

多旋翼飞行器：从原理到实践

第六讲 自驾仪校准和姿态控制调试

李大伟 杨炯



北京航空航天大学
BEIHANG UNIVERSITY



可靠飞行控制研究组
RELIABLE FLIGHT CONTROL GROUP



1. 传感器原理和校准
2. 状态估计
3. 控制和调试
4. 本讲实践

1. 传感器原理和校准

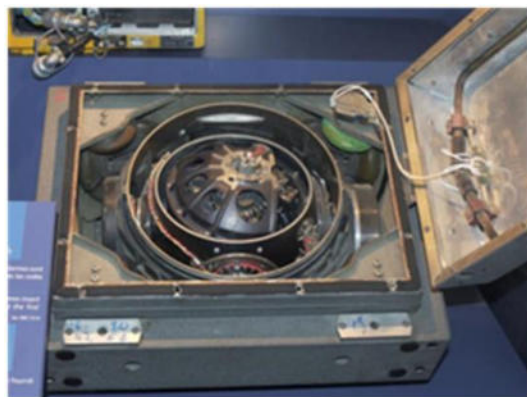


总体介绍

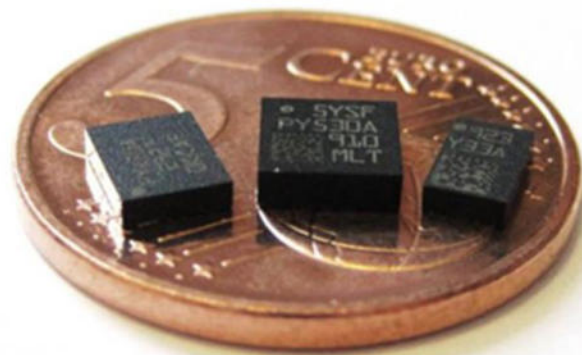
自驾仪：自动控制多旋翼姿态、位置和轨迹的设备。要想控制多旋翼，首先需要知道多旋翼的当前状态。

捷联惯导系统：利用加速度和角速率来对飞行器的倾斜姿态、位置和速度进行动态推算的系统，不依赖外界信息。

微机电系统 (MEMS)：微型化生产的加速度和角速率的测量设备。



机械罗盘



MEMS陀螺仪

1. 传感器原理和校准

总体介绍



- **惯性测量单元 (IMU)**：提供 6DOF 姿态信息（加速度和角速率）的设备。
- **惯性导航系统 (INS)**：使用 IMU 输出的原始数据，再结合特定算法解算出姿态位置信息的系统。
- **航姿参考系统 (AHS)**：IMU加上三轴磁力计，共同解算出多旋翼姿态信息和航向数据的系统。



MPU6000芯片



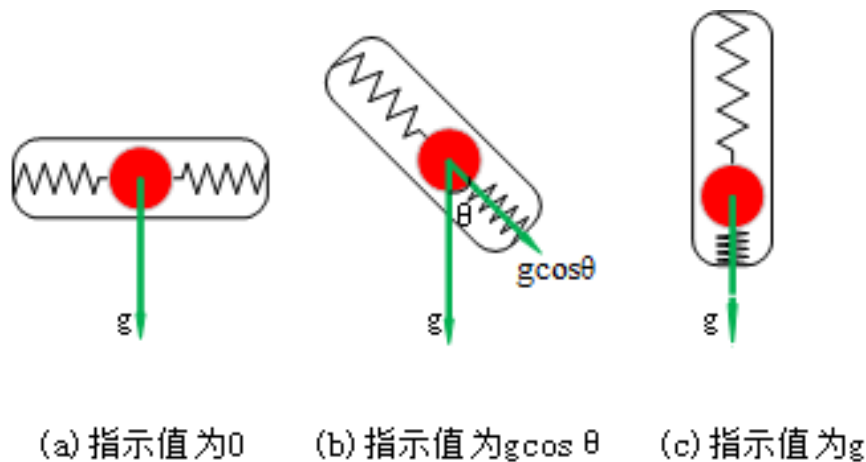
BW-AH227 AHS 产品

1. 传感器原理和校准



三轴加速度计

- **作用**：测量XYZ三个空间轴方向的**加速度**。
- **原理**：根据各轴方向上的受力大小计算出对应的加速度。



MEMS加速度计原理图

- **校准**：分别将三轴加速度计的六个面保持水平，在静止过程中采集传感器的测量值并进行平均计算。之后，将平均值大小与真实加速度大小比较，用于校准参数。

1. 传感器原理和校准



三轴加速度计

- **量程**指的是这款传感器测量值的加速度范围，对于多旋翼来说一般正负 16g 就足够使用；
- **温漂**指的是在不同温度情况下，传感器测量的变化，也就是说在相同加速度的情况下不同温度环境带来的测量差异；
- **非线性**指的是在加速度计输入与输出偏离线性关系的系数；
- **噪声**指的是在加速度计输入不变的情况下，输出数据的波动大小，输出数据波动越小，噪声则越小。

加速度计	温漂	零漂	非线性	轴串扰	最大量程	噪声	1.8V	面积
MPU6000 (6050)	±0.02%/°C	±50(Z80)mg	±0.5%	±2%	±16G	400ug/√Hz	否	4x4
MPU6500	±0.026%/°C	±60mg	±0.5%	±2%	±16G	300ug/√Hz	否	3x3
MPU9250	±0.026%/°C	±60(Z80)mg	±0.5%	±2%	±16G	300ug/√Hz	否	3x3
ICM20602	±1.5%	±40mg	±0.3%	±1%	±16G	1mg-rms	否	3x3
ICM20608	±0.016%/°C	±60mg	±0.5%	±2%	±16G	250ug/√Hz	否	3x3
ICM20649	±0.026%/°C	±65mg	±0.5%	±2%	±30G	285ug/√Hz	否	3x3
ICM20948	±0.026%/°C	±50mg	±0.5%	±2%	±16G	230ug/√Hz	是	3x3
ICM20689	±1%	±80mg	±0.5%	±2%	±16G	150ug/√Hz	否	4x4
ICM20789	±1%	±80mg	±0.5%	±2%	±16G	150ug/√Hz	是	4x4
LSM303D	±0.01%/°C	±60mg	±0.8%		±16G	150ug/√Hz	否	3x3
LSM9DS0	±2%	±60mg	±0.8%		±16G		否	4x4
BMI055	±0.02%/K	±70mg	±0.5%FS	±1%	±16G	150ug/√Hz	否	4.5x3
BMI088	0.002%/K	±20mg	±0.5%FS	±0.5%	±24G	160(Z190)ug/√Hz	否	4.5x3
ISM330	±0.01%/°C	±40mg	±2%FS		±16G	170ug/√Hz	否	3x2.5
ADXL330	±0.015%/°C		±0.3%	±1%	±3.6G	280ug/√Hz	否	4x4
ADIS16365	±0.3%	±50mg	±0.1%		±18G	500ug/√Hz rms	否	32x23
ADIS16467	±0.1%	±6mg 重复性	±0.02%FS		±40G	100ug/√Hz rms	否	24x23
ADIS16477	±0.1%	±6mg 重复性	±0.02%FS		±40G	100ug/√Hz rms	否	11x15
ADIS16448	±0.15mg/°C	±20mg rep	±0.2%FS		±18G	230ug/√Hz rms	否	38x24
ADIS16488A	±0.1mg/°C	±16mg rep	±0.1%FS		±18G	63ug/√Hz rms	否	47x44

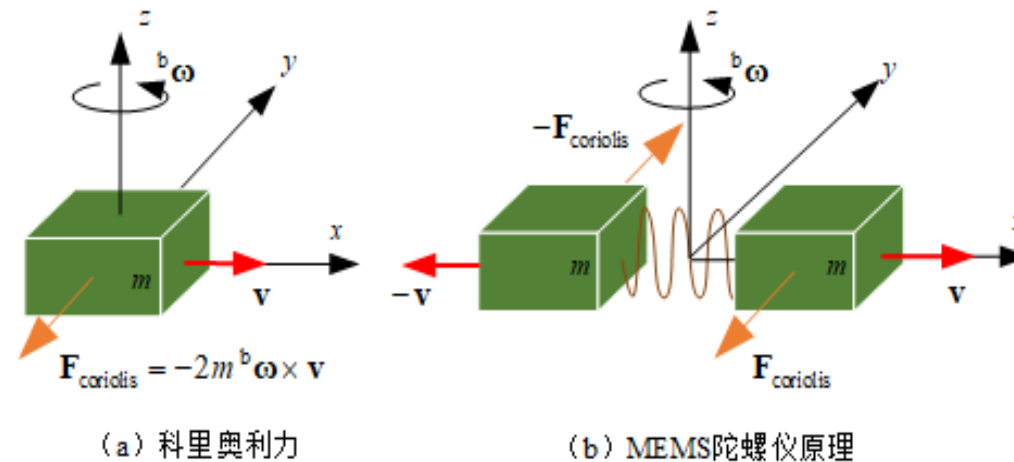
常见加速度计传感器参数对比

1. 传感器原理和校准



三轴角速率陀螺仪

- **作用**：测量XYZ三个空间轴方向的**角速率**。
- **原理**：在旋转过程中，下图中右侧两个质量块会产生不同方向的力，使两个质量块之间的距离增加产生电容差，该电容差正比于角速度。
- **校准**：静置传感器，保持采样一段时间，在该时间段中选取多个采样值，然后计算它们的平均值。若平均值不为零，那么需要减去它完成校准。



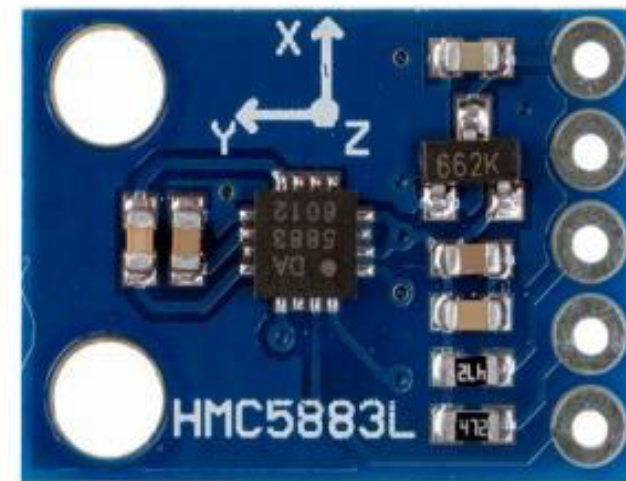
MEMS陀螺仪原理图

1. 传感器原理和校准

三轴磁力计



- **作用**：测量**磁场方向**和**磁场强度**。
- **原理**：一般是利用铁磁体的各向异性磁阻来进行测量。
- **校准**：将传感器各个轴竖直向下放置，绕竖直轴旋转一周以取得各个角度测量的地磁场强度。



