

### 3 传感器测量数据预处理

在本文所研究的导航算法中，需要使用到三轴陀螺仪、三轴加速度计、三轴磁力计、气压计和空速计。这些传感器测量值的物理意义如下表所示：

表 3-1 传感器和对应的测量值

Table 3-1 The value that sensors measured

传感器	测量值	单位
三轴陀螺仪	角速度	rad/s
三轴加速度计	加速度	m/s <sup>2</sup>
三轴磁力计	地磁磁通量	gauss
气压计	海拔高度	m
空速计	空速	m/s

这里使用的 MEMS 传感器存在误差，其中包括系统误差和随机误差。在捷联惯性导航中，姿态、速度、位置的求解都是基于积分运算实现的，以上误差会使导航计算结果随时间迅速发散。所以必须对这些传感器的误差进行补偿，保证测量值的准确性。系统误差主要包括刻度因数误差、零位偏置误差、非正交性误差等，这些误差可以通过各种误差补偿方法进行误差的消除。随机误差也认为是噪声，指的是传感器误差中随时间进行无规则变化的部分，由于它的随机特性决定了其不可能被完全消除，但可以使用滤波器将部分噪声去掉。

本章将主要讲述几个主要的 MEMS 传感器的数据预处理算法。其中包括三轴陀螺仪，三轴加速度计，三轴磁力计，气压计和空速计，对它们进行相应的误差补偿和噪声滤波。

#### 3.1 MEMS 陀螺仪

##### 3.1.1 MEMS 陀螺仪介绍

MEMS 陀螺仪固定在飞行器上，测量的是飞行器在机体坐标系下每个轴上的角速度，单位是 rad/s。

MEMS 陀螺仪的工作原理是利用科里奥利效应测量运动物体的角速率。如图 3-1，根据科里奥利效应，当一个物体在参考系内线性振动，沿参考系与线性运动的轴相互垂直的轴转动，就会产生一个既垂直于振动轴，又垂直于转动轴的哥氏力。然后从一个电容感应结构就可以检测到科里奥利效应最终产生的位移。

目前市面上的 MEMS 陀螺仪多数采用音叉结构，它是由两个震动并不断做反向运动的物体组成，当施加角速率时，两个物体上的科里奥利效应产生相反的力，从而引起电容的变化。电容的差值与角速率成正比，因此通过测量电容值，就可以得到角速率。

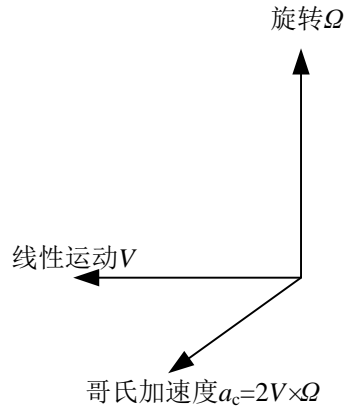


图 3-1 哥氏力的形成

Figure 3-1 The formation of Coriolis force

### 3.1.2 零位偏移量

每个陀螺仪在出厂前都经过严格的性能测试以及灵敏度和零位偏移量校准。但是，在陀螺仪焊到电路板上后，会因为机械或电焊应力的影响，零位偏移量和灵敏度可能会略微偏离工厂校准调试值。所以在使用陀螺仪的数据前，需要重新校准陀螺仪的零位偏移量。由于实验条件限制，本文不对陀螺仪的灵敏度进行校准。

式 (3.1) 是陀螺仪的输出表达式：

$$R_r = SC \cdot (R_m - R_0) \quad (3.1)$$

其中， $R_r$  是实际角速率， $R_m$  是陀螺仪的实际测量值， $R_0$  是零位偏移量， $SC$  是灵敏度。

陀螺仪零位偏移量的计算方法：在陀螺仪上电后，保持陀螺仪静止，采集 50 到 100 个数据样本，取这些样本的均值做零位偏移量  $R_0$ 。每个从传感器读到的数据都需要减去零位偏移量  $R_0$ 。

### 3.1.3 均值滤波

本文所使用的陀螺仪最高采样频率可以达到 1000Hz，本实验在采样时，使用的是 500Hz 的采样频率，将采集到的数据存入 buffer 等待前台读取，前台每过 20ms 将 buffer 中的数据读出，计算出这些数据的均值，作为姿态解算或者是数据融合等算法的数据来源。

在后面介绍的导航算法，是每 20ms 用传感器的数据来更新一次导航信息，在采样时是每 2ms 采集一次陀螺仪和加速度计的数据，所以每 20ms 会有 10 个数据在 buffer 中，对 buffer 中的 10 个数据做一个均值滤波。

均值滤波计算如式 (3.2) 所示：

$$average = \frac{buffer(1) + buffer(2) + \dots + buffer(10)}{10} \quad (3.2)$$

### 3.1.4 实验结果

本实验采用 ST 公司生产的型号为 L3GD20 的三轴陀螺仪，采样时间设置为 2ms，采集 30 秒的数据进行实验。原始数据首先经过均值滤波，然后计算出零位偏移量。

图 3-2 为陀螺仪测量的原始数据和滤波后的数据对比图，是在陀螺仪静止时测量的数据，可以看出在做均值滤波后，数据的噪声滤波效果比较明显：

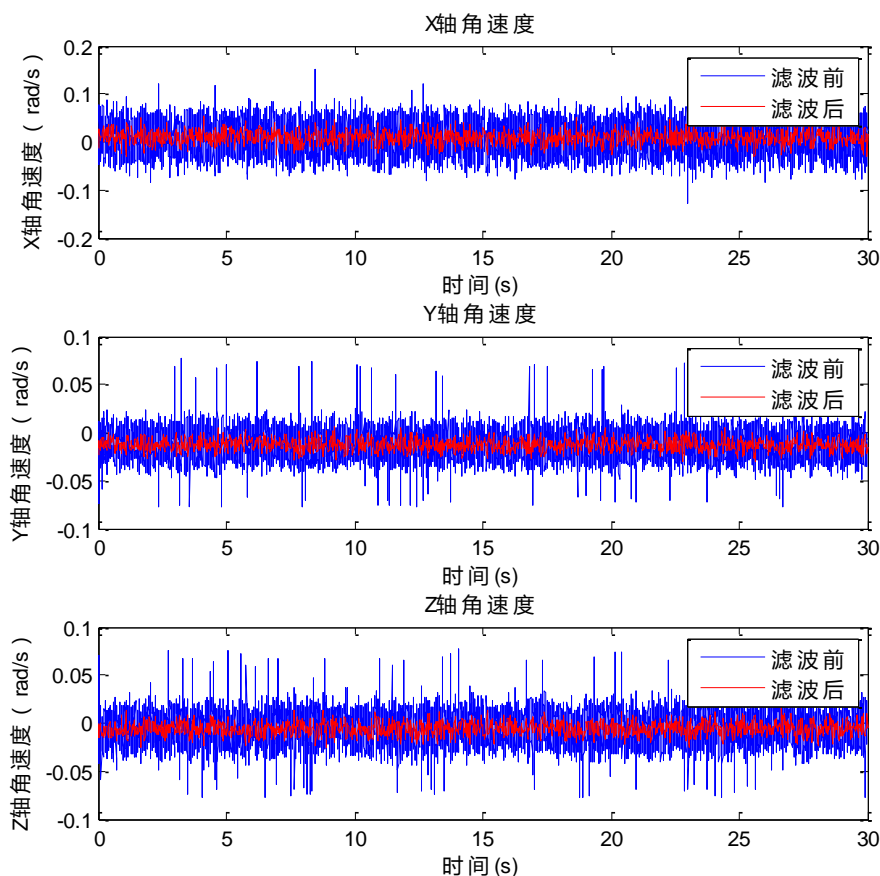


图 3-2 陀螺仪数据滤波前后对比图

Figure 3-2 The comparison between the raw data and the filtered data of the gyroscope

