

基于无人机平台的机动式标校系统设计与应用

陈俊¹, 曾媛¹, 门涛^{2,3}, 陆文斌¹, 张天娇¹, 刘柳¹, 周昊苏¹

(1. 上海航天电子技术研究所, 上海 201109; 2. 宇航动力学国家重点实验室, 陕西 西安 710043;

3. 中国西安卫星测控中心, 陕西 西安 710043)

摘要: 随着我国航天事业的不断发展, 地面卫星测控网也日益完善, 呈现出数量多、分布广、频段宽、工作体制多等特点。为提高航天测控装备标校的精度和效率, 克服传统标校方式所具有的造价高、操作繁杂等缺点, 研制了一套车载机动式、基于无人机(UAVs)平台的航天测控装备标校系统。该系统采用实时载波相位差分定位(RTK)技术, 配备多类高度集成小型化目标载荷, 可对地面统一测控、雷达和光电装备进行精度鉴定以及日常进行大动态范围标校和训练等工作。首先, 介绍了系统的工作原理、系统组成及精度鉴定数据处理流程; 其次, 基于外场实验, 给出了该系统的鉴定效果; 最后, 相较于目前测试性能单一的标校系统, 该系统具有集成度高、机动性强、覆盖频段广、可完成性能实验多等优点, 有更好的使用和推广价值。

关键词: 测控装备; 精度鉴定; 无人机(UAV); 标校; 系统设计

中图分类号: V 556 **文献标志码:** A

DOI: 10.19328/j.cnki.2096-8655.2022.04.018

Design and Application of Mobile Calibration System Based on Unmanned Aerial Vehicles

CHEN Jun¹, ZENG Yuan¹, MEN Tao^{2,3}, LU Wenbin¹, ZHANG Tianjiao¹,

LIU Liu¹, ZHOU Haosu¹

(1. Shanghai Aerospace Electronic Technology Institute, Shanghai 201109, China; 2. State Key Laboratory of Astronautic Dynamics, Xi'an 710043, Shaanxi, China; 3. Xi'an Satellite Control Center, Xi'an 710043, Shaanxi, China)

Abstract: With the continuous development of China's aerospace program, the ground satellite measurement and control network has become increasingly perfect, showing the characteristics such as large number, wide distribution, wide frequency band, and many systems. In order to improve the accuracy and efficiency of the calibration of the aerospace measurement and control equipment and overcome the shortcomings of the conventional calibration method, such as high cost and complicated operation, a vehicle-mounted mobile calibration system based on unmanned aerial vehicles (UAVs) is designed. The system adopts the real-time-kinematic (RTK) mode positioning technology, and is equipped with multiple types of highly integrated miniaturized target loads. It can conduct precision assessment for different measurement and control equipment, and carry out daily large-scale calibration and training. The working principle, system composition, and data processing flow of the precision assessment are introduced. The assessment effect of the system is verified by field measurements. The results show that, compared with the current calibration system with a single test performance, the proposed system has the advantages such as high integration, strong mobility, and wide coverage of frequency bands, can complete many performance tests, and has better use and promotion value.

Key words: measurement and control equipment; precision assessment; unmanned aerial vehicle (UAV); calibration; system design

0 引言

近年来,我国航天发射任务量急剧增长^[1],航天

活动范围也在不断拓展和深入,航天测控装备是与航天器联系的重要设备,准确地掌握和评估其外测

收稿日期:2022-05-27; 修回日期:2022-06-22

作者简介:陈俊(1994—),女,硕士,助理工程师,主要研究方向为数据处理。

任务中和任务后,控制中心对无人机定位、姿态信息经过数据预处理后,将目标载荷在被鉴定测控装备坐标系下的位置信息作为真值,在时间序列上与测控装备跟踪目标载荷所获得的测量数据进行对比,估算测量数据的误差,以此实现对地面测控装备的零值标定和精度鉴定。无人机飞行航线可根据地面测控装备的测试需求进行预先设计,通过挂载不同类型的目标载荷,配合不同地面装备完成包括方向图、相位及跟踪性能等指标和功能的测试。

1.2 系统组成

基于无人机平台的机载式标校系统包括无人机分系统、机载载荷分系统、数据处理与监控分系统和载车分系统,如图 2 所示。

1.2.1 无人机分系统

标校系统设计如图 3 所示,无人机分系统包括无人直升机平台、无人直升机测控分系统、多旋翼无人机平台、多旋翼无人机测控分系统,主要技术参数见表 1。无人机分系统用于搭载机载载荷分系统中各载荷单机,无人机测控分系统用于无人机飞行遥控、遥测及机载载荷遥控、遥测信息传输。无

