

基于毫米波雷达的飞行器三轴垂直度时变误差补偿方法

王忠丰¹, 张 锋²

(1. 中国人民解放军 92493 部队 52 分队, 辽宁 葫芦岛 125000;
2. 辽宁省葫芦岛市自然资源事物服务中心, 辽宁 葫芦岛 125000)

摘要: 飞行器在飞行过程中由于外界因素引起垂直度变化, 而垂直度测量的误差影响了飞行器的飞行任务控制, 为此, 提出基于毫米波雷达的飞行器三轴垂直度时变误差补偿方法; 在飞行器飞行环境下, 构建地面坐标系, 作为垂直度的测定、补偿标准; 借助毫米波雷达技术精准的测距, 结合飞行器的姿态检测结果, 测定飞行器三轴垂直度; 考虑飞行器组成结构和工作原理, 计算三轴垂直度的理论值; 通过理论值与测定值的比对, 得出时变误差的辨识结果, 以时变误差量为补偿量, 完成垂直度误差补偿工作; 通过实验得出结论: 优化设计方法的剩余三轴垂直度误差减少 0.35 mm, 在优化设计补偿方法作用下飞行器姿态角偏差明显减小, 环境适应能力更强。

关键词: 毫米波雷达测距; 飞行器; 三轴垂直度; 时变误差; 误差补偿

A Compensation Method for Time-varying Errors in Aircraft Three-axis Verticality Based on Millimeter Wave Radar

WANG Zhongfeng¹, ZHANG Feng²

(1. 52 Sub Unit, 92493 Unit, Huludao 125000, China;

2. Natural Resources Service Center of Huludao City Liaoning Province, Huludao 125000, China)

Abstract: Due to external factors, an aircraft changes its verticality during flight, and the error of measuring verticality affects the flight task control of the aircraft. Therefore, a three-axis verticality time-varying error compensation method based on millimeter wave radar is proposed for the aircraft. Construct a ground coordinate system as a standard for measuring and compensating verticality in the flying environment. By using millimeter wave radar technology for precise ranging, combined with the attitude detection results of the aircraft, determine the three-axis verticality of the aircraft. Consider the composition and working principle of the aircraft, and calculate the theoretical value of the three-axis verticality. By comparing theoretical values with measured values, obtain the identification results of time-varying errors, and achieve the compensation for verticality errors with the time-varying error as the compensation value. Experimental results show that the remaining three-axis verticality error of the optimized design method is reduced by 0.35 mm. The aircraft significantly reduces the attitude angle deviation by using the optimized design compensation method, which can adapt to stronger environmental conditions.

Keywords: millimeter wave radar ranging; aircraft; three-axis verticality; time-varying error; error compensation

0 引言

垂直度是方向公差中控制被测要素与基准要素夹角为 90°的公差要求, 分为给定平面、给定方向、任意方向的垂直度要求。飞行器的三轴垂直度是指飞行器在飞

行过程中, 其纵轴、横轴和垂轴与地面坐标系之间的垂直关系。这种垂直度的维持对于飞行器的稳定飞行、精确导航以及执行各种任务具有至关重要的作用^[1-2]。在实际飞行过程中, 由于各种因素的影响, 如气流扰动、机械部件的微小形变、传感器误差等, 飞行器的三轴垂

收稿日期: 2024-05-06; 修回日期: 2024-09-27。

作者简介: 王忠丰(1982-), 男, 大学本科, 工程师。

引用格式: 王忠丰, 张 锋. 基于毫米波雷达的飞行器三轴垂直度时变误差补偿方法[J]. 计算机测量与控制, 2025, 33(1): 276-284.

直度可能会发生变化, 产生时变误差, 这种垂直度误差可能导致飞行器的姿态不稳定, 影响其飞行性能和任务执行效果。

为了解决由于飞行器三轴垂直度时变误差导致的飞行姿态稳定与导航精度问题, 提出误差补偿方法。误差补偿指的是利用先进的传感器技术、控制算法和数据处理方法, 实时监测飞行器的姿态数据, 并识别出三轴垂直度的时变误差, 通过精确计算和校正, 对误差进行动态补偿, 使飞行器的姿态恢复到理想状态。文献 [3] 提出方法利用经验模态分解技术处理视觉图像信号, 从而确立飞行器视觉导航图像的本征模函数。随后, 通过自适应滤波技术, 有效消除本征模函数中的噪声。此外, 基于长短期记忆网络, 构建飞行器视觉导航误差的线性预测模型。为应对空变性残留误差和运动误差, 实施子图像划分策略, 将图像分割成多个迭代块, 并结合校准比例指数。最终, 运用最小熵自聚焦法, 实现飞行器误差的补偿工作。然而上述方法在图像采集过程中会受到角度的限制, 导致初始计算的飞行器误差与实际误差不符, 进而影响误差的补偿效果。文献 [4] 提出方法根据尺面上任意一条直线转动的角度与检测尺转动的角度一致性原则, 采用激光跟踪仪对检测尺垂直度进行校准。建立数学模型, 对飞行器的实时垂直度进行检测, 得出示值误差计算结果, 并完成相应的误差补偿工作。上述方法主要利用激光跟踪仪对飞行器实时误差进行检测, 若激光跟踪仪存在运行运行异常, 则会直接影响误差的补偿效果。文献 [5] 提出方法利用磁流变阻尼器吸收振动能量, 通过抑制摆振实现对飞行器摆振相位的误差补偿, 该方法能够实现自抗扰补偿, 也就是能够适应飞行器的不同运行状态与环境, 但该方法主要针对的是飞行器的相位误差进行补偿, 将其应用到垂直度的误差补偿工作中, 无法保证最终的误差补偿效果。另外文献 [6] 提出方法利用多个传感器设备对飞行器的飞行环境与飞行状态进行检测, 通过回归模型求解偏移量, 建立了地球资源卫星偏移量补偿模型, 并进行了地球资源卫星偏移量补偿分析, 完成误差补偿工作。然而该方法的运行需要对多个传感数据进行融合处理, 若融合数据不完全或融合质量不佳, 则无法达到预期的误差补偿效果。综上所述, 上述误差补偿方法均存在误差补偿效果不佳的问题, 为此引入毫米波雷达测距技术。

飞行器在实际飞行过程中, 会面临各种复杂的环境条件, 如强风、气流扰动等。其姿态和位置会实时变化, 且产生的垂直度误差也会随时间变化, 并受到多种因素的影响。而飞行器的垂直度误差对飞行任务的执行

