

自主悬停四旋翼总结报告

指导老师： 自动化系 陆耿

小组成员：

自 81 周欢

自 81 王京

自 81 李昊

核 81 崔尧

工物 91 李鸿明

基科 95 刘苏齐

目录

第一章	四旋翼发展概况	2
1.1.	四旋翼起源.....	2
1.2.	国内外四旋翼发展状况	2
第二章	项目分析.....	4
2.1.	选题缘由	4
2.2.	完成工作	4
第三章	四旋翼气动分析	5
3.1.	飞行原理	5
3.2.	气动特性	6
第四章	四旋翼软硬件框架	7
4.1.	硬件组成	7
4.2.	软件框架	7
4.3.	各部分具体实现.....	8
第五章	四旋翼飞行控制	10
5.1.	一般飞行器控制框架	10
5.2.	姿态解算	10
5.3.	飞行姿态控制.....	21
第六章	自主悬停控制	22
6.1.	自主悬停原理.....	22
6.2.	自主悬停硬件选择	22
6.3.	自主悬停反馈回路	22
第七章	地面监测及调试	24
7.1.	地面监测系统.....	24
7.2.	调试及部分问题解决方案.....	24
第八章	未来发展.....	26
8.1.	作为应用平台	26
8.2.	机动性增强.....	26
8.3.	续航能力提高.....	26
参考文献:	26

摘要：四旋翼是一种原理简单、飞行特性好的飞行器，具有良好的悬停能力，但因为其属于典型的欠驱动强耦合系统，所以飞行控制难度较大。本文从最底层的软硬件设计到系统调试均进行了较为详细的阐述，分析了四旋翼系统的难点，提出了解决方案。

关键词：四旋翼 自主悬停 卡尔曼滤波 飞行控制 姿态解算

第一章 四旋翼发展概况

四旋翼是一种在近几年兴起的飞行器，良好的悬停特性使得它成为航拍和室内无人机的一种新选择。

1.1. 四旋翼起源

四旋翼作为一种旋翼机概念出现很早。旋翼类飞行器是人们从自然中获取飞行灵感，进而探究的一种飞行装置。中国古代的“竹蜻蜓”就是一个旋翼机最早的模型。

1907 年^[1]，Breguet 兄弟制作了他们的第一架旋翼式直升机，由四个焊接钢管支架组成，并按照十字交叉布局。据说这个飞行器曾经成功飞起来了，但是飞行时间很短。1952 年，美国军方制造了一架大型四旋翼直升机，经过多次试验，最后还是因为飞行控制效果不好没有达到标准。1993 年^[2]，密歇根大学试图制作一个有四个螺旋桨盘旋飞行器。开始他们希望利用四个直升机的尾部相连来实现，由于电子设备的原因没有进行下去。在这近一个世纪里，四旋翼直升机虽然进行了多次尝试，但是都没有什么大进展。一直到近 10 年，随着电子设备的进步，特别是 MEMS 技术的发展，小型传感器性能得到巨大提高，广泛应用在各种无人设备上，四旋翼得以翱翔。

1.2. 国内外四旋翼发展状况

国外四旋翼发展迅速，其飞行控制技术已经非常成熟。典型的有 MIT 大学的室内



图 1 MIT 室内建模四旋翼系统

导航四旋翼系统（图 1）。以四旋翼为基础飞行平台，实现在室内依靠激光雷达进行室内导航和建模。宾夕法尼亚大学在室内定位装置的帮助下，实现了四旋翼的高机动飞行。苹果 iPad 推出以后，专门为其定制了一款四旋翼 AR.Drone，该飞行器具有良好的操控性和稳定性。

国内四旋翼发展相对较慢，但基础飞行系统研究进展迅速。从最早的 XAircraft（图 2）到现在的泰世等，国内已经有一批公司生产具有自主知识产权的四旋翼飞行器。其目标对象大部分为航模爱好者和航拍摄影需求者。国内四旋翼整体发展状况以模仿为主，德国 MK 系统是一个开源的四旋翼系统，提供了包括 PCB 板、软件程序、调试软件等一系列基础平台。自主开发飞行控制算法的比较少，控制效果也不是很理想。



图 2 XAircraft 650 四旋翼系统

第二章 项目分析

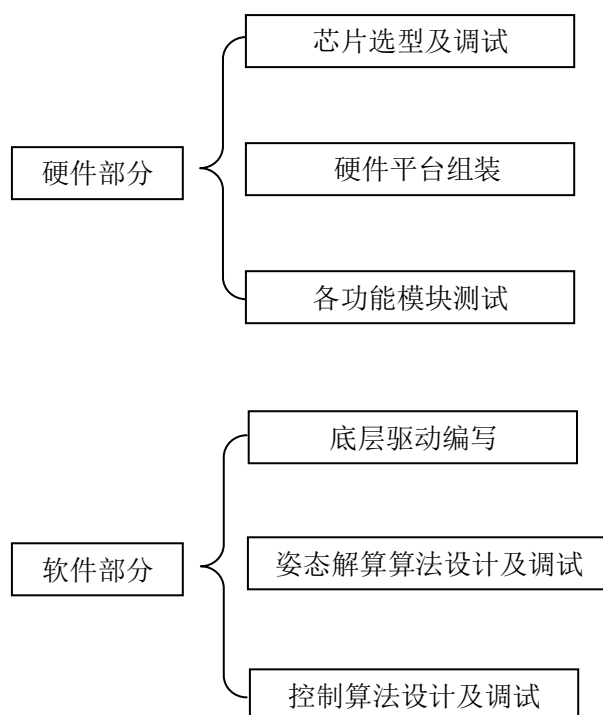
2.1. 选题缘由

四旋翼系统需要良好的控制和电子设备才可以实现飞行。该系统可以大大提高对控制理论的认识，熟悉基本的电子传感器，加深对导航、滤波等知识的学习。四旋翼可以用于生活中的许多方面，比如航拍，监视等，具有非常大的实用价值。