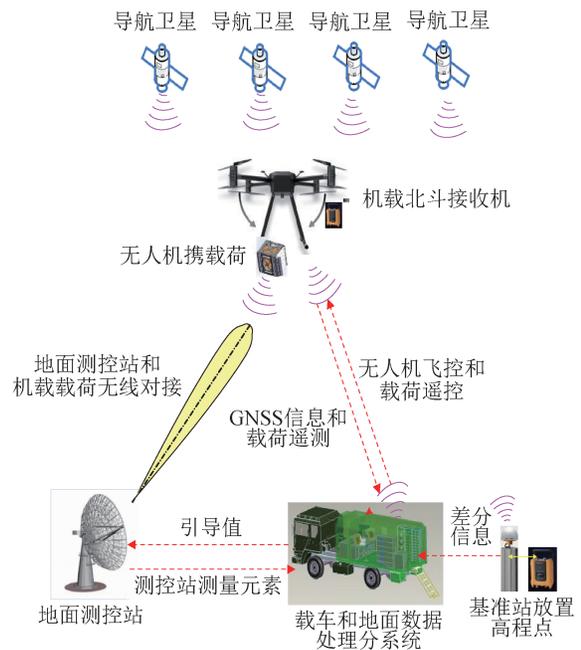


图 2 基于无人机平台的机载式标校系统组成

Fig. 2 Diagram of the mobile calibration system based on the UAV platform

人直升机平台可同时挂载多种载荷,支持一次性完成多种性能测试实验。轻便小型的多旋翼无人机平台,可快速开展实验。

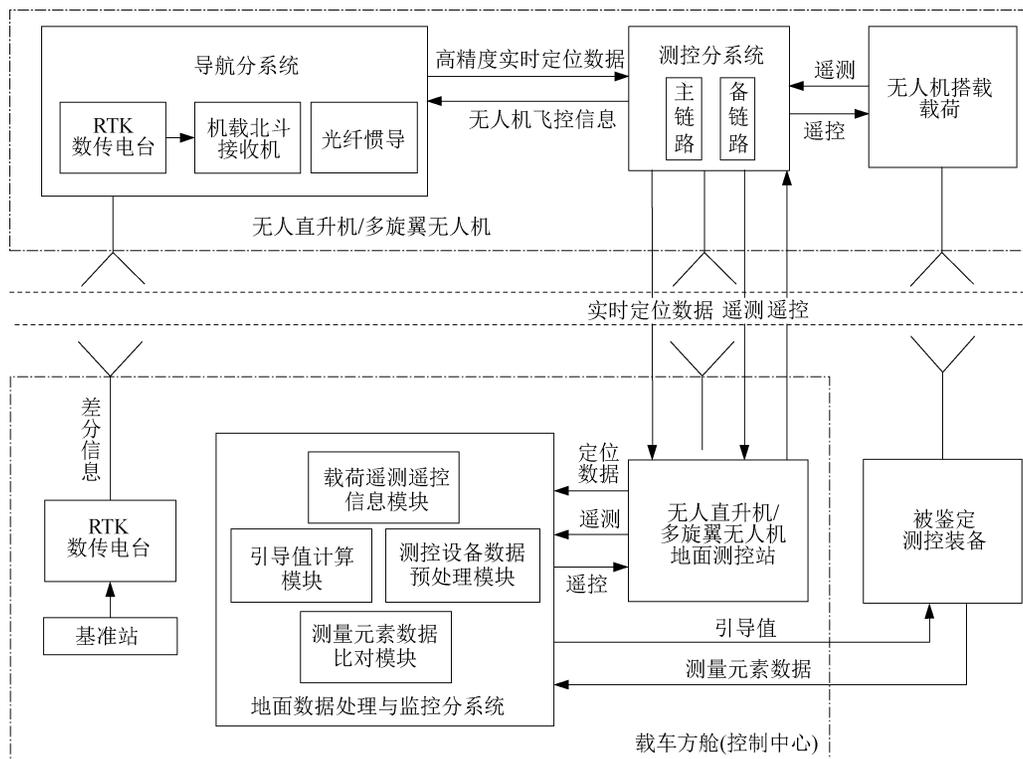


图 3 基于无人机平台的机载式标校系统设计框

Fig. 3 Design diagram of the mobile calibration system based on the UAV platform

表 1 无人机平台技术参数表

Tab. 1 Technical parameters of the UAV platform

项目	无人直升机	多旋翼无人机
悬停升限/km	2.5	2.0
使用升限/km	4	4
任务载荷能力/kg	50	20
最大载重时续航/h	5.0	0.5
起降最大抗风能力/($m \cdot s^{-1}$)	10	12
最大平飞速度/($m \cdot s^{-1}$)	33	18
控制半径/km	150	15

无人机平台均集成兼容 GPS、GLONASS、BDS 及 Galileo 多系统接收板卡和光纤惯导系统,配备地面差分基准站,支持 RTK 定位技术,无人机可实时输出高精度定位及姿态信息。

1.2.2 机载载荷分系统

机载载荷分系统包括测控通信、雷达、光电等多种载荷。测控通信载荷可覆盖 S、C、X 和 Ka 频段,具备标准统一测控、相干扩频、测控数传一体化等多种体制信号的收发能力,具有信标机和校零变频器功能。雷达载荷含 C 频段脉冲相参应答机、雷达目标模拟器、龙伯球、角反,可配合地面雷达装备完成各种性能测试。光电载荷包含光学信号模拟源,具备对各波段光源的模拟,可配合地面望远镜进行跟踪测试;配备摄像机,用于勘察、记录试验实况景象。