效率 and 安全性具有重要影响。针对这一问题, 本研究提出了一种基于毫米波雷达的飞行器三轴垂直度时变误差补偿方法。该方法通过集成先进的毫米波雷达技术和飞行器的姿态检测功能, 实现了对飞行器三轴垂直度的高精度实时监测和时变误差的准确补偿。

该方法首先通过构建地面坐标系作为垂直度测定的基准, 确保测量的准确性和一致性。然后, 利用毫米波雷达的高精度测距能力, 结合飞行器的姿态检测数据, 实时获取飞行器的三轴垂直度信息, 不仅提高了测量的精度, 还实现了对飞行器姿态的实时跟踪和监测。在得到飞行器的三轴垂直度实测值后, 将其与理论值进行对比, 从而辨识出时变误差。时变误差的准确辨识是补偿工作的关键, 因为它直接反映了飞行器在飞行过程中由于各种因素 (如气流、机械结构变形、控制误差等) 引起的垂直度变化。为了有效补偿这些误差, 制定了一套三维时变误差补偿策略。这一策略通过实时调整飞行器的姿态和控制系统参数, 有效减小了垂直度误差, 提高了飞行器的稳定性和控制精度。经过实验测试, 本研究提出的优化设计方法取得了显著成果。实验结果显示, 在优化设计方法的作用下, 剩余三轴垂直度误差减少了 0.35 mm, 这对于提高飞行器的姿态控制精度具有重要意义。同时, 在复杂环境下, 该方法也表现出了较强的稳定性和适应能力。实际应用中, 该方法能够显著提升飞行器在各种复杂条件下的飞行稳定性和任务执行效率, 满足各种高精度飞行任务的需求。

1 飞行器三轴垂直度时变误差补偿方法设计

飞行器的垂直度误差是一个时变量, 受到多种因素 (如气流、机械结构变形、控制误差等) 的影响, 其变化规律和程度难以准确预测。通过引入毫米波雷达测距技术, 能够实时、高精度地测量飞行器的三轴垂直度, 从而准确辨识和补偿时变误差。其次, 垂直度误差补偿需要综合考虑飞行器的结构、环境和控制等多个因素^[3], 如何制定一套有效的补偿策略成为了一个挑战。本文方法结合了毫米波雷达测距技术, 实现了对飞行器三轴垂直度实际值的精准、实时检测, 由此, 不仅克服了传统方法中因测量精度不足而导致的误差补偿效果不佳的问题, 而且能够实时反映飞行器在飞行过程中的姿态变化, 为垂直度误差的精准计算和补偿提供了有力保障。通过实时调整飞行器的姿态和控制系统参数, 有效减小了垂直度误差, 提高了飞行器的稳定性和控制精度。

1.1 构建飞行器飞行环境的地面坐标系

在飞行器三轴垂直度时变误差补偿中, 为了能够提供一个稳定、统一的参考基准, 用于准确描述和监测飞行器的姿态变化, 在飞行器飞行环境下, 构建一个地面坐标系^[4]。在地面坐标系构建过程中, 以飞行器为原

点, 通过定义经纬度、高度等参数, 构建出一个三维的空间参照体系。优化设计的飞行器三轴垂直度时变误差补偿方法采用最小区域法作为坐标系构建的技术支持, 构建的基准平面可以表示为:

$$\psi_A x + \psi_B y + \psi_C z = 1 \quad (1)$$

其中: ψ_A 、 ψ_B 和 ψ_C 分别为 x 、 y 和 z 轴方向上的坐标轴关系系数, 假设初始状态下飞行器在基准面上, 满足如下条件:

$$\frac{\psi_A x_i + \psi_B y_i + \psi_C z_i - 1}{\sqrt{\psi_A^2 + \psi_B^2 + \psi_C^2}} = 0 \quad (2)$$

坐标系中方向轴方向主要根据飞行器的飞行任务需求来确定, 将 X 轴指向飞行方向, Y 轴垂直于飞行方向指向某一侧, 而 Z 轴则垂直于地面竖直向上^[5]。通过精确的测量与计算, 确定各坐标轴的单位长度与方向, 考虑飞行环境中的地球自转、地形地貌以及大气条件等因素对坐标系的影响, 并进行相应的校正, 由此得出满足质量要求的飞行器飞行环境的地面坐标系构建结果, 从而为飞行器垂直度的度量与测定提供标准。

1.2 检测飞行器时变姿态

飞行器垂直度与其姿态角之间存在直接联系, 当飞行器的姿态角发生变化时, 其垂直度也会相应地受到影响。例如, 俯仰角的改变会导致飞行器机头相对于水平面的上仰或下俯, 从而影响其垂直度; 横滚角的改变则会影响飞行器在水平面上的左右倾斜, 同样会影响垂直度^[6]。因此, 在飞行器垂直度测定过程中, 需要考虑飞行器实时姿态的变化情况, 因此需要再飞行器垂直度测定之前, 对其时变姿态角进行检测。图 1 表示的是飞行器标准姿态角。



图 1 飞行器标准姿态角示意图

从图 1 中可以看出, 飞行器姿态角包括横滚角、俯仰角和偏航角 3 个部分组成, 其中横滚角为飞行器对称平面与通过飞行器机体纵轴的铅垂平面间的夹角, 俯仰角为飞行器机体轴与地平面之间的夹角, 偏航角为飞行器机体轴在水平面上的投影与地轴之间的夹角, 任意时刻飞行器实际姿态的检测结果可以量化表示为:

$$\begin{cases} \theta_{\text{roll}} = \arctan\left(\frac{a_y(t)}{a_z(t)}\right) \\ \theta_{\text{cabbage}} = -\arcsin\left(\frac{a_x(t)}{\sqrt{a_x^2(t) + a_y^2(t) + a_z^2(t)}}\right) \\ \theta_{\text{yaw}} = \arctan\left(\frac{a_y(t)}{a_x(t)}\right) \end{cases} \quad (3)$$

