

# 一种捷联姿态航向参考系统信息融合算法应用

张 谦<sup>1,2</sup>,裴海龙<sup>2</sup>,罗 沛<sup>2</sup>

ZHANG Qian<sup>1,2</sup>,PEI Hai-long<sup>2</sup>,LUO Pei<sup>2</sup>

1.广东教育学院 计算机科学系,广州 510303

2.华南理工大学 自动化科学与工程学院,广州 510640

1.Department of Computer Science,Guangdong Institute of Education,Guangzhou 510303,China

2.Institute of Automation Science and Engineering,South China University of Technology,Guangzhou 510640,China

E-mail:qianz@gdei.edu.cn

**ZHANG Qian,PEI Hai-long,LUO Pei.Information fusion algorithm and implementation of strap-down attitude and heading reference system.Computer Engineering and Applications,2007,43(15):230-233.**

**Abstract:** The small unmanned helicopter often works at especial conditions,so it is necessary to control the attitude of motion. The original attitude information for control system is supplied by all sorts of inertia measure unit.With this measured data, information fusion algorithm is able to design a high precision Attitude and Heading Reference System.Therefore it can accord with the control system demand.The algorithm has been embedded in the attitude control system of a small unmanned helicopter.

**Key words:** Attitude and Heading Reference System(AHRS);information fusion;Kalman filtering

**摘 要:**小型无人直升机通常在特定的环境下进行工作,因此需要对其运动时的姿态进行控制。控制系统所需要的姿态信息通过各种惯性测量仪器得到原始数据。依据这些原始数据设计适当的信息融合算法可以构建高精度的姿态航向参考系统,从而满足控制系统的要求。该算法已应用于小型无人直升机的姿态控制中。

**关键词:**姿态航向参考系统;信息融合;Kalman 滤波

文章编号:1002-8331(2007)15-0230-04 文献标识码:A 中图分类号:V249.32

## 1 引言

小型无人直升机在飞行过程中,通过控制使其完成预定的任务,控制分为轨道控制和姿态控制。轨道控制包括轨道确定和轨道控制两个方面,姿态控制包括姿态确定和姿态控制两方面。从飞行控制角度出发,导航技术是飞行控制的最基本问题,也是姿态、轨道控制的基础。导航实际上只是回答无人机在哪里,飞行速度是多少,朝哪个方向飞行的问题,这些都属于飞行运动的几何学性质问题。解决这些问题需要一个参考坐标系,并确定运动物体在这个坐标系中的位置、速度。概括地说导航的任务是确定小型无人直升机相对于所选定的参考坐标系的位置、速度和飞行姿态。

惯性导航系统作为一种具有自主性的导航系统已经得到了广泛的应用,它主要由惯性测量装置(陀螺仪和加速度计)、计算机和稳定平台(捷联式为“数学”平台)组成。由陀螺和加速度计测量飞行器相对于惯性空间的角速度和线加速度,通过计算机进行导航解算,从而获得飞行器相对于某一基准的导航参数。然而陀螺的漂移是纯惯导系统的主要误差源之一,它可以使位置及角度误差随时间而累积。其测量精度愈高,造价也愈高,组合惯性导航系统是弥补惯性导航不足的一个重要措施,可以在保持精度条件下降低导航系统的造价。

组合惯性导航系统采用了多传感器构造,如何对这些惯性

测量元件信息进行综合处理,最大限度地提取有用信息,给出正确的估计、识别、决策就成为一个焦点问题,信息融合技术也就随之产生。姿态航向参考系统(AHRS)系统是惯导系统的一部分,可以提供小型无人直升机的姿态和航向角,设计AHRS系统的硬件时就已经在构建惯性导航系统了。AHRS系统的可靠性直接决定了惯导系统的可靠性,因此需要设计合理的算法以保证AHRS系统的精度及可靠性,满足导航系统的需要。

## 2 系统构建

小型无人直升机在飞行过程中因姿态的变化而相对某一固定空间坐标系有角度的转动,通常该固定空间坐标系采用当地水平坐标系,而小型无人直升机本身的机体坐标系绕当地水平坐标系各坐标轴转动的角度就定义为小型无人直升机的姿态角,也即刚体转动的欧拉角。依据相对于当地水平坐标系3个坐标轴 $x$ 轴、 $y$ 轴、 $z$ 轴的转动,定义姿态角为横滚角 $\phi$ (Roll),纵摇角 $\theta$ (Pitch)以及偏航角 $\psi$ (Yaw)。为了实现小型无人直升机的控制,就必须获得其在空间中的姿态信息,因而需要构建小型无人直升机的姿态航向系统,即AHRS(Attitude and Heading Reference System)。本章将介绍AHRS的系统构建原理。