HMC5883L磁力计模块

1. 传感器原理和校准

气压计

- **作用**：测量**气压**。气压计分为差压和绝压两种，前者测量的是两个测量点的压力差，后者测量的是绝对压力。
- **原理**：无人机通常使用差压传感器。差压传感器有两个测量点，分别接通空速管的总压与静压，通过压力差换算空速。
- **校准**：通常都是在飞行器即将离地飞行的瞬间进行自动校准，其方法依然是采集多个数值并取平均，把静置启动时刻的当前数值当作相对零高度和相对零空速。



美国MEAS差压传感器MS4525



MEAS绝压传感器MS5611

1. 传感器原理和校准

超声波测距仪



- **作用**：使用超声波测量距离。
- **原理**：超声波信号由超声波传感器发出，经由障碍反射，被接收器所接收，并利用这个时间差计算出到障碍的距离。
- **校准**：超声波测距仪运行相对稳定，无需特别校准。



使用超声波测距仪时，声波反射很少或不反射

1. 传感器原理和校准

雷达

- **作用**：测量距离。
- **原理**：激光雷达是发射单束激光通过测量光的反射时间得到单点距离。无线电雷达则是通过发射高频无线电波来实现。
- **校准**：超声波测距仪运行相对稳定，无需特别校准。



北醒激光雷达TFmini Plus

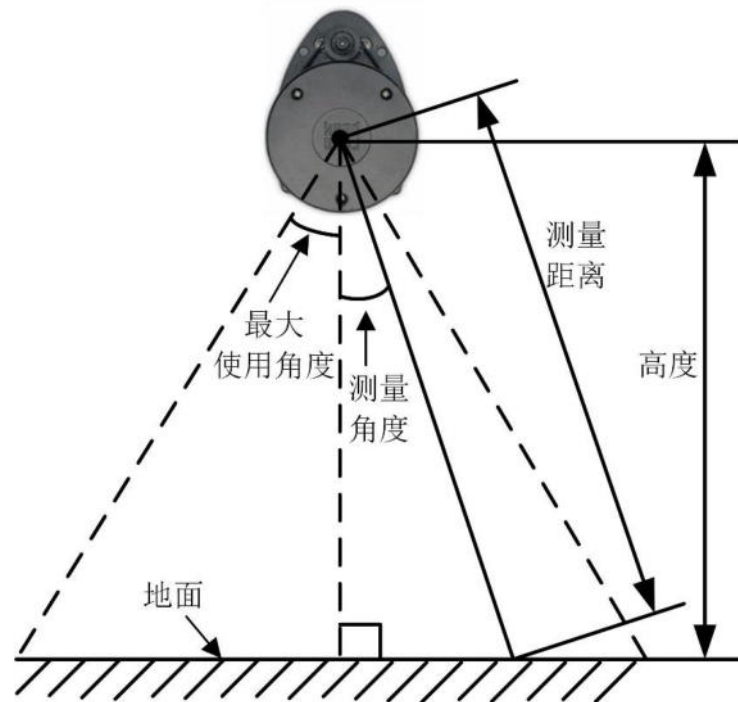


纳雷科技毫米波雷达NRA15

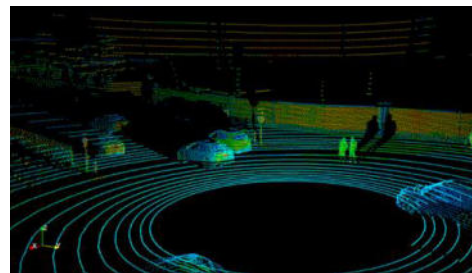
1. 传感器原理和校准

雷达

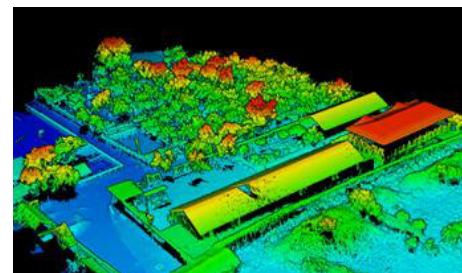
- **360度激光雷达**是一种二维激光测距仪，在旋转过程中，不断发射激光束来**测距**，输出周边障碍的**二维点云**。激光雷达通常用于**测高**、**避障**和**实时生成周围地图**。通过测量角度和测量距离可以计算出雷达距离地面的高度。
- 三维激光雷达可以得到更为细致的三维立体图像，常用领域包括：**自动驾驶感知**、**地形地貌测绘**和**文物精细重建**等，如图所示。



360度激光雷达测量原理



三维雷达自动驾驶的感知



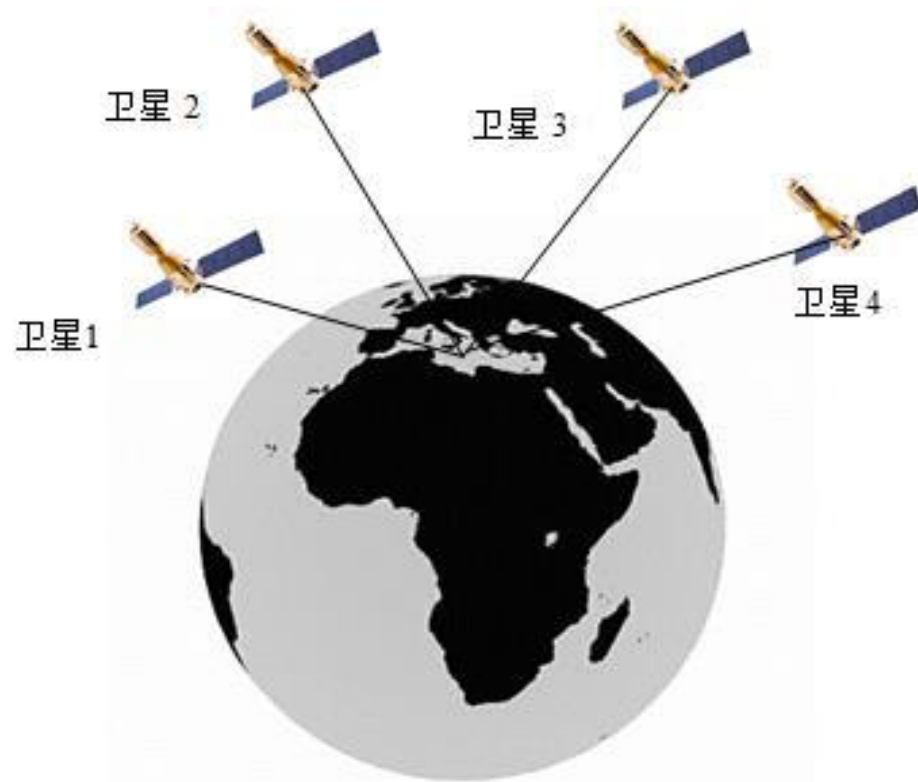
三维雷达地形地貌重建

1. 传感器原理和校准

全球定位系统GNSS



- **作用**：提供**地理位置**信息。
- **原理**：通过接收卫星信号，并进行几何运算，来确定自身地理位置的全球定位设备，一般至少需要4颗卫星。
- **校准**：GNSS 系统无需校准，但是需要等待足够多的卫星与接收机连接，进入稳定的定位状态后才可以使用。



GNSS系统原理图

1. 传感器原理和校准

全球定位系统GNSS



目前全球有 **GPS**、**Glonass**、**北斗**、**伽利略**等卫星定位系统，还有一些区域性卫星定位增强系统。另外，每种卫星定位系统，还会有多个频率的信号，用于冗余校正误差。

对于只支持一种卫星定位系统的接收机设备，通常直接使用卫星定位系统名，支持美国的 GPS 系统就被称之为“**GPS**”，而支持中国北斗卫星系统的接收机被称之为“**北斗**”；同时支持两种卫星系统的接收机称之为**双模卫星定位设备**；支持三系统以上多个频率的接收机设备称之为**多系统多频卫星定位设备**。

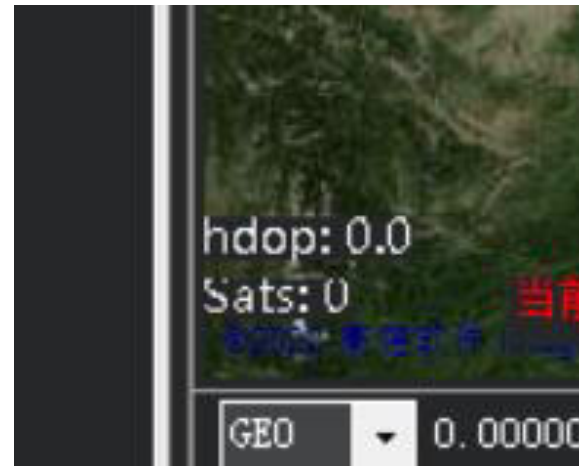
1. 传感器原理和校准

全球定位系统GNSS



通过地面站可以观察多旋翼 GNSS 与卫星通讯的状态，星数表示接收到的卫星数量。在民用导航中，常用**水平精度因子** (HDOP) 和**垂直精度因子** (VDOP) 表示卫星导航系统的定位精度，其数值越小说明定位精度越高。

常见的单点 GNSS 系统的定位状态包括“no fix”——无法定位，“2D fix”——2D 定位（输出经纬度），“3D fix”——3D 定位（输出经纬度和海拔）。