式中, 变量 $a_x(t)$ 、 $a_y(t)$ 和 $a_z(t)$ 分别表示的是 t 时刻飞行器加速度在 x 、 y 和 z 方向上分量, 计算结果 θ_{roll} 、 θ_{cabbage} 和 θ_{yaw} 分别为偏航角、翻滚角和俯仰角^[7]。采用飞行器内置的加速度传感器对加速度数据进行采集, 采集结果如下:

$$a(t) = x \cdot \theta_{\text{flight}} + A_e - b_n \quad (4)$$

式中, x 为加速度传感器的输出数据, θ_{flight} 为飞行器的飞行角度, A_e 和 b_n 分别对应的是传感器的随机漂移误差矩阵和高斯白噪声, 公式 (4) 的计算结果即为 t 时刻飞行器加速度总量的检测结果^[8]。综合考虑飞行角度的检测结果, 即可得出加速度在 3 个方向上的分量, 即可得出当前飞行器姿态角检测结果。最终对姿态角分量进行融合输出, 即:

$$W = [\theta_{\text{roll}} \quad \theta_{\text{cabbage}} \quad \theta_{\text{yaw}}] \quad (5)$$

重复上述操作, 对飞行状态下飞行器的实时加速度数据进行重复检测, 通过公式 (3) 和公式 (5) 的计算和联立, 即可得出飞行器时变姿态数据的检测结果。

1.3 利用毫米波雷达技术测定飞行器三轴垂直度

飞行器在飞行过程中, 由于气流、机械振动等因素, 其垂直度会发生变化。传统的飞行器垂直度测量方法往往依赖于单一的传感器或系统, 而本研究方法结合了毫米波雷达的高精度测距功能和飞行器的姿态检测数据, 实现了更准确、更全面的三轴垂直度测量。在毫米波雷达设备的支持下, 按照图 2 表示原理, 完成对飞行器距离数据的测定, 进而得出三轴垂直度的测算结果。

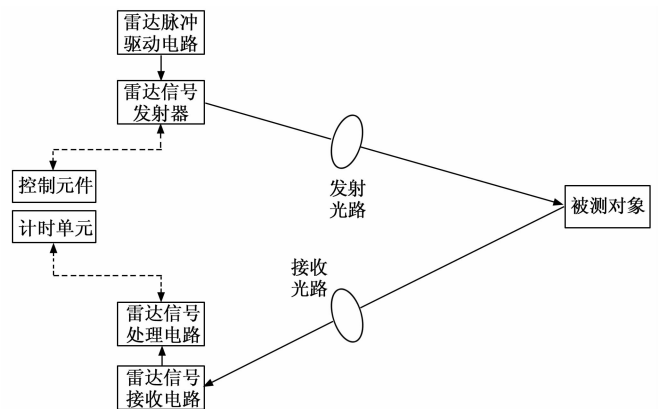


图 2 毫米波雷达测距原理图

图 2 表示原理即毫米波通过微带天线阵列向外发射, 同时接收来自目标的反射信号。经过精细的信号处

理流程, 能够获取到与目标相关的各类信息。在实际的飞行器测距操作中, 毫米波雷达会发出特定频率的电磁波, 同时接收来自目标物体反射回来的信号^[10-12]。通过精确测量电磁波的传播时长, 可以计算出目标与雷达之间的实际距离。假设发射毫米波雷达信号的初始相位为 0, 发射功率为 P_{launch} , 那么发射的雷达信号可以量化表示为:

$$x_{\text{launch}}(t) = U_0 \cos(2\pi f_0 t + \pi \kappa_z t^2) \quad (6)$$

其中: U_0 和 f_0 分别表示的是发射雷达信号幅值以及发射频率值, κ_z 为雷达信号的调制系数。

雷达信号发出后, 经过发射天线以电磁波的形式向外辐射, 这些电磁波在空间向前传播^[13]。在传播过程中, 一旦电磁波遇到障碍物, 它们会发生反射, 这些反射波随后进入接收天线, 并最终被转化为电信号输出。由于回波信号实际上是经过幅度衰减和频移延时后的本振信号, 因此, 根据雷达方程, 可以推导出雷达传感器输出回波信号的功率表达式为:

$$P_h = \frac{x_{\text{launch}}(t) P_{\text{launch}} G_{\text{launch}} G_{\text{receive}} \lambda^2 S}{(4\pi)^3 d^4} \quad (7)$$

式中, G_{launch} 和 G_{receive} 分别为雷达发射和接收天线增益, λ 为发射雷达信号波长, S 为目标散射面积, d 表示的是待测定目标距离^[14]。由此可以得出目标距离的测定结果为:

$$d = \frac{v_c \cdot t_{\text{echo}}}{2} \quad (8)$$

式中, v_c 和 t_{echo} 分别表示的是雷达信号的传输速度和回波时间, 在实际的距离测定过程中, 若接收到的雷达信号功率满足公式 (7) 表示条件, 即可确定变量 v_c 和 t_{echo} 的具体取值, 进而确定飞行器与目标点之间距离的测量结果^[15]。在此基础上, 结合飞行器姿态检测结果, 对当前飞行器的三轴垂直度进行测定, 测定结果为:

$$\begin{cases} \gamma_x = (l_x^2 + l_y^2 + l_z^2)^{1/2} - d_x \\ \gamma_y = (l_x^2 + l_y^2 + l_z^2)^{1/2} - d_y \\ \gamma_z = (l_x^2 + l_y^2 + l_z^2)^{1/2} - d_z \end{cases} \quad (9)$$

其中: l_x 、 l_y 和 l_z 分别是水平面内相对测量的三点与垂线的长度, d_x 、 d_y 和 d_z 表示的是飞行器与构建环境坐标系 x 、 y 和 z 坐标轴基准面的距离, 上述变量的求解公式如下:

$$\begin{cases} d_x = d \times \sin\theta_{ml} \\ d_y = d \times \sin\theta_{cbrage} \\ d_z = d \times \sin\theta_{yav} \end{cases} \quad (10)$$

将毫米波雷达测距结果以及飞行器姿态的检测结果代入到公式 (10) 中, 即可得出飞行器三轴垂直度的测算结果。由于飞行器姿态处于实时变化状态, 同时毫米波雷达设备实时发射信号存在差异, 因此需要对实时信号数据进行更新, 得出垂直度的时变测算结果。

1.4 飞行器三轴垂直度时变误差补偿

根据飞行器的内部组成结构、工作原理以及飞行任务设置情况, 计算飞行器三轴垂直度理论值的计算结果。飞行器由机体模块、动力模块以及控制模块等部分组成, 机体模块包括机翼、机身、尾翼等部分, 它们共同构成了飞行器的外形, 并承受着飞行过程中的各种力和压力^[16]。动力模块包括发动机、燃油系统等部分, 它们共同为飞行器提供所需的推力和动力。而控制模块负责监测和调节飞行器的各项参数, 如速度、高度、航向等, 确保飞行器的稳定和安全。根据工作飞行器的组成情况, 充分利用空气动力学原理, 通过机翼、尾翼等结构, 完成飞行器的上升与下降, 在控制器和动力模块的协同作用下, 执行加减速、爬升、下降等飞行动作^[17]。

