

# 多旋翼无人机磁罗盘校准方法

程玮玮<sup>1</sup>, 宋延华<sup>1</sup>, 王伟<sup>2</sup>

(1. 江苏省宿迁经贸高等职业技术学校, 江苏 宿迁 223600;

2. 南京信息工程大学 信息与控制学院, 南京 210044)

**摘要:** 为提高多旋翼无人机航向角解算精度, 研究磁罗盘校准和罗差补偿方法; 通过详细分析罗差产生原因, 并结合多旋翼应用, 将磁罗盘干扰划分为机体坐标系静态干扰、机体坐标系动态干扰、导航坐标系静态干扰、导航坐标系动态干扰四大类; 针对机体坐标系动态干扰, 结合多旋翼应用背景, 研究干扰的离线测量与在线补偿方法; 针对机体坐标系静态干扰, 提出一种飞行过程中实时校准方法; 针对导航坐标系静态干扰, 创新性采用 GNSS 模块的速度方向信息修正罗差; 导航坐标系动态干扰为原理性误差, 这里暂不讨论; 结果表明: 研究内容可有效补偿机体坐标系动态与静态干扰, 以及导航坐标系静态干扰对磁罗盘和航向角解算精度的影响, 有助于改善无人机的飞行性能。

**关键词:** 磁罗盘; 静态干扰; 动态干扰; 罗差补偿

## Calibration Method of Magnetic Compass for Multi-Rotor UAV

Cheng Weiwei<sup>1</sup>, Song Yanhua<sup>1</sup>, Wang Wei<sup>2</sup>

(1. Jiangsu Suqian Economic and Trade Vocational College, Suqian 223600, China;

2. College of Information and control, Nanjing University of Information Science and Technology, Nanjing 210044, China)

**Abstract:** In order to improve the accuracy of multi-rotor UAV heading angle calculation, magnetic compass calibration and compass error compensation methods were studied. Through detailed analysis of the causes of compass error, magnetic compass interference can be divided into four categories: static interference in airframe coordinate system, dynamic interference in airframe coordinate system, static interference in navigation coordinate system and dynamic interference in navigation coordinate system. Aiming at the dynamic interference in airframe coordinate system, the method of off-line measurement and on-line compensation was studied considering the multi-rotor UAV application; aiming at the static interference in airframe coordinate system, a new real-time calibration method in flight process was proposed; aiming at the static interference in navigation coordinate system, the velocity information of GNSS module was innovatively used to correct the compass error; the dynamic interference in navigation coordinate system was a principled error and was not discussed here. The results show that the research can effectively compensate the influence of dynamic and static interference in airframe coordinate system and static interference in navigation coordinate system on the accuracy of magnetic compass and heading angle calculation, and help to improve the flight performance of UAV.

**Keywords:** magnetic compass; static interference; dynamic interference; compass error compensation

## 0 引言

多旋翼无人机凭借其垂直起降、定点悬停、成本低廉、使用方便、无人员伤亡等优点, 在民用与军事领域得到了广泛的应用。随着应用的推广, 用户对无人机的飞行性能和安全性要求也日益提升。多旋翼无人机的自主飞行时, 导航坐标系与机体坐标系之间的转换以航向角为基础。航向角偏差会导致飞行时航线变斜、原地画圈等问题, 甚至出现炸机的危险, 严重影响无人机的飞行性能。因此, 如何提高航向角的准确性便显得尤为重要<sup>[1-2]</sup>。

目前, 消费级和低端行业应用级飞控系统普遍采用磁罗盘作为航向测量设备。传感器自身的准确性以及周边环境

的磁干扰会对航向角推算产生非常大的影响。针对如何校准磁罗盘, 获取准确的航向信息, 国内外机构都进行了大量的研究<sup>[3-6]</sup>。

传统的多旋翼无人机磁罗盘校准方法大都采用三维旋转, 并对采集到的磁场数据椭圆拟合校准实现<sup>[7]</sup>。然而, 在具体应用时, 用户往往会忽略这个步骤, 只有在发现角度误差较大的情况下才会进行校准地磁。而在飞行过程中发现角度偏差较大, 存在非常大的安全隐患。随着无人机行业应用发展, 无人机轴距越来越大, 转圈椭圆拟合校准的方法已经越来越困难。此外, 该校准方法仅对磁罗盘零偏和机体上的固定干扰有效, 而忽略了机体产生的动态干扰以及周边环境的磁场干扰对磁罗盘产生的影响, 具有一定的局限性。