为掌握核心控制技术，本系统所有工作尽量由小组成员完成。

2.2. 完成工作

完成的工作如下所示：



第三章 四旋翼气动分析

四旋翼飞行特性良好，是因为其简单的动力系统和力学特性。但作为一种旋翼机，其本身还有很多旋翼机的缺点，比如抗扰能力差，效率不高等。

3.1. 飞行原理

四旋翼有四个旋翼，成十字交叉两对角布局。它通过改变四个螺旋桨的升力来获取不同的运动，主要方法是改变螺旋桨的转速。四旋翼有且仅有四个输入力，却需要产生六个自由度方向的运动，属于典型的欠驱动系统。而且四旋翼飞行器具有高度的耦合动特性，一个螺旋桨速度发生变化，将会引起整个系统的不稳定。

四个旋翼提供升力，整个系统力学简图如图 3 所示。特别是为保证系统水平力矩平衡，对角电机转向需相同，桨叶方向也需要相同；不同对角的两组电机需要完全相反。

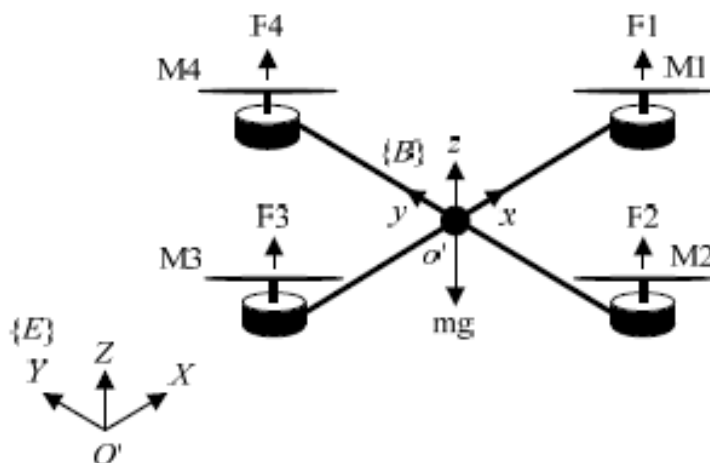


图 3 四旋翼受力简图

要实现四旋翼在空间运动，需要控制四个电机的转速：

a) 垂直飞行

同时调整四个旋翼的转速，使之获取相同的向上升力，则飞行器可以垂直上升；若同时减小升力，则飞行器可以垂直下降。

b) 水平飞行

改变对角上一对旋翼的转速，使一个旋翼升力增大而对角的旋翼升力减小，同时保持四个旋翼旋转力矩不变，则可以使飞行器倾斜，从而获取横向旋翼作用力实现水平飞行。改变不同的对角旋翼，可以实现不同方向的水平飞行。

c) 水平转动

同时增大对角上的两个旋翼速度，减小交叉方向两个旋翼速度，使飞行器四个旋转力矩不平衡，就可以使飞行器实现水平的转动。

控制规律如下所示：

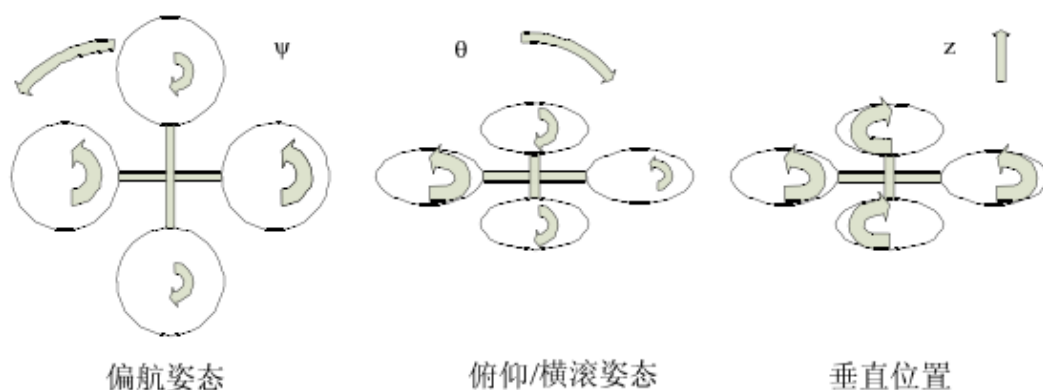


图 4 四旋翼空间运动示意图

电机转速变化和运动关系用表格表示如下：（同轴反向运动类推）

电机 \ 运动	上升	前进	左滚	右偏航
前	+	-		+
后	+	+		+
左	+		-	-
右	+		+	-

表 1 电机转速变化和运动关系

3.2. 气动特性

四旋翼的各个旋翼一般采用普通航模桨叶。电机采用直流无刷外转子电机。电机的 KV 值通常需要和桨型配合，以提高电机效率。这里忽略不同桨型带来的气动特性的差异，直接认为桨叶产生垂直于桨平面的作用力。

作为一种旋翼机，四旋翼在平稳的气流下可以简化为简单的四个稳定输入力作用的系统，在这种情况下，四旋翼的飞行状态可以简单通过四个作用力相对大小来分析。在实际设计调试过程中要注意以下几点：

- 机身水平状态下，桨平面要和水平面平行。可以通过简单测量桨叶叶尖和地面直接的距离来确定。原因在于，如果作用力和机身平面不垂直，即使误差在很小的角度，也会产生较大的水平方向的作用力，这将导致系统在空中出现漂移的作用力。
- 四旋翼对重心的位置比较敏感，特别是电池位置的影响。尽量保证重心位置不发生过大变化。重心位置改变会使得各个旋翼作用力产生的力矩和重力矩不平衡，机体会发生倾斜，但在控制中加入积分可以消除这个作用。

第四章 四旋翼软硬件框架

为掌握核心的控制技术，方便以后在其上做进一步开发，本文所描述的四旋翼系统均为作者自己搭建。下面将详细介绍各组成部分的设计思路和具体实现。

4.1. 硬件组成

四旋翼系统基础的硬件有下面列出部分，对每个硬件都给出了具体的型号选择。

- a) 桨叶，采用 GEMFAN 10*4.5 桨。
- b) 电机，采用 ATN C2826 外转子直流无刷电机。
- c) 电调，采用新西达 30A 电子调速器。
- d) 机架，采用 KV 板材和碳纤杆。
- e) 电源，采用 2200mAh 的 3 芯锂电池。
- f) 遥控器，采用 Futaba 8 通道遥控器和配对接收机。
- g) 主控板，采用 STM32F103 系列，72M 主频，CoretexM3 内核。
- h) 加速度计，采用 MMA7260，模拟数据输出。第二代更新为 LIS3LV02DQ。
- i) 陀螺仪，采用 ENC03，模拟数据输出。第二代更新为 ITG3200。
- j) 第二代还加入了磁罗盘，超声波，摄像头等设备。