飞行器的时变误差通常是由于多种因素引起的, 如传感器老化、外部环境条件的变化 (如风速、温度、湿度等)、飞行器内部机械部件的磨损等。这些误差会导致飞行器的姿态、速度和位置等参数发生偏差, 进而影响飞行稳定性和任务执行精度。传统的静态误差补偿方法通常基于预设的误差模型或离线标定的数据。然而, 由于飞行过程中各种因素的变化, 静态方法往往无法准确反映飞行器的实时状态, 因此其补偿效果有限。为此, 基于上节获得的垂直度的时变测算结果, 研究飞行器三轴垂直度时变误差补偿方法。

综合考虑飞行器结构与工作原理, 通过实时获取飞行器的状态信息, 包括偏移量、飞行高度等, 从而实现了对飞行器三轴垂直度的实时辨识。飞行器三轴垂直度的理论值为:

$$\begin{cases} \gamma'_x = \kappa_j \cdot \zeta \cdot \frac{\delta_x}{h} \\ \gamma'_y = \kappa_j \cdot \zeta \cdot \frac{\delta_y}{h} \\ \gamma'_z = \kappa_j \cdot \zeta \cdot \frac{\delta_z}{h} \end{cases} \quad (11)$$

其中: κ_j 和 ζ 分别为飞行器的结构系数和工作状态系数, δ_x 、 δ_y 和 δ_z 为 x 、 y 和 z 三个维度上的偏移量, h 为飞行器的实际飞行高度。将实时飞行高度变量的计算结果代入到公式 (11) 中, 即可得出任意时刻飞行器三轴垂直度理论值的计算结果。

通过飞行器三轴垂直度理论值和测定值计算结果的对比, 确定当前时刻三轴垂直度误差的辨识结果为:

$$\begin{cases} \epsilon_x(t) = \gamma'_x(t) - \gamma_x(t) \\ \epsilon_y(t) = \gamma'_y(t) - \gamma_y(t) \\ \epsilon_z(t) = \gamma'_z(t) - \gamma_z(t) \end{cases} \quad (12)$$

将相关数据代入到公式 (12) 中, 即可得出三轴垂直度实时误差的测试结果。通过对三轴垂直度误差的时

变特征进行提取, 可以更加精确地描述和量化误差的变化规律。这种高精度的特征提取技术有助于提高误差补偿的准确性和有效性。三轴垂直度误差的时变特征提取^[18]结果为:

$$\tau = \frac{\epsilon(t_2) - \epsilon(t_1)}{t_2 - t_1} \quad (13)$$

式中, $\epsilon(t_1)$ 和 $\epsilon(t_2)$ 为 t_1 和 t_2 时刻三轴垂直度的实际误差总量^[19]。根据垂直度误差时变特征的分析结果, 可以得出未来任意时刻飞行器三轴垂直度误差的预测值, 为误差补偿提供数据支持。

针对飞行器三轴垂直度误差的计算结果以及时变规律分析结果, 确定飞行器三轴垂直度时变误差补偿量为:

$$B(t) = \epsilon(t) + \tau \quad (14)$$

根据公式 (14) 计算结果的正负属性, 确定飞行器垂直度误差的三轴补偿方向。由此, 本节设计的三轴垂直度时变误差补偿量计算过程能够适应飞行器在飞行过程中由于各种因素引起的垂直度变化。无论是传感器误差、外部环境条件的变化还是内部机械部件的磨损, 该方法都能够通过自适应算法进行调整和优化。由于能够实时辨识和补偿时变误差, 动态误差补偿方法能够显著提高飞行器的姿态控制精度。该方法具有较强的鲁棒性, 能够在复杂环境下稳定运行。即使面临突发的干扰或故障, 该方法也能够通过快速调整来保持飞行器的稳定性和安全性。

针对环境引起的飞行器垂直度误差, 首先对飞行器所处的电磁环境进行全面评估, 识别并量化主要干扰源及其影响程度。在此基础上, 采用电磁屏蔽的方式, 降低飞行器飞行环境中的电磁信号量和信号强度, 在实施补偿操作的过程中, 密切监控屏蔽效果, 并根据需要调整屏蔽措施, 确保补偿效果达到最佳^[20]。飞行器结构安装误差的补偿结果为:

$$\begin{bmatrix} \gamma_{\theta-x} \\ \gamma_{\theta-y} \\ \gamma_{\theta-z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \varphi_{xx} & \varphi_{yx} & \varphi_{xz} \\ \varphi_{xy} & \varphi_{yy} & \varphi_{yz} \\ \varphi_{xz} & \varphi_{yc} & \varphi_{zz} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \gamma_x \\ \gamma_y \\ \gamma_z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} p_x \\ p_y \\ p_z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} B_{jx} \\ B_{jy} \\ B_{jc} \end{bmatrix} \quad (15)$$

式中, φ_{ij} 表示的是交叉耦合项, φ_{xx} 、 φ_{yy} 和 φ_{zz} 为三轴维度上的标度因子, p_i 和 ϵ_{ji} 对应的是 i 轴方向上的零点漂移量和结构误差补偿分量。另外飞行器垂直度控制误差采用扩展卡尔曼滤波算法进行补偿处理, 利用该算法对飞行器的实时控制指令信号进行处理, 获得较为精准的控制信号, 从而最大程度降低飞行器的控制垂直度误差。重复上述操作, 对飞行器三轴垂直度的测算值和理论值进行重复计算, 当两者取值相同时, 退出误差补偿程序, 完成飞行器三轴垂直度时变误差的补偿工作。

2 实验结果与分析

为了验证优化设计基于毫米波雷达测距的飞行器三

轴垂直度时变误差补偿方法的误差补偿效果, 设计效果测试实验。优化设计的误差补偿方法要求能够适应飞行器不同的飞行状态和飞行环境, 所以此次实验分别设定两种飞行环境, 飞行器始终处于正常飞行状态, 飞行路线与飞行任务相同。采用人为设定的方式, 将飞行器的三轴垂直度调整至存在误差状态, 同时记录误差量, 利用优化设计的误差补偿方法, 在不同的飞行环境下完成对飞行器的垂直度误差补偿工作, 从而验证优化设计方法的误差补偿效果和环境适应程度。