本文结合多旋翼无人机的具体应用, 从分析磁罗盘干扰的来源着手, 进行机体坐标系的动态与静态校准。并结合多旋翼的应用背景, 采用 GNSS 模块输出的速度方向信息对航向角进行补偿, 得到准确的航向角, 保障无人机的

收稿日期: 2018-12-04; 修回日期: 2018-12-19。

**作者简介:** 程玮玮(1985-), 女, 安徽巢湖人, 高校讲师, 主要从事电子信息工程方向的研究。

王伟(1972-), 男, 黑龙江双鸭山人, 博士, 研究生导师, 教授, 主要从事多旋翼无人机系统方向的研究。

飞行性能。

## 1 磁罗盘工作原理与测量误差分析

### 1.1 磁罗盘工作原理

磁罗盘是一种可测量环境磁场强度的传感器件, 在多旋翼无人机领域应用非常广泛。因为地球表面存在地磁场, 且同一地理位置的地磁场的大小和方向基本保持恒定的。地磁场方向与地理北极的夹角称之为磁偏角。通过测量地磁场向量在磁罗盘内部三个相互垂直的坐标轴的磁场分量即可确定航向角。

磁罗盘一般与多旋翼机体固连, 为方便讨论, 建立机体坐标系与导航坐标系如下<sup>[8]</sup>:

1) 导航坐标系: 导航坐标系可选取当地便于导航计算的点为原点  $O_n$ ,  $Z_n$  沿重力方向竖直向下,  $X_n$  指向正北方向,  $Y_n$  指向正东方向。

2) 机体坐标系: 机体坐标系以机体的质心为原点  $O_b$ ,  $Z_b$  垂直于机体平面垂直向下,  $X_b$  指向飞行器前方,  $Y_b$  指向飞行器右方。

机体坐标系与导航坐标系间的夹角即为机体的姿态角。机体坐标系  $X_b$  轴与导航坐标系  $O_n Y_n Z_n$  平面的夹角定义为俯仰角  $\theta$ ; 机体坐标系  $Z_b$  轴与通过机体坐标系  $X_b$  轴的铅垂面间的夹角定义为滚转角  $\varphi$ ; 机体坐标系  $X_b$  轴在导航坐标系  $O_n X_n Y_n$  平面的投影与正北方向的夹角定义航向角  $\psi$ , 坐标系与姿态角示意图如图 1 所示。

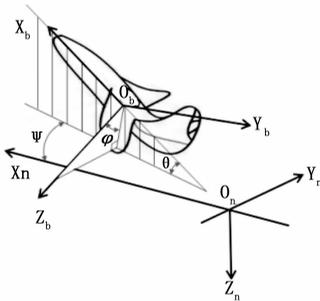


图 1 坐标系与姿态角定义

导航坐标系下地磁场向量  $\mathbf{b}_{NE}$  与机体坐标系下地磁场向量  $\mathbf{b}_{BE}$  可表示为:

$$\mathbf{b}_{NE} = [b_{NEx} \quad b_{NEy} \quad b_{NEz}]^T \quad (1)$$

$$\mathbf{b}_{BE} = [b_{BEx} \quad b_{BEy} \quad b_{BEz}]^T \quad (2)$$

式中,  $b_{NEx}$ 、 $b_{NEy}$ 、 $b_{NEz}$  分别为地磁场在导航坐标系下三轴的磁场强度分量。 $b_{BEx}$ 、 $b_{BEy}$ 、 $b_{BEz}$  分别为地磁场在机体坐标系下三轴的磁场强度分量。假设载体三维空间运动时, 其滚转、俯仰、航向角分别为  $\varphi$ 、 $\theta$ 、 $\psi$ , 则有关系式:

$$\mathbf{b}_{NE} = \mathbf{R}_B^N \cdot \mathbf{b}_{BE} \quad (3)$$

式中,  $\mathbf{R}_B^N$  为机体坐标系到导航坐标系的旋转矩阵, 令  $c = \cos$ ,  $s = \sin$ , 则旋转矩阵可表示为:

$$\mathbf{R}_B^N = \begin{bmatrix} c\theta c\psi & -c\theta s\psi + s\theta c\psi & s\theta s\psi + c\theta c\psi \\ c\theta s\psi & c\theta c\psi + s\theta s\psi & -s\theta c\psi + c\theta s\psi \\ -s\theta & s\theta \cos\theta & c\theta \sin\theta \end{bmatrix} \quad (4)$$

不考虑磁偏角前提下, 地磁场方向与地理正北方向重合, 其  $Y$  轴分量  $b_{NEy}$  恒等于零, 结合式 (3)、式 (4) 则可求得航向角:

$$\psi = \arctan\left(\frac{c\theta b_{BEy} - s\theta b_{BEz}}{c\theta b_{BEx} + s\theta s\theta b_{BEy} + c\theta s\theta b_{BEz}}\right) \quad (5)$$

### 1.2 磁罗盘误差分析

磁罗盘测量误差来源因素很多, 包括硬磁干扰、软磁干扰、传感器仪表误差等<sup>[9]</sup>。根据干扰磁场源的相对位置以及干扰磁场强度是否恒定, 可将干扰划分为机体坐标系下的静态磁干扰、机体坐标系下的动态磁干扰、导航坐标系下的静态磁干扰、导航坐标系下的动态磁干扰四类。则机体坐标系下磁罗盘示数  $\mathbf{b}_B$  可表示为:

$$\mathbf{b}_B = \mathbf{b}_{BE} + \mathbf{b}_{Bs} + \mathbf{b}_{Bd} + \mathbf{R}_B^{NT} \mathbf{b}_{Ns} + \mathbf{R}_B^{NT} \mathbf{b}_{Nd} \quad (6)$$

式中,  $\mathbf{R}_B^{NT}$  为旋转矩阵  $\mathbf{R}_B^N$  的转置,  $\mathbf{b}_{Bs}$  为机体坐标系下的静态干扰磁场, 主要为机体上电机等磁感器件产生的相对机体恒定的磁场, 以及磁罗盘自身的零偏等。 $\mathbf{b}_{Bd}$  为机体坐标系下的动态干扰磁场, 主要为多旋翼无人机飞行时, 变化的电流产生的时变磁场。 $\mathbf{b}_{Ns}$  为外部环境中的静态干扰, 如飞行环境中存在额外的恒定磁场。 $\mathbf{b}_{Nd}$  为导航坐标系下动态干扰。当飞行环境出现动态干扰时, 已不适宜采用磁罗盘测量航向, 属于原理性问题。因此, 论文仅对前三种误差补偿进行详细分析, 式 (6) 即可简化为:

$$\mathbf{b}_B = \mathbf{b}_{BE} + \mathbf{b}_{Bs} + \mathbf{b}_{Bd} + \mathbf{R}_B^{NT} \mathbf{b}_{Ns} \quad (7)$$

## 2 机体坐标系动态干扰校准

多旋翼无人机机体坐标系动态干扰校准的核心思想为: 飞控系统安装完毕后, 磁罗盘位置相对固定。磁罗盘的动态干扰主要为飞行中电机与动力线产生的干扰磁场, 其磁场强度应与电机转速有直接对应关系。因此, 可通过事先逐个测试电机在不同转速指令下产生的干扰磁场, 拟合出对应关系式。后续飞行过程中, 根据每个电机的控制指令求得产生的干扰磁场, 叠加后即合成的动态干扰磁场。将磁罗盘原始数据减去合成的动态干扰磁场, 即可得到准确的磁场数据。

以六轴植保机为例, 首先逐个缓慢变化各电机 PWM 指令, 其它电机保持静止。采集该电机转动时对三轴磁场数据的影响。测试过程中, 电机的转速指令需缓慢变化, 如图 2 所示。电机转动引起的  $X$ 、 $Y$ 、 $Z$  轴的磁场强度变化曲线如图 3 所示。