地面站显示hdop与Sats信息



GPS状态（图像右下角）

1. 传感器原理和校准

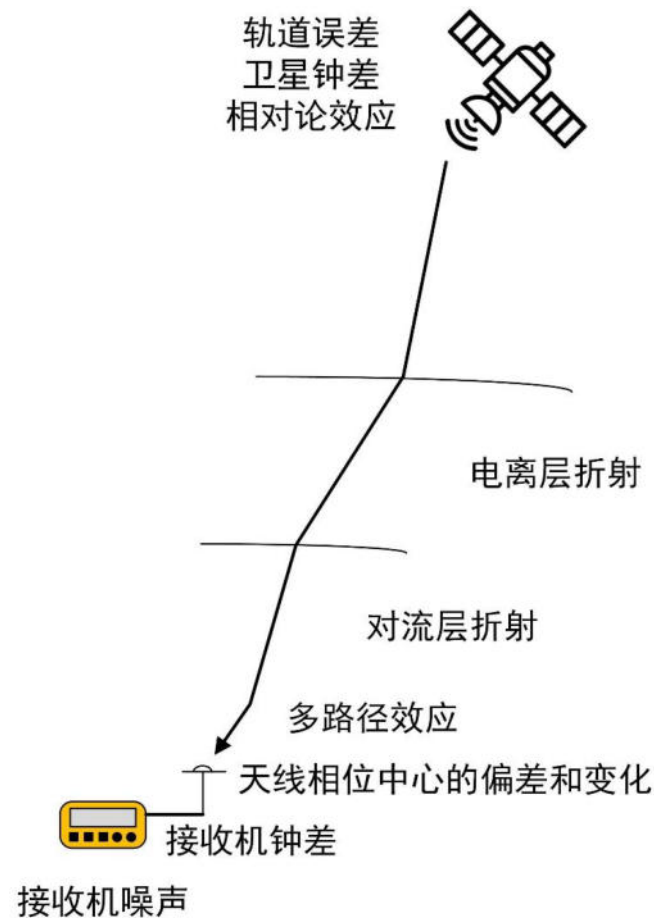
全球定位系统GNSS



GNSS 的绝对精度一般是米级，其观测主要收到以下因素影响：

- 卫星相关误差，包括轨道误差和卫星钟差；
- 传播误差，包括电离层误差、对流层误差和多路径误差；
- 接收机误差，包括接收机时钟差和观测误差；

从接收机到卫星的距离可以由 GNSS 接收机接收到的测距码获得。由于存在卫星相关误差、传播误差，这个距离叫做**伪距**。



GNSS误差来源图

1. 传感器原理和校准

全球定位系统GNSS

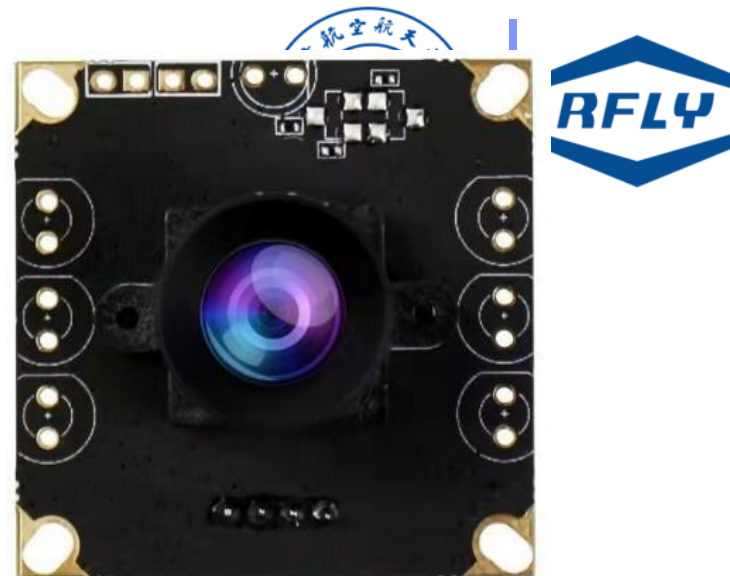


- **差分定位技术** 将一台接收机放置在固定的地面基准参考站内。由于基准参考站本身的位置是实际已知的，那么站内的接收机通过 GNSS 系统得到自己的位置测量值后，将位置的测量值与实际值相减，就可以得到 GNSS 测出的定位与实际定位的误差。之后，基准参考站将该误差实时发送出去，附近的移动接收机就可以接收这个误差来修正自己的定位。差分技术可以消除 GNSS **公共误差**，但是接收机的 **内部误差** 不能被消除。
- **基于载波相位差分技术** (Real Time Kinematic, RTK) 采用相同的基础理论，但是使用了卫星信号载波相位作为测量信息。在 RTK 系统中，基准站不断地将观测到的载波相位发送出去，移动接收机在接收基准站信息后，比较其自身观测的相位与基准站接收的相位，实时计算出移动接收机的位置。

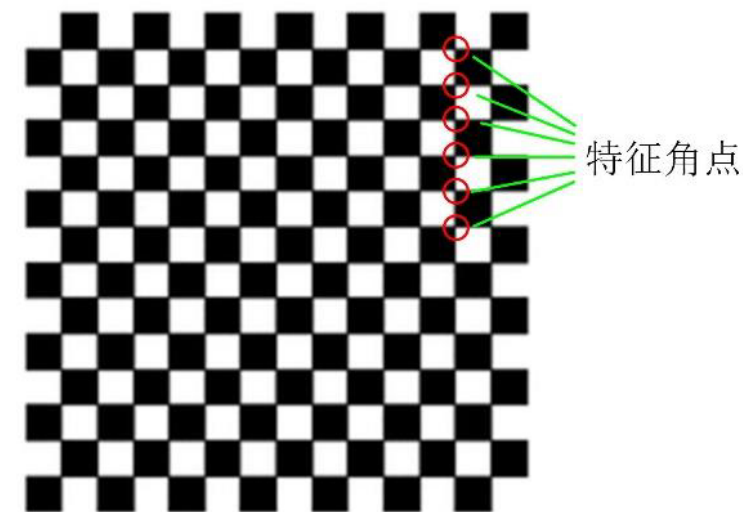
1. 传感器原理和校准

摄像头

- **作用**：目标识别和跟踪、测量、避障、光流定位等。
- **原理**：摄像机将三维场景投射到二维图像平面，采集的图像以标准电视信号的形式经高速采集系统传输到计算机中并进行数字化，数字图像在计算机中以二维数组存储和处理。
- **校准**：使用标定板。相机对标定板进行多次拍摄，根据特征角点计算出相机内外参数，从而对图像进行修正。



摄像头



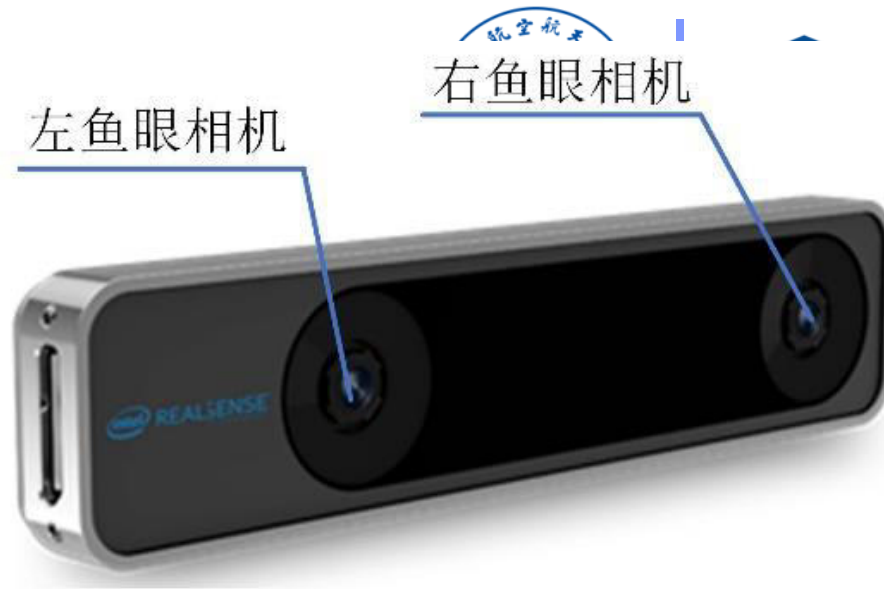
平面标定物

1. 传感器原理和校准

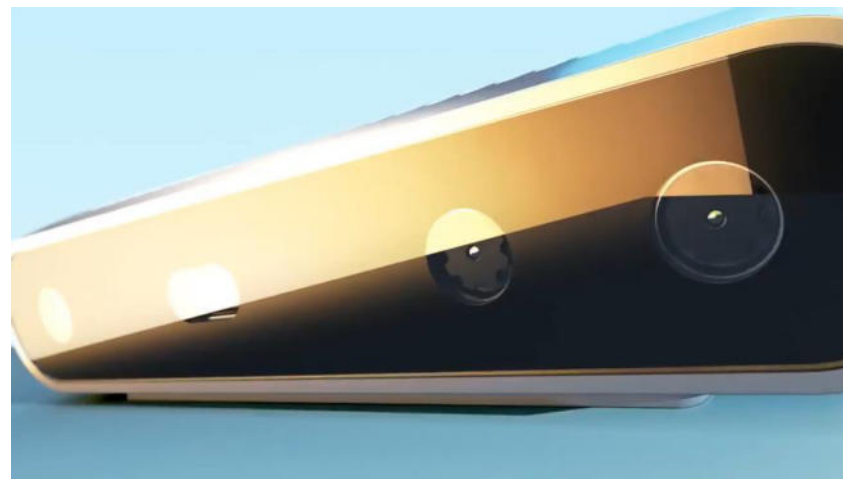
摄像头

多旋翼可以同时装配多个摄像机，当只有一个摄像机工作时称为**单目视觉**，两个摄像机工作时称为**双目视觉**，三个及三个以上摄像机工作则是**多目视觉**。单目视觉只能获得二维图像信息，而双目视觉能够根据三角测距原理得到场景的深度信息。

投影式深度相机由常规相机、红外线激光投影仪和红外相机组成。红外线投影仪投影红外光，进而通过分析红外相机接收的反射光得到深度信息。也有仅仅采用双目方案的深度相机，这对算法要求很高，目前性能与投影式方案有些差距。



Intel RealSense T265相机



Intel RealSense D435i 深度相机

1. 传感器原理和校准

光流传感器

- **作用**：得到图像中物体的运动状态，或者推导出无人机的移动状态。
- **原理**：通常直接计算出图像中像素点或像素块的运动速度。需要假设实际空间中的每个点所对应的像素的灰度不变。