整体硬件框架图如下：

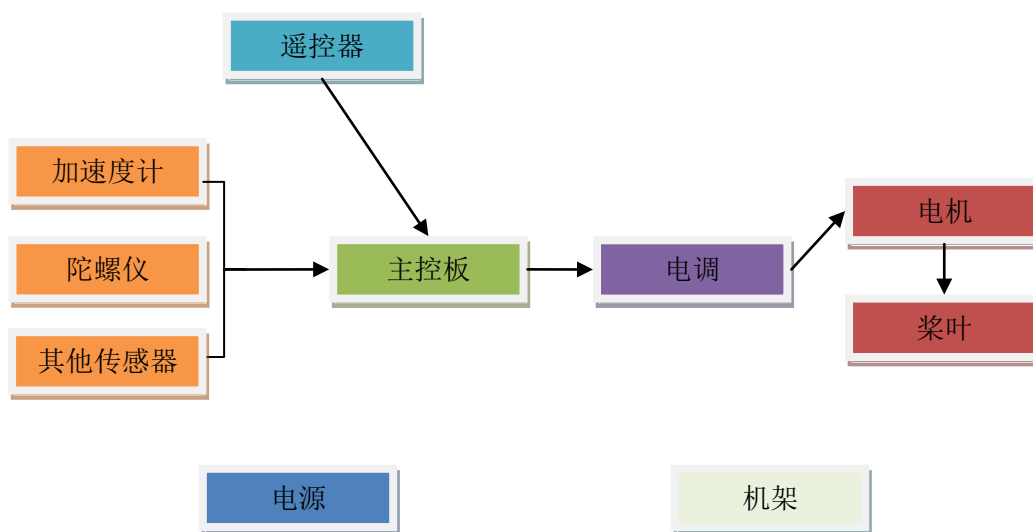


图 5 硬件框架示意图

4.2. 软件框架

软件是主控板内部运行程序，处理遥控器，传感器接收过来的数据，通过一定的控制规律解算出控制量，发送给受控目标。本系统软件分为以下几个部分：

- a) main 主程序入口。
- b) deviceInit 设备初始化。
- c) USART 与上位机串口通信。
- d) kalman 卡尔曼滤波算法。
- e) FlightControl 飞行控制计算。

f) PWMInput 遥控数据接收。

其中值得说明的是由于选用的是模拟器件,对加速度计和陀螺仪的数据采集需要进行 AD 采样, 由于 STM32 内部有 DMA 数据传送通道, 所以直接利用终端后台处理, 程序只需要读取固定内存位置的数据就可以了。

整个软件框架如下:

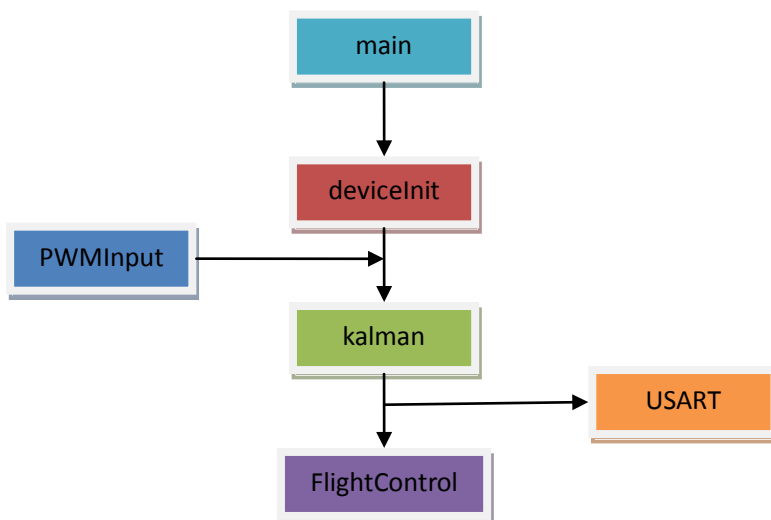


图 6 软件部分框架

4.3. 各部分具体实现

下面将介绍各个部分具体实现, 给出部分问题的解决方案。

4.3.1. 控制板设计

以 STM32 为主控的最小系统核心板包括了基本的外设接口, 将大部分 IO 口设计为插针模式, 而且对电机等接口进行了简单设计, 为方便指示加入了简单的指示 LED。PCB 原理图及电路板布线图见附件。

4.3.2. 遥控数据转换

遥控器的协议为 PWM 协议, 接收机接收到的信号为 PWM 波。为了将遥控器给出的连续变化的 PWM 占空比转为数字量, 需要在控制芯片内对 PWM 进行采样。在本系统中利用 STM32 的 TIMER 来实现这一过程。每一路 TIMER 采集一路 PWM 波, 具体思路为, 设定 TIMER 触发中断为上升沿, 上升沿触发后, 记录 TIMER 此时值, 然后将触发模式改为下降沿, 记下 TIMER 此时值, 与上升沿纪录值相减即可以得到 PWM 波脉宽。

4.3.3. 高度测量

高度测量采用超声波传感器, 定时给超声波一个触发脉冲, 超声波返回一个高电平脉宽, 利用 PWM 波脉宽测量的原理可以测量这个脉宽。超声波测量距离由触发脉冲的间隔决定, 但是一般超声波能探测的最大距离不超过 10m, 为保证一定的高度反馈速度, 实际测量时距离更短, 只能实现近地面高度测量。在后期的升级过程中, 已经逐步尝试气压计, 气压计精度比超声波低但是测量范围广。