图 3 可以发现, 电机转动时, 三轴磁场强度有较为明显变化。为获取其对应关系, 采用三阶多项式拟合电机指令到三轴磁场强度变化量的关系式。以 1 号电机为例,  $X$ 、 $Y$ 、 $Z$  轴的三阶多项式可表示为:

$$\mathbf{b}_{Bd1} = \begin{bmatrix} \Delta m_{x1} \\ \Delta m_{y1} \\ \Delta m_{z1} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} a_{1x} & b_{1x} & c_{1x} \\ a_{1y} & b_{1y} & c_{1y} \\ a_{1z} & b_{1z} & c_{1z} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} u^3 \\ u^2 \\ u \end{bmatrix} \quad (8)$$

式中,  $\mathbf{b}_{Bd1}$  为 1 号电机产生的动态干扰,  $\Delta m_{x1}$ 、 $\Delta m_{y1}$ 、 $\Delta m_{z1}$  电机转动引起的三轴磁场的变化量,  $a$ 、 $b$ 、 $c$  为三阶多项式

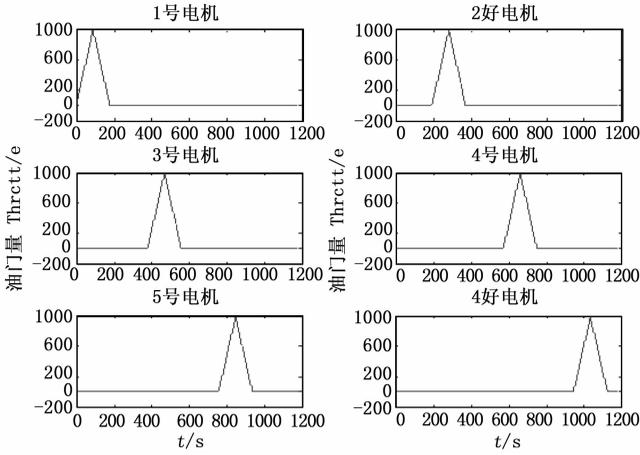


图 2 电机转速指令

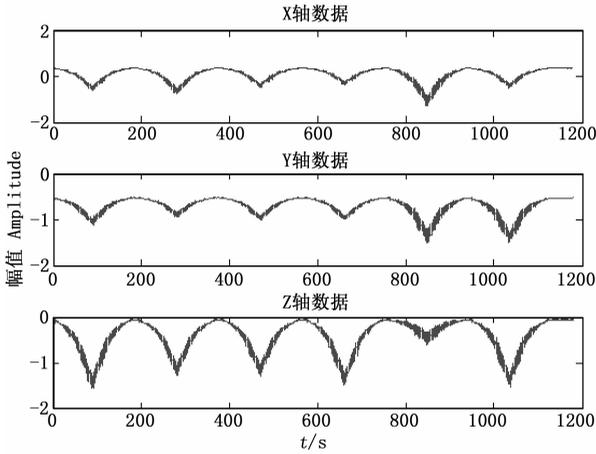


图 3 磁场强度变化曲线

系数， $u$  为电机指令。拟合曲线如图 4 所示。

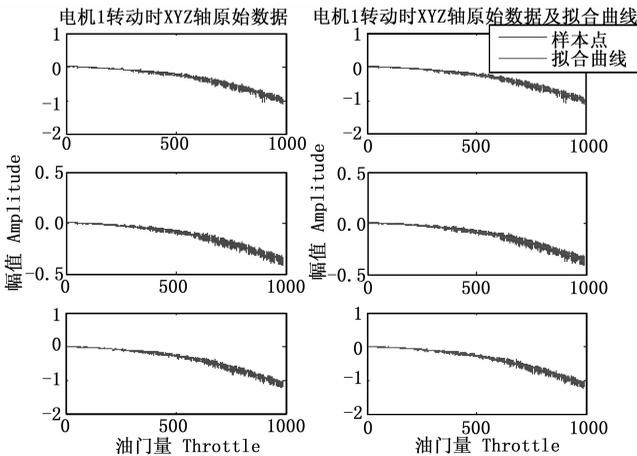


图 4 一号电机拟合曲线图

同样方法，可以得到 2~6 号电机指令与产生的干扰磁场  $\mathbf{b}_{Bd2} - \mathbf{b}_{Bd6}$  关系式，则全部电机的动态干扰磁场  $\mathbf{b}_{Bd}$  可表示为：