用以上数据计算出陀螺仪三个轴的零位偏移量如下：X 轴为 0.0093rad/s，Y 轴为-0.0128rad/s，Z 轴为-0.0056rad/s。

## 3.2 MEMS 加速度计

### 3.2.1 MEMS 加速度计介绍

MEMS 加速度计固定在飞行器上，测量的是飞行器在机体坐标系下每个轴的线加速度，单位是  $\text{m/s}^2$ 。

加速度计的工作原理如图 3-3 所示，主要组成有检测质量、电位器、弹簧、支承、壳体和阻尼器。检测质量由于受到支承的约束只能沿敏感轴轴线运动，根据牛顿定律，当运

载体沿敏感轴做加速运动时，检测质量会保持原来的运动状态不变，导致内部弹簧形变，当弹簧形变产生的力与加速运动产生的力相平衡时，可以通过弹簧的形变来测量加速度的大小，使用电位器来测量出弹簧的形变量。

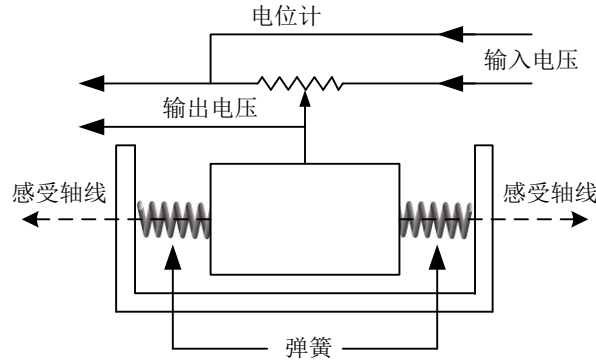


图 3-3 加速度计原理图

Figure 3-3 The illustrative diagram of accelerometer

### 3.2.2 加速度计六面校准算法

所有的 MEMS 加速度计都是在出厂前校准过的，但是要使得最终测量的精度更高，就需要进行校准计算。需要校准的值有旋转矩阵，零位偏移，刻度因子。首先，在静态放置的情况，无论加速度计的位置在哪里，所测得的值始终应该是当地的重力加速度，如式 (3.3)。

$$a_x^2 + a_y^2 + a_z^2 = g^2 \quad (3.3)$$

加速度计的测量模型如 (3.4) 所示：

$$a_{corr} = a_T \cdot (a_{raw} - a_{offs}) \quad (3.4)$$

其中：

$a_{corr}[3]$ ：参考向量，即重力加速度向量

$a_T[3]$ ：旋转矩阵，包括旋转和尺刻度因子

$a_{raw}[3]$ ：实际测量的加速度向量

$a_{offs}[3]$ ：加速度数据的零位偏移

校准采用的是六面校准法，即采集六个面的数据，将采集到的这些数据和参考向量做计算，六个面的参考向量如式 (3.5) 所示：

$$a_{corr\_ref}[6][3] = \begin{bmatrix} g & 0 & 0 \\ -g & 0 & 0 \\ 0 & g & 0 \\ 0 & -g & 0 \\ 0 & 0 & g \\ 0 & 0 & -g \end{bmatrix} \quad (3.5)$$

每一行都分别对应的是朝上、下、左、右、正、反面放置加速度计时所对应的参考向量的值，即重力加速度的值。

实际加速度计测量的数据用  $a_{raw\_ref}[6][3]$  表示，校准模型如式 (3.6) 所示：

$$a_{corr\_ref}[i] = a_T * (a_{raw\_ref}[i] - a_{offs}), i = 0 \dots 5 \quad (3.6)$$

校准执行步骤如下：

(1) 求出每个轴的偏移量，利用重力加速度在每个轴上的最大最小数据，求和除以 2 得到，计算如式 (3.7)：

$$a_{offs}[i] = (a_{raw\_ref}[i*2][i] + a_{raw\_ref}[i*2+1][i]) / 2 \quad (3.7)$$

(2) 用下式求出旋转矩阵  $a_T[3][3]$ ，所以只需要采集三个面的数据即可。计算如式 (3.8)：

$$\begin{bmatrix} g & 0 & 0 \\ 0 & g & 0 \\ 0 & 0 & g \end{bmatrix} = a_T[3][3] * \begin{bmatrix} a_{raw\_x} - a_{offs\_x} \\ a_{raw\_y} - a_{offs\_y} \\ a_{raw\_z} - a_{offs\_z} \end{bmatrix} \quad (3.8)$$

### 3.2.3 实验结果

本实验使用的是 BOSCH 公司生产的型号为 BMA280 的三轴加速度计，采样方式按照 3.1.3 介绍的陀螺仪的采样方式进行，同样是每 2ms 采集一次数据放入 buffer 中，然后每 20ms 将 buffer 中的 10 个数据做均值滤波。用滤波后的数据来做误差校正，即计算出旋转矩阵和零位偏移。