## 2.1 坐标系及姿态的表示

### 2.1.1 机体坐标系与当地水平坐标系

对于惯性传感器来说,机体坐标系是最基本的坐标系。机体坐标系的3个轴与小型无人直升机固联,并随小型无人直升机的运动而运动。其中, $x$ 轴指向前, $y$ 轴指向右, $z$ 轴相对 $x,y$ 轴成右手法则,原点 $o$ 在小型无人直升机重心,如图1所示。那么相对于机体坐标系而言,小型无人直升机的速率在3个轴上的投影分量为 $[u \ v \ w]$ 。

当地水平坐标系即 NED 坐标系是用来作导航计算时使用的,通过满足右手正交法则的3个向量轴来表示。 $N$ 向量指向北(North), $E$ 向量指向东, $D$ 向量沿着当地重力向量指向地。 $N,E$ 向量与地球表面相切,故可称之为当地水平坐标系。如图2所示。其中, $[X \ Y \ Z]$ 向量是地球中心坐标系的3个轴, $[N \ E \ D]$ 向量是 NED 坐标系的3个轴, $\lambda$ 表示经度, $\varphi$ 表示纬度。

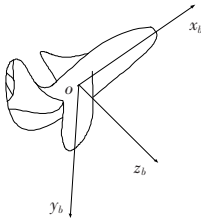


图1 机体坐标系

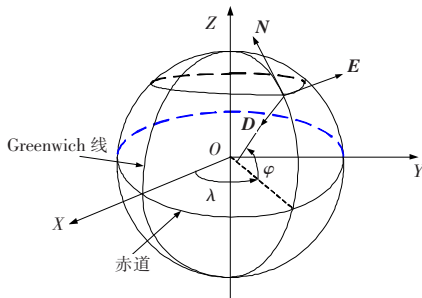


图2 NED 坐标系

### 2.1.2 小型无人直升机的姿态

站在地面上的观测者,即在当地水平坐标系中(导航坐标系),可以观察到小型无人直升机的运动。那么小型无人直升机的转动角速率和加速度是多少,这就是在导航中需要用到的一些信息。

在小型无人直升机上,通过捷联(Strapdown)安装的惯性测量单元(IMU)可以测得加速度,在机体系上的3个分量为 $(a_x \ a_y \ a_z)^T$ ;同时也可以获得转动的角速率,在机体系上的3个分量为 $(p \ q \ r)^T$ 。导航解算时,需要将这些向量转换到导航坐标系,就要用到转动的方向余弦矩阵,通常将它称为捷联矩阵,用 $C_{nb}$ 表示,下标 $nb$ 表示由机体坐标系转换到导航坐标系。转动的时候要用到3个欧拉角,即 $(\phi \ \theta \ \psi)^T$ 。这3个角称之为横滚角、俯仰角和偏航角,简称为:Roll、Pitch、Yaw。图3表示了无人机的姿态角和转动方向。

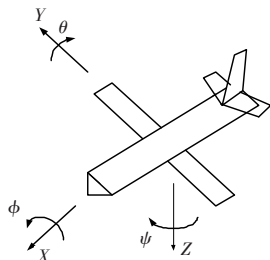


图3 无人机的姿态角

## 2.2 系统结构

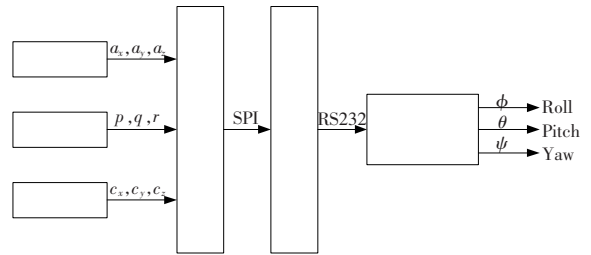


图4 AHRS 系统结构图

如图4所示为系统结构图,利用加速度计、陀螺仪可以测量小型无人直升机的空间三轴加速度、角速度,磁阻传感器可以测量到因小型无人直升机航向或姿态的变化造成磁场在其各测量轴上的强度产生变化,依据这个变化来获得小型无人直升机的偏航角。加速度计、陀螺仪及磁阻传感器采用模拟电压输出方式,因而需要将这些模拟量转化为数字量。所采用的多路模数转换器(ADC)通过同步串行接口(SPI)与单片机进行数据通讯。单片机采集到模数转换完的数据后通过它的异步串行接口与主嵌入式计算机通讯,最后由嵌入式计算机完成传感器的信息融合及滤波处理,得到小型无人直升机的姿态航向信息。

