221.
- [3] 杨剑, 曹红旗, 李靖. 近地告警系统飞行试验技术[J]. 航空电子技术, 2010, 41(3):41-45, 50.
- [4] 高志远, 冯金光. 近地告警系统测试设备研究与实现[J]. 测控技术, 2012, 31(s):48-51.
- [5] 张冉, 肖刚, 徐悦, 等. TAWS 低空风切变告警功能仿真验证平台设计[J]. 电光与控制, 2012, 19(7):51-56.
- [6] 刘以奋. 直升机近地告警仿真验证平台研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2016.
- [7] 赵楠喆, 胡士强. TAWS 测试系统的飞行仿真激励技术

[J]. 计算机仿真, 2014, 31(9):56-60, 115.

- [8] Federal Aviation Administration (FAA). Technical Standard Order (TSO)-C151c, Terrain Awareness and Warning System (TAWS) [S]. Washington, DC, USA: Department of Transportation, Federal Aviation Administration (FAA), Aircraft Certification Service, 2016.
- [9] 李培林, 彭美平. 基于 DDS 的分布式网络仿真系统[J]. 中国电子科学研究院学报, 2016, 11(2):214-218.
- [10] 邓晴莺, 李国葭, 王宝奇, 等. 某飞行模拟器视景系统的设计与实现[J]. 兵工自动化, 2016, 35(8):75-79.
- [11] 董鸿鹏, 王春财, 张波. 飞行模拟器视景系统的设计与实现[J]. 计算机应用, 2018, 38(s):228-231, 235.

(上接第 107 页)

同理可以测得接收天线 C 到 A 的距离 d_{AC} , 将天线 C 的地理坐标 $(x_c, y_c, z_c)^T$ 绕地理坐标系的 z 轴旋转 y 角度, 然后再绕 x 轴旋转角度 p 得到天线的新坐标 $(x'_c, y'_c, z'_c)^T$, 最后经过第 3 次旋转 R , 即可将 $(x'_c, y'_c, z'_c)^T$ 变换成甲板坐标系坐标, 即

$$\begin{bmatrix} 0 \\ d_{AC} \\ 0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos r & \sin r \\ 0 & -\sin r & \cos r \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} x'_c \\ y'_c \\ z'_c \end{bmatrix} \quad (9)$$

可以得到航母的横摇角 r 为

$$r = -\arctan\left(\frac{z'_c}{y'_c}\right) = -\arctan\left(\frac{x_c \cos y \cos p + y_c \sin y + z_c \cos y \sin p}{-x_c \sin y \cos p + y_c \cos y - z_c \sin y \sin p}\right). \quad (10)$$

4 结束语

针对非涅尔透镜光学助降系统动态飞行检验的需求, 本文首先从标校系统的作用精度、测角角度以及光电平台成像性能的角度, 分析了无人机标校平台的总体需求, 然后介绍了标校系统的基本组成及标校流程, 最后分析了标校关键技术及其解决方案。与有人直升机标校方案相比, 多旋翼无人机平台可采用悬停拍摄的方案, 飞行速度小, 由视频时间戳同步误差带来的定位误差小, 且 GNSS 天线相位中心与成像镜头成像中心的偏心分量小, 在采用同样的 RTK 模块时, 无人机标校平台整体精度优于有人飞机标校平台。基于无人机平台的动态校飞具有任务时间灵活、组织实施方便、航路设计简单、保障工作简捷等优点, 为非涅尔透镜光

学助降系统的动态校飞开创了一种全新模式。

参 考 文 献

- [1] 杨一栋. 光学着舰助降系统[M]. 北京:国防工业出版社, 2008.
- [2] 杨卿, 王加亮. 舰载机光学助降装置校飞方法研究[J]. 硅谷, 2014, 7(5):61-62.
- [3] 杜亚杰, 刘爱东, 孙海文. 基于距离交汇法的海上动态定位误差分析[J]. 电光与控制, 2016, 23(4):81-84.
- [4] 刘爱东, 杜亚杰. 基于 TDOA 的舰载机空间定位算法研究[J]. 电光与控制, 2016, 23(9):59-62.
- [5] 姬新阳, 高山, 陈庆良, 等. 基于无人机 GPS 的测量雷达标校方法研究[J]. 火控雷达技术, 2017, 46(1):73-78.
- [6] 刘冬利, 张驿, 庞海滨, 等. 利用无人机标定雷达精度的新方法[J]. 电讯技术, 2015, 55(2):146-150.
- [7] 胡恩勇. 光波束着舰引导系统研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2008.
- [8] 江志东, 霍立平, 贾绍文, 等. 基于 SoC 的无人机航测视频信息叠加设计与实现[J]. 计算机测量与控制, 2019, 27(10):196-199.
- [9] 郑峰婴, 杨一栋. “艾科尔斯”改进型光学助降系统的纵向着舰精度研究[J]. 指挥控制与仿真, 2007, 29(2):111-115, 120.
- [10] 方芬. 舰载机光学助降关键技术研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2009.
- [11] 刘爱东, 贺林波, 季勤超, 等. 航母姿态对光电标校装置测量精度的影响分析[J]. 电光与控制, 2018, 25(2):98-102.