机载载荷均以小型集成化设计为原则,各载荷天线安装接口、电气接口和通信接口设计一致,在降低系统操作难度的同时,保留了系统的拓展性。

1.2.3 数据处理与监控分系统

数据处理与监控分系统用于接收无人机链路实时回传的无人机定位及姿态信息、载荷遥测信息以及摄像机图像信息。可实时发送载荷遥控指令,控制载荷工作模式和参数,实时监测各节点工作状态(图 3)。支持与地面测控装备进行光纤通信,可根据无人机定位及姿态信息,实时解算目标载荷位置信息引导测控装备对其进行跟踪捕获。可实时统计分析数据,显示试验参数及曲线,获得测控装备测量元素精度鉴定结果。

1.2.4 载车分系统

载车分系统包括载车、方舱和供电设备等。载车可作为整个实验系统的统一承载体,具备沙漠、

山地等特殊地貌条件下的工作能力,方便系统的转场和运输,可在野外为设备供电。载车方舱内集成无人机测控分系统、数据处理与监控分系统,并配备指挥调度、时频、数据库服务器、数据转发和处理工作站、交换机等设备,组成控制中心。

2 数据处理流程和方法

精度鉴定的基本方法是以机载北斗/GNSS 差分定位结果为标准,通过与被鉴定装备测量数据进行比对和统计检验,鉴定测控装备的精度,确定其系统误差和随机误差,分析掌握其误差变化规律。具体流程如图 4 所示。

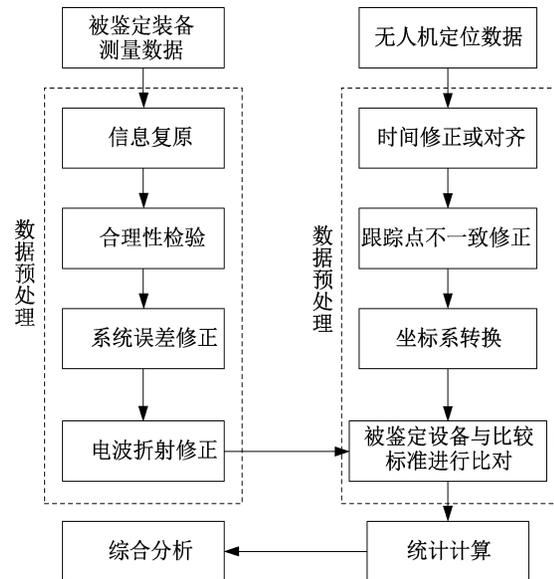


图 4 精度鉴定数据处理流程

Fig. 4 Data processing flow chart of precision assessment

2.1 数据预处理

精度鉴定数据预处理分为被鉴定装备测量数据预处理和无人机定位数据预处理。被鉴定测控装备测量数据预处理主要包括:信息复原、合理性检验、系统误差修正、电波折射修正^[19]。信息复原主要为量纲复原,由测控装备端完成。无人机定位数据预处理包括:以被鉴定装备测量数据时间为准进行时间对齐、跟踪位置不一致修正^[20]、坐标系转换^[20]。统计分析内容主要包括随机误差、系统误差和总误差。

2.1.1 被鉴定测控装备测量数据预处理

1) 合理性检验

测控装备测量数据往往带有误差偏大的异常值,

会使得测量值失真,影响精度鉴定结果。因此,数据处理时,必须首先对观测数据异常值进行判别和处理,以合理、可信的数据替代它,保证外测数据处理结果的质量。首先采用 3σ 准则对观测数据异常值进行判别,再运用二阶多项式最小二乘估计拟合曲线对异常值进行修正,详细修正方法见 GJB 2234A^[21]。

2) 系统误差修正

被鉴定测控装备在设计建设完成时,均有对应的系统误差修正模型,因本文应用验证所涉及测控装备类型为统一测控装备,此章节仅介绍统一测控装备的系统误差修正模型,雷达及光学系统误差修正模型详见 GJB 1381A^[22]。

统一测控装备测量元素包括方位角 A_c 、俯仰角 E_c 、距离 R_c 。角度误差修正模型如下:

$$\begin{cases} A_z = A_c + A_o + \theta_M \sin(A_c - A_M) \tan E_c + \\ \delta \tan E_c + \left(K_z + K_b + \frac{\Delta U_A}{\mu_A} \right) \sec E_c \\ E_z = E_c + E_o + \theta_M \cos(A_c - A_M) + K_n + \\ \frac{\Delta U_E}{\mu_E} + E_g \cos E_c + E_d \end{cases} \quad (1)$$