图 3-4 为加速度计测量的原始数据和滤波后的数据对比图，是在加速度计静止时测量的数据，可以看出在做均值滤波后，数据的噪声滤波效果比较明显：

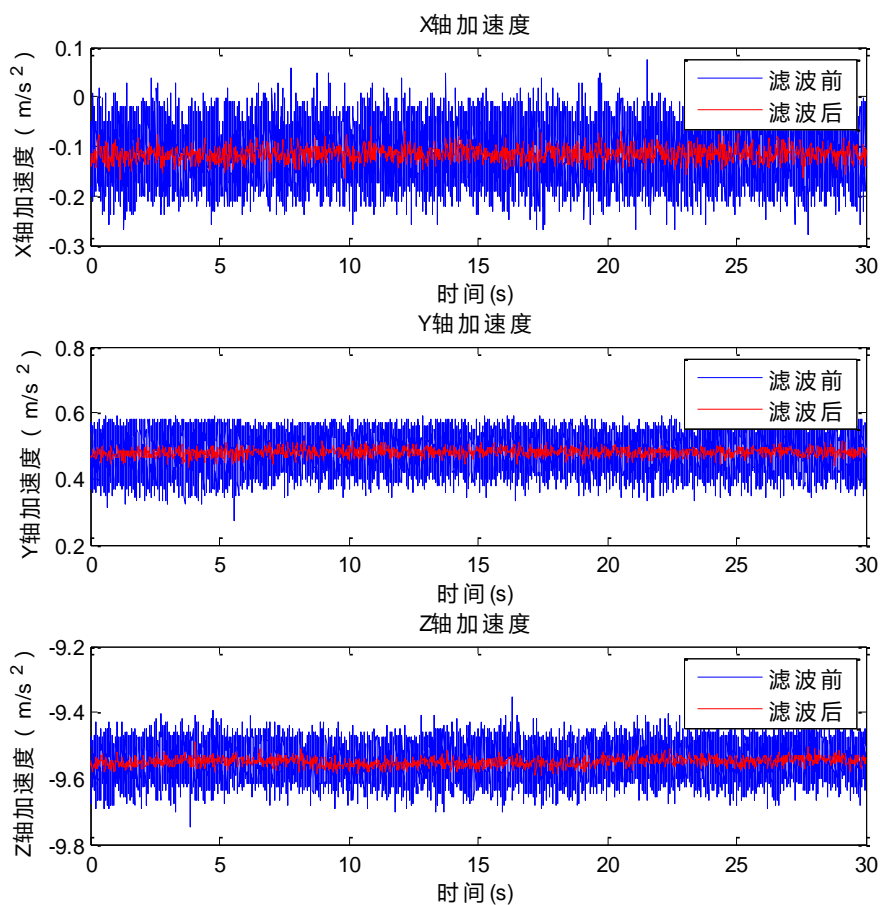


图 3-4 加速度计数据滤波前后对比图

Figure 3-4 The comparison between the raw data and the filtered data of the accelerometer

由上述方法计算出来的旋转矩阵大小为:

$$\begin{bmatrix} 0.9638 & -0.0090 & 0.0018 \\ 0.0142 & 0.9666 & -0.0143 \\ -0.0132 & 0.0047 & 0.9801 \end{bmatrix}$$

加速度三个轴的零位偏移分别为: X 轴  $-0.0039 \text{ m/s}^2$ , Y 轴  $0.0006 \text{ m/s}^2$ , Z 轴  $0.0034 \text{ m/s}^2$ 。

将加速度计误差校准过后的, 所测量的重力加速度与实际重力加速度之间的误差与没有校准时的对比图如图 3-5 所示:

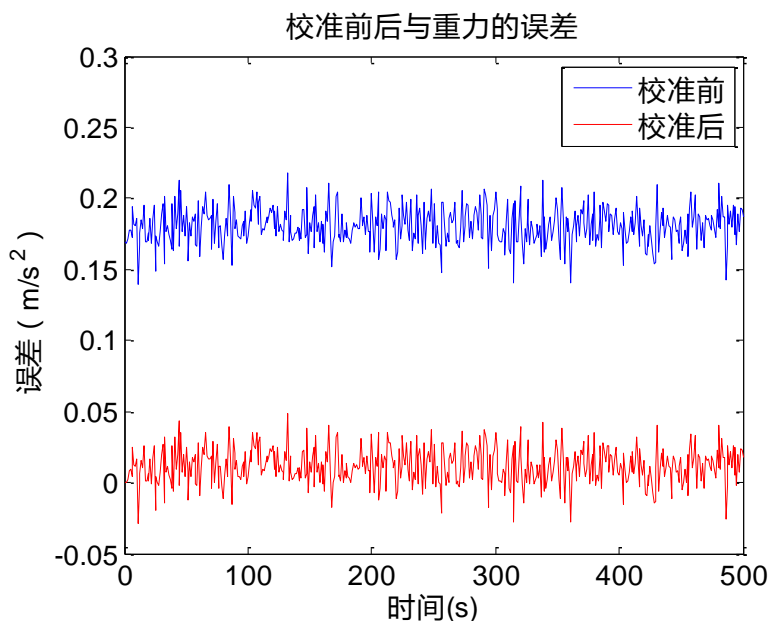


图 3-5 校准前后误差对比图

Figure 3-5 The comparison between error of the raw data and that of the calibration data in accelerometer

由图 3-5 可以看出, 校准后由加速度计测量得到的重力加速度和真值的误差变小。

### 3.3 三轴磁力计

#### 3.3.1 三轴磁力计介绍

磁力计被安装在飞行器上, 可以测量到在机体坐标系下每个轴上的地球磁场的强度, 单位是 gauss。

地球磁场强度大概是 0.5 到 0.6 高斯, 其中有一个分量是平行于地球表面的, 这个分量通常是指向地磁的北极。在北半球, 地磁场通常是向下的。在赤道上, 磁场是水平的, 在南半球, 地磁场是向上的。地磁场和水平面之间的夹角叫做磁倾角。地磁场的北极和地理北极之间的夹角叫做磁偏角, 通常是在 -20 到 +20 度之间, 和所处的地理位置有关。图 3-6 是磁场在载体坐标系下的表示, 其中  $\mathbf{H}$  是当地的地磁场,  $\mathbf{H}_h$  是地磁场的水平分量,  $I$  是磁倾角。磁偏角就是  $\mathbf{H}_h$  和正北方向的夹角。

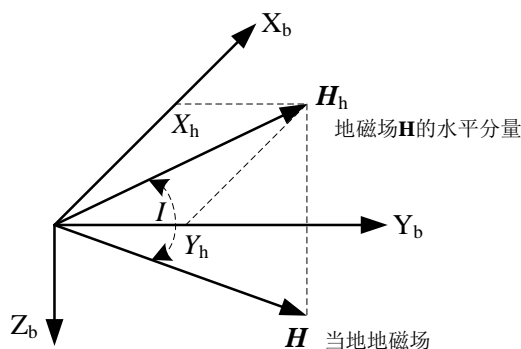


图 3-6 地磁场

Figure 3-6 The geomagnetic field

磁力计的工作原理是使用各向异性磁致电阻 (Anisotropic Magneto-Resistance, AMR) 材料来检测空间中磁感应强度的大小。这种具有晶体结构的合金材料对外界的磁场很敏感,磁场的强弱变化会导致 AMR 自身电阻值发生变化。利用惠斯通电桥检测 AMR 阻值的变化,如下图所示。 $R_1/R_2/R_3/R_4$  是初始状态相同的 AMR 电阻,但是  $R_1/R_2$  和  $R_3/R_4$  具有相反的磁化特性。当检测到外界磁场的时候, $R_1/R_2$  阻值增加 $\Delta R$ 而  $R_3/R_4$  减少 $\Delta R$ 。这样在没有外界磁场的情况下,电桥的输出为零;而在有外界磁场时电桥的输出为一个微小的电压 $\Delta V$ 。