4.3.4. 姿态测量

姿态角包括俯仰角 θ 、横滚角 ϕ 和偏航角 β 。默认机头方向为 x 轴，机体坐标系 z 轴向上，y 轴向右为正。机体坐标和大地坐标之间的方向余弦阵为如下。

$$C_b^n = \begin{bmatrix} \cos \theta \cos \psi & -\cos \phi \sin \psi + \sin \phi \sin \theta \cos \psi & \sin \phi \sin \psi + \cos \phi \sin \theta \cos \psi \\ \cos \theta \sin \psi & \cos \phi \cos \psi + \sin \phi \sin \theta \sin \psi & -\sin \phi \cos \psi + \cos \phi \sin \theta \sin \psi \\ -\sin \theta & \sin \phi \cos \theta & \cos \phi \cos \theta \end{bmatrix}$$

加速度计传感器可以给出三个轴向的加速度，根据重力映射关系可以确定俯仰角 θ 和横滚角 ϕ 。

$$\theta = \arcsin\left(-\frac{a_x^b}{g}\right)$$

$$\phi = \arcsin\left(\frac{a_y^b}{g \cdot \cos \theta}\right)$$

陀螺仪传感器给出角速度信息，对三个方向的角速度进行积分就可以得到三个角度。磁罗盘的加入可以精确测量偏航角，计算如下。

$$H_x = H_x \cos \phi + H_y \sin \phi \sin \theta - H_z \sin \phi \cos \theta$$

$$H_y = H_y \cos \theta + H_z \sin \theta$$

$$\beta = \arctan\left(\frac{H_y}{H_x}\right)$$

具体的详细分析见第五章。

4.3.5. 电机控制

电机控制利用电子调速装置(简称电调)。常见的电调有两种通信方式：IIC 和 PWM。本系统第一代电调采用 IIC 通信。IIC 通信是一种总线结构的通信协议，一般单片机内部都有其硬件模块。现在本系统采用 PWM 通信协议，即通过改变 PWM 的脉宽来改变电调的输出电流。

电调利用 PWM 斩波原理，利用正弦波调制，产生三相交流电。电机为外转子无刷直流电机，三相交流电在电机线圈中产生旋转的磁场，带动转子转动。电调会通过电流相位确定电机转子位置，并加以控制，所以能保证电机转速的稳定。

4.3.6. 电源管理

电源部分采用 12V 直流电源，直接作为电机动力电，同时经过转换芯片提供 5V 的电源给主控板供电。转换芯片内部采用 PWM 斩波原理，效率高，发热小。

第五章 四旋翼飞行控制

四旋翼的飞行控制是整个系统的核心,和普通航模不同的地方就在于它能够在指令不变的情况下保持当前姿态。飞行控制不仅需要对姿态进行控制,也需要对位置进行控制。下面介绍本系统飞行控制部分。

5.1. 一般飞行器控制框架

飞行器控制系统是一个大的闭环,下面给出了一般飞行器的控制框架。

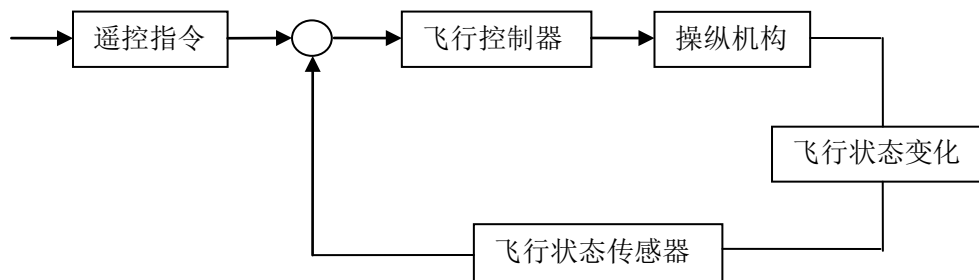


图 7 一般飞行器控制系统示意图

四旋翼也符合这个框架。地面给出控制信号,与当前系统自己解算的结果进行比较,经过控制器按照一定的规律进行解算,从而给出控制量。下文中将给出控制器核心算法的具体实现。

5.2. 姿态解算

5.2.1. 姿态角定义

根据航空领域的普遍知识,需要地面的参考坐标系和机体坐标系这两个坐标系的定义。

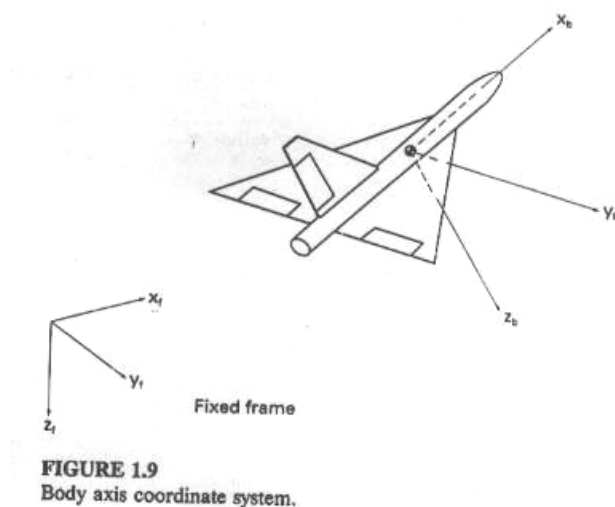


图 8 机体坐标系

在控制悬停的部分,参考坐标系认为是大地坐标系,机体坐标系默认机头方向为 x 轴,机体坐标系 z 轴向上, y 轴向右。

在全姿态解算部分，地面坐标系选取北东地坐标系，机体坐标系定义为机体前向、右向、地向坐标系（图 8），姿态角定义为相对于地面坐标系的 321 欧拉角（图 9）。应当注意到这个定义在俯仰正负 90 度时是有奇点的：这时偏航角和横滚角解不唯一。

321 欧拉角即机体坐标系从和参考坐标系重合，相对于参考坐标系进行如下顺序的转动达到当前姿态：以 z 轴为轴转过偏航角；以 x 轴为轴转过俯仰角；以 y 轴为轴转过横滚角（图 10）。