Hereflow光流传感器



2.状态估计

滤波原理



- **起因**: 传感器测量出的数据往往都有一定的偏差, 并不能直接使用。
- **作用**: 滤波是对信号中的噪声进行消除或抑制。
- **低通滤波器**: 允许频率低的信号通过, 而频率高的则不能通过。
- **公式**:

$$V_c = 0.95 \times V_r + 0.05 \times V_{cm}$$

其中 V_c 是当前时刻电压, V_r 是上一时刻电压, V_{cm} 当前电压测量值

当到达下一时刻时, 则将上一时刻电压作为当前时刻电压进行迭代。相比直接使用当前电压测量值进行迭代, 使用低通滤波器后噪声的干扰降低, 但计算出的电压延迟增大。

2.状态估计

▀ 滤波原理



- **卡尔曼滤波器**：能够从一系列不完全且包含噪声不确定性的观测量中，估计系统的未知状态，其估计精度往往比单纯地基于单一观测量的方法更高。
- 多旋翼飞行器属于**非线性系统**，因此通常使用扩展卡尔曼滤波器（EKF），将非线性问题转化为线性问题。
- 卡尔曼滤波器与前面低通滤波器公式的不同之处在于可以处理多维状态估计，另外**权值在线自动调整**，而不是一个固定的权值。

2.状态估计

姿态估计



多旋翼姿态估计是对姿态角进行估计，通常利用三轴加速度计、三轴陀螺仪和三轴磁力计的数据，并通过互补滤波器或卡尔曼滤波器获得。低频的**俯仰角**和**滚转角**观测量可以由**加速度计**测量值近似得到，即

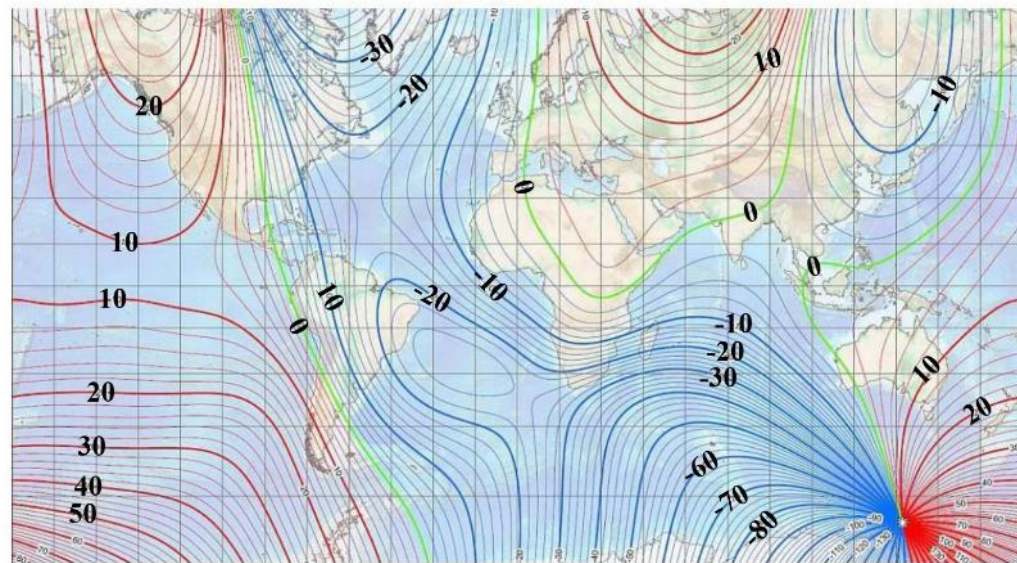
$$\begin{cases} \theta_m = \arcsin\left(\frac{a_{x_{bm}}}{g}\right) \\ \phi_m = -\arcsin\left(\frac{a_{y_{bm}}}{g \cos \theta_m}\right) \end{cases}$$

陀螺仪通过对角速度进行积分得到**姿态角变化量**。

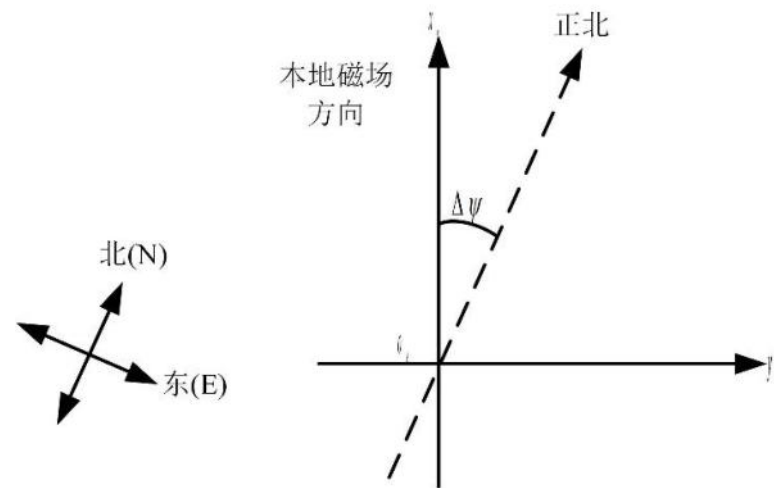
2. 状态估计

姿态估计

- **偏航角**观测值可以由**磁力计**观测值近似得到:
- **第一步**: 确定磁场方向在水平面的向量, 求出方位角。需要结合磁力计测量值和三轴倾角传感器测量得到的俯仰角和滚转角。
- **第二步**: 需要加上或减去磁偏角来修正偏航角。比如如北京磁偏角约为 6° 偏西(-6°), 因此在北京磁场方向上减去 -6° 的磁偏角, 才能找到正北方。



2015年世界磁偏角分布图



本地磁场和正北方向

2.状态估计

姿态估计



- **线性互补滤波器**：利用各自的互补特性，得到更精确的姿态角。加速度计使用低通滤波器，而陀螺仪使用高通滤波器，再将两者结合。

- **俯仰角**：
$$\hat{\theta}(k) = 0.95 \left(\hat{\theta}(k-1) + T_s \omega_{y_{b,m}}(k) \right) + 0.05 \theta_m(k)$$

上式表示陀螺仪计算出的俯仰角信号的权值为95%，加速度计输出俯仰角信号的权值为5%。

- **滚转角**：与俯仰角类似。
- **偏航角**：

$$\psi_m = (1 - \alpha_\psi) \psi_{\text{GPS}} + \alpha_\psi \psi_{\text{mag}}$$

2.状态估计

位置估计



由于单一传感器仅能提供部分信息，而且大部分时候这些信息的**噪声很大**，因此需要利用**信息融合**技术来获得更精确的位置信息。

(1) 基于GPS的位置估计

基于GPS的位置估计常常使用**IMU、GPS接收机和气压计**。卡尔曼滤波器结合多旋翼运动学模型，融合不同传感器的信息来估计位置。

$$\text{过程模型: } \begin{cases} {}^e\dot{\mathbf{p}} = {}^e\mathbf{v} \\ {}^e\dot{\mathbf{v}} = \mathbf{R}({}^b\mathbf{a}_m - \mathbf{b}_a - \mathbf{n}_a) + g\mathbf{e}_3 \\ \dot{\mathbf{b}}_a = \mathbf{n}_{b_a} \\ \dot{b}_{d_{\text{baro}}} = n_{b_{d_{\text{baro}}}} \end{cases} \quad \text{位置观测模型: } \begin{cases} p_{x\text{GNSS}} = p_{x_e} + n_{p_{x\text{GNSS}}} \\ p_{y\text{GNSS}} = p_{y_e} + n_{p_{y\text{GNSS}}} \\ d_{\text{baro}} = -p_{z_e} + b_{d_{\text{baro}}} + n_{d_{\text{baro}}} \end{cases}$$

2.状态估计

位置估计



(2) 基于SLAM的位置估计

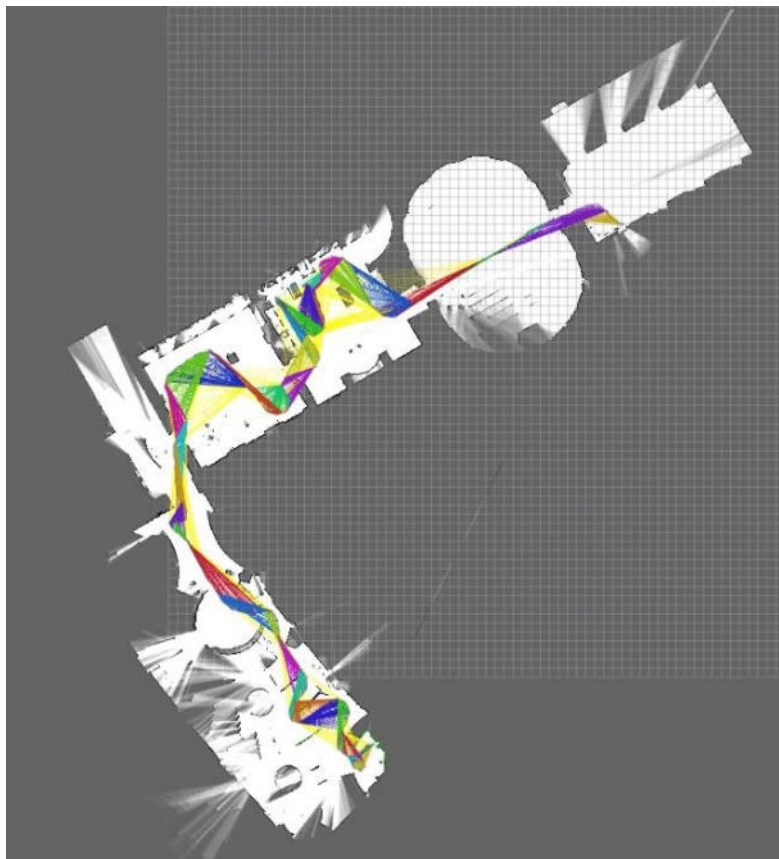
SLAM(Simultaneous Localization And Mapping)称为同步定位与建图技术。