2.1 选择飞行器实验对象

此次实验选择测图鹰 X-100 型号的无人飞行器作为实验对象, 该飞行器是一套全自动飞行器设备, 适用于单人操作, 能够迅速捕获地面细节, 分辨率高达 5 厘米的高清影像。这套设备包含电动无人机飞行平台、弹射起飞装置、eBox 模块、小型数码航摄设备、地面控制系统以及空地通讯组件。整个飞行器采用一体化设计, 无需现场组装, 也无需专业人员进行遥控操作。飞行器起飞重量设定为 2 kg, 翼展长度为 0.8 m。机身以 EPP 材料为主, 具备轻便、缓冲效果突出、耐用、耐低温且无毒的特性。同时, 结合了碳纤维、凯夫拉等高强度材料进行局部加固, 既保持轻量又确保结构强度。在控制程序中, 还融入了多种应急措施, 以应对断电、卫星信号丢失、通讯故障等突发情况。飞行器的飞行高度为 150 m, 巡航速度为 75 km/h, 起飞方式为弹射架弹射起飞方式。

2.2 设定飞行器飞行任务与时变垂直度数据

利用 MATLAB 工具自动生成飞行器的理想飞行轨迹, 并利用飞行器内置的控制器设备保证飞行器能够按照设定的飞行轨迹执行飞行操作。图 3 表示的是飞行器飞行轨迹的生成结果。

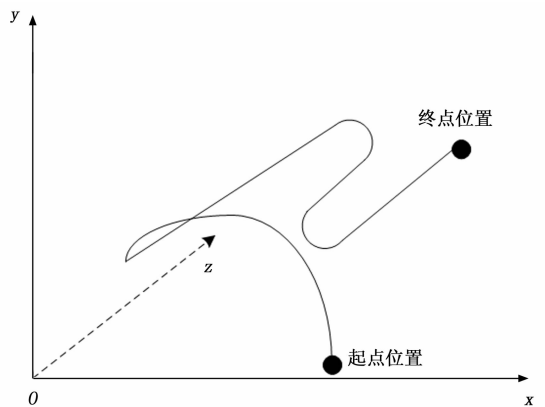


图 3 飞行器飞行轨迹生成图

综合考虑飞行器的飞行状态和飞行任务, 确定飞行器的三轴垂直度及其误差的设定值, 具体的设定情况如表 1 所示。

表 1 飞行器三轴垂直度及误差设定表

飞行时间/s	三轴垂直度/mm			三轴垂直度误差/mm		
	x	y	z	x	y	z
5	1.5	2.0	0.4	0.4	0.6	0.1
10	2.0	2.0	0.5	0.2	0.7	-0.2
15	2.6	2.0	0.6	0.8	0.2	0.4
20	3.7	2.5	0.7	0.5	0.9	-0.4
25	4.5	2.8	0.8	0.7	0.5	0.2
30	4.0	3.0	0.8	0.9	0.8	-0.6
35	3.8	2.7	0.8	0.4	0.4	-0.5
40	2.4	2.5	0.8	0.3	0.3	-0.5

按照上述方式可以得出飞行器在飞行状态下所有时刻的三轴垂直度及误差的设定数据, 以此作为飞行器三轴垂直度时变误差补偿方法运行的初始数据。

2.3 安装并调试毫米波雷达测距设备

优化设计的飞行器三轴垂直度时变误差补偿方法采用毫米波雷达测距技术作为技术支持, 因此需要将优化设计的雷达设备安装到准备的飞行器中, 该设备的工作频段为 80 GHz, 内部包含发射天线 1 个, 接收天线 8 个, 发射雷达信号波长为 $0.5 \mu\text{m}$, 雷达信号的波束发射范围为 $\pm 30^\circ$ 。为保证安装的毫米波雷达测距设备能够在准备的飞行器样机中正常运行, 需要对雷达设备进行调试, 对雷达设备的硬件进行仔细检查, 确保各个部件安装正确、连接可靠。通过相关测试仪器和软件, 对雷达的发射和接收性能进行测试, 包括频率稳定性、功率输出、波束指向等关键指标。实时关注各项性能指标的变化, 及时发现并解决问题。通过反复测试和优化, 最终确保毫米波雷达设备能够稳定、准确地工作, 满足实际应用需求。

2.4 布设实验场景

此次实验选择空旷的野外环境作为飞行器的飞行场景, 在实验环境中分别安装屏蔽装置和干扰信号发生装置, 屏蔽装置用来减少实验场景中的干扰信号, 而干扰信号发生装置则是在无干扰环境下添加环境干扰项, 保证实验环境状态的可控性。根据屏蔽装置和干扰信号发生装置的运行状态, 布设两个实验场景, 分别为无干扰环境和有干扰环境, 无干扰环境中, 将屏蔽装置调整至启动状态, 而干扰信号发生装置处于关闭状态, 而有干扰环境则是同时启动屏蔽与干扰装置, 完成实验场景的布设。

2.5 描述误差补偿效果测试实验过程

采用 Visual Studio Code 作为优化设计基于毫米波雷达测距的飞行器三轴垂直度时变误差补偿方法的开发工具, Visual Studio Code 是一种强大的代码编辑器, 能够提供一个高度可定制和扩展的平台。针对飞行器三轴垂直度时变误差补偿方法的开发, VS Code 提供了丰富的编程环境和工具支持, 能够高效地编写、调试和优化相

关算法。根据实验场景的布设情况, 将实验场景切换至无干扰环境状态, 利用毫米波雷达测距设备, 通过毫米波雷达信号的发射与回波接收, 完成飞行器三轴测距工作。图 4 表示的是毫米波雷达测距信号的观测结果。

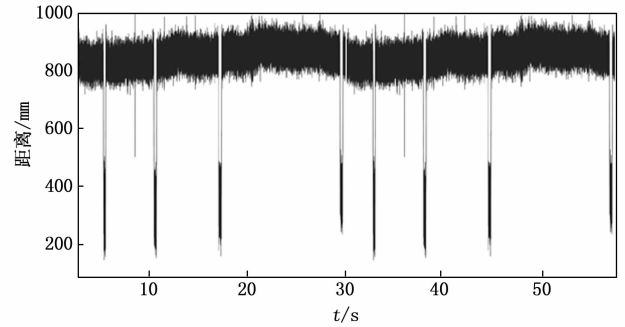


图 4 毫米波雷达测距信号波形图

通过对毫米波雷达回波信号的分析, 得出飞行器三轴垂直度的测定结果, 并通过理论值计算、误差辨识等步骤, 完成飞行器三轴垂直度时变误差的补偿工作。图 5 为任意时刻飞行器三轴垂直度时变误差的补偿处理结果。