为了方便主机对ADC数据的提取,在单片机发送数据时定义了一个协议,这个协议如下所示:

```
$GPADC,0x7C9B,0x9298,0x748C,0x778F,0x298A,0x791B,0x6E48,0x7F50,0x9101,N
```

“\$GPADC”字符串是数据协议的头,跟随在协议头后的数据就是ADC的数据串,其定义为开始3个为XYZ轴的加速度计输出,中间3个为XYZ轴的陀螺仪数据输出,最后3个数据为XYZ轴的磁阻传感器输出。字符“N”作为协议的结束符。

### 2.3 传感器数据标定

在进行传感器信息融合的时候,经ADC转换而获得传感器测量的加速度、角速度以及磁场强度的采样信号值需要转换为相应的测量值,测量值就代表了获得的加速度、角速度以及磁场分量值。测量通常采用如式(1)所示的公式来计算这些浮点数值。

$$\text{测量值} = (\text{传感器电压} - \text{零点电压}) \times \text{刻度因子} \times \text{单位} \quad (1)$$

其中单位项可以不乘进去,因为刻度因子(FS—Factor of Scale)本身包含了单位。

对线性加速度计标定时,先将其测量轴垂直指向地面,以重力作为其输入值,这时测量的是重力加速度的大小,假设经ADC转换后的十六进制输出值为 $accel\_max$ 并假设单位为bit;再将其测量轴垂直指向重力加速度的相反方向,重力加速度仍作为其输入值,那么这时测量的是负的重力加速度大小,假设经ADC转换后的十六进制输出值为 $accel\_min$ 并假设单位为bit,那么加速度计的零点值 $accel\_null$ 就可以通过式(2)得到。

$$accel\_null = \frac{(accel\_max + accel\_min)}{2} \quad (2)$$

因ADC输出的是十六进制的数据,在这里获得的 $accel\_null$ ,单位也为bit,刻度因子 $accel\_scale$ 的计算公式如式(3)所示。

$$accel\_scale = \frac{(accel\_units) \times 2}{(accel\_max - accel\_min)} \quad (3)$$

既然标定时采用的输入向量是重力加速度,那么 $accel\_$

units 项的取值就是重力加速度的大小,这里假设重力加速度大小为 9.81 m/s<sup>2</sup>那么依据式(3)得到的 accel\_scale 的单位就是 m/s<sup>2</sup>/bit。因为加速度计在测量范围内随输入的变化输出呈线性变化,那么依据式(1)的原理,直接利用 ADC 十六进制输出数据减去 accel\_mull 再乘上 accel\_scale 就可以得到单轴上加速度的测量值。因为需要测量空间 3 个方向上的加速度,所以加速度仪在 3 个方向都需要进行如式(1)、式(2)的标定。

电子罗盘的标定方法跟加速度计传感器的标定原理类似。当磁阻传感器单轴指向正北时获得 ADC 最小测量输出值,单轴指向正南时获得 ADC 最大测量输出值,与式(2)类似可以求出单轴上的零点值,单位为 bit。以正北方向 0.6 Gauss 的地球磁场强度,那么单轴上刻度因子的大小应该是 1.2 Gauss 除以最大输出值与最小输出值之差,单位为 Gauss/bit。那么通过获得 ADC 的十六进制输出值减去零点值再乘上刻度因子就可以得到单轴上的磁场强度值。

陀螺仪的刻度因子采用其标称值计算获得。其标称灵敏度的单位为 mv/deg/sec,工作电压为 5 V,ADC 的参考电压为 5 V,转换精度为 16 位,那么 ADC 的转换单位为 5000 mV/2<sup>16</sup>bit。将 ADC 的转换单位除以陀螺仪的标称灵敏度,就可以得到单轴陀螺仪的刻度因子,单位为 deg/sec/bit,这里角速度以度来表示,将其转换为弧度表示即可。以系统启动时的 ADC 的十六进制数据输出为零点值,在获得系统运行过程中某一 ADC 十六进制输出值时就可以依据式(1)的原理得到角速度值。