式中: A_z 为目标方位角真值,由于受随机误差及系统误差修正残差的影响,是与目标真值最接近的测量估值; A_c 为方位角测量值,装备跟踪目标时,轴角编码读数; A_o 为方位角零位误差; θ_M 为天线座大盘最大不水平角; A_M 为天线座最大不水平角所处的方位角; δ 为方位轴与俯仰轴的两轴不正交度; K_z 为光电轴不匹配引起的横向误差; K_b 为光轴与俯仰轴的不垂直误差; ΔU_A 为装备对目标自跟踪时,方位支路的误差电压; μ_A 为方位支路误差灵敏度; E_z 为目标俯仰角真值,为修正后的测量值,受随机误差及系统误差修正残差的影响,是与目标真值最接近的测量估值; E_c 为俯仰角测量值; E_o 为俯仰角零值误差; K_n 为光电轴不匹配的俯仰误差; ΔU_E 为装备对目标自跟踪时,俯仰支路的误差电压; μ_E 为俯仰支路误差灵敏度; E_g 为天线主、副反射面系统相对重力变形引起的俯仰误差系数; E_d 为电波折射误差。

距离误差修正模型如下:

$$R_z = R_c + R_{og} + R_s \quad (2)$$

式中: R_z 为设备经过零值修正后的距离测量值; R_c 为设备最大无模糊距离内的原始距离测量值; R_{og} 为光速修正后的地面系统距离零值; R_s 为目标载荷距离零值。

式(1)和式(2)中的符号是以真值为参考定义的,当测量值比真值小时,误差本身应为“+”号,反之则为“-”号。

3) 电波折射修正

因大气密度分布不均匀,使得测控装备测量到的距离、俯仰角、方位角等参数都包含了大气折射误差,通常假设大气结构为水平均匀,忽略大气折射对方位角测量数据的影响。本文采用球面分层法对距离和俯仰角进行电波折射误差修正,各层折射指数根据地面单点大气测量参数按经验公式^[19]计算得到。

2.1.2 无人机定位数据预处理

无人机定位数据预处理中时间对齐主要方法为:以被鉴定测控装备测量数据序列时间为准,运用拉格朗日三点插值法,对无人机定位数据进行插值,得到与被鉴定装备同时间序列的无人机定位数据。

1) 坐标系定义

为实现目标载荷在不同坐标系下的转换,定义以下参考坐标系。① 无人机载体坐标系:定义为以无人机机载北斗/GNSS接收天线相位中心为原点 O , X_0 轴平行于飞机纵轴且指向飞机机舱, Y_0 轴垂直于 X_0 轴且指向天空, Z_0 轴垂直 X_0OY_0 平面并与 X_0 、 Y_0 轴构成右手坐标系。目标载荷安装设计时,即可得到各目标载荷及收发天线几何中心在无人机载体坐标系下的坐标。② 机载地平系:定义为以机载北斗/GNSS接收天线相位中心为原点 O 的地平系; X 轴在过原点的水平面内指向大地北; Y 轴垂直于过原点的水平面,与 O 点的法线重合,指向地球外; Z 轴与 X 和 Y 轴构成右手坐标系。③ 测站系:测站系原点 O_c 为测控装备三轴交会中心或无线电接收回转中心; O_cY_c 轴与过 O_c 点的地球参考椭圆法线重合,指向地球外; O_cX_c 轴在过 O_c 点垂直于 O_cY_c 的平面内,指向大地北,向上为正; O_cZ_c 轴与 O_cX_c 轴、 O_cY_c 轴构成右手坐标系。

无人机载体坐标系与机载地平系之间的角度关系确定了无人机的姿态角,包括偏航角 K 、俯仰角 P 、滚转角 R ,其中, K 为 OX_0 轴在地平系上的投影与 OX 轴之间顺时针旋转角度; P 为 OX_0 与 XOY 平面之间的夹角,无人机抬头为正; R 以无人机左高为正。

文中所涉及的坐标表示形式共有 3 种:大地坐

标、直角坐标和球坐标。大地坐标是大地测量中以参考椭球面为基准面的坐标,地面一点的位置用大地经度 L 、大地纬度 B 和大地高程 H 表示。球坐标由方位角、俯仰角和距离表示三维空间中目标的位置。

2) 跟踪位置不一致修正

因无人机定位数据位置为机载北斗/GNSS 接收天线相位中心在 WGS-84 坐标系下的大地坐标,而被鉴定测控装备实际跟踪位置为目标载荷的发射天线,所以在将无人机定位数据转换至在测站系下的球坐标前,需根据无人机的姿态角进行跟踪位置不一致修正,具体方法如下。① 将目标载荷发射天线在无人机载体坐标系下的直角坐标转换至机载地平系下的直角坐标,为目标载荷发射天线相位中心在飞机载体坐标系上各个平面上的坐标,即 X_0OY_0 、 X_0OZ_0 、 Y_0OZ_0 分别绕 OZ_0 轴、 OY_0 轴、 OX_0 轴逆时针旋转 $-P^\circ$ 、 K° 、 $-R^\circ$ 的过程,将旋转矩阵分别表示为 $R_z(-P)$ 、 $R_y(K)$ 、 $R_x(-R)$ 。目标载荷在飞机载体坐标系中的坐标可通过如下公式转换:

