

doi: 10.7690/bgzd.2020.04.003

基于无人机平台的陆基光学助降装置动态标校系统

贾绍文, 江志东, 霍立平, 于 潞

(海军航空大学青岛校区, 山东 青岛 266041)

摘要: 为满足舰载机陆基着舰光学助降装置动态飞行校验的需求, 采用载波相位差分 GNSS 测量技术, 构建基于无人机平台的动态校飞测试平台。首先分析菲涅尔透镜光学助降装置的标校需求, 明确动态校飞系统技术指标要求。在此基础上构建包括无人机平台、高清摄像与记录模块、机载差分 GNSS 模块、姿态测量模块和地面显控终端的动态标校系统。最后介绍无人机动态标校流程, 采用偏心观测法得到菲涅尔灯几何中心的坐标, 结合 IMU 模块输出的姿态信息, 得到航测相机成像几何中心的位置信息。应用结果表明, 该系统可为菲涅尔透镜光学助降系统的动态校飞提供参考。

关键词: 菲涅尔透镜光学助降系统; 无人机; 动态标校; 差分 GNSS

中图分类号: TP24 **文献标志码:** A

Dynamic Calibration System for Ground Base Optical Landing Device Based on UAV Platform

Jia Shaowen, Jiang Zhidong, Huo Liping, Yu Lu

(Qingdao Branch, Navy Aviation University, Qingdao 266041, China)

Abstract: Aiming at the dynamic calibration requirements of carrier-based aircraft ground base optical landing system, the dynamic flight test system based on unmanned aerial vehicle (UAV) platform has been built, which is using the carrier phase difference of global navigation satellite system (GNSS). Firstly, calibration requirement of the Fresnel lens optical landing system (FLOLS) has been analyzed, and the technical specifications requirement of the dynamic fly-checking system has also been confirmed. Then, the dynamic calibration flight test system has been constructed, which is consist of UAV platform, high-definition camera and recording module, airborne differential GNSS module, attitude measurement module and ground display and control terminal. Finally, the dynamic calibration process has been introduced. The coordinate of geometric center of the Fresnel lamp are obtained by eccentric observation method, and the position information of imaging geometric center of aerial camera is obtained by combining the attitude information of IMU module. The application results show that the system can provide reference for dynamic calibration of FLOLS.

Keywords: FLOLS; UAV; dynamic calibration; differential global navigation satellite system (DGPS)

0 引言

菲涅尔透镜光学助降装置 (Fresnel lens optical landing system, FLOLS) 是基本目视助降设备, 是目前国际通用的着舰引导基本手段, 也是航母航空保障系统重要组成之一, 其性能是决定航母编队战斗力的关键^[1]。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功, 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, 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^[2]。

长期以来, 有人飞机校飞在光学助降装置精度鉴定中发挥了重要作用。文献[3]通过直升机加装差分 GPS、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。以直升机或固定翼飞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。在上述模式下, 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^[4-5], 可为定期校飞提供一种全新的技术途径和专用装备。

针对光学助降系统的动态标校需求和当前基于有人飞机加装相关测控设备进行标校的局限性, 以及为满足光学助降装置定期或常态化的标校, 笔者

收稿日期: 2019-12-05; 修回日期: 2019-12-29

作者简介: 贾绍文(1968—), 男, 山东人, 硕士, 副教授, 从事航空电子装备保障、航空电子综合技术研究。E-mail: jzd19851102@126.com。

设计了满足陆基光学助降系统的无人机动态校飞平台，实现标校系统的专用化，提升校飞过程的效率和安全，同时为后续舰载光学着舰系统的标校平台的研制积累经验和提供技术支撑。

1 光学助降系统工作原理及标校需求

1.1 光学助降系统工作原理

菲涅尔透镜光学助降系统设在航空母舰中部左弦的一个平台，尽可能使透镜发射的光束不受航空母舰摇摆的影响。基准灯提供一个与飞行甲板平行的基准光平面，与瞄准灯组相互配合，为飞行员提供下滑道的高度信息^[6]。如图 1(a)所示，舰载机着舰时，瞄准灯组向空中投射出一个 5 个层次的光波束平面。飞行员通过实时判断瞄准灯组和基准灯组二者的相当位置，调整飞机与下滑道在高度上的偏移。从飞行员的观察角度看，瞄准灯组发出的光束好像是位于瞄准灯组后方的某一点发出的，称这一点为瞄准灯组的虚像点。虚像点发出的光经折射后进入飞行员的眼睛，飞行员最终看到的虚像实际上是一个充满灯箱窗口的光球。光学助降系统指示灯组件如图 1(b)所示，飞行员在任意高度只能看到一个光球，根据光球与基准灯的位置关系得到当前位置的高度信息。