按照上述方式可以得出飞行器在飞行状态下任意时刻三轴垂直度时变误差的补偿结果, 按照采样时间将实验划分成多个组别, 采用多组实验取平均值的方式, 得出精准的误差补偿效果测试结果。另外, 实验还设置传统的基于自适应滤波的误差补偿方法和基于磁流变阻尼器的误差补偿方法作为实验对比项, 利用同一开发工具完成对比方法的开发, 并得出相应的飞行器三轴垂直度时变误差补偿结果。将实验场景切换成有干扰场景, 重复上述操作, 即可得出有干扰场景中不同方法补偿作用下的误差补偿结果。

2.6 设定误差补偿效果测试指标

根据实验目的, 分别从误差补偿精度效果、误差补偿方法对飞行器飞行性能影响效果以及误差补偿方法对环境的适应程度 3 个方面进行测试, 误差补偿精度效果的测试指标为剩余三轴垂直度误差, 该指标的测试结果为:

$$\gamma_{\text{surplus}} = |\gamma_{x_r}| + |\gamma_{y_r}| + |\gamma_{z_r}| \quad (17)$$

式中, γ_{x_r} 、 γ_{y_r} 和 γ_{z_r} 分别表示误差补偿方法作用下在 x 、 y 和 z 三个方向上的垂直度误差分量, 上述指标测试结果取值越大, 证明对应方法的误差补偿精度效果越优。误差补偿方法对飞行器飞行性能影响效果的测试指标为飞行器的姿态角偏差值, 该指标的测试结果如下:

$$\begin{cases} \delta_{\text{roll}} = \theta_{\text{roll}} - \theta'_{\text{roll}} \\ \delta_{\text{cabbage}} = \theta_{\text{cabbage}} - \theta'_{\text{cabbage}} \\ \delta_{\text{yaw}} = \theta_{\text{yaw}} - \theta'_{\text{yaw}} \end{cases} \quad (18)$$

其中: θ'_{roll} 、 θ'_{cabbage} 和 θ'_{yaw} 分别对应的是误差补偿方法作用下飞行器姿态角的实测值, 公式 (18) 输出的测

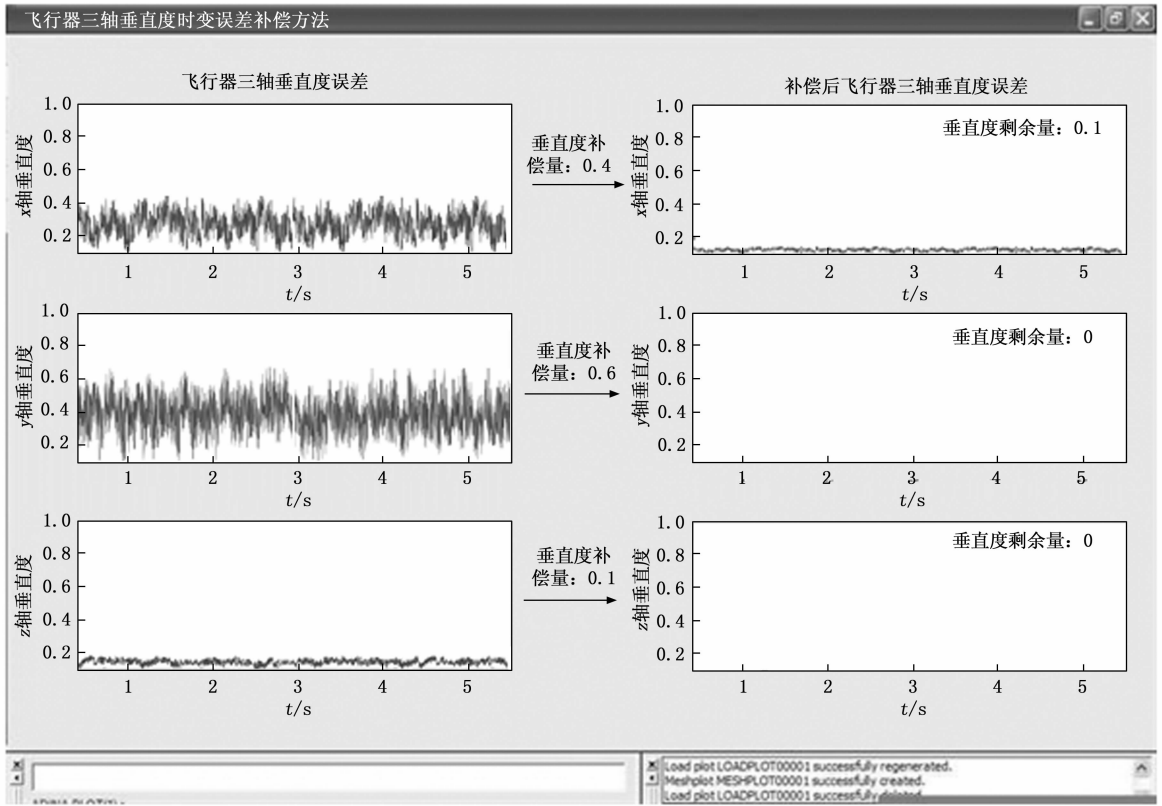


图 5 飞行器三轴垂直度时变误差补偿结果

试结果取值越小，证明误差补偿方法对飞行器飞行性能的影响程度越低。另外，优化设计方法的环境适应能力系数的测试结果为：

$$\psi = \gamma_w - \gamma_Y \quad (19)$$

式中， γ_w 和 γ_Y 对应的是无、有干扰场景下三轴垂直度的剩余误差值，最终计算出指标 ψ 取值越大，证明对应方法的环境适应能力越优。

2.7 实验结果与分析

通过相关数据的统计，得出飞行器三轴垂直度时变

误差补偿精度效果的测试结果，如表 2 所示。

表 2 中表示的实验组别，对应的是飞行器不同的飞行时间，飞行时间间隔为 5 s。将表 2 中的数据代入到公式 (17) 中，计算得出两种传统补偿方法作用下剩余的三轴垂直度误差分别为 0.61 mm 和 0.31 mm，而在优化设计补偿方法作用下，剩余的三轴垂直度误差平均值为 0.11 mm。在误差补偿方法作用下，对飞行器的飞行任务数据和实际飞行姿态数据进行采集，得出反映误差补偿方法影响效果的测试结果，如表 3 所示。