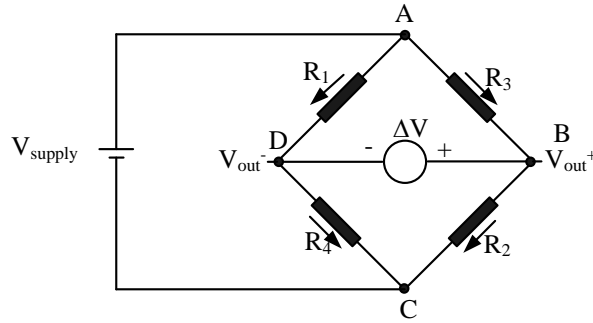


图 3-7 磁力计测量原理

Figure 3-7 The principle of magnetometer measurement

### 3.3.2 基于椭球曲面拟合的校准算法

在地面上使用基于最小二乘的椭球拟合算法对磁力计进行校准<sup>[39]</sup>。

磁传感器通常很容易受到周围环境磁场的干扰,包括硬磁干扰和软磁干扰,这些干扰可以等效于三轴磁力计数据的零位偏差、标度因数和正交误差。其测量模型可用式(3.9)来表示:

$$\begin{aligned} & \frac{(x-x_0)^2}{a^2} + \frac{(y-y_0)^2}{b^2} + \frac{(z-z_0)^2}{c^2} + \frac{(x-x_0)(y-y_0)}{d^2} \\ & + \frac{(x-x_0)(z-z_0)}{e^2} + \frac{(y-y_0)(z-z_0)}{f^2} = R^2 \end{aligned} \quad (3.9)$$

其中:

$x_0, y_0, z_0$  是由硬磁干扰产生的偏移量

$x, y, z$  是磁力计测得的原始数据

$a, b, c$  是半轴长

$d, e, f$  是使椭球倾斜的参数

$R$  是地磁场的大小

如果在没有软磁干扰的情况下或者是软磁干扰非常小可忽略不计的情况下, 椭球就不会有倾斜形变, 式(3.9)可以表示成式(3.10)的形式:



$$\frac{(x-x_0)^2}{a^2} + \frac{(y-y_0)^2}{b^2} + \frac{(z-z_0)^2}{c^2} = 1 \quad (3.10)$$

为了方便计算, 可将式 (3.10) 改写成式 (3.11) 的形式:

$$(x-x_0)^2 + A^2(y-y_0)^2 + B^2(z-z_0)^2 = R^2 \quad (3.11)$$

其中:  $A=a/b, B=a/c, R=a$

这是一个非线性方程, 可以使用最小二乘法去求解方程的系数。式 (3.11) 可以改写成式 (3.12):

$$\begin{aligned} x^2 = & -A^2 y^2 - B^2 z^2 + 2x_0 x + 2A^2 y_0 y + \\ & 2B^2 z_0 z + R^2 - A^2 y_0^2 - B^2 z_0^2 - x_0^2 \end{aligned} \quad (3.12)$$

将多组测量数据  $(x_i, y_i, z_i)$  代入上式可联立线性方程组, 写成矩阵形式:

$$Dw = c \quad (3.13)$$

其中:

$$w = [A^2, B^2, x_0, A^2 y_0, B^2 z_0, R^2 - A^2 y_0^2 - B^2 z_0^2 - x_0^2]$$

$$c = [x_1^2, x_2^2, \dots, x_n^2]$$

$$D = \begin{bmatrix} -y_1^2 & -z_1^2 & 2x_1 & 2y_1 & 2z_1 & 1 \\ -y_2^2 & -z_2^2 & 2x_2 & 2y_2 & 2z_2 & 1 \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ -y_n^2 & -z_n^2 & 2x_n & 2y_n & 2z_n & 1 \end{bmatrix}$$

式 (3.13) 的最小二乘解为:

$$w = (D^T D)^{-1} D^T c \quad (3.14)$$

通常使用时, 是在六个不同的面上旋转采集多组的数据, 会导致矩阵  $D$  的维数非常大, 在处理器上实时处理就会显得非常复杂。

### 3.3.3 飞行过程实时校准

由于飞机在飞行过程中, 会受到其他的磁场干扰, 需要在飞行过程中, 对磁力计的零位偏移进行实时校准<sup>[40]</sup>。

假设有地磁偏移向量  $b_0$ , 未对准旋转矩阵  $A$ , 那么机体系的地磁测量值可表示成式 (3.15) 的形式:

$$b_B = b_0 + A \cdot R^T \cdot b_E \quad (3.15)$$

其中:

$b_E$ : 在地理系实际地磁场的值

$b_B$ : 在机体系测量出来的地磁场的值

$\mathbf{R}$  和  $\mathbf{R}^T$ ：分别是方向余弦矩阵和它的转置

$\mathbf{A}$ ：未对准旋转矩阵

式 (3.15) 可以写成式 (3.16) 的形式：

$$\mathbf{b}_B - \mathbf{b}_0 = \mathbf{A} \cdot \mathbf{R}^T \cdot \mathbf{b}_E \quad (3.16)$$

向量的幅值的平方就等于它自身点乘值，也就等于该向量乘以它自身的转置，计算如下：

$$|\mathbf{b}_B - \mathbf{b}_0|^2 = (\mathbf{A} \cdot \mathbf{R}^T \cdot \mathbf{b}_E)^T \cdot (\mathbf{A} \cdot \mathbf{R}^T \cdot \mathbf{b}_E) = |\mathbf{b}_E|^2 \quad (3.17)$$

由于矩阵  $\mathbf{A}$  和矩阵  $\mathbf{R}$  都是旋转矩阵，它们的转置等于它们的逆，即有  $\mathbf{A}^T = \mathbf{A}^{-1}$  和  $\mathbf{R}^T = \mathbf{R}^{-1}$ 。因此，由式 (3.17) 可以得出，地磁的测量值和地磁偏移量之差的幅值是一个常量。

由式 (3.17) 展开可得到式 (3.18)：

$$|\mathbf{b}_B|^2 + |\mathbf{b}_0|^2 - 2 \cdot \mathbf{b}_B^T \cdot \mathbf{b}_0 = |\mathbf{b}_E|^2 \quad (3.18)$$

在不同的姿态，测得了两组值，带入式 (3.18) 得到式 (3.19) 和式 (3.20)：

$$|\mathbf{b}_{B1}|^2 + |\mathbf{b}_0|^2 - 2 \cdot \mathbf{b}_{B1}^T \cdot \mathbf{b}_0 = |\mathbf{b}_E|^2 \quad (3.19)$$

$$|\mathbf{b}_{B2}|^2 + |\mathbf{b}_0|^2 - 2 \cdot \mathbf{b}_{B2}^T \cdot \mathbf{b}_0 = |\mathbf{b}_E|^2 \quad (3.20)$$