SLAM问题可以描述为机器人在**估计自身位置**的同时**建造未知环境的增量式地图**，实现自主定位和导航。

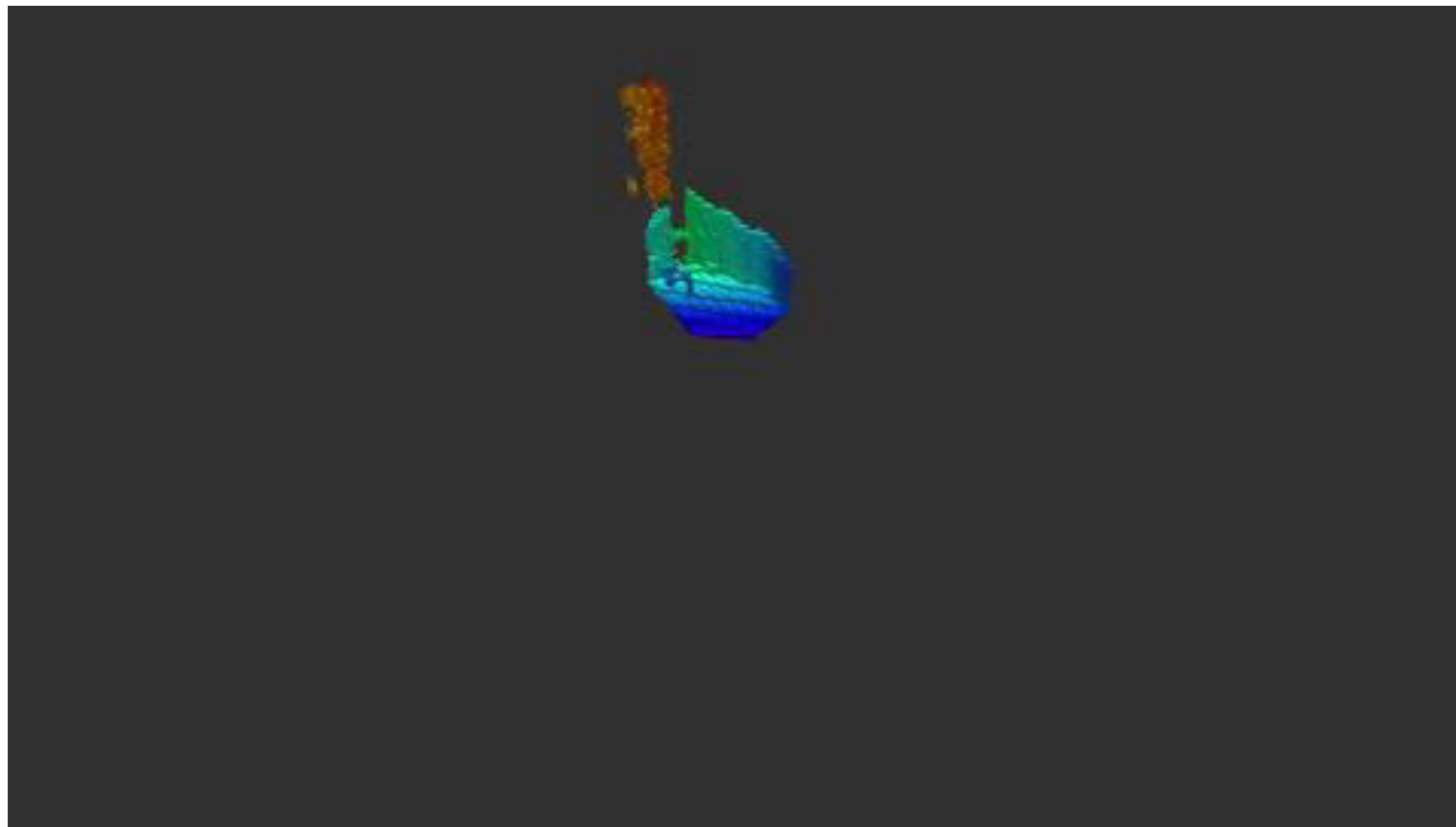
SLAM技术可以基于不同类型的传感器，包括距离传感器，如超声波测距仪和激光扫描测距仪，也可以基于方位传感器，如摄像机等；也有一些传感器融合的方案，如融合距离传感器和三维摄像机等方位传感器。

2.状态估计

位置估计



Cartographer 2D SLAM 例程建图效果



视觉 SLAM 过程中建立的八叉树地图

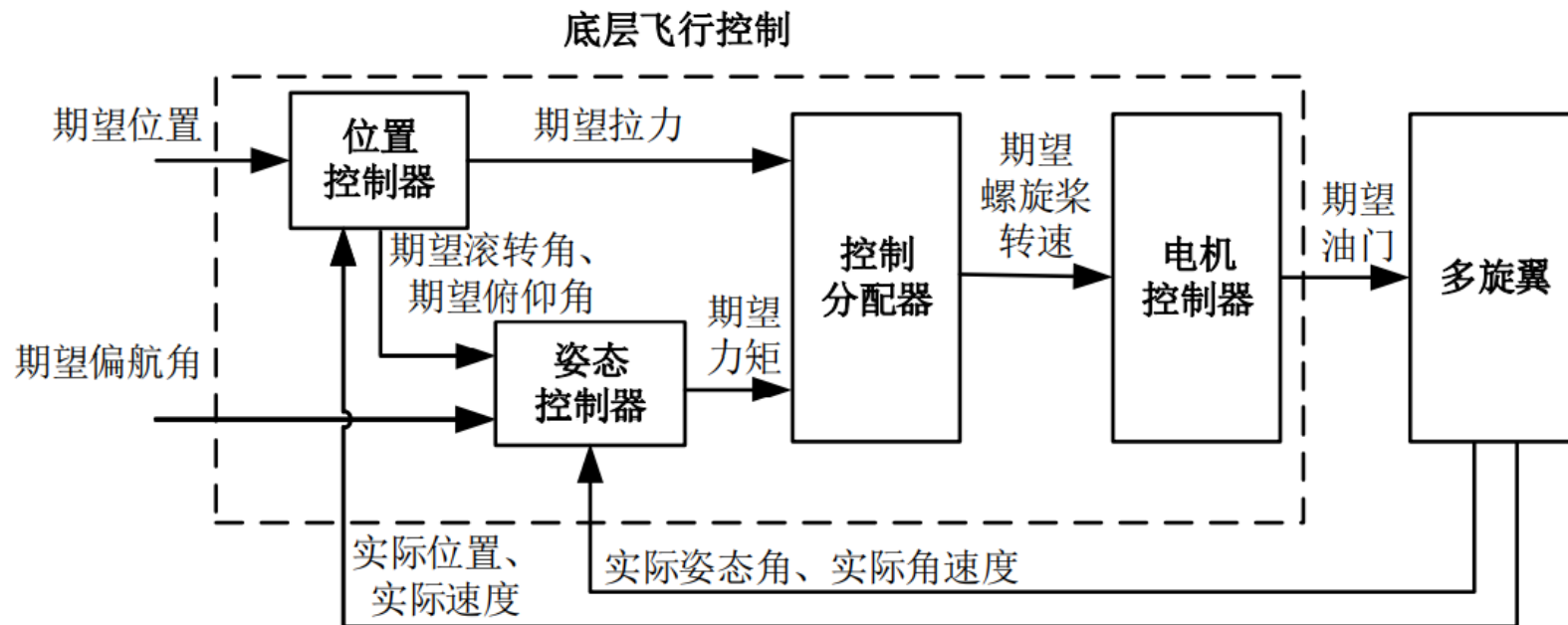
3.控制和调试

动态系统的基本描述



多旋翼是一个欠驱动系统，即独立控制量个数小于系统自由度个数的系统，它有六个自由度（三自由度位置、三自由度姿态），但是只有四个独立输入（四个电机转速）。

多旋翼采用内外环控制。外环控制器为位置控制器，内环控制器为姿态控制器，即先控制好多旋翼的姿态，再控制多旋翼的位置。



多旋翼底层飞行控制的闭环结构

3.控制和调试



动态系统的基本描述

- 关于**控制分配器**，如果多旋翼是四旋翼，那么力和力矩四个独立输入将换算成四个螺旋桨的控制。我们期望这些控制作用到真实的四旋翼也能产生同样的力和力矩。如果多旋翼是十八旋翼，那么也只有力和力矩四个独立输入，并将其换算成十八个螺旋桨的控制。
- 我们期望这些控制作用到真实的十八个旋翼也能产生同样的力和力矩。这样一来，控制器设计与多旋翼的旋翼个数及安装位置就解耦了。后续 PID 原理和调试步骤仅仅是针对**位置控制器**和**姿态控制器**，通过控制器的设计，根据实时反馈，得到动态变化的**力和力矩**的期望。

3.控制和调试

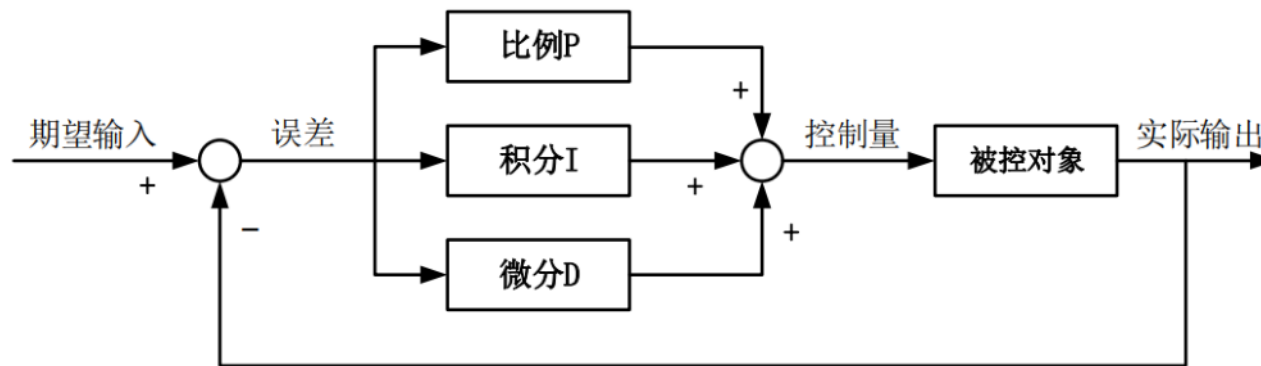


PID原理和调试步骤

(1) PID原理

PID控制的原理，也就是将偏差的**比例、积分和微分之和**作为控制器的输入，计算输出值的一种控制方法。

- “P”可以理解为**纠正偏差的力度**，参数越大，系统动作越快；
- “I”可以理解为**要达到的精度**，I越大稳态跟踪越精确；
- “D”可以理解为**即将到达控制目标时减速的程度**，参数越大则可以防止力度太大而导致系统超调。