$$[X_F \ Y_F \ Z_F]^T = C[X_0 \ Y_0 \ Z_0]^T \quad (3)$$

式中: $[X_F \ Y_F \ Z_F]^T$ 为目标载荷发射天线在机载地平系中的坐标; $[X_0 \ Y_0 \ Z_0]^T$ 为目标载荷发射天线在飞机载体坐标系中的坐标; $C = R_z(-P) \cdot R_y(K) \cdot R_x(-R)$ 为旋转矩阵。② 将目标载荷发射天线在机载地平系下的直角坐标转换至 WGS-84 坐标系下的直角坐标:

$$\begin{bmatrix} X_D \\ Y_D \\ Z_D \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_{p,GNSS} \\ Y_{p,GNSS} \\ Z_{p,GNSS} \end{bmatrix} + R_z(90^\circ - L_p) \cdot R_x(-B_p) \cdot R_y(90^\circ) \begin{bmatrix} X_F \\ Y_F \\ Z_F \end{bmatrix} \quad (4)$$

式中: $[X_D \ Y_D \ Z_D]^T$ 为目标载荷发射天线在地心系中的坐标, L_p 和 B_p 为机载地平系原点在 WGS-84 坐标系下的大地经度和纬度。 $[X_{p,GNSS} \ Y_{p,GNSS} \ Z_{p,GNSS}]^T$ 为机载地平系原点在 WGS-84 坐标系下的直角坐标。

3) 坐标转换。

坐标转换的目的是将目标载荷发射天线在 WGS-84 坐标系下的直角坐标转换至测站系下的球坐标,即与被鉴定装备测量元素所用坐标系一致。

主要分为 2 步,将目标载荷发射天线在地心系下的直角坐标转换至测站系下的直角坐标,再将其转换为球坐标。具体如下:

$$\begin{bmatrix} X_C \\ Y_C \\ Z_C \end{bmatrix} = R_y(-90^\circ) \cdot R_x(B_B) \cdot R_z[-(90^\circ - L_B)] \begin{bmatrix} X_D - X_B \\ Y_D - Y_B \\ Z_D - Z_B \end{bmatrix} \quad (5)$$

式中: $[X_C \ Y_C \ Z_C]^T$ 为目标载荷发射天线在测站系中的坐标; L_B 、 B_B 为测站系原点的大地经度和纬度; $[X_B \ Y_B \ Z_B]^T$ 为测站系原点在地球系下的直角坐标。测站系下目标载荷发射天线的方位角、俯仰角和距离分别用 A_F 、 E_F 、 R_F 表示,具体转换方式如下:

$$A_F = \begin{cases} \arctan\left(\frac{Z_C}{X_C}\right), & X_C > 0 \cup Z_C \geq 0 \\ \pi + \arctan\left(\frac{Z_C}{X_C}\right), & X_C < 0 \\ 2\pi + \arctan\left(\frac{Z_C}{X_C}\right), & X_C < 0 \cup Z_C > 0 \end{cases} \quad (6)$$

$$E_F = \tan^{-1}\left[\frac{Y_C}{\sqrt{X_C^2 + Z_C^2}}\right] \quad (7)$$

$$R_F = \sqrt{X_C^2 + Y_C^2 + Z_C^2} \quad (8)$$

2.2 精度鉴定误差统计

2.2.1 随机误差

随机误差估计采用最小二乘拟合残差法。测控装备测量数据序列经数据预处理后记为 $\{X'_i\}$ ($i=1, 2, \dots, N$), 等间隔时间 h 采样, 可由 m 阶正交多项式族表示为

$$X'_i = \sum_{j=0}^m a_j p_j(i) + \xi_i \quad (9)$$

式中: a_j 为 j 阶正交多项式系数; ξ_i 为观测数据 $\{X'_i\}$ 的随机误差, 且满足 $E[\xi_i] = 0$ 。

用正交多项式拟合测量数据 $\{X'_i\}$ 时, 其系数 $\{a'_j\}$ 的估值计算如下:

$$\hat{a}_j = \frac{(2j)!(2j-1)! \sum_{i=1}^N p_j(i) X'_i}{(j!)^4 \left[\prod_{l=-j}^j (N-l) \right] h^{2j}} \quad (10)$$

式中: $\{p_j(i)\}(j=0,1,\dots,m)$ 为 m 阶正交多项式族; $p_j(i)$ 为第 i 个采样时刻第 j 阶正交多项式的值。

由式(10)可得,随机误差的方差估计为

$$\hat{\sigma}^2 = \frac{\sum_{i=1}^N [X'_i - \sum_{j=0}^m \hat{a}_j p_j(i)]^2}{N - m - 1} \quad (11)$$

2.2.2 系统误差

无人机定位数据经数据预处理后,将测控系下目标载荷发射天线的位置数据记为相对真值 $\{U_i\}$, 测量元素系统误差计算如下:

$$\delta = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^N (X'_i - U_i)^2}{N}} \quad (12)$$