将式 (3.19) 和式 (3.20) 相减得到式 (3.21)：

$$|\mathbf{b}_{B2}|^2 - |\mathbf{b}_{B1}|^2 = 2 \cdot (\mathbf{b}_{B2}^T - \mathbf{b}_{B1}^T) \cdot \mathbf{b}_0 \quad (3.21)$$

由式 (3.21) 并不能计算出地磁偏移量  $\mathbf{b}_0$  的确切值。但是由式 (3.21)，可以用一个修正量逐渐去修正估计的偏移量。式 (3.21) 定义了一个三维空间中的平面。在修正后，测量的地磁向量的幅值是一个常值，所以等式 (3.21) 的左边等于零，修正量和  $\mathbf{b}_0$  是相互垂直的。最终可得到如下的修正公式 (3.22)：

$$\hat{\mathbf{b}}_0(k+1) = \hat{\mathbf{b}}_0(k) + k_{gain} \cdot \frac{(\mathbf{b}_{B2} - \mathbf{b}_{B1})}{|\mathbf{b}_{B2} - \mathbf{b}_{B1}|} \cdot (|\mathbf{b}_{B2}| - |\mathbf{b}_{B1}|) \quad (3.22)$$

其中， $\hat{\mathbf{b}}_0$  是地磁偏差量的估计值，增益系数  $k_{gain}$  的选择需要在数据的稳定性和收敛的速度之间权衡。

式 (3.22) 中，用两次测量值之差的方向作为修正量的方向，两次测量值的幅值之差作为数值，再乘以增益，得到修正量。用这个修正量去估计地磁偏移量。这种方法必须保证每次的修正都是在正确的方向上才能正常工作。随着估计的地磁偏移量的修正，相邻两次的地磁测量值的幅值的误差会逐渐变为零，最后估计值会收敛到正确的值。飞行器的姿态每次旋转一点，地磁的测量值也会变化。如果测量值的幅值有变化，那就表示有偏移量，使用式 (3.22) 可以逐渐消除偏差量。

在使用这个方法的时候,会出现出式(3.22)中的分母为零的情况,当出现这种情况,就不做此次运算。

### 3.3.4 实验结果

本实验使用的是 Honeywell 公司生产的型号为 HMC5883L 的三轴磁力计。采样时间设置为 20ms,采集从 3 个轴的正负向分别向下旋转得到 6 组数据,用这 6 组数据进行椭球拟合校准。然后再采集一组数据进行实时校准。

#### (1) 椭球拟合校准

从 3 个轴的正负轴分别向下旋转采集到的 6 组数据如图 3-8 所示,(a) 是 x 轴正轴朝下旋转和负轴朝下旋转采集的地磁数据,(b) 是 y 轴正轴朝下旋转和负轴朝下旋转采集的地磁数据,(c) 是 z 轴正轴朝下旋转和负轴朝下旋转采集的地磁数据,(d) 是所有的采集到的 6 组数据的折线图,接近于一个球。

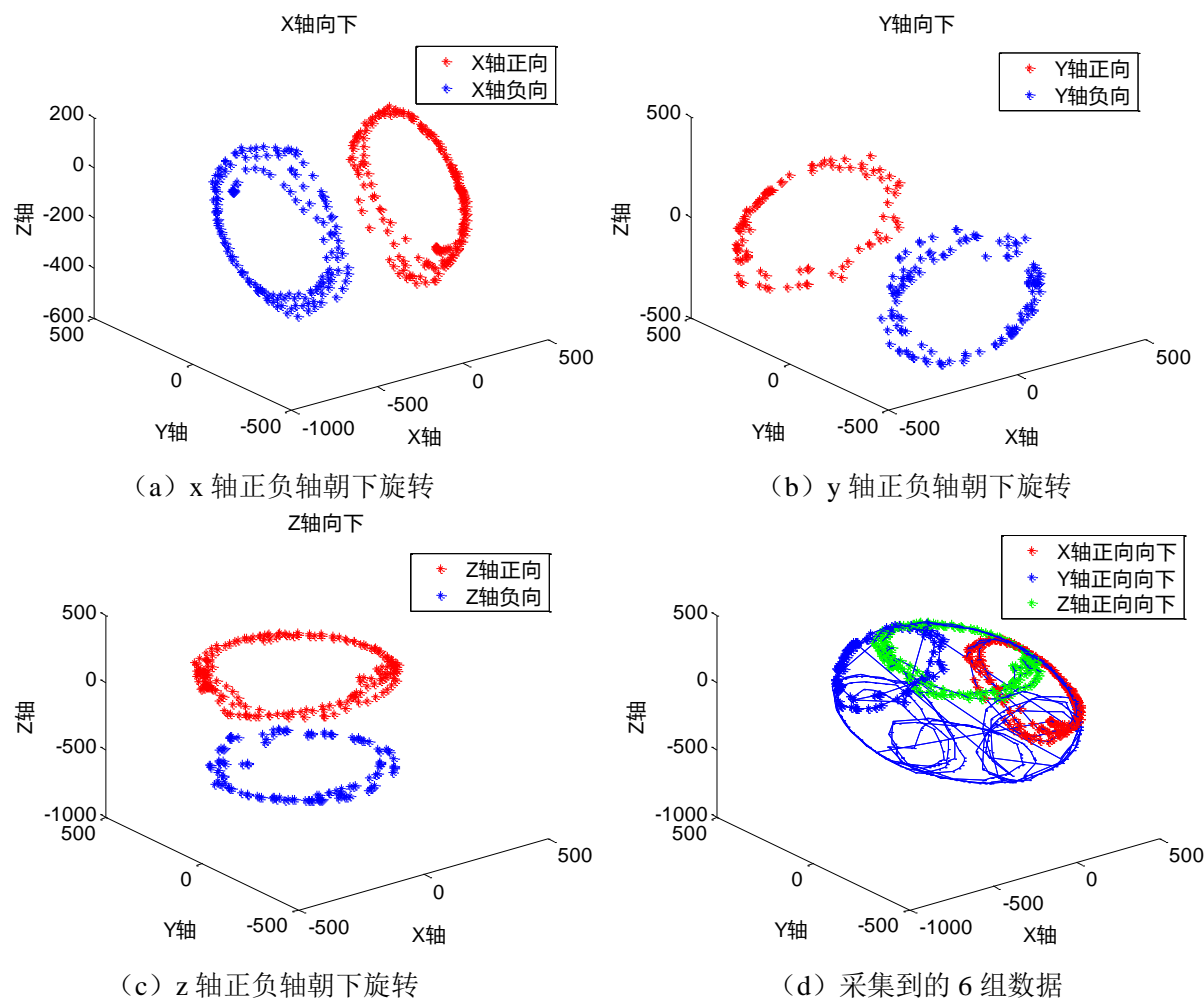


图 3-8 磁力计采集到的 6 组原始数据

Figure 3-8 Six group data measured from magnetometer

式(3.23)是拟合的椭球的方程,其中的系数为: $x_0=-95.1101$ ,  $y_0=43.5575$ ,  $z_0=-159.3139$ ,  $a=495.5620$ ,  $b=473.6044$ ,  $c=459.2490$ :

$$\frac{(x+95.1101)^2}{495.5620^2} + \frac{(y-43.5575)^2}{473.6044^2} + \frac{(z+159.3139)^2}{459.2490^2} = 1 \quad (3.23)$$