$$\mathbf{b}_{Bd} = \mathbf{b}_{Bd1} + \mathbf{b}_{Bd2} + \mathbf{b}_{Bd3} + \mathbf{b}_{Bd4} + \mathbf{b}_{Bd5} + \mathbf{b}_{Bd6} \quad (9)$$

动态干扰校准后，系统再次按照图 1 的转速指令工作时，三轴磁场强度如图 5 所示。对比与图 2，其磁场强度变化幅度明显减小，并趋于一条稳定直线。因此，该校准方法对电机产生的动态干扰有了明显的改善。实际应用时，根据飞行过程中的实时电机指令，在线求得其产生的动态干扰并校准，以获得更为准确的磁场强度信息。

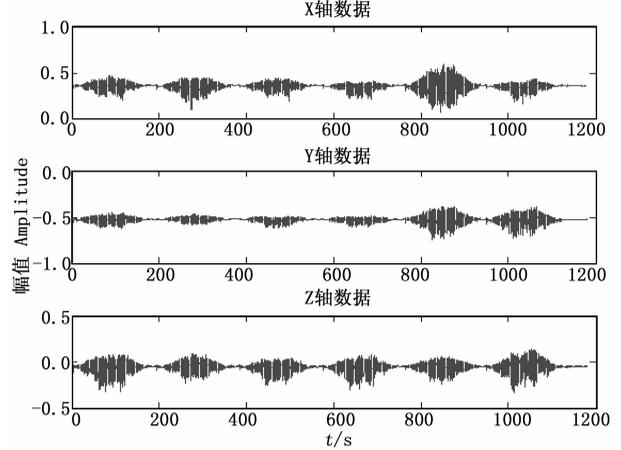


图 5 动态干扰校准后磁场强度变化曲线

### 3 机体坐标系静态干扰校准

机体坐标系静态干扰主要包括机体磁感材料产生的恒定磁干扰以及传感器零偏。这类干扰的主要特点是，其干扰磁场向量在机体坐标系下恒定不变。为方便校准，研究一种新型的静态干扰磁场校准方法。该方法利用的测量的磁场向量的变化趋势，实现飞行过程中的实时校准。

假设机体坐标系动态干扰校准完成，式 (7) 可表示为：

$$\mathbf{b}_B = \mathbf{b}_{BE} + \mathbf{b}_{Bs} + \mathbf{R}_B^{NT} \mathbf{b}_{Ns} \quad (10)$$

已知旋转矩阵的转置等于矩阵的逆：

$$\mathbf{R}_B^{NT} = \mathbf{R}_B^{N-1} \quad (11)$$

结合式 (3)、式 (10) 可得：

$$\mathbf{b}_B - \mathbf{b}_{Bs} = \mathbf{R}_B^{NT} (\mathbf{b}_{NE} + \mathbf{b}_{Ns}) \quad (12)$$

因为  $\mathbf{b}_{NE}$  与  $\mathbf{b}_{Ns}$  在导航坐标系下恒定不变，令：

$$\mathbf{b}_{NE'} = \mathbf{b}_{NE} + \mathbf{b}_{Ns} \quad (13)$$

矢量大小的平方可由其自身的点积求得，用矩阵表示法表示即为向量的转置乘以本身，则有：

$$|\mathbf{b}_B - \mathbf{b}_{Bs}|^2 = (\mathbf{R}_B^{NT} \mathbf{b}_{E'})^T (\mathbf{R}_B^{NT} \mathbf{b}_{E'}) = |\mathbf{b}_{E'}|^2 \quad (14)$$