2.2.3 总误差

总误差 S 计算公式如下:

$$S = \sqrt{\delta^2 + \hat{\sigma}^2} \quad (13)$$

3 实验结果分析

该实验系统完成后,于 2021 年在某地统一测控装备上完成了应用验证,具体如下。

3.1 无人直升机定位精度

在进行鉴定实验前,对无人直升机定位精度进行了地面静态定点测试。将定位基准站天线及无人机平台分别放置在不同的大地测量基准点上,由无人直升机定点测试所得的基准点地心距与其实际地心距差值的变化如图 5 所示,平均偏差为 0.05 m,均方根误差(Root Mean Square Error, RMSE)为 0.05 m。由实验结果可知,无人直升机定位精度可达厘米级,满足精度鉴定工程要求。

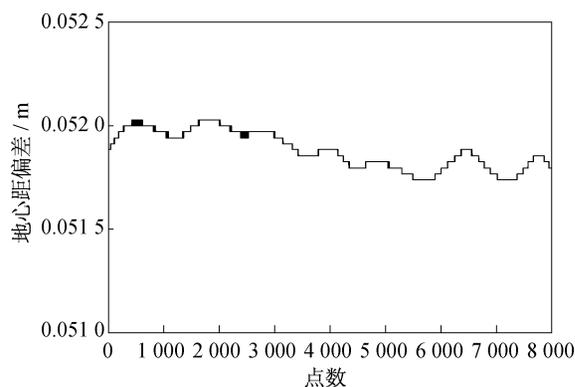


图 5 无人直升机基准站定点测试地心距偏差变化

Fig.5 Variation diagram of the geocentric distance deviation measured by unmanned helicopter

无人直升机静态定点测试时,直升机姿态角变化如图 6 所示。因直升机放置位置有一定坡度,图 6 (a)中俯仰角和滚转角并非为 0° ,直升机所配备惯导系统定姿精度为 0.05° 。伍德勇等^[20]的研究结果表明,精度鉴定系统的定位精度为厘米级,飞机姿态角测量误差控制在 1° 以内,对系统误差产生的影响可忽略不计,可满足鉴定系统的精度要求。

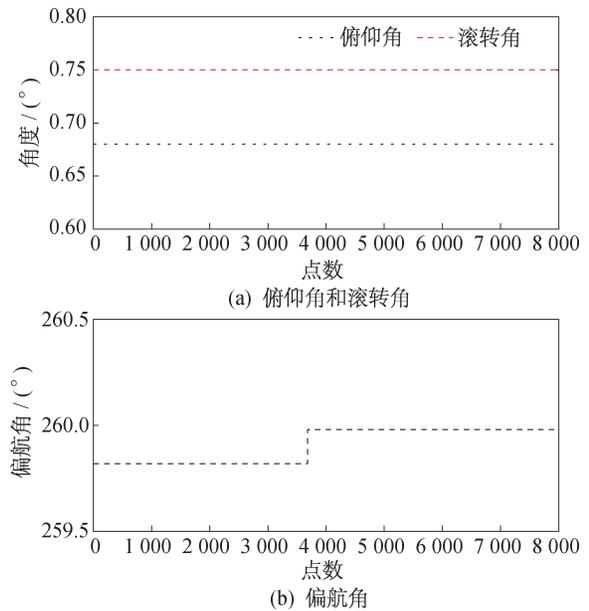


图 6 无人直升机地面定点测试姿态角变化

Fig.6 Attitude angle variation diagram for unmanned helicopter ground fixed-point test

3.2 精度鉴定结果

精度鉴定系统利用无人直升机平台挂载载荷,已对某地面统一测控设备进行了多次标校与鉴定。不同频段地面统一测控设备精度鉴定结果见表 2。各频段测量元素误差均满足精度鉴定指标要求,验证了精度鉴定系统的可靠性,其中 X 和 Ka 频段测控设备数传体制无测距。

表 2 不同频段统一测控装备精度鉴定结果统计

Tab.2 Statistics of the accuracy assessment results of the TT&C ground system equipment in different frequency bands

被鉴定装备	工作体制	鉴定总误差		
		距离 R/m	方位角 $A/(\prime)$	俯仰角 $E/(\prime)$
S 频段测控设备	标准 USB	3.24	21.6	51.8
X 频段测控设备	测控数传一体化	—	5.6	46.5
Ka 频段测控设备	测控数传一体化	—	16.8	31.0

表 2 中 S 频段统一测控装备标准 USB 体制测距(图 7)、测角(图 8)与标校系统相对真值对比的偏差曲线图,如图 7 和图 8 所示。图 7 中,该实验时间段无人直升机处于悬停状态,测控设备测距值波动较大,无人直升机引导距离稳定,可有效剥离测控装备测距随机差及系统差,测距随机差和系统差分别为 1.47 m 和 2.89 m。