图 3-9 中的网格是用 3.3.2 节介绍的椭球拟合算法拟合出来的椭球，蓝色的线是采集到的原始数据。从图中可以看到原始数据基本在拟合的椭球附近，说明椭球计算参数的正确性。

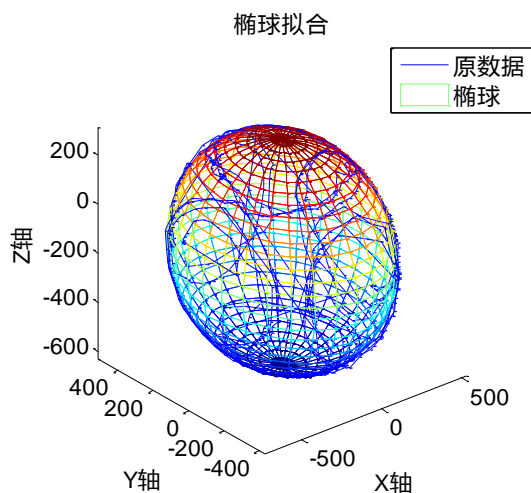


图 3-9 拟合椭球

Figure 3-9 Fitting ellipsoid

由于使用地磁量主要使用的是方向信息，可以将其归一化处理。将磁力计的原始数据进行校准后，得到图 3-10 近似一个单位球。

校准后的地磁

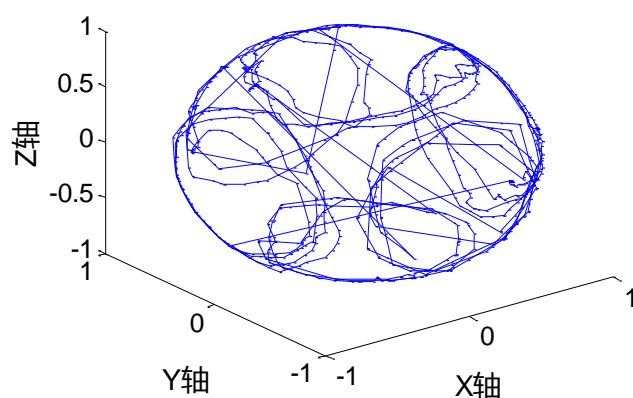


图 3-10 校准后的地磁

Figure 3-10 Calibration of the value measured from magnetometer

图 3-11 是校准前后地磁的误差值的对比。明显看到校准后，误差减小。

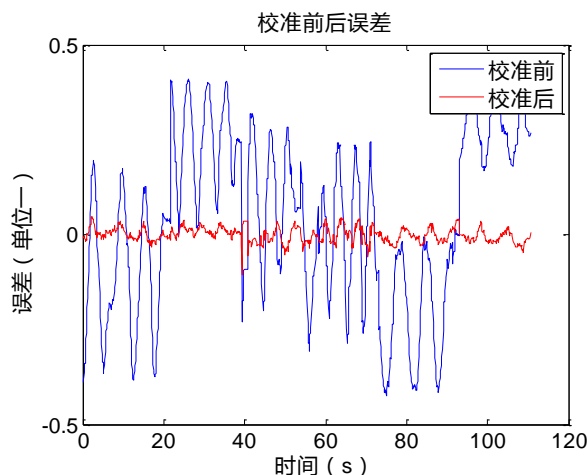


图 3-11 校准前后的误差

Figure 3-11 The error between raw data and calibration data

## (2) 实时校准

以 20ms 采样周期采集 30s 的数据,用 3.3.3 节介绍的算法计算出地磁的零位偏移量,计算结果可以用图 3-12 显示,最后三个轴的零位偏移量都收敛于一个恒定的值,从图中可以读出, X 轴的零位偏移量收敛于 90, Y 轴的零位偏移量收敛于-37, Z 轴的零位偏移量收敛于 160。

图 3-13 是校准前后的误差值的对比图。是归一化到单位圆后的误差对比图,可以明显看到误差减小。

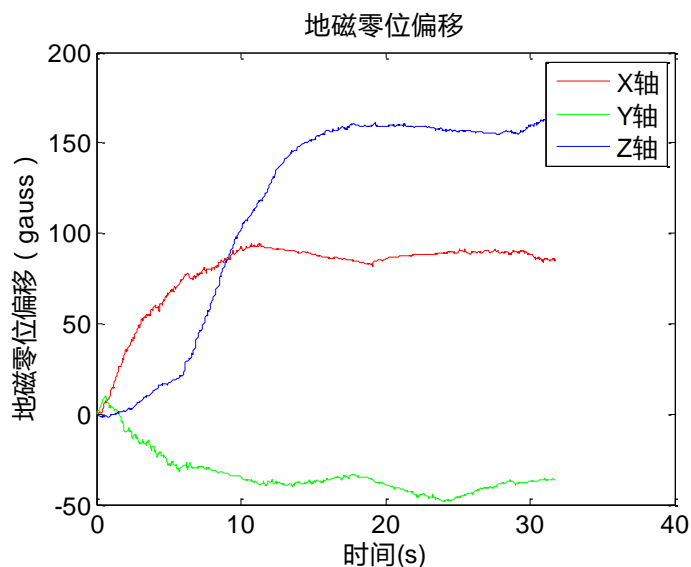


图 3-12 三个轴的零位偏移量

Figure 3-12 The zero-offset of magnetometer

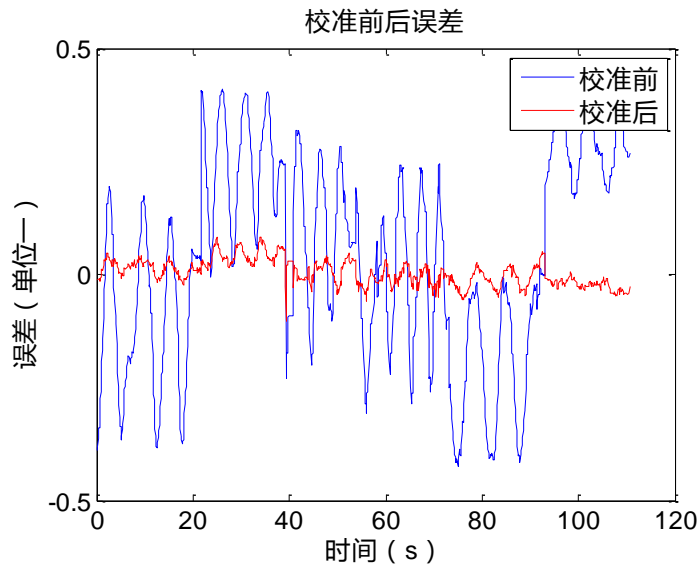


图 3-13 校准前后的误差

Figure 3-13 The error between raw data and calibration data

### 3.4 空速计

#### 3.4.1 空速管介绍

空速管也叫皮托管、总压管、总-静压管。空速管由两个测压管组成，内管为总压管，外管为静压管，结构如图 3-14 所示。通常空速管放置于与机头平行的方向，当飞机向前飞行时，气流冲进空速管，在管子末端的感应器会感受到气流的冲击，即动压。飞机的飞行速度越快，动压就越大。图中侧方开口为静压管开口，当气流平行于空速管轴线时，其内部压强为周围大气静止压强。