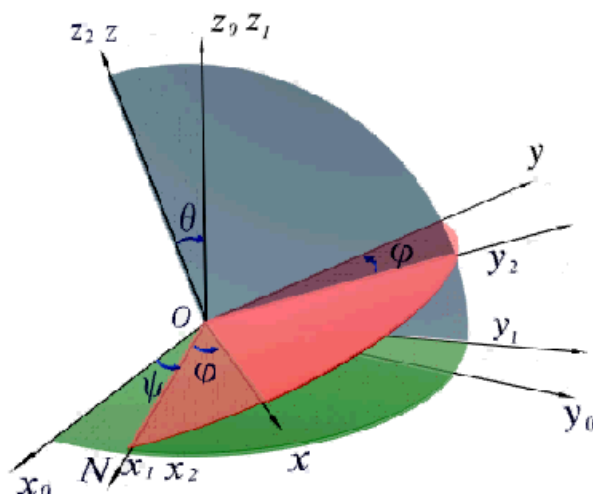


图 9 欧拉角定义（一）

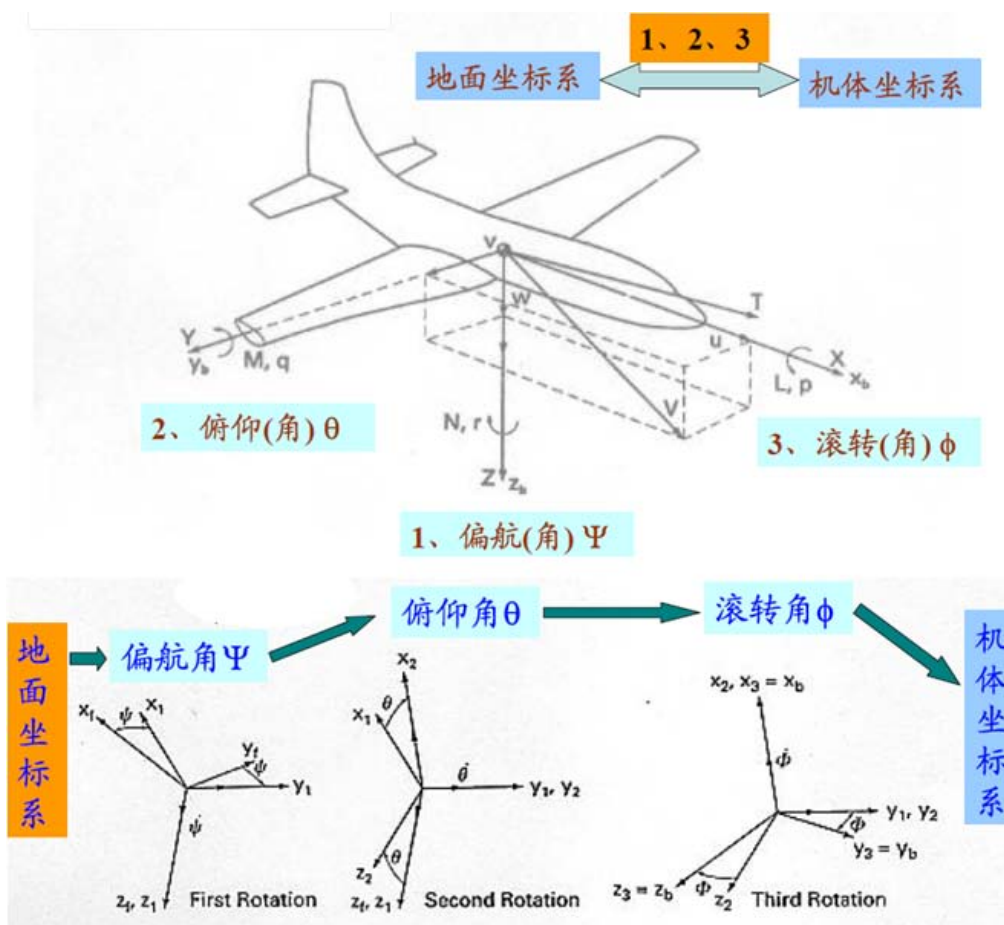


图 10 欧拉角定义（二）

5.2.2. 硬件设备

要实现悬停，飞控需要获知当前的姿态反馈信息，至少要俯仰角和横滚角信息。而要实现方位或者更好的控制，则需要解算出包括偏航角在内的三轴姿态角。

为了得到俯仰角和横滚角，一般采用陀螺和加速度计分别获得机体坐标系的角速度和轴向加速度大小，再通过计算和融合换算为相对于参考系的欧拉角。

进一步为了得到偏航角，可以采用磁传感器测出机体轴向和地磁场方向的夹角，即可获得偏航角。

经过调研和比较，控制悬停选用了使用比较普遍的低成本 MEMS 单轴陀螺仪 ENC-03（日本村田公司）和 MEMS 三轴加速度计 MMA7260（飞思卡尔公司）。

器件大致性能说明如下。

单轴陀螺 ENC-03M 主要特性						
供电电压 Vdc	满量程 deg/s	零点电压 Vdc	灵敏度 mV/(deg/s)	非线性度 %FS	响应速度 Hz	重量 g
2.7~5.25	+/-300	1.35	0.67	+/-5	50	0.2

三轴加速度计 MMA7260 主要特性	
供电电压 Vdc	2.2~3.6
可选量程 g	±1.5/2.0/4.0/6.0
零点输出电压 Vdc	1.65
灵敏度 mV/g	800/600/300/200
响应速度 Hz	350(X/Y) 150(Z)
最大非线性度 %FS	+/-1.0

最终采用的传感器整体模块如下图所示，其中在一个电路板上的 ENC-03M 采用特性稍有不同的 ENC-03MA 和 ENC-03MB 防止器件内部共振等问题。



图 11 姿态传感器模块一

为了获得三个轴向的全姿态角，进一步改进传感器，采用数字传感器。

陀螺仪选用 InvenSense 公司的 ITG3200 三轴陀螺仪，加速度计选用意法半导体公司的 LIS3LV02DQ 三轴加速度计，磁传感器选用霍尼韦尔公司的三轴数字罗盘 HMC5843。器件主要特性如下：

ITG3200	
供电电压 Vdd V	2.1~3.6
量程 deg/s	+/-2000
灵敏度 LSB/(deg/s)	14.375
非线性度 %	0.2
温度导致灵敏度变化 %	+/-10
内部 AD 位数 bit	16
通信协议	I2C(最大 400KHz 通信时钟频率)
集成温度传感器量程 °C	-30~85