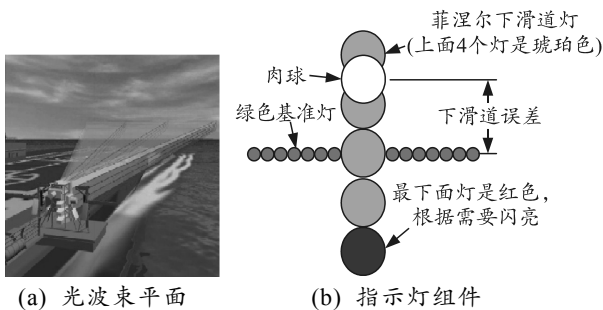


图 1 光学助降系统工作示意图

1.2 标校需求

下滑道光波束指示的航向视场为 40°，纵向视场 1.5°。菲涅尔透镜提供的视场如图 2 所示。在距离舰尾 0.75 n mile 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” (improved carrier optical landing system, ICOLS) 光学助降系统的作用距离能够达到 4~10 n mile^[7]。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 以外主要由着舰引导雷达引

导为主，本标校系统的作用范围设计为 1.5 km。

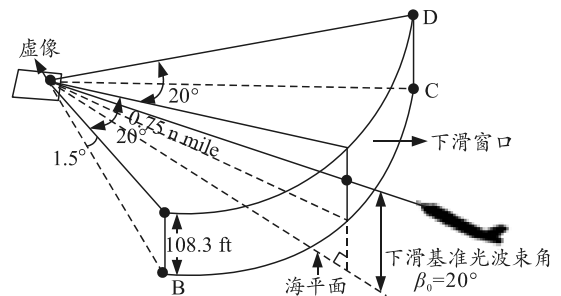


图 2 菲涅尔透镜提供的视场

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，而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[8]研究了海浪作用下的着舰终端误差，综合考虑舰动力学、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，波束指示精度和着舰终端误差的关系，当理想着舰点设置为第 2 根阻拦锁时，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，从飞行员环节来看，根据瑞利判据，最小分辨角的计算公式为：

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

其中 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 $\lambda = 550 \text{ nm}$ ，根据式(1)得 $\varphi = 3.4 \times 10^{-7} \text{ rad} = 1'(0.016^\circ)$ ，即可分辨两点对眼所张视角最少等于 1'。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，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 3 倍以上， $\Delta\theta = 2'$ ，标校系统与光学助降系统的水平距离为 1 km 时，在垂直空间对应的距离误差为 58 cm，此时，1 km 处标校系统的测量误差应优于 19.3 cm。角度误差在空间对应的距离误差如图 3 所示。

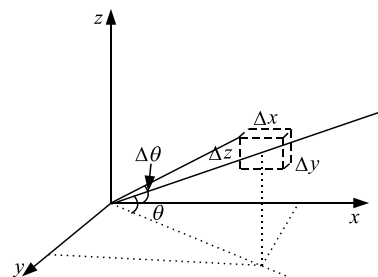


图 3 角度误差在空间对应的距离误差

2 标校系统组成

如图 4 所示，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 2 部分。其中：无人机机载端包括无人机平台、高清航测相机、GPS/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 GPS 基准站接收机、图传电台及天线等。

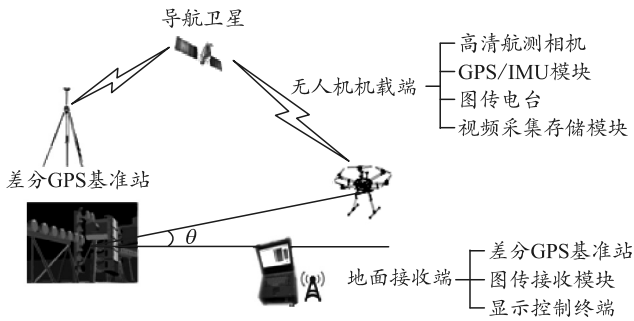


图 4 无人机校飞平台组成

无人机平台用于搭载任务载荷，如云台相机或者光电吊舱，实时上传高清摄像机拍摄的画面，供地面操作人员利用实时图像信息，根据图 2 所示的“肉球”位置调整无人机的高度和姿态。鉴于无人机平台实际作业区域较小，飞行高度在 100 m 内，选择多旋翼无人机即可。利用旋翼无人机的悬停特性，在下滑道与跑道中心的延长线上空指定高度悬停拍摄菲涅尔灯组。