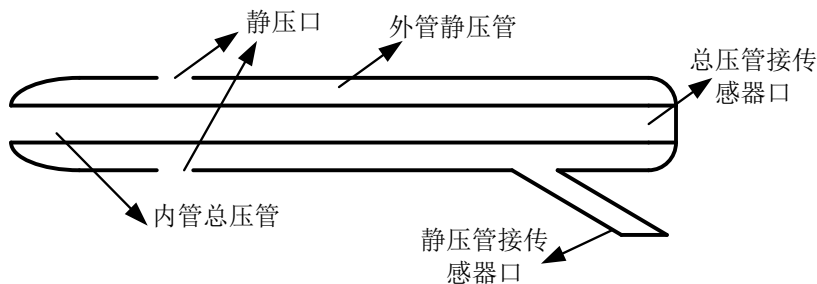


图 3-14 空速管原理结构图

Figure 3-14 The structure of pitot

由传感器可以直接测量出总压和静压的差值。静压为  $P_s$ ，总压为  $P_t$ ，总压减静压就等于动压。计算速度的模型如式 (3.24) 所示：

$$P_s + r \cdot \frac{V^2}{2} = P_t \quad (3.24)$$

其中  $r$  是空气密度,  $V$  是速度, 所以速度  $V$  可以写成式 (3.25) 的形式:

$$V = \sqrt{\frac{2(P_t - P_s)}{r}} \quad (3.25)$$

### 3.4.2 窗口滤波

由空速计测量出来的空速会有很大的噪声, 图 3-15 是一次飞行中采集到的空速的数据。

针对图中所出现的高频噪声, 采用的是窗口滑动滤波器来对数据进行滤波处理。选择窗口大小为  $N$ , 将  $N$  个数据放入到 `buffer` 中, 对这  $N$  个数据求均值作为滤波输出。在 `buffer` 中采用队列的方式, 每采集到一个数, 就放入队列中, 并将队头的数据删除。

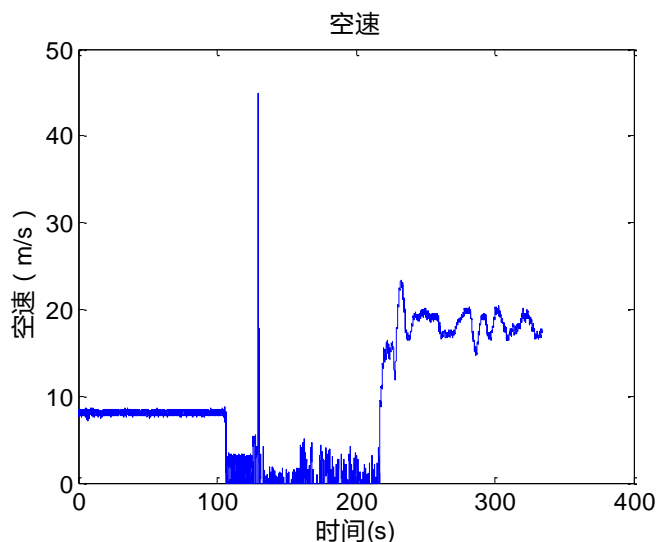


图 3-15 一次飞行实验的空速数据

Figure 3-15 The measured air speed

### 3.4.3 实验结果

本实验使用的空速计是飞思卡尔的 MPXV7002DP, 采样频率设为 50HZ, 下图是一次飞行过程中采集的空速的数据, 并且做滤波后的图。明显可以看到滤波后数据变的更平滑。

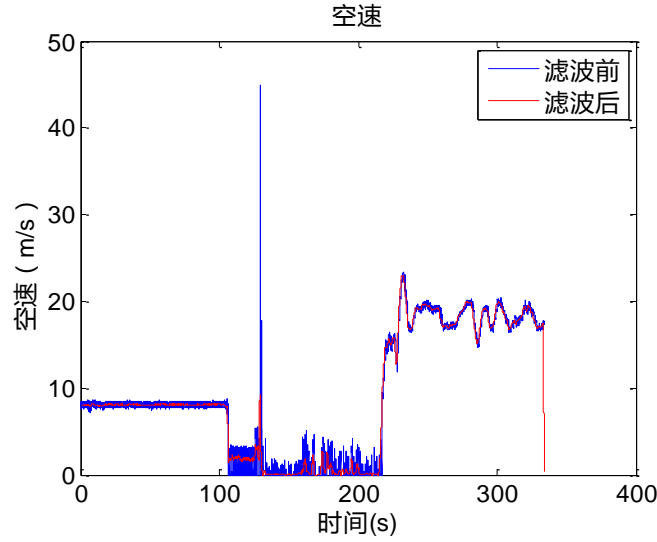


图 3-16 空速滤波前后对比图

Figure 3-16 The comparison between raw data and filtered data of the air speed

## 3.5 气压计

### 3.5.1 气压计介绍

大气压力随着高度呈现出一定规律的变化，高度越高大气压力越低，反之亦然。气压高度计利用这种原理，以压敏元件作为传感器测量出载体周围环境的大气压强，并根据气压与高度的数学模型计算出与气压基准平面之间的高度差。从气压计只能获得当前测试点的气压和温度，需要相应的数学模型将气压和温度转换成高度信息。

在微小型无人机的飞行高度范围内，基于标准海平面气压的气压高度转换模型<sup>[21]</sup>，如下式所示：

$$H = \frac{T_0}{L_0} \left[ 1 - \left( \frac{P_H}{P_0} \right)^{\frac{L_0 R}{Mg}} \right] \quad (3.26)$$

其中，标准海平面大气压用  $P_0$  表示，大小为 1013.25hPa，标准的海平面温度用  $T_0$  表示大小为 288.15K，标准的海平面重力加速度用  $g$  表示，大小为 9.80665m/s<sup>2</sup>，对流层的温度垂直梯度用  $L_0$  表示，大小为 0.0065K/m，空气分子质量用  $M$  表示，大小为 0.289644g/mol，宇宙气体常数  $R$  表示，大小为 8.31432J/K/mol， $P_H$  为当前高度  $H$  下气压计输出的值，单位是 hPa。