常规PID控制系统结构框图

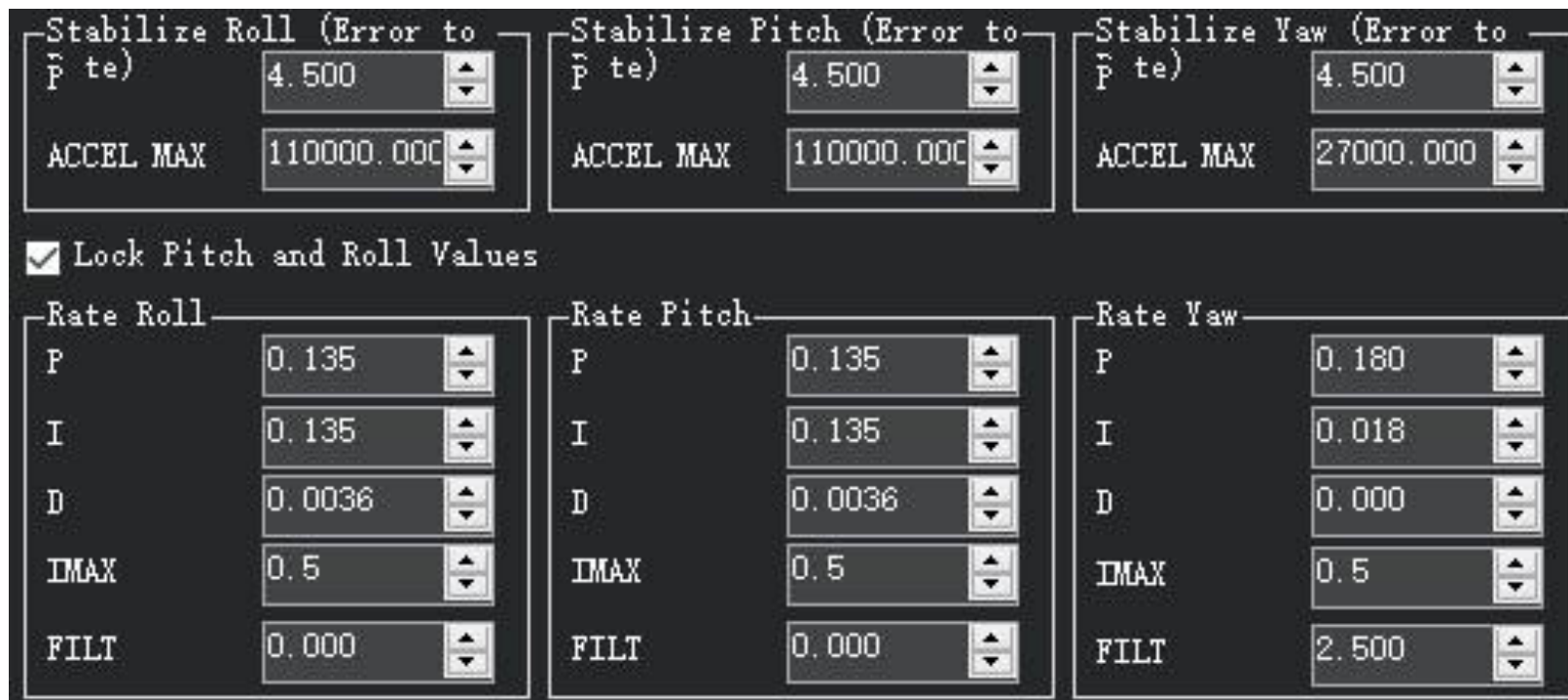
3.控制和调试



PID原理和调试步骤

(2) PID调试步骤

- ① 检查和设置默认最小值
- ② 调内环P
- ③ 调内环D和I值
- ④ PD联调
- ⑤ 调外环P值
- ⑥ 其他通道



飞控姿态角PID参数界面

3.控制和调试

PID原理和调试步骤



(2) PID调试步骤

1. 检查和设置默认最小值

检查飞行器状态，保证螺旋桨安装正常，旋转方向正确。记录内环 P 和外环 P 的默认数值。将滚转 (Roll) 通道的全部内外环 PID 参数设置为默认的最小值。设置默认最小值的目的是：在参数较小时，多旋翼的响应不会太剧烈，相比参数较大时更容易受遥控的控制，这样便于逐步增加参数并观测多旋翼的现象。

3.控制和调试



PID原理和调试步骤

(2) PID调试步骤

2. 调内环P

将滚转 (Roll) 通道的内环 P 调至默认参数, 并进行试飞。通常在默认值情况下, 多旋翼响应不会太差, 从默认值开始相对安全且能加快调节速度。如果多旋翼起飞后, 滚转方向不发生抖动, 说明 P 值偏小, 力度不够, 无法及时让滚转角回到期望值, 那么需要增加 P 值, 每次增幅在 10%~20% 之间。如果多旋翼起飞后滚转方向发生高频抖动, 说明 P 值过大, 力度过大, 滚转角在回到期望值后还会继续偏转, 那么需要减小 P 值。调至多旋翼滚转姿态刚好不抖动, 将此时的数值乘以 0.8 作为 P 参数。

3.控制和调试



PID原理和调试步骤

(2) PID调试步骤

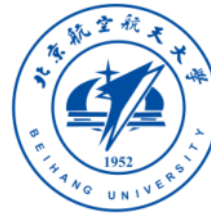
3. 调内环D和I值

将内环 D 值以 0.001 为单位逐渐增加，直至抖动为止，并保留这个刚好不抖动的数值。增加 D 值的目的在于减缓内环 P 值的作用，可以让滚转角提前回到期望值。之后，直接复制 P 值到 I 值。I 值可以消除偏差，使滚转角最终值趋于期望值。

4. PD联调

小幅度增加 P 值，至发生抖动；小幅度增加 D 值至抖动消除。如此往复，直到 D 值无法消除 P 值增加导致的抖动为止，保留此时的 P 值和 D 值。这里主要是细调飞行器的 P 值和 D 值，让飞行器的控制效果更好。

3.控制和调试



PID原理和调试步骤

(2) PID调试步骤

5. 调外环P值

将外环 P 值的默认数值写入，不断增加外环 P 值并试飞，每次增幅为 20% 左右，飞行器悬停稳定度会不断提升。进而进行滚转方向机动操作，如果发生抖动则停止增加。此时可以进行内环 D 值与外 P 值的联动调整，如果无法消除抖动，该 P 值和 D 值为最终数值。滚转外环 P 值主要影响滚转角的速度，其数值越大，多旋翼在滚转角方向上能有更快的速度，这样在受到外界干扰时也更加稳定。

6. 其他通道

使用相同方法调整俯仰的 PID 数值，针对偏航和悬停等不敏感参数，只微调外环 P 值，满足基本飞行需要即可。

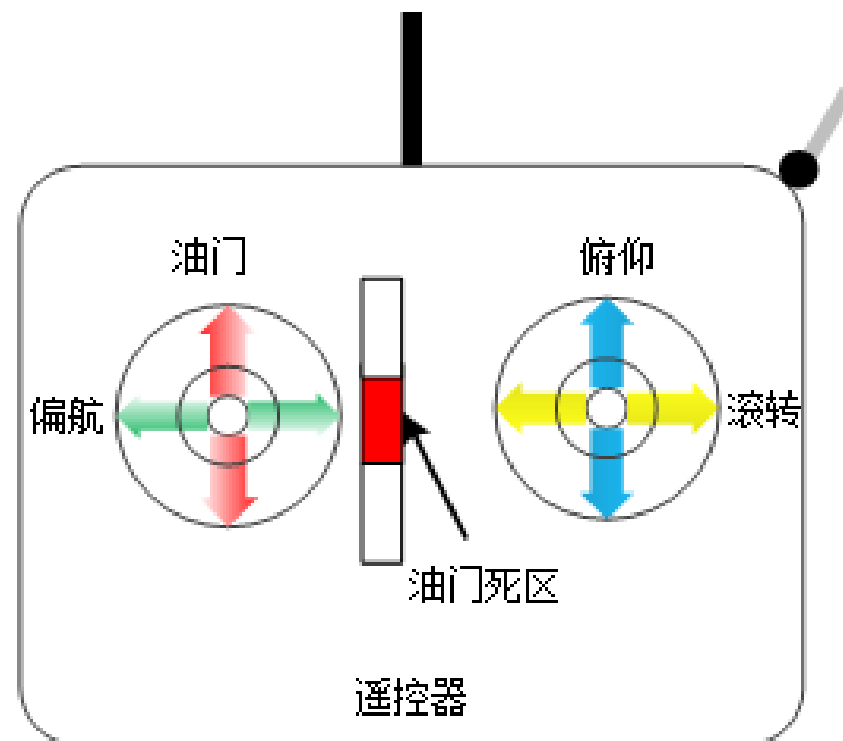
3.控制和调试

飞行模式



(1) 自稳模式 (Stabilize)：允许飞行器操纵人员（飞控手）利用遥控器手动控制多旋翼。

遥控器**死区**表示输出为零的区域，也就是说摇杆在这个范围内任意位置，最终输出都为零。通常在摇杆中心附近设置一圈很小的死区，防止小幅度误触、振动对多旋翼造成影响。