### 3 信息融合算法

小型无人直升机的机体坐标相对于导航坐标系的转动构成了姿态角,依据刚体转动的描述,可以采用欧拉角和四元数两种方式来表示机体坐标系与导航坐标系之间的转换矩阵。然而采用欧拉角表示的方式,在对姿态进行即时修正时会因为机体的俯仰角与地面垂直即 θ=±90°而出现 cosθ=0 导致 secθ 无意义的情况,这样即时修正矩阵就会出现奇异值。在高性能的飞行器如战斗机中这是一种很糟糕的表示方法。通常这种表示方法使用在俯仰角有边界的系统里,即 Pitch 在 ±30°之间。为了解决这个问题,可以采用其它的表示方法,如四元数法。本章讨论的信息融合算法将以四元数来表示飞行器的姿态。

#### 3.1 姿态的四元数表示及即时修正

四元数就是一个向量维数为 4 的向量,4 个参数的 3 个定义了空间中的一个转动轴,第 4 个参数表示绕该转动轴的角度,通常,四元数表示为:

$$q = \begin{bmatrix} q_0 \\ q_1 \\ q_2 \\ q_3 \end{bmatrix} \quad (4)$$

下面的 3 个式子将表示从四元数向量 q 转化为欧拉角的转换公式,它们之间关系有助于为飞行控制和姿态显示提供所需的欧拉角。

$$\phi = \arctan2(2(q_2q_3 + q_0q_1), (1 - 2(q_1^2 + q_2^2))) \quad (5)$$

$$\theta = -\arctan(2(q_1q_3 - q_0q_2)) \quad (6)$$

$$\psi = \arctan2(2(q_1q_2 + q_0q_3), (1 - 2(q_2^2 + q_3^2))) \quad (7)$$

四元数表示的导航坐标系到机体坐标系的转动矩阵 C<sub>bn</sub> 可以为:

$$C_{bn} = \begin{bmatrix} 1 - 2(q_2^2 + q_3^2) & 2(q_1q_2 + q_0q_3) & 2(q_1q_3 - q_0q_2) \\ 2(q_1q_2 - q_0q_3) & 1 - 2(q_1^2 + q_3^2) & 2(q_2q_3 + q_0q_1) \\ 2(q_1q_3 + q_0q_2) & 2(q_2q_3 - q_0q_1) & 1 - 2(q_1^2 + q_2^2) \end{bmatrix} \quad (8)$$

在进行导航运算的时候,需要对姿态角进行实时的修正。对于以四元数表示的姿态角,可以通过式(8)获得 C<sub>bn</sub>。通过获得的转动角速率,可以计算欧拉角的变化率,也就是说,将转动角速率 (p q r)<sup>T</sup><sub>body</sub> 从机体坐标系转换到导航坐标系上,就将获得姿态角的变化率 (φ̇ θ̇ ψ̇)<sup>T</sup>。

用四元数的参数表示的姿态,系统方程是线性的而且不包括奇异值。捷联系统中,四元数的即时修正方程为:

$$\dot{q} = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} 0 & -p & -q & -r \\ p & 0 & r & -q \\ q & -r & 0 & p \\ r & q & -p & 0 \end{bmatrix} q \quad (9)$$

式中 (p q r)<sup>T</sup> 为 IMU 测得的小型无人直升机转动角速率在机体坐标系中的分量。通过对四元数进行即时的修正,得到新的一组四元数值,由式(5)、式(6)和式(7)就可得到新的一组姿态角,即对姿态角进行了即时修正。

#### 3.2 信息融合算法

##### 3.2.1 Kalman 滤波方程

多传感器信息融合技术就是通过一定的算法“合并”来自多个信息源的信息,以产生比单个传感器所得到的数据更可靠、更准确的信息,并根据这些信息作出可靠的决策。目前,国内外的信息融合方法主要有综合平均法、贝叶斯估计法、专家系统等。Kalman 滤波在控制领域得到广泛应用后,也逐渐成为多传感器信息融合的主要技术手段之一。