表 2 飞行器三轴垂直度时变误差补偿精度测试数据表

实验组别	基于自适应滤波的误差补偿方法			基于磁流变阻尼器的误差补偿方法			基于毫米波雷达测距的飞行器三轴垂直度时变误差补偿方法		
	x 轴剩余垂直度/mm	y 轴剩余垂直度/mm	z 轴剩余垂直度/mm	x 轴剩余垂直度/mm	y 轴剩余垂直度/mm	z 轴剩余垂直度/mm	x 轴剩余垂直度/mm	y 轴剩余垂直度/mm	z 轴剩余垂直度/mm
1	0.1	0.2	0.1	0.1	0.1	0	0.1	0	0
2	0.2	0.2	-0.2	0.1	0.1	-0.1	0	0.1	0
3	0.2	0.3	0.2	0.1	0.1	0.1	0	0.1	0
4	0.2	0.3	-0.1	0.2	0.1	-0.1	0	0	-0.1
5	0.1	0.2	0.3	0.1	0.2	0	0.1	0	0.1
6	0.2	0.3	-0.2	0.1	0.2	-0.1	0	0.1	0
7	0.3	0.1	-0.3	0.2	0	-0.1	0	0.1	0
8	0.2	0.2	-0.2	0	0.1	-0.2	0	0	0.1

表 3 垂直度误差补偿下飞行器姿态影响效果测试数据表

实验组别	应用基于自适应滤波的误差补偿方法			应用基于磁流变阻尼器的误差补偿方法			应用基于毫米波雷达测距的飞行器三轴垂直度时变误差补偿方法		
	偏航角偏差 / (°)	翻滚角偏差 / (°)	俯仰角偏差 / (°)	偏航角偏差 / (°)	翻滚角偏差 / (°)	俯仰角偏差 / (°)	偏航角偏差 / (°)	翻滚角偏差 / (°)	俯仰角偏差 / (°)
1	0.7	0.7	0.6	0.4	0.6	0.3	0.1	0.2	0.1
2	0.8	0.4	0.5	0.5	0.2	0.3	0.2	0.1	0.1
3	0.9	0.4	0.6	0.3	0.2	0.3	0.1	0.1	0.2
4	1.1	0.5	0.6	0.4	0.2	0.4	0.1	0.1	0.1
5	1.2	0.6	0.7	0.4	0.3	0.4	0.1	0.2	0
6	0.9	0.6	0.6	0.5	0.3	0.5	0.1	0.1	0
7	1.0	0.7	0.7	0.3	0.4	0.5	0.2	0.1	0
8	0.8	0.5	0.8	0.5	0.5	0.3	0.1	0.1	0

将表 3 中的数据代入到公式 (18) 中, 计算得出影响效果的测试结果: 应用两种传统补偿方法, 飞行器偏航角偏差的平均值分别为 0.93° 和 0.41°, 平均翻滚角偏差分别为 0.55° 和 0.34°, 平均俯仰角偏差为 0.64° 和 0.38°, 而应用优化设计的误差补偿方法, 姿态角偏差在 3 个方向上的分量分别为 0.13°、0.13° 和 0.06°。另外, 通过相关数据的统计与公式 (19) 的计算, 得出垂直度误差补偿方法环境适应能力的测试结果, 如图 6 所示。

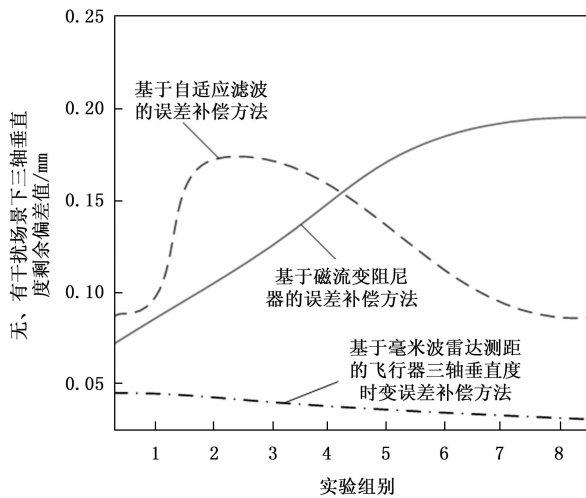


图 6 垂直度误差补偿方法环境适应能力测试结果

从图 6 中可以直观看出, 与两种传统方法相比, 优化设计误差补偿方法在有、无两种飞行场景下的剩余误差补偿量更低, 即优化设计方法具有更高的环境适应能力。

3 结束语

飞行器三轴垂直度误差的存在会对飞行器的稳定性和精度产生负面影响, 降低其导航、定位和执行任务的能力。因此, 研究和开发有效的误差补偿方法对于提高

飞行器的性能至关重要。时变误差补偿方法的设计与应用不仅能够减少飞行器在飞行过程中的误差积累, 提高飞行品质, 还能够增强飞行器的适应性和鲁棒性, 使其在各种复杂环境和任务需求下都能保持稳定的飞行姿态。在此次研究中, 飞行器垂直度误差补偿以毫米波雷达测距技术作为技术支持, 该技术能够适应多种恶劣环境, 如雨雪、雾霾等天气条件, 有效提升误差补偿方法的环境适应能力, 并取得量化的误差补偿效果。

综上所述, 基于毫米波雷达测距的飞行器三轴垂直度时变误差补偿方法是一种创新且实用的技术。它结合了毫米波雷达和姿态检测技术的优势, 实现了对飞行器三轴垂直度的高精度实时监测和时变误差的准确补偿。这一方法不仅提高了飞行器的稳定性和控制精度, 还增强了其在复杂环境下的适应能力, 为航空技术的发展和應用提供了新的思路和方法。

参考文献:

- [1] 李瑞君, 李 洁, 何亚雄, 等. 微纳米三坐标测量机三轴垂直度误差测量及建模补偿 [J]. 计量学报, 2022, 43 (4): 452-456.
- [2] 黎 涛, 付耀文, 张健丰, 等. 多旋翼无人机载 SAR 视线向运动误差补偿方法 [J]. 信号处理, 2022, 38 (3): 491-501.
- [3] 袁 丁, 王艳红, 雒旭峰. 基于自适应滤波的无人机视觉导航误差补偿方法研究 [J]. 中国安全生产科学技术, 2023, 19 (6): 193-198.
- [4] 王 鹏, 赵宏亮, 任国营, 等. 基于激光跟踪仪校准检测尺垂直度示值误差的方法研究与试验 [J]. 中国测试, 2022, 48 (12): 93-98.
- [5] DONG L, CHEN Z, SUN M, et al. Phase compensation active disturbance rejection control for shimmy vibration with magnetorheological damper of aircraft [J]. Expert Systems with Applications, 2023, 213: 119126.
- [6] HUANG L, HUANG X, LI S. Research on compensation