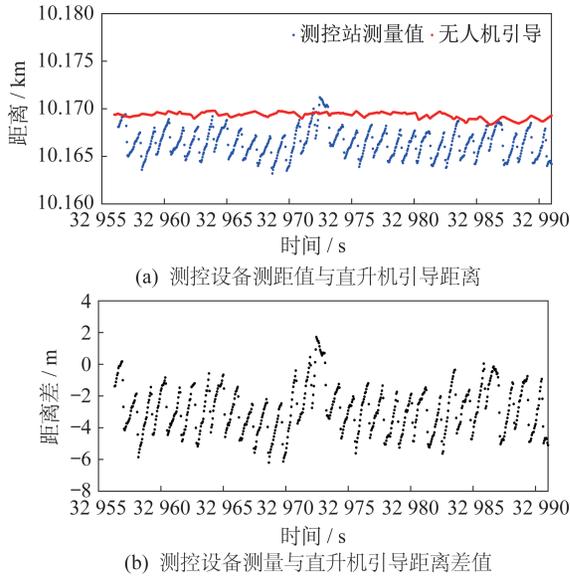


图 7 S 频段测控设备测距与无人直升机引导距离及其差值曲线
Fig.7 Measured distance curves of TT&C ground system and unmanned helicopter in S-band and their deviation

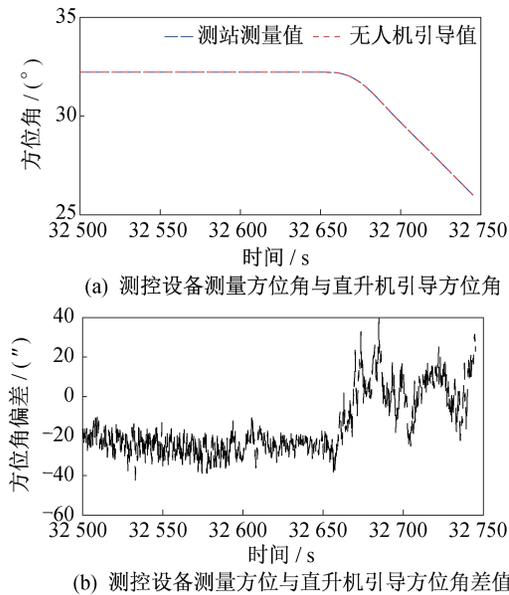
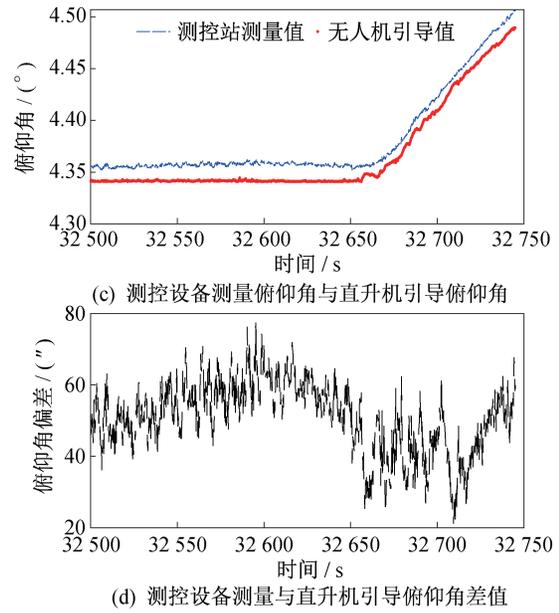


图 8 S 频段测控设备测角与无人直升机引导角度及其差值曲线
Fig.8 Measured angle curves of TT&C ground system and unmanned helicopter in S-band and their deviation



续图 8 S 频段测控设备测角与无人直升机引导角度及其差值曲线

Continued Fig. 8 Measured angle curves of TT&C ground system and unmanned helicopter in S-band and their deviation

图 8 中,无人直升机在此时间段内由悬停状态切换至飞行状态,S 频段测控设备与直升机引导角度差值也发生变化,具体表现为:直升机平飞时,图 7(b)和图 7(d)中角度差值明显小于直升机悬停时角度差值。导致该现象的原因主要是由于直升机在悬停状态下,机身的气动效应无法发挥,且易受外部风干扰等,飞行控制难度较大,直升机位置会发生水平和垂直方向上的漂移^[15,23]。图 7 中无人直升机悬停和飞行状态下的精度鉴定结果见表 3,无人直升机飞行状态时测量角的随机差较悬停状态时大。由图 8 及表 2 可知,测控设备方位角测量误差小于俯仰角误差,因俯仰角测量精度与测距精度相关,测距误差较大时会导致俯仰角误差变大。

表 3 无人直升机不同飞行状态下 S 频段统一测控装备测量角精度鉴定结果

Tab.3 Accuracy assessment results of the measurement angle of TTT&C ground system ground system in S-band under different flight states of the unmanned helicopter

测量值	无人直升机悬停状态			无人直升机飞行状态		
	随机差	系统差	总误差	随机差	系统差	总误差
方位角 A/(°)	4.95	24.83	25.32	12.23	2.32	12.44
俯仰角 E/(°)	6.98	55.31	55.75	8.77	42.83	43.72

由实验结果可知,基于无人机的精度鉴定系统可用于地面测控设备的精度鉴定,精度满足鉴定实验要求^[24]。相对于传统的地面塔标校,基于无人机的精度鉴定系统支持动态测量,更加高效快捷^[25]。