遥控器摇杆和死区功能

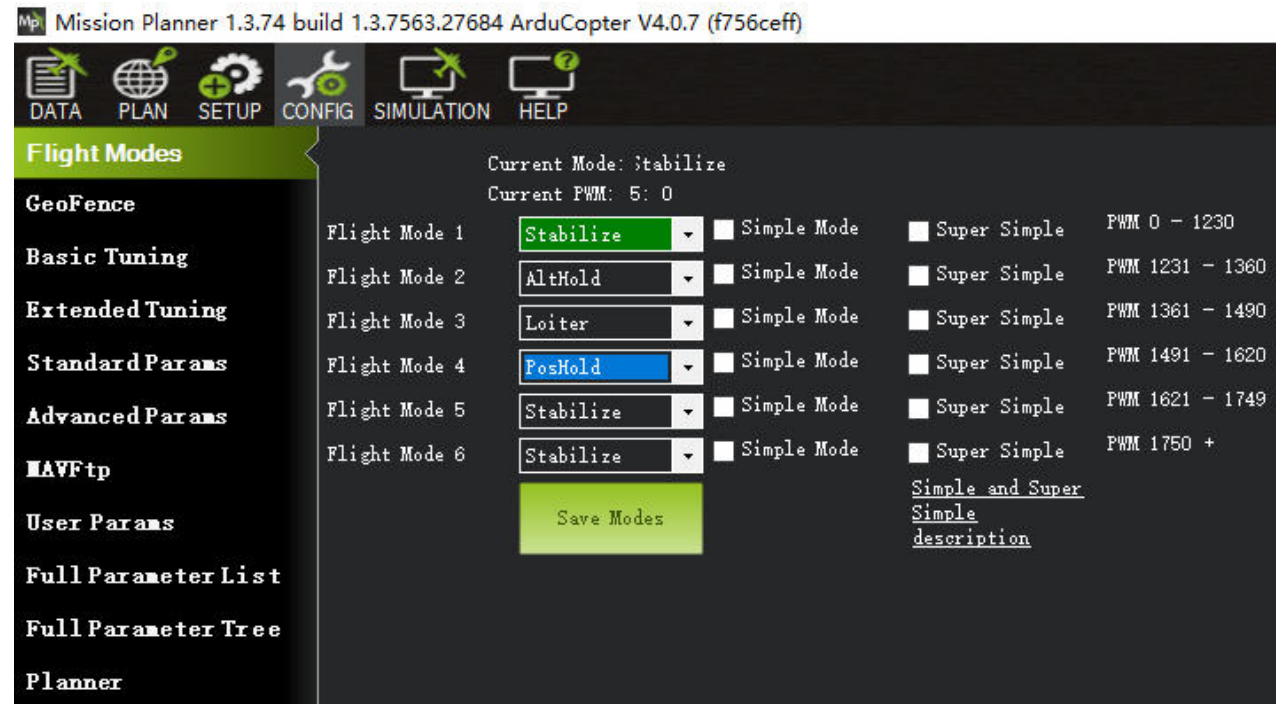
3.控制和调试

飞行模式



(2) 定高模式 (AltHold) : 当允许正常控制滚俯仰和偏航轴时, 多旋翼能够保持**高度稳定**, 但是水平位置仍然会漂移。

(3) 定点模式 (Loiter) : 保持多旋翼的**姿态、位置和机头指向稳定**, 不会产生漂移, 但需要精确的GPS位置信息和偏航角信息以及机身低振动。



Mission Planner 飞行模式设置界面

4.本讲实践

加速计校准



(1) 实践目标

- 准备
 - 硬件：Windows 系统的计算机（至少需要一个 USB 接口）一台、自驾仪一块、数据线一套，以上可参见附录 A。
 - 软件：地面站软件 Mission Planner 一套，以上可参见附录 A。
- 目标
 - 练习使用 Mission Planner 软件。
 - 使用 Mission Planner 地面站校准自驾仪的加速度计。

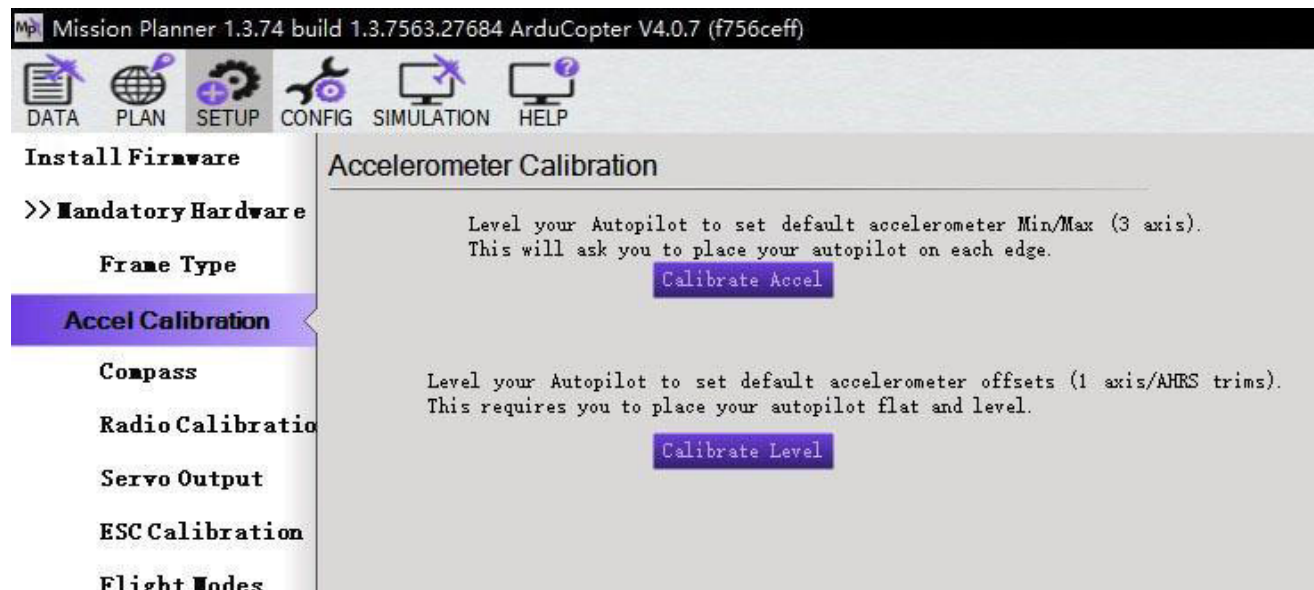
4.本讲实践

加速度计校准



(2)具体步骤

- ① 在地面站内“Accel Calibration（加速度校准）”一项中，单击“Calibrate Accel（校准加速度计）”，随后会出“Please place vehicle LEVEL（请把飞控并水平放置）”提示。此时，请按提示的要求放置飞控板。完成后点击“Click when done（完成时点击）”按钮可继续操作，后续五个步骤同理。



加速度计校准界面

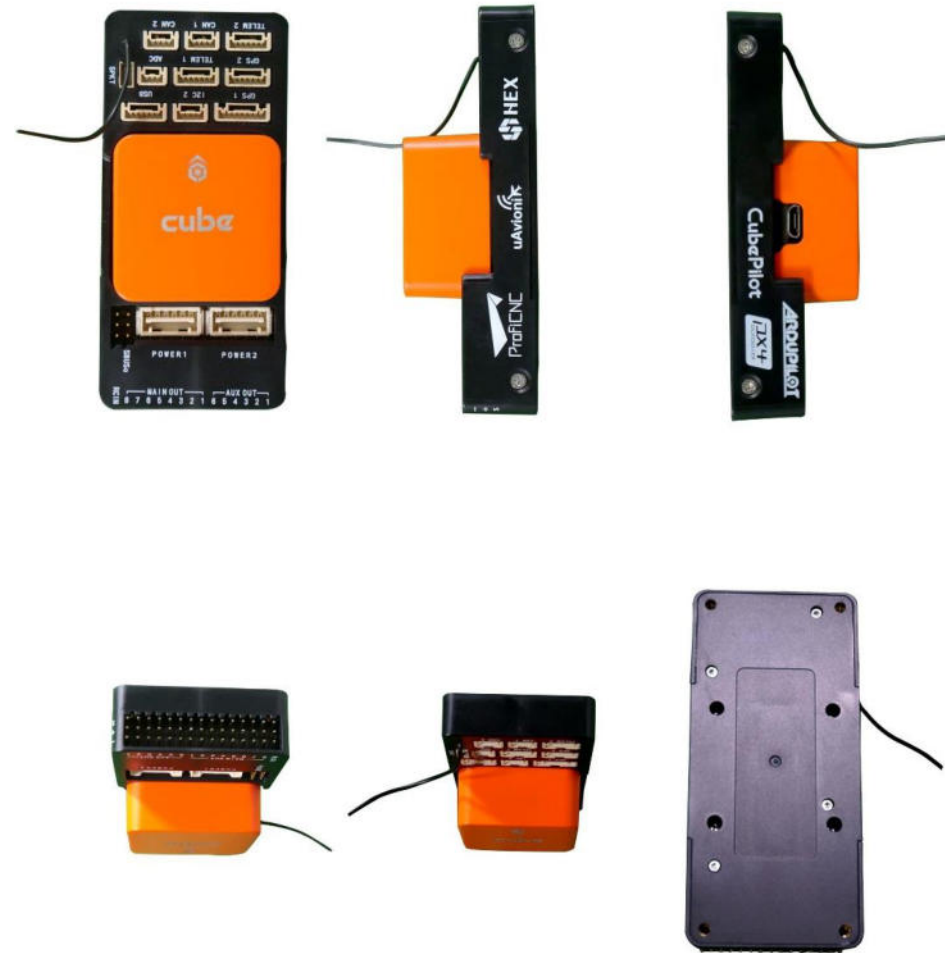
4.本讲实践

加速度计校准



(2)具体步骤

- ② 飞控左侧向下并水平放置。完成后点击“Click when done”。
- ③ 飞控右侧向下并水平放置。完成后点击“Click when done”。
- ④ 飞控机头向下并水平放置，完成后点击“Click when done”。
- ⑤ 飞控机头向上并水平放置，完成后点击“Click when done”。
- ⑥ 飞控背部向上并水平放置，完成后点击“Click when done”。
- ⑦ 当地面站任务界面出现“Calibration successful（校准完成）”提示，说明加速度计校准完成。
- ⑧ 将飞控板水平放置在平面上，进行航姿系统平衡校准，飞控板放置水平后，点击完成。加速度计校准已经完成。