LIS3LV02DQ	
供电电压 Vdd V	2.16~3.6
可选量程 g	+/- 2.0/6.0
灵敏度 LSB/g	1024/340
2g 量程下非线性度 %FS	+/- 2(XY) 3(Z)
温度导致灵敏度变化 %/°C	0.025
内部 AD 位数 bit	12
通信协议	I2C(最大 400KHz 通信时钟频率)
输出频率 Hz	40/160/640/2560

HMC5843	
供电电压 V	AVdd:2.5~3.3 DVdd:1.62~2.0
量程 gauss	+/-4
分辨率 mgauss	7
非线性度 %FS	+/-0.1
通信协议	I2C(100KHz/400KHz 通信时钟频率)
输出频率 Hz	50

采用的传感器整体模块如下图所示：



图 12 姿态传感器模块二

5.2.3. 欧拉角方法

采用欧拉角解算的方法得出俯仰角和横滚角。

5.2.3.1. 陀螺仪角速度坐标变换

机体的姿态角是相对于地面坐标系的，而经过处理后的陀螺仪角速度是机体坐标系下的角速度，要经过坐标变换才是地面坐标系下的角速度。

假设地面坐标系到机体坐标系变换的三个欧拉角为： $[\psi \ \theta \ \phi]$ ，分别对应偏航角、俯仰角、滚转角。

陀螺仪得到的机体坐标系三个角速度为： $[r \ q \ p]$ ，分别是绕机体坐标系的 z/y/x 轴转动角速度。

根据参考文献[9]，分别对三个 Euler 角速度作变换，得到：

$$\begin{Bmatrix} p \\ q \\ r \end{Bmatrix}_b = L_{bg} \begin{Bmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{\psi} \end{Bmatrix} + L_{bg}^x(\phi) L_{bg}^y(\theta) \begin{Bmatrix} 0 \\ \dot{\theta} \\ 0 \end{Bmatrix} + L_{bg}^x(\phi) \begin{Bmatrix} \dot{\phi} \\ 0 \\ 0 \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} \dot{\phi} - S_\theta \dot{\psi} \\ C_\phi \dot{\theta} + S_\phi C_\theta \dot{\psi} \\ -S_\phi \dot{\theta} + C_\phi C_\theta \dot{\psi} \end{Bmatrix}$$

即：

$$\begin{Bmatrix} p \\ q \\ r \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -S_\theta \\ 0 & C_\phi & S_\phi C_\theta \\ 0 & -S_\phi & C_\phi C_\theta \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{Bmatrix}$$

根据上述坐标变换把陀螺仪得到的角速度值转换成三个欧拉角的变化率：

$$\begin{Bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \sin \phi \cdot \tan \theta & \cos \phi \cdot \tan \theta \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \frac{\sin \phi}{\cos \theta} & \frac{\cos \phi}{\cos \theta} \end{bmatrix} \cdot \begin{Bmatrix} p \\ q \\ r \end{Bmatrix}$$

注意到，在控制悬停时，俯仰和横滚角很小，近似为零，因此有

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} & \dot{\theta} & \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} p & q & r \end{bmatrix}$$

即可以把欧拉角变化率近似认为等于陀螺仪输出数据处理得到的机体坐标系下的角速度。

5.2.3.2. 加速度计和磁传感器计算观测量

根据上面得到的坐标转换矩阵，从导航坐标系到机体坐标系的变换式为：

(C 代表 cos，S 代表 sin)

$$X_b = C_n^b \cdot X_n = \begin{bmatrix} C_\theta C_\psi & C_\theta S_\psi & -S_\theta \\ S_\theta S_\phi C_\psi - C_\phi S_\psi & S_\theta S_\phi S_\psi + C_\phi C_\psi & S_\phi C_\theta \\ S_\theta C_\phi C_\psi + S_\phi S_\psi & S_\theta C_\phi S_\psi - S_\phi C_\psi & C_\phi C_\theta \end{bmatrix} \cdot X_n$$

其中 X_n 和 X_b 分别是参考坐标系和机体坐标系下的坐标。

假设加速度计得到的值为 $\begin{bmatrix} a_x & a_y & a_z \end{bmatrix}$ ，则应有

$$\begin{bmatrix} a_x \\ a_y \\ a_z \end{bmatrix} = C_n^b \cdot \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ g \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_\theta C_\psi & C_\theta S_\psi & -S_\theta \\ S_\theta S_\phi C_\psi - C_\phi S_\psi & S_\theta S_\phi S_\psi + C_\phi C_\psi & S_\phi C_\theta \\ S_\theta S_\phi C_\psi + S_\phi S_\psi & S_\theta S_\phi S_\psi - S_\phi C_\psi & C_\phi C_\theta \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ g \end{bmatrix}$$

即得到了 4.3.4 所示的俯仰和横滚角：

$$\theta = \arcsin(-a_x / g)$$

$$\phi = \arcsin\left(\frac{a_y}{g \cdot \cos \theta}\right) = \arccos\left(\frac{a_z}{g \cdot \cos \theta}\right) = \arctan\left(\frac{a_y}{a_z}\right)$$

5.2.3.3. 卡尔曼数据融合解算

卡尔曼是解决离散数据线性滤波的有效方法，利用系统状态方程估计或者预测系统的状态。其数据滤波的评价标准是估计的均方误差，功能非常强大，不仅可以进行数据滤波还可以进行状态估计。