高清航测相机(含稳定平台)以及视频采集存储模块完成目标的拍摄，视频流数据预处理、视频流与 GNSS/IMU 模块输出数据的同步、视频数据的压缩编码、本地存储功能及与图传模块的接口控制。稳定平台是高清航测相机的支撑结构，实现高清相机的稳定拍摄，避免出现图像晃动、抖动问题。视频采集存储模块接收 GNSS/IMU 模块发送的时间、位置、姿态和速度等信息，实现与视频流的同步叠加。

GNSS/IMU 模块提供无人机标校系统的时统信息和高数据率的位置、姿态和速度等信息。地面显控终端实现无人机平台的操控、无人机实时图像及位置信息的显示。

3 标校流程及数据处理

基于无人机平台的陆基菲涅尔光学助降系统动态标校流程如图 5 所示，主要流程包括大地静态测量、无人机与地面显控终端联调、确定航向及遥控飞行和数据事后处理等。

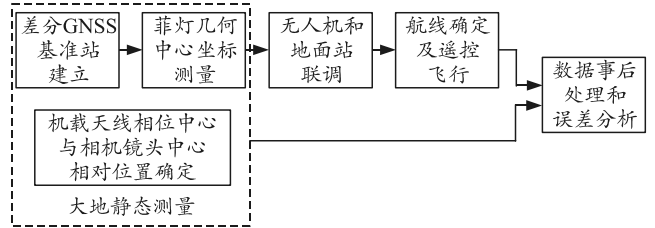


图 5 陆基光学助降系统动态校飞流程

执行标校任务前，首先需要确定菲涅尔灯几何中心的坐标，作为下滑道指示角计算的原点。此外，由于机载 GNSS 天线相位中心和航测相机投影几何中心不重合，需要进行机载合作目标相对位置测量；然后，进行无人机平台和地面显控终端的联调，测试数传和图传链路，完成机载 GNSS/IMU 模块的初始对准。

无人机搭载任务载荷在跑道的中心延长线上起飞，根据距离菲涅尔灯组的水平距离确定飞行高度，如水平距离 H_r 为 1 km 时，高度约为 70 m。如图 6 所示，利用图传获得实时画面，调整无人机的位置高度和姿态，在不同水平距离处，选择瞄准灯的中心灯与基准等基本上在一条线上时进行悬停。无人机上搭载的高清航测相机连续拍摄到光学助降装置菲涅尔灯组，由视频采集处理板完成实时视频帧和 GNSS/IMU 模块输出信息(包括时间、位置和姿态等)的融合。

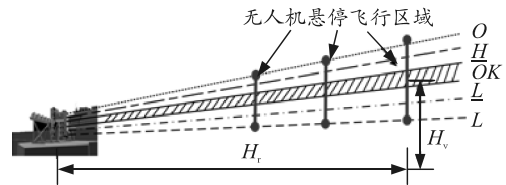


图 6 无人机标校悬停飞行区域

无人机返航后，卸载数据。如图 1(b)所示，选择菲涅尔灯的中心灯和基准灯在一条线上的图片，根据其对应触发的精确时间，和地面基准站配合解算当前时刻的位置。

根据无人机平台和菲灯中心点的大地坐标及载机姿态信息，经坐标转换后，计算以菲灯中心点为站心坐标系原点，无人机平台航测相机成像中心相对于菲灯几何中心点的仰角。

笔者着重介绍大地静态测量和标校数据处理。

3.1 大地静态测量

执行标校任务时，首先需要确定菲涅尔灯几何中心的坐标，由于菲涅尔灯面光滑无法放置 GNSS 接收机，不便直接进行 GNSS 测量，菲涅尔灯几何中心的测量采用偏心观测法，通过解算得到菲涅尔

灯几何中心的坐标。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 个 GNSS 控制点。基准站控制网建立流程如图 7 所示。