将上式展开，得到：

$$|\mathbf{b}_B|^2 + |\mathbf{b}_{Bs}|^2 - 2\mathbf{b}_B^T \cdot \mathbf{b}_{Bs} = |\mathbf{b}_{E'}|^2 \quad (15)$$

选取任意两个时刻点状态，分别为：

$$|\mathbf{b}_{B1}|^2 + |\mathbf{b}_{Bs}|^2 - 2\mathbf{b}_{B1}^T \cdot \mathbf{b}_{Bs} = |\mathbf{b}_{E'}|^2 \quad (16)$$

$$|\mathbf{b}_{B2}|^2 + |\mathbf{b}_{Bs}|^2 - 2\mathbf{b}_{B2}^T \cdot \mathbf{b}_{Bs} = |\mathbf{b}_{E'}|^2 \quad (17)$$

将式 (16) 与式 (17) 相减得：

$$|\mathbf{b}_{B2}|^2 - |\mathbf{b}_{B1}|^2 = 2(\mathbf{b}_{B2}^T - \mathbf{b}_{B1}^T) \cdot \mathbf{b}_{Bs} \quad (18)$$

由式 (18) 无法直接求得准确的静态磁场干扰，但给

出干扰的方向信息。即  $b_{B2}$  与  $b_{B1}$  模值的相对大小决定了向量  $(b_{B2} - b_{B1})$  与  $b_{Bk}$  之间的夹角为钝角还是锐角, 因此可以根据  $b_{Bk}$  的方向逐步累积补偿其偏差。

$$\hat{b}_{Bk} = \hat{b}_{Bk} + k_s \cdot \frac{(b_{B2} - b_{B1})}{|b_{B2} - b_{B1}|} \cdot (|b_{B2}| - |b_{B1}|) \quad (19)$$

$\hat{b}_{Bk}$  为估计的静态干扰,  $k_s$  为增益参数。通过调整  $k$  可实现数值稳定性和收敛速度的平衡。 $\hat{b}_{Bk}$  的每一次更新都会进一步向真实的静态干扰收敛。当  $\hat{b}_{Bk}$  稳定后,  $b_{B2}$  与  $b_{B1}$  的模值相等,  $\hat{b}_{Bk}$  即为最终推算的机体坐标系静态干扰。

实验时, 事先人为给定静态偏差:

$$b_{Bk} = [0.28 \ 0 \ 0]^T \quad (20)$$

飞行校准过程中, 不断改变机头方向, 算法推测的静态干扰的变化曲线如图 6 所示。图中可发现推测量经过约 7 s 可收敛到真实偏差附近, 验证了该静态校准方法的有效性。

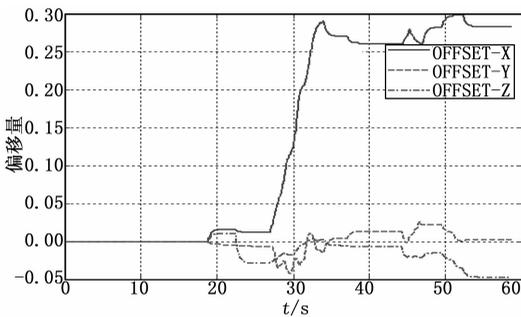


图 6 推测的静态干扰变化曲线

#### 4 导航坐标系静态干扰的罗差补偿

经机体坐标系静态补偿校准后, 式 (10) 可更新为:

$$b_B = R_B^{NT} (b_{NE} + b_{Ns}) \quad (21)$$

根据式 (5) 求得的航向角与真实角度之间的误差即为  $(b_{NE} + b_{Ns})$  合成向量在水平面投影与地理正北的夹角。因  $b_{NE}$  与  $b_{Ns}$  恒定不变, 航向角误差亦恒定不变, 假设  $\rho$  为推算的航向角  $\psi_m$  和真实的航向角  $\psi_0$  之间的误差, 则有:

$$\psi_m = \psi_0 + \rho \quad (22)$$

因为  $\rho$  恒定, 可通过高精度仪器校准补偿<sup>[10]</sup>。但是该方法依赖于高精度仪器, 不适用于户外作业。因此, 本文研究一种飞行过程中的罗差补偿方法。