加速度计校准操作

4.本讲实践

加速度计校准



加速度计校准视频

4.本讲实践

磁力计校准



(1) 实践目标

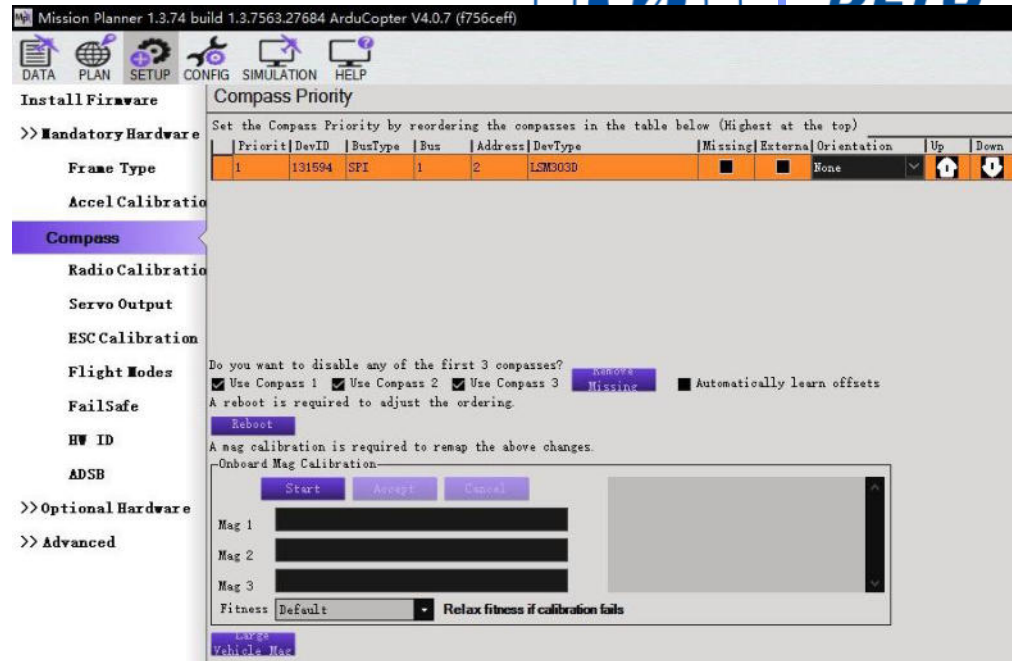
- 准备
 - 硬件：Windows 系统的计算机（至少需要一个 USB 接口）一台、自驾仪一块、数据线一套，以上可参见附录 A。
 - 软件：地面站软件 Mission Planner 一套，以上可参见附录 A。
- 目标
 - 练习使用 Mission Planner 软件。
 - 使用 Mission Planner 地面站校准飞行器的磁力计（在 Mission Planner 中文版翻译为“指南针”）。

4.本讲实践

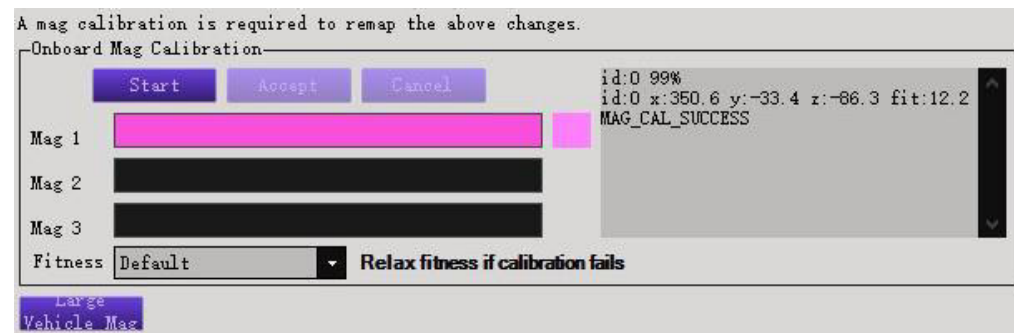
磁力计校准

(2) 实践步骤

- ① 选择需要校准的磁力计，然后点击“Start”开始校准。
- ② 将飞控绕各个轴做圆周运动，至少沿每个轴旋转一次，即俯仰 360°、滚转 360°、水平 360°，可以看到屏幕上的进度条。
- ③ 校准完成后会弹出对话框（对话框显示“Please reboot the autopilot”），点击对话框右下角的“OK”即可完成磁力计校准，进度条右侧会显示出磁力计校准的补偿量。若误差太大，可尝试重新校准一次。



磁力计校准界面



磁力计校准完成及结果显示

4.本讲实践

磁力计校准



磁力计校准视频

4.本讲实践

滤波器参数调节



(1) 实践目标

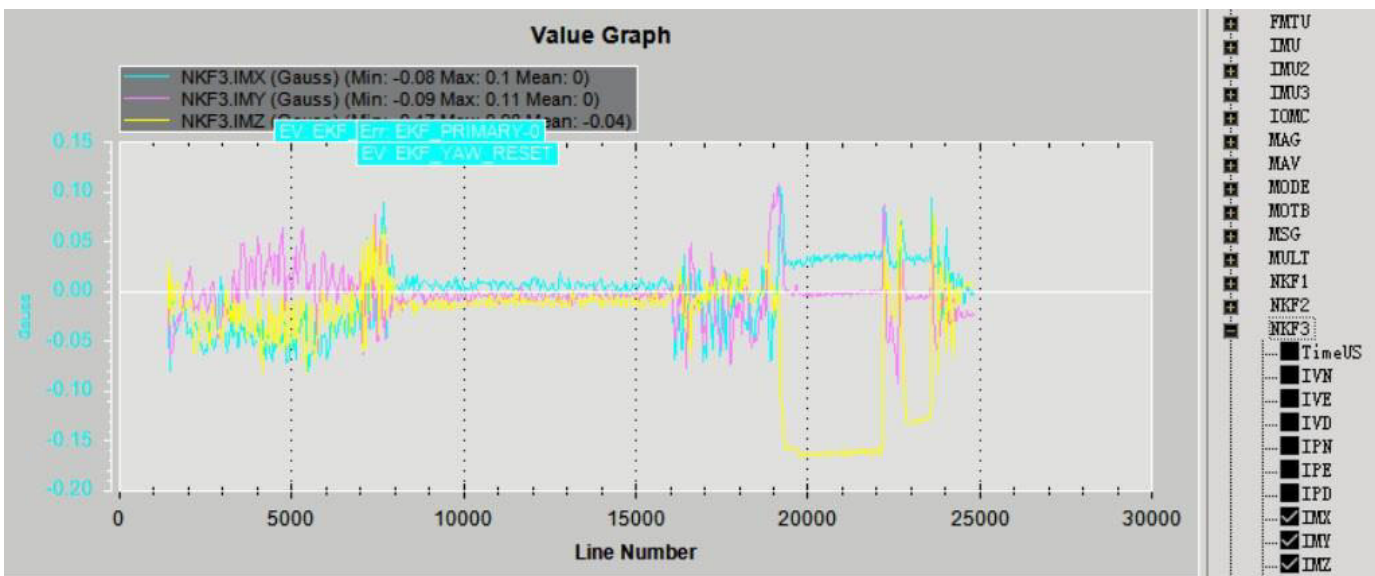
- 准备
 - 硬件：Windows 系统的计算机（至少需要一个 USB 接口）一台、自驾仪一块、数据线一套，以上可参见附录 A。
 - 软件：地面站软件 Mission Planner 一套，以上可参见附录 A。
- 目标
 - 练习使用 Mission Planner 软件。
 - 理解滤波器的两种重要参数“GATE”和“NSE”，并以磁力计测量值测量为例调节相应参数，画出曲线，并分析相应原因。

4.本讲实践

滤波器参数调节



- 滤波器的参数较多，举两个比较重要的参数为例，分别是“GATE”和“NSE”。
- “GATE”表示接受可用测量值的阈值，当测量值小于阈值时则该测量值被接受，否则被拒绝。
- “NSE”是英文单词“NOISE（噪声）”的缩写，表示传感器测量值的干扰噪声，取值为其均方差除以一干。噪声的值越大，测量值就越不精确，越不值得信任。



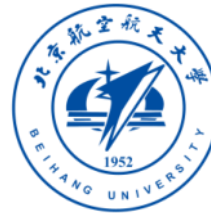
滤波器参数（IMX、IMY、IMZ）曲线

Command	Value	Unit	Range	Description
EK2				
EK2_ABIAS_F_NSE	0.005	m/s/s	0.00001 0.005	This noise controls the growth
EK2_ACC_F_NSE	0.6	m/s/s	0.01 1.0	This control disturbance noise
EK2_ALT_M_NSE	3	m	0.1 10.0	and other measurements more.
EK2_ALT_SOURCE	0		0:Use Baro	This is the RMS value of noise
EK2_BCN_DELAY	50	ms	0 127	will make it more sensitive to
EK2_BCN_I_GTE	500		100 1000	Primary height sensor used by
EK2_BCN_M_NSE	1	m	0.1 10.0	to switch to range-finder when
EK2_CHECK_SCALE	100	%	50 200	This is the number of msec tha
EK2_EAS_I_GATE	400		100 1000	due to the 100msec of averaging
EK2_EAS_M_NSE	1.4	m/s	0.5 5.0	This sets the percentage numbe
EK2_ENABLE	1		0:Disabled	Increasing it makes it more lil
EK2_EXTNAV_DELAY	10	ms	0 127	This is the RMS value of noise
EK2_FLOW_DELAY	10	ms	0 127	This scales the thresholds tha
EK2_FLOW_T_GATE	200		100 1000	This sets the percentage numbe

全部参数树界面

4.本讲实践

滤波器参数调节



(2) 实践步骤

- ① 修改参数使飞控在未解锁时也能记录日志。
- ② 在地面站中找到日志查看与下载的界面。
- ③ 选择需要查看的日志进行下载，下载完成后在“Review a Log (回顾日志)”中查看。
- ④ 在打开的日志右边找到并点击“NKF4”，并勾选“SM”，可以到有曲线显示，不同日志曲线也将不同。然后开始分析曲线，曲线数值正常应该在1以内，若超过则说明磁力计安装或者本身有问题；若无问题再增加阈值，直到曲线都降到1以下。
- ⑤ 根据日志曲线，修改“EK2_MAG_I_GATE”。直到再次观察后保证曲线在1以下。

滤波器参数调节视频

4.本讲实践

姿态控制PID调参



(1) 实践目标

- 准备
 - 硬件：Windows 系统的计算机（至少需要一个 USB 接口）一台、组装好的四旋翼飞行器一套、支撑调试台架一套，以上可参见附录 A。
 - 软件：地面站软件 Mission Planner 一套，以上可参见附录 A。
- 目标
 - 练习使用 Mission Planner 软件。
 - 理解 PID 调节过程，画出调试过程中的主要参数对应的姿态稳定曲线，并分析原因。

4.本讲实践

姿态控制PID调参

扩展调参具体步骤见前文。



姿态控制PID调参视频



可靠飞行控制研究组
RELIABLE FLIGHT CONTROL GROUP

□ 感谢蓝字为本讲课程准备做出的贡献



R f l y 官网



研究组公众号



视 频 号



B 站官方账号



优酷账号

相 关 书 籍

RELATED BOOKS



**多旋翼飞行器
从原理到实践**
ISBN9787121454158

组装试飞



**多旋翼无人机
远程控制实践**
ISBN9787121447129

开发实践



**多旋翼飞行器
设计与控制实践**
ISBN9787121377648

开发实践



**多旋翼飞行器
设计与控制**
ISBN9787121312687

理论研究



可靠飞行控制研究组
RELIABLE FLIGHT CONTROL GROUP