4 结束语

本文针对航天测控装备外测数据精度鉴定逐步增加的实际需求,介绍了一种基于无人机平台的车载机动式标校系统的工作原理、设计要点及数据处理流程。该系统作为高精度实时测量系统,具有简便快捷、覆盖全面等优点,实现地面设备精度鉴定的常态化。同时也可作为测控装备操作人员良好的训练与演练系统。

通过分析该系统应用实验的数据表明,该系统精度满足鉴定实验要求,配备的多类载荷可支持多种地面测控装备进行多维精度鉴定实验。系统经过多次外场试验验证后,将会更加广泛应用于其他各类测控装备的标校实验,后续也将积累更多的有效数据用于优化系统设计及算法流程。

参考文献

- [1] 程胜. 构建航天软件研制新体系支撑“十四五”航天发展新跨越[J]. 国防科技工业, 2020(9):32-37.
- [2] 杨胜斌, 和伟辉, 刘安, 等. 北斗系统在设备外测精度鉴定中的应用研究[C]//中国卫星导航学术年会组委会. 第十二届中国卫星导航年会论文集. 2021:54-59.
- [3] 门涛, 洪宇, 吴宗清, 等. 基于无人机的测控天线试验鉴定方法[J]. 空间电子技术, 2021(1):75-79.
- [4] 杨萍, 郭军海, 孙刚. 航天测控系统卫星鉴定技术研究[J]. 航天控制, 2008, 26(1):65-69.
- [5] 董建伟, 高长生, 熊伟, 等. 脉冲测量雷达无塔标校系统设计[J]. 计算机测量与控制, 2013, 21(3):685-693.
- [6] 雷鸣. 基于无人机平台对地面测控系统校相的设计与实现[J]. 电子质量, 2021(4), 50-53.
- [7] 李敏剑, 王向伟, 刘佳伟. 多旋翼无人机在某测控设备标校工作中的应用[J]. 遥测遥控, 2021, 42(3):26-33.
- [8] 陈伟, 王志有, 李晓斐. 航天运载器外测系统精度鉴定技术发展展望[J]. 导弹与航天运载技术, 2016(6):40-44.
- [9] 仇芝. 脉冲雷达卫星标定方法的一种工程实现研究[J]. 飞行器测控学报, 2010, 29(5), 29-33.
- [10] 杨泰朋, 宣善钦, 刘流. 基于BDS的RTK模式定位精度分析[J]. 山西建筑, 2021, 47(10):170-173.
- [11] 金泉, 高显忠, 郭正, 等. 无人机集群在机场封控作战中的应用研究[J]. 飞航导弹, 2021(10):52-58.
- [12] 解玲娜, 王怀. S/X/Ka频段卫星地面站无人机测试标校设计[J]. 计算机测量与控制, 2020, 29(1):14-19.
- [13] 季勤超, 姚申茂, 杨利斌, 等. 基于无人机和差分GPS的舰载雷达动态标校方法[J]. 计算机与数学工程, 2018, 46(10):1984-1988.
- [14] 朱玉成. 动态标校测试系统设计与分析[J]. 数字技术与应用, 2018, 36(6):144-145.
- [15] 张磊, 郑庆利. 一种基于无人机的雷达角度零值标校方法[J]. 中国科技信息, 2020(24):68-69.
- [16] 居鹏, 侯飞. 基于多旋翼无人机平台的天线远场测试系统设计[J]. 现代雷达, 2020, 42(10):83-85.
- [17] 窦骄, 韩孟飞, 宁金枝, 等. 小卫星测控通信技术与趋势[J]. 航天器工程, 2021, 30(6):113-119.
- [18] 李赞, 李海涛, 张哲, 等. 月球探测任务测控系统总体设计技术研究[J]. 上海航天, 2021, 38(2):76-86.
- [19] 胡绍林, 牛晓雷, 许爱华, 等. 电波折射误差的经验-分层修正算法[J]. 中国空间科学技术, 2003(4):67-71.
- [20] 伍德勇. 飞机姿态测量误差对测量船校飞精度的影响[J]. 中国惯性技术研究学报, 2004, 12(3):58-63.
- [21] 刘利生, 刘元, 张引林, 等. 光电经纬仪事后数据处理方法:GJB 2234[S]. 中国人民解放军总装备部, 2014.
- [22] 刘利生, 郭军海, 王爽, 等. 导弹、航天器试验光电经纬仪和脉冲雷达测量精度评定:GJB 1381A[S]. 中国人民解放军总装备部, 2011.
- [23] 王弈, 曾国贵, 廖智麟, 等. 无人直升机悬停低速段的不确定性仿真验证[J]. 直升机技术, 2014(4):9-13.
- [24] 鲍珊, 孙浩. 基于动态校飞的新型无线电外测系统精度估算[J]. 测控技术, 2013, 32(11):51-53.
- [25] 周巍, 郝金明, 徐兆磊, 等. 基于无人机平台的测控设备精度鉴定系统[J]. 测绘通报, 2013(6):16-18.