假设状态方程离散模型如下：

$$\begin{cases} x_k = Ax_{k-1} + Bu_{k-1} + w_{k-1} \\ z_k = Hx_k + v_k \end{cases}$$

u 为输入， w 为过程噪声， v 为观测噪声。

建立好系统状态方程后，卡尔曼滤波的具体方法如下图所示：

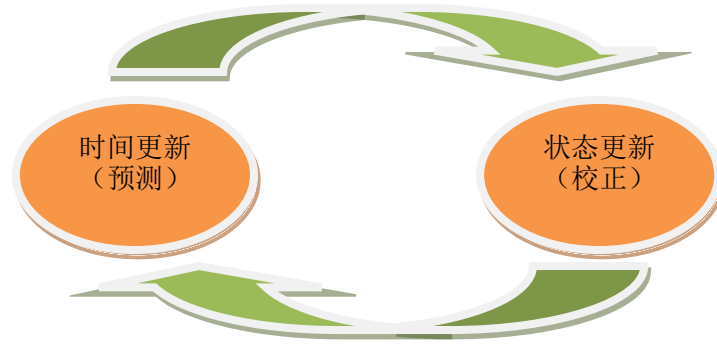


图 13 卡尔曼滤波循环

先进行一步状态预测，即时间更新：

$$\tilde{x}_k^- = A\tilde{x}_{k-1} + Bu_{k-1}$$

$$p_k^- = Ap_{k-1}A^T + Q$$

其中 p 为协方差矩阵， Q 为过程噪声协方差矩阵。

然后进行状态校正：

$$\begin{aligned}
K_k &= p_k^- H (H p_k^- H^T + R)^{-1} \\
\tilde{x}_k &= \tilde{x}_k^- + K_k (z_k - H \tilde{x}_k^-) \\
p_k &= (I - K_k H) p_k^-
\end{aligned}$$

其中 R 为观测协方差矩阵。

卡尔曼滤波利用上一步状态，估计协方差矩阵，利用协方差最小对预测的状态进行校正，从而能够达到非常不错的效果。

5.2.3.4. 系统卡尔曼建模

本系统中采用简化的卡尔曼滤波方案。

首先，把两个轴向的角度和角速度都进行如上运算分开处理，对于每个轴的操作也采取解耦的方式，每个轴向的融合分开运算。

状态量选为一个轴的姿态欧拉角 α 和相应轴上陀螺仪的随机漂移 bias 。因此，角度的更新为 $\alpha_{k+1} = \alpha_k + (\omega_k - \text{bias}_k) \cdot dt$ ，其中 ω_k 为陀螺仪对应轴的角速度，而认为漂移量 bias 不变。

量测量也是由加速度计得到的每个轴的姿态欧拉角。

因此，状态方程如下：

$$\begin{aligned}
x_{k+1} &= A x_k + B u_k \\
\begin{pmatrix} \alpha \\ \text{bias} \end{pmatrix}_{k+1} &= \begin{pmatrix} 1 & -dt \\ 0 & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \alpha \\ \text{bias} \end{pmatrix}_k + \begin{pmatrix} dt \\ 0 \end{pmatrix} u_k
\end{aligned}$$

量测方程如下：

$$y_k = [1 \quad 0] \begin{bmatrix} \alpha \\ \text{bias} \end{bmatrix}_k$$

简化认为姿态角的噪声和陀螺仪漂移都是零均值的白噪声，而且相互独立，过程激励状态量噪声协方差矩阵和参数选择为：

$$Q = \begin{bmatrix} \text{VarAngle} & 0 \\ 0 & \text{VarOmegaBias} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0.001 & 0 \\ 0 & 0.003 \end{bmatrix}$$

由加速度计计算的俯仰角和横滚角量测量噪声协方差选为 $R = 60$ 。悬停控制只需要解算得到俯仰和横滚角，因此两个轴向的姿态即可。

5.2.4. 四元数方法

利用四元数解算全姿态角。

5.2.4.1. 获取磁偏角

在使用磁传感器之前，需要对其进行校准操作^[10]。

由于磁场受干扰较大，通常会有硬磁干扰和软磁干扰。在我们使用的条件下，一般表现为固定零点偏置的硬磁干扰较大，软磁干扰可以忽略。

经过测试发现 Z 轴的偏置较小，因此只需要标定 X/Y 轴的零点。

简化的标定过程如下：将模块水平放置，缓慢旋转一周，把储存的磁传感器数据画图得到一个近似的水平圆，忽略掉软磁干扰导致的椭圆，圆心坐标即认为是主要干扰——硬磁干扰导致的磁传感器输出零点，需要在原始数据中减掉这个值。如下图：

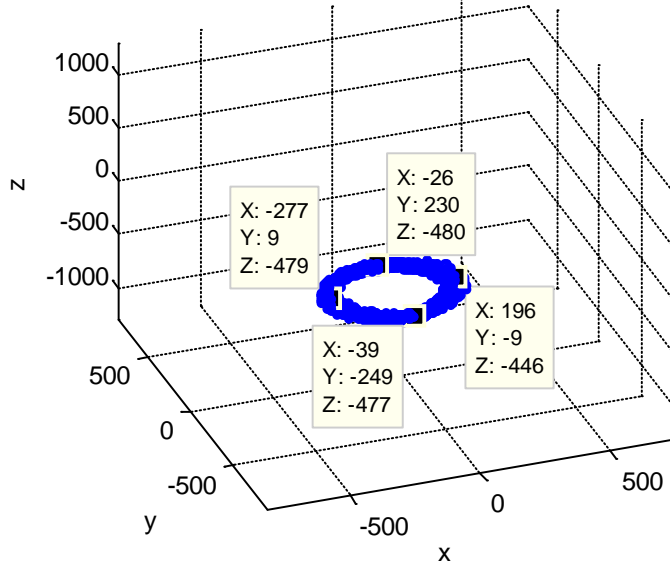


图 14 磁场测试

假设磁强计得到的数据为 $\begin{bmatrix} m_x & m_y & m_z \end{bmatrix}$ ，据此来计算偏航角。

因为偏航角定义为先沿 z 轴旋转的角度，从导航坐标系转过一定偏航角后的磁强计数据为 $\begin{bmatrix} H_x & H_y & H_z \end{bmatrix}$ ，在此基础上再经过俯仰和横滚得到机体坐标系中的 $\begin{bmatrix} m_x & m_y & m_z \end{bmatrix}$ 。

那么，后面一步的变换满足如下等式：

$$\begin{bmatrix} m_x \\ m_y \\ m_z \end{bmatrix} = C_x \cdot C_y \cdot \begin{bmatrix} H_x \\ H_y \\ H_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & C_\phi & S_\phi \\ 0 & -S_\phi & C_\phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} C_\theta & 0 & -S_\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ S_\theta & 0 & C_\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} H_x \\ H_y \\ H_z \end{bmatrix}$$