Kalman 滤波是由 R.E.Kalman 于 1960 年首次提出的,它是一种线性最小方差估计,算法具有递推性,使用状态空间法在时域内设计滤波器,适于对多维随机过程(平稳、非平稳的)进行估计,具有连续和离散两类算法,便于在计算机上实现。随着计算机技术的飞速发展,Kalman 滤波理论作为一种最重要的估计理论被广泛应用于各个领域,组合导航系统的设计是其应用较成功的一个方面。

设随机线性离散系统的状态方程和观测方程为:

$$\begin{cases} X_k = \Phi_{k,k-1} X_{k-1} + \Gamma_{k,k-1} W_{k-1} \\ Z_k = H_k X_k + V_k \end{cases} \quad (10)$$

式中 Φ<sub>k,k-1</sub> 为 n×n 维非奇异状态转移矩阵;Γ<sub>k,k-1</sub> 是 n×p 维系统过程噪声输入矩阵;H<sub>k</sub> 是 m×n 维观测矩阵;W<sub>k</sub> 为 p 维系统随机过程噪声序列;V<sub>k</sub> 为 m 维系统随机观测噪声序列。设线性离散系统为白噪声序列,则随机线性离散系统 Kalman 滤波基本方程可表述为如下几个递推方程:

状态进一步预测

$$\hat{X}_{k,k-1} = \Phi_{k,k-1} \hat{X}_{k-1} \quad (11)$$

状态估计

$$\hat{X}_k = \hat{X}_{k,k-1} + K_k (Z_k - H_k \hat{X}_{k,k-1}) \quad (12)$$

滤波增益方程

$$K_k = P_{k,k-1} H_k^T [H_k P_{k,k-1} H_k^T + R_k]^{-1} \quad (13)$$

进一步预测误差方差阵

$$P_{k,k-1} = \Phi_{k,k-1} P_{k-1} \Phi_{k,k-1}^T + \Gamma_{k,k-1} Q_{k-1} \Gamma_{k,k-1}^T \quad (14)$$

估计误差方差阵

$$P_k = [I - K_k H_k] P_{k,k-1} \quad (15)$$

### 3.2.2 信息融合算法

AHRS 系统主要提供载体的姿态角和航向角。在前面的论述中讨论了小型无人直升机的姿态表示及其即时修正问题,那么在 AHRS 系统中就是采用式(9)所示的公式来对载体的姿态信息进行即时修正,修正所采用的角速率由陀螺仪获得。因为陀螺仪的零点漂移,如果单纯依靠式(9)产生四元数状态,并转换为姿态角,误差累积就会很大,这得到了实验的证实,所以就要用加速度计和磁阻传感器的输出对这个状态进行修正。修正的过程就是一个多传感器数据融合的过程,修正算法采用 Kalman 滤波器来进行。

由式(9)可以得到系统的状态方程,状态变量就是四元数向量的 4 个参数。由此也得到了一个 4×4 阶的系统状态转移矩阵  $\Phi$ 。由加速度计和罗盘的数据可以直接得到载体的姿态角,系统的观测变量就是 3 个欧拉角,也就是姿态角。由此系统的观测矩阵  $H$  应该是 3×4 阶的,系统的观测矩阵应该如下表示:

$$H_{\phi\theta\psi} = \begin{bmatrix} \frac{\partial h_{\phi\theta\psi}}{\partial q_0} & \frac{\partial h_{\phi\theta\psi}}{\partial q_1} & \frac{\partial h_{\phi\theta\psi}}{\partial q_2} & \frac{\partial h_{\phi\theta\psi}}{\partial q_3} \end{bmatrix}_{3 \times 4} \quad (16)$$

根据式(5)、式(6)、式(7)四元数与欧拉角的对应关系,上式中系统的非线性观测表达式应该表示如下:

$$h_{\phi\theta\psi} = \begin{bmatrix} \arctan\left(\frac{2(q_2q_3 + q_0q_1)}{1 - 2(q_1^2 + q_2^2)}\right) \\ -\arcsin(2(q_1q_3 - q_0q_2)) \\ \arctan\left(\frac{2(q_1q_2 + q_0q_3)}{1 - 2(q_2^2 + q_3^2)}\right) \end{bmatrix} \quad (17)$$

根据式(17)对四元数各项求偏导,就得到式(16)的 3×4 阶观测矩阵。由系统的状态方程和观测方程,就可以采用 Kalman 滤波算法进行 AHRS 系统的迭代。