将以上所有的常数值全部带入上式 (3.26) 后可以得到式 (3.27)：

$$H = 44330.8 \left[ 1 - \left( \frac{P_H}{1013.25} \right)^{0.19026} \right] \quad (3.27)$$

### 3.5.2 一阶低通滤波

由气压计采集到数据通过式 (3.27) 可以计算出当地的高度信息，但气压计的数据噪



声比较大,数据不够平滑,可以使用一阶低通滤波器来处理。气压计还有一个比较大的问题是,受外界气流影响比较大,尤其是在飞行器剧烈运动的时候。这里使用海绵压在气压计芯片上来解决这个问题。

在频域中,一阶 RC 低通滤波器的传递函数如式 (3.28) 所示:

$$\frac{Y(s)}{X(s)} = \frac{1}{RCs + 1} \quad (3.28)$$

将式 (3.28) 进行 Z 变换后得到式 (3.29):

$$\frac{Y(z)}{X(z)} = \frac{T}{RC(1 - z^{-1}) + T} \quad (3.29)$$

将式 (3.29) 转化成时域的差分方程,得到式 (3.30):

$$Y(n) = \frac{T}{T + RC} X(n) + \frac{RC}{T + RC} Y(n-1) \quad (3.30)$$

令  $a = \frac{T}{T + RC}$ , 则  $\frac{RC}{T + RC} = 1 - a$ , 所以式 (3.30) 可以写成如下形式:

$$Y(n) = a \cdot X(n) + (1 - a) \cdot Y(n-1) \quad (3.31)$$

其中  $a$  是滤波系数,与  $R$  和  $C$  的值有关,滤波系数越小,滤波结果越平稳,但灵敏度越低;滤波系数越大,灵敏度越高,但是滤波结果越不稳定。

### 3.5.3 实验结果

本实验所使用的是 MS5611-01BA01 型号的气压计。将测量的气压值和温度值通过式 (3.27) 计算出高度,得到的是滤波前的原始数据。然后用一阶低通滤波器对数据进行滤波处理,使用式 (3.30) 进行计算,其中滤波参数  $a$  的取值为 0.98。

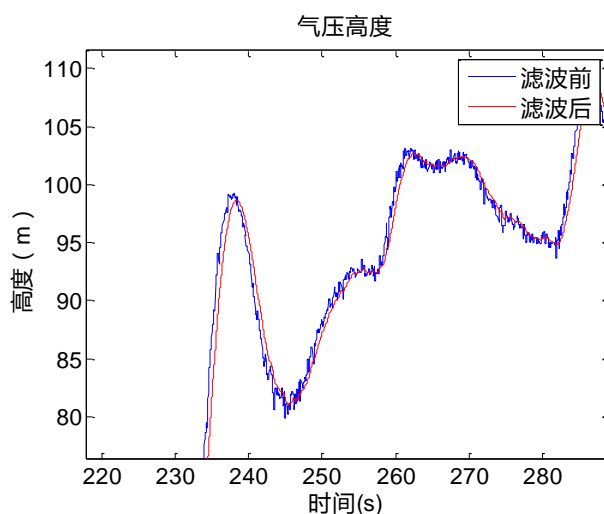


图 3-17 气压高滤波前后对比图

Figure 3-17 The comparison between raw data and filtered data

滤波前后的高度对比图如图 3-14 所示，明显可以看到滤波后数据变的平滑，同时数据也有一定程度的延迟。

### 3.6 本章小结

本章对核心传感器的误差补偿算法和传感器数据滤波算法进行研究，并且在本文设计的硬件电路板上进行实验。对三轴陀螺仪进行零位偏移量的补偿校准，并对其采集数据进行了均值滤波处理。对三轴加速度计进行了六面校准法进行误差校准，对其采集的数据进行均值滤波处理。对三轴磁力计分别使用离线椭球拟合校准方法和在线的学习方法进行误差校准。对空速计数据进行窗口滤波处理。对气压计的数据进行一阶低通滤波处理。

## 4 导航算法研究

导航算法用于测量无人机的姿态、速度和位置信息。姿态角指的是飞行器的横滚角、俯仰角和偏航角。速度指的是在地理坐标系下的北向速度、东向速度和地面向速度。位置指的是在地理坐标系下的北向位置、东向位置和地面向位置，也可以用经度、纬度和高度来表示。

本章主要介绍了两种导航算法。第一种是使用互补滤波算法解算出飞行器的姿态，从 GPS 获得飞行器的速度和位置。第二种是使用基于 EKF 的多传感器数据融合算法，可以计算出飞行器的姿态、速度和位置信息。对比在正常情况下两种算法得到的结果，可以验证算法的正确性。同时在 GPS 失锁的情况下，基于 EKF 的数据融合算法仍然有效，表现出 EKF 的数据融合算法在特殊工作条件下的优良性能。本章设计实验，使用扩展卡尔曼滤波算法计算出的姿态、速度、位置作为导航信息，设置好航点让无人机去自主跟踪航点，能够很好的完成任务，证明了该算法的可靠性和飞控电路板的实用性。

### 4.1 基本理论

#### 4.1.1 参考坐标系

惯性导航的基础是精确定义一系列的笛卡尔坐标系，每个坐标系都符合右手定则。本文所使用的坐标系有：地球坐标系（e 系），导航坐标系（n 系）和载体坐标系（b 系）<sup>[41]</sup>。

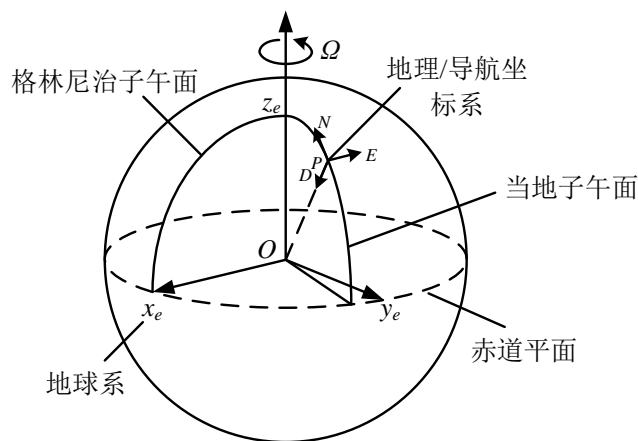


图 4-1 参考坐标系

Figure 4-1 Reference coordinate system

地球坐标系（e 系），原点是地球中心，坐标轴与地球固连，轴向定义是  $Ox_e$ ， $Oy_e$ ， $Oz_e$ 。如图（3.1）所示，其中  $Oz_e$  的方向是沿地球极轴的方向， $Ox_e$  的方向是沿格林尼治子午面和地球赤道平面交线的方向。

导航坐标系（n 系），也叫地理坐标系，原点位于图中所示的 P 点，坐标轴指向北、东和当地垂线方向（向下）。

载体坐标系（b 系），也叫机体坐标系，它是一个正交坐标系，轴向分别沿安装有导