据此可以得到

$$H_x = m_x \cos \theta - m_y \sin \theta \sin \phi - m_z \sin \theta \cos \phi$$

$$H_y = m_y \cos \phi - m_z \sin \phi$$

因此即得到 4.3.4 中所示磁偏角：

$$\psi = \arctan(H_y / H_x)$$

5.2.4.2. 四元数

四元数^[11]理论是数学中的一个古老分支，在空间技术和捷联惯导系统中得到了实际应用。其思路是：一个坐标系到另一个坐标系的变换可以通过绕一个定义在参考坐标系中的矢量的单次转动来实现。

四元数包括了一个矢量以及一个角度，写成如下形式：

$$q = \begin{bmatrix} q_1 \\ q_2 \\ q_3 \\ q_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos(\mu/2) \\ (\mu_x/\mu)\sin(\mu/2) \\ (\mu_y/\mu)\sin(\mu/2) \\ (\mu_z/\mu)\sin(\mu/2) \end{bmatrix}$$

欧拉角和四元数有一个转换公式，如下：

$$\begin{bmatrix} \varphi \\ \theta \\ \phi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \arctan \frac{2(q_2 q_3 + q_0 q_1)}{1 - 2(q_1^2 + q_2^2)} \\ -\arcsin 2(q_1 q_3 - q_0 q_2) \\ \arctan \frac{2(q_1 q_2 + q_0 q_3)}{1 - 2(q_2^2 + q_3^2)} \end{bmatrix}$$

根据参考资料，经过推导可得四元数关于时间的导数：

$$\dot{q} = \begin{bmatrix} \dot{q}_1 \\ \dot{q}_2 \\ \dot{q}_3 \\ \dot{q}_4 \end{bmatrix} = 0.5 \begin{bmatrix} q_1 & -q_2 & -q_3 & -q_4 \\ q_2 & q_1 & -q_4 & q_3 \\ q_3 & q_4 & q_1 & -q_2 \\ q_4 & -q_3 & q_2 & q_1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} = 0.5 W q = 0.5 \begin{bmatrix} 0 & -\omega_x & -\omega_y & -\omega_z \\ \omega_x & 0 & \omega_z & -\omega_y \\ \omega_y & -\omega_z & 0 & \omega_x \\ \omega_z & \omega_y & -\omega_x & 0 \end{bmatrix} q$$

其中 ω 代表陀螺仪测到的角速度。

得到离散化更新方程为

$$q_{k+1} = [\exp(0.5 \int_{t_k}^{t_{k+1}} \Omega dt)] q_k = \begin{bmatrix} e & -f & -g & -h \\ f & e & h & -g \\ g & -h & e & f \\ h & g & -f & e \end{bmatrix} q_k = W_t q_k$$

由于积分时间很短，上面的积分结果近似为如下：

$$\begin{cases} e = 1 - (0.5\sigma)^2 / 2 \\ f = 0.5\sigma_x \\ g = 0.5\sigma_y \\ h = 0.5\sigma_z \end{cases}$$

其中 σ 是机体轴在 t_k 到 t_{k+1} 时间段内转过的角度，在低动态情况下，可以近似认为有 $\sigma = \omega \cdot dt$ 。

5.2.4.3. 四元数卡尔曼滤波

由于欧拉角定义存在俯仰 90 度的奇点，这个附近受噪声影响误差很大，因此采用四元数更新的方法，采用卡尔曼滤波融合数据，防止计算出现俯仰 90 度时欧拉角的计算奇异值。

忽略短时间飞行的陀螺仪零点漂移，以姿态四元数作为状态量，状态更新方程即为上节中得到的方程。

而观测量的获取有两种方式，一种是用加速度计和磁传感器数据算出欧拉角，再转换成四元数值，这种仍然会受到俯仰 90 度欧拉角定义奇点的影响；另一种是双矢量变换，利用两个传感器的输出直接计算四元数。因此，选用双矢量变换的办法计算观测量。

双矢量变换其实用到的就是坐标变换的原理，根据四元数定义推算，可以用四元数来表示方向余弦矩阵。如下：

$$C_b^n = \begin{bmatrix} \cos \theta \cos \psi & -\cos \phi \sin \psi + \sin \phi \sin \theta \cos \psi & \sin \phi \sin \psi + \cos \phi \sin \theta \cos \psi \\ \cos \theta \sin \psi & \cos \phi \cos \psi + \sin \phi \sin \theta \sin \psi & -\sin \phi \cos \psi + \cos \phi \sin \theta \sin \psi \\ -\sin \theta & \sin \phi \cos \theta & \cos \phi \cos \theta \end{bmatrix}$$

$$= \begin{bmatrix} q_1^2 + q_2^2 - q_3^2 - q_4^2 & 2(q_2q_3 - q_1q_4) & 2(q_2q_4 + q_1q_3) \\ 2(q_2q_3 + q_1q_4) & q_1^2 - q_2^2 + q_3^2 - q_4^2 & 2(q_3q_4 - q_1q_2) \\ 2(q_2q_4 - q_1q_3) & 2(q_3q_4 + q_1q_2) & q_1^2 - q_2^2 - q_3^2 + q_4^2 \end{bmatrix}$$

当机体坐标系和以地磁方向为 x 轴的参考坐标系重合时，加速度计和磁传感器输出为：

$$A_n = [0 \quad 0 \quad g], \quad M_n = [m_1 \quad 0 \quad m_3]$$

而当机体转过一定角度时，两个传感器输出为：

$$A_b = [a_x \quad a_y \quad a_z], \quad M_b = [m_x \quad m_y \quad m_z]$$

根据坐标转换公式，有 $A_b = C_b^n A_n = (C_b^n)^{-1} A_n = (C_b^n)^T A_n$ 和 $M_b = (C_b^n)^T M_n$ 。

据此可以得到 6 个方程，但是 m_1 和 m_3 不方便测量，因此略去含有这两个量的方程得到剩余的 4 个方程：

$$\begin{cases} a_x = 2g(q_2q_4 - q_1q_3) \\ a_y = 2g(q_3q_4 + q_1q_2) \\ a_z = g(q_1^2 - q_2^2 - q_3^2 + q_4^2) \\ 2m_x(q_2q_3 + q_1q_4) + m_y(q_1^2 - q_2^2 + q_3^2 - q_4^2) + 2m_z(q