- method for registration error of large-scale measurement field based on multi-temperature sensors [J]. *Sensor Review*, 2022, 42 (5): 576-586.
- [7] 孔德明, 曹帅, 沈阅, 等. 基于毫米波雷达获取料堆 DEM 的插值方法研究 [J]. *计量学报*, 2022, 43 (12): 1554-1560.
- [8] 孙啸申, 周学思, 樊嵘, 等. 张家口 2019 年 11 月 29 日降雪天气的毫米波雷达和飞机观测分析 [J]. *气象*, 2023, 49 (8): 958-971.
- [9] 黄晓红, 崔胜港, 琚泽东, 等. 基于曲线拟合的毫米波雷达安装角度校准方法 [J]. *微波学报*, 2022, 38 (6): 31-36.
- [10] 任涛, 郑佳锋, 刘黎平, 等. 青藏高原那曲对流云中过冷水的毫米波雷达反演研究 [J]. *红外与毫米波学报*, 2022, 41 (5): 831-843.
- [11] 兰吕鸿康, 黄岩, 郑凯航, 等. 毫米波雷达自适应门限点云成像方法研究 [J]. *信号处理*, 2022, 38 (10): 2009-2020.
- [12] 林闯, 郑昱, 广晨汉, 等. 带翼展飞行器质量质心测量系统设计与误差分析 [J]. *航空学报*, 2022, 43 (1): 406-415.
- [13] 刘高旗. 输入受限下的四旋翼飞行器姿态参数化控制 [J]. *电光与控制*, 2023, 30 (1): 63-68.
- [14] 连哲楠, 郭英杰, 霍超, 等. 基于接触式压脚的机器人制孔垂直度优化研究 [J]. *南京航空航天大学学报*, 2023, 55 (3): 418-426.
- [15] 李勇强, 张淑宁, 陈思. 基于多参数复合调频的抗干扰毫米波探测系统 [J]. *微波学报*, 2023, 39 (s1): 293-296.
- [16] 余厚云, 程雅妮, 孙艺洪, 等. 航空制孔垂直度快速检测方法 [J]. *计量学报*, 2023, 44 (6): 837-843.
- [17] 陈州全, 黄俊, 郑元杰. 基于注意力机制的毫米波雷
- (上接第 275 页)
- [12] MOHANTY, ADYASHA, GRACE GAO. Learning GNSS positioning corrections for smartphones using graph convolution neural networks [J]. *NAVIGATION: Journal of the Institute of Navigation* 70.4 (2023).
- [13] 陈莹莹. 无源时差定位与跟踪技术研究 [D]. 西安: 西安电子科技大学, 2012.
- [14] 周志华. 机器学习 [M]. 北京: 清华大学出版社, 2016.
- [15] DUDOIT, SANDRINE, JANE FRIDLAND. Bagging to improve the accuracy of a clustering procedure [J]. *Bioinformatics*, 2003 (19.9): 1090-1099.
- [16] CRAWFORD, STUART L. Extensions to the CART algorithm [J]. *International Journal of Man-Machine Studies* 31.2, 1989: 197-217.
- [17] BREIMAN L. *Classification and regression trees* [M]. Routledge, 2017.
- 达和视觉融合目标检测算法 [J]. *电讯技术*, 2023, 63 (10): 1574-1581.
- [18] 林凤泰, 严蘋蘋, 张慧, 等. 基于最近迭代点的毫米波雷达点云数据处理方法 [J]. *信号处理*, 2023, 39 (2): 288-297.
- [19] 钟晋孝, 晋良念. 毫米波雷达目标点云稳健自适应聚类方法 [J]. *科学技术与工程*, 2022, 22 (5): 1936-1943.
- [20] 林正健, 寇蕾蕾, 郜海阳, 等. 星载毫米波雷达衰减估计仿真及敏感性分析 [J]. *气象学报*, 2023, 81 (4): 645-659.
- [21] JIANG Y, DU K, YANG Q, et al. Bistatic SAR spatial-variant motion error compensation method via joint-refocusing of multi-subimages [C] // 2023 6th International Conference on Electronics Technology (ICET). IEEE, 2023: 190-195.
- [22] 史燕, 吴璞. 基于 PID 控制的多轴联动数控机床运动误差补偿 [J]. *计算机仿真*, 2023, 40 (1): 278-282.
- [23] ELDEBIKY A, ZHANG G L, BÖCHERER G, et al. Correctnet: Robustness enhancement of analog in-memory computing for neural networks by error suppression and compensation [C] // 2023 Design, Automation & Test in Europe Conference & Exhibition (DATE). IEEE, 2023: 1-6.
- [24] 曹兆锦, 宋晓莉. 滑模及分数阶理论在电机控制系统中的应用 [J]. *大电机技术*, 2022 (2): 20-24.
- [25] GHADERLOO R A, SHEN Y, SINGHABAHU C, et al. Dead-time compensation method for bus-clam** modulated voltage source inverter [C] // 2023 IEEE Energy Conversion Congress and Exposition (ECCE). IEEE, 2023: 2825-2830.
- [18] BREIMAN, LEO. Random forests [J]. *Machine Learning*, 2001: 5-32.
- [19] PEDREGOSA, FABIAN, et al. Scikit-learn: Machine learning in python [J]. *The Journal of Machine Learning*, 2011, 2825-2830.
- [20] CHEN T Q, CARLOS GUESTRIN. Xgboost: A scalable tree boosting system [C] // Proceedings of the 22nd Acm Sigkdd International Conference on Knowledge Discovery and Data Mining, 2016.
- [21] AWAD, MARIETTE, et al. Support vector regression [J]. *Efficient Learning Machines: Theories, Concepts, and Applications for Engineers and System Designers*, 2015: 67-80.
- [22] HO K C, XU W. An accurate algebraic solution for moving source location using TDOA and FDOA measurements [J]. *IEEE Transactions on Signal Processing*, 2004, 52 (9): 2453-2463.