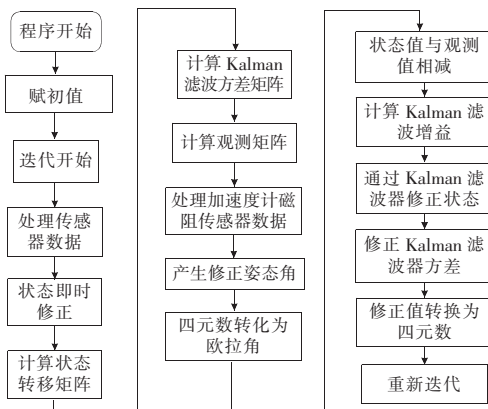


图 5 AHRS 滤波迭代算法

图 5 就表示了系统的迭代过程,迭代过程是 Kalman 滤波的过程,也是多传感器信息融合的过程。

### 3.3 算法实时仿真

为了检验 AHRS 系统的算法和检测设计的 AHRS 系统的性能,设计了一个试验过程。具体操作是将 AHRS 系统放在一个小推车上。将小推车绕一个圆形的花坛转圈,为了把硬件系统的原始输出数据记录下来,将程序运行在 PC-104 上,PC-104 上的系统是裁剪了的 Linux 操作系统,它跟着小推车一起走,记录转圈过程中 AHRS 系统的输出数据。最后将这些采集

到数据在 Matlab 里进行仿真,就得到了如图 6 所示的结果。

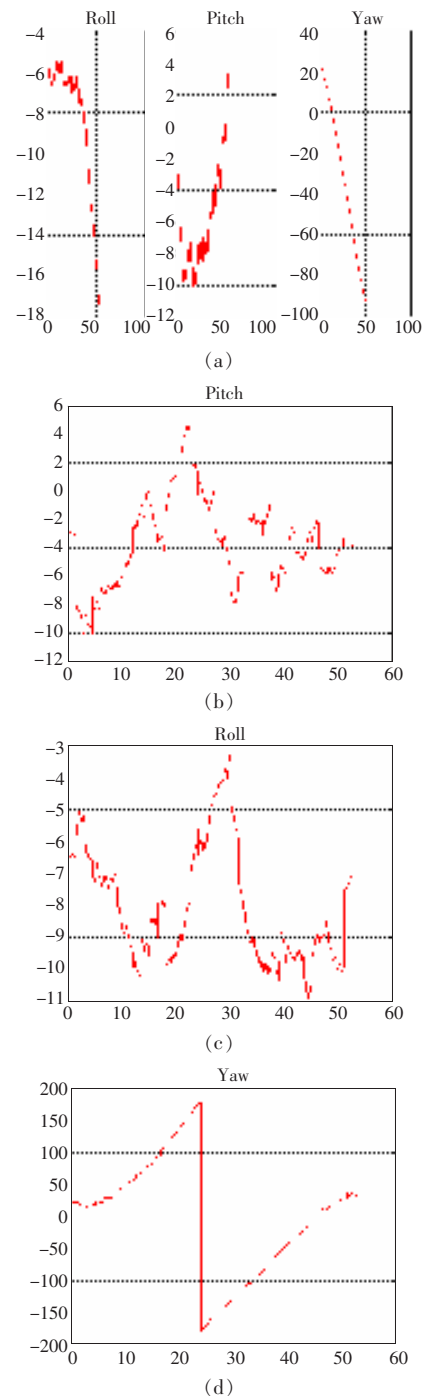


图 6 实测数据的 AHRS 系统算法结果

由图 6(a)可以看出,当没有加 Kalman 滤波器,陀螺仪的零点漂移对姿态角的影响是非常大的,图中所示 3 个姿态角都已经发散了。为此,按照图 5 所示的流程图设计的 Kalman 滤波算法,来对姿态角进行修正。做实验时,由于地面不平整,小车在运动时出现了滚动和俯仰, Roll 和 Pitch 角也就出现抖动,如图 6(b)、6(c)所示。系统采用磁阻传感器测量小车行进时的航向角,实验时小车绕花坛转过了一圈,航向角的范围为  $-180^{\circ} \sim 180^{\circ}$  之间,所以图 6(d)所示的偏航角出现一个跳变。由图 6 也可以看出,偏航角呈线性变化趋势,表明 AHRS 系统的硬件是可以使用的。最后可以得出结论,AHRS 系统的 Kalman 滤波迭

(下转 237 页)