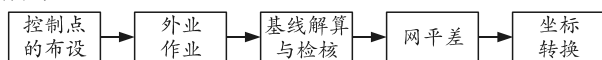


图 7 基准站控制网建立流程

偏心测量如图 8 所示， P 点为目标点， B 点为主控点， A 点为副控点。在主控点 B 设站，利用高精度全站仪对目标点和副控点进行水平角、垂直角和斜距观测。首先建立以主控点 B 为站心的站心空间直角坐标系：原点位于测站 B ， z 轴与 B 点的椭球法线相重合， x 轴垂直于 z 轴指向椭球的短轴，而 y 轴垂直于 xBz 平面，构成左手坐标系。

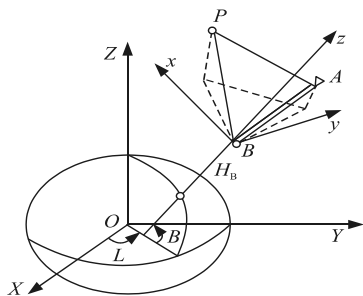


图 8 偏心测量

目标点 P 在以主控点 B 为站心的站心空间直角坐标系中，站心空间直角坐标 (x_p, y_p, z_p) 的计算：

$$\begin{aligned} x_p &= r \cos \beta \cos \alpha, & y_p &= r \cos \beta \sin \alpha, \\ z_p &= r \sin \beta + I - J. \end{aligned} \quad (2)$$

式中： r 为主控点 B 至目标点 P 的实测空间斜距， m ； β 为主控点 B 至目标点 P 上合作目标的某一特定位置的几何垂直角； α 为主控点 B 至目标点 P 的大地方位角； I 为主控点 B 的仪器高， m ； J 为目标点 P 的三轴中心或特定位置至合作目标的某一特定位置的高度， m 。

目标点 P 在地心大地坐标系中的空间大地直角坐标 (X_p, Y_p, Z_p) 为：

$$\begin{bmatrix} X_p \\ Y_p \\ Z_p \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\sin B_0 \cos L_0 & -\sin L_0 & \cos B_0 \cos L_0 \\ -\sin B_0 \sin L_0 & \cos L_0 & \cos B_0 \sin L_0 \\ \cos B_0 & 0 & \sin B_0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_p \\ y_p \\ z_p \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} X_0 \\ Y_0 \\ Z_0 \end{bmatrix}. \quad (3)$$

式中： B_0 、 L_0 分别为主控点 B 在地心大地坐标系中的大地纬度、大地经度； X_0 、 Y_0 、 Z_0 分别为主控点

B 在地心大地坐标系中的空间大地直角坐标。

参照上述流程，得到无人机平台静态时机载 GNSS 天线相位中心和航测相机镜头几何中心的大地坐标，以机载 GNSS 天线相位中心为原点建立机体坐标系， x 轴为飞机纵轴指向机头， y 轴为飞机横轴（与 x 轴沿逆时针方向垂直 90° ）， z 轴与 x 、 y 轴成右手正交（垂直向上），经坐标转换后可得到航测相机镜头几何中心在机体坐标系下的偏心分量。动态标校飞行时，结合 IMU 模块输出的姿态信息，可得相应时刻航测相机成像几何中心的位置信息^[9]。

3.2 标校数据事后处理

机载 GNSS 接收机可接收所有可见的卫星信号。笔者以接收的 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 9 所示。

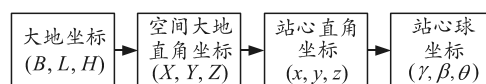


图 9 标校坐标转换流程

首先，将大地坐标 (B, L, H) 转换为空间大地直角坐标 (X, Y, Z) ：

$$\begin{aligned} X &= (N + H) \cos B \cos L, & Y &= (N + H) \cos B \sin L, \\ Z &= [N(1 - e) + H] \sin B. \end{aligned} \quad (4)$$

式中： $N = a / \sqrt{1 - e^2 \sin^2 B}$ 为参考椭球的卯酉圈曲率半径； $e = \sqrt{(a^2 - b^2) / a^2}$ 参考椭球的第一偏心率； a 、 b 分别为参考椭球的长半径和短半径。

然后，将空间大地直角坐标 (X, Y, Z) 转换为站心直角坐标 (x, y, z) ：

$$\begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \sin B_0 \cos L_0 & -\sin B_0 \sin L_0 & \cos B_0 \\ \cos B_0 \cos L_0 & \cos B_0 \sin L_0 & \sin B_0 \\ -\sin L_0 & \cos L_0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X - X_0 \\ Y - Y_0 \\ Z - Z_0 \end{bmatrix}. \quad (5)$$