多旋翼无人机速度飞行模式一般基于导航坐标系。以前飞为例, 其速度控制器运行过程可描述为: 遥控器操作产生前向速度目标值; 测量 GNSS 模块速度反馈值; 控制器运算生成姿态角控制量并将姿态角控制量分解到机体坐标系。下面对该过程进行详细推导。

遥控器前向操作时, 对应的前向速度目标值为  $r_{wr}$ , 则北向和东向的速度目标值  $r_{vn}$ 、 $r_{ve}$  可表示为:

$$\begin{cases} r_{vn} = r_{wr} \cdot \cos\psi_m \\ r_{ve} = -r_{wr} \cdot \sin\psi_m \end{cases} \quad (23)$$

初始悬停状态下, 反馈速度为零, PID 控制器积分量为

零, 生成的控制量  $u_{vn}$ 、 $u_{ve}$  可近似表示为:

$$\begin{cases} u_{vn} = k_p r_{vn} \\ u_{ve} = k_p r_{ve} \end{cases} \quad (24)$$

式中,  $k_p$  为比例系数, 将  $u_{vn}$ 、 $u_{ve}$  转换到机体坐标系:

$$\begin{cases} u_{pitch} = u_{vn} \cdot \cos\psi_m - u_{ve} \cdot \sin\psi_m \\ u_{roll} = u_{vn} \cdot \sin\psi_m + u_{ve} \cdot \cos\psi_m \end{cases} \quad (25)$$

由式 (23)、式 (24)、式 (25) 可得:

$$\begin{cases} u_{pitch} = k_p r_{wr} \\ u_{roll} = 0 \end{cases} \quad (26)$$

因此, 无人机初期运动方向即为机头朝向。后续因速度反馈以及控制器积分项作用, 飞机的运动方向会逐渐收敛并稳定与测量航向角  $\psi_m$  方向。

算法利用初期阶段飞机运动方向与测量的航向角方向的偏差即用于航向角罗差补偿。补偿算法具体操作流程如图 7 所示, 并可分为以下几个步骤。

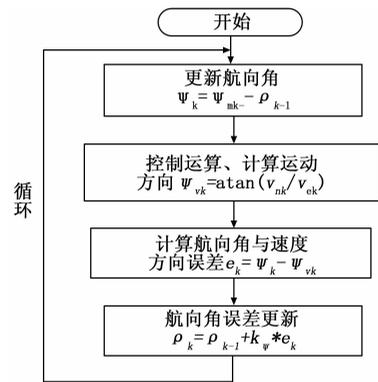


图 7 航向角补偿算法流程图

步骤 1: 根据推算误差  $\rho_{k-1}$  和当前测量航向角  $\psi_{mk}$  更新航向角  $\psi_k$ 。

$$\psi_k = \psi_{mk} - \rho_{k-1} \quad (27)$$

步骤 2: 速度飞行模式下, 仅操作遥控器 Pitch 通道, 并根据误差  $\psi_k$  进行控制分解。采集 GNSS 模块东向和北向的实时速度  $v_{ek}$  和  $v_{nk}$ , 计算  $\psi_{vk}$ 。

$$\psi_{vk} = -\arctan \frac{v_{ek}}{v_{nk}} \quad (28)$$

步骤 3: 计算无人机实际运动方向  $\psi_{vk}$  与该时刻航向角  $\psi_k$  的误差  $e_k$ 。

$$e_k = \psi_{vk} - \psi_k \quad (29)$$

步骤 4: 利用  $e_k$  对航向角误差  $\rho$  进行更新, 积分补偿系数为  $k_\psi$ 。

$$\hat{\rho}_k = \hat{\rho}_{k-1} + k_\psi \cdot e_k \quad (30)$$

测试时, 人为给定航向角  $30^\circ$  的偏移量, 为测试方便, 机头指向正北方向, 经两次飞机前后运动, 航向角误差  $\rho$  估计结果如图 8 所示。图中可以发现航向角误差  $\rho$  可快速收敛到  $30^\circ$ , 验证了该在线航向角纠正方法的有效性。

(下转第 244 页)