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 为站心点的大地坐标的纬度和经度。

最后，将站心直角坐标 (x, y, z) 转换为站心球坐标 (r, β, θ) ：

通信地球站组网规划问题的应用上有效合理，为卫星通信地球站智能化组网规划提供了一条崭新的思路。

只考虑简单的约束条件，笔者基于社团发现提出的组网规划算法近似求得卫星通信地球站组网规划问题的最优组网规划方案，提供一种求解该类问题的思路与方法。事实上，卫星通信地球站的组网规划问题比较复杂，可以考虑一个地球站支持多信道单元和多天线、地球站地理位置与卫星波束覆盖范围的约束、地球站信道单元支持多种传输体制、区分不同类型通信业务以及区分不同等级的通信任务等因素，有待于进一步研究和探索。

参考文献：

- [1] 易克初, 李怡, 孙晨华, 等. 卫星通信的近期发展与前景展望[J]. 通信学报, 2015(6):157-172.
- [2] 甘仲民, 张更新. 卫星通信技术的发展[J]. 通信学报, 2006, 27(8): 8-15.
- [3] 孙利民, 卢泽新, 吴志美. LEO 卫星网络的路由技术[J].

(上接第 11 页)

$$\begin{aligned} r &= \sqrt{x^2 + y^2 + z^2}, \\ \beta &= \arctan(y/x), \\ \theta &= \arctan \frac{z}{\sqrt{x^2 + y^2}}. \end{aligned} \quad (6)$$

式中, (r, β, θ) 为标校无人机机载 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。

4 结束语

针对陆基光学助降系统动态飞行检验的需求，笔者以无人机为平台，搭载高清航测相机、机载 GPS/IMU 和图传等设备，实现对光学助降装置下滑道指示信息的快速测量。该系统具有任务时间灵活、组织实施方便、航路设计简单、保障工作简捷等突出优点，为起飞和着舰引导系统标校提供一种全新模式。该系统已经初步应用于舰载机某陆基训练场光学助降装置标校，结合航母实时位置和姿态信息，选用星基差分模块及选配抗风等级满足海上飞行试验的无人机平台，可进一步拓展应用于舰载光学着

计算机学报, 2004, 27(5): 659-667.

- [4] 卢勇, 赵有健, 孙富春, 等. 卫星网络路由技术[J]. 软件学报, 2014(5): 1085-1100.
- [5] 余春东, 王俊峰, 刘立祥, 等. Walker 星座卫星网络拓扑结构动态性分析[J]. 通信学报, 2006, 27(8): 45-51.
- [6] 金光, 武小悦, 高卫斌. 卫星地面站资源调度优化模型及启发式算法[J]. 系统工程与电子技术, 2004, 26(12): 1839-1841.
- [7] 刘洋, 陈英武, 谭跃进. 基于贪婪算法的卫星地面站任务规划方法[J]. 系统工程与电子技术, 2003, 25(10): 1239-1241
- [8] 邢立宁, 陈英武. 基于混合蚁群优化的卫星地面站系统任务调度方法[J]. 自动化学报, 2008, 34(4): 414-418.
- [9] GIRVAN M, NEWMAN M E J. Community Structure in Social and Biological Networks[J]. P Natl Acad Sci USA, 2002, 99(12): 7821-7826.
- [10] 骆志刚, 丁凡, 蒋晓舟, 等. 复杂网络社团发现算法研究新进展[J]. 国防科技大学学报, 2011, 33(1): 47-52.
- [11] 唐磊, 刘欢. 社会计算: 社团发现和社会媒体挖掘法[M]. 北京: 机械工业出版社, 2012: 36-56.

舰系统海上动态标校。

参考文献：

- [1] 钟兴泉. 航母着舰引导系统标校方法研究[J]. 现代导航, 2014, 5(3): 175-178.
- [2] 贺林波, 刘爱东, 于金冬. 光电标校装置总体设计[J]. 兵工自动化, 2018, 37(2): 10-14.
- [3] 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.
- [4] 姬新阳, 高山, 陈庆良. 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.
- [5] 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.
- [6] 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.
- [7] 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(2): 111-115.
- [8] 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.
- [9] 李团好. IMU/GPS 辅助航空摄影测量误差源与定位精度分析研究[D]. 焦作: 河南理工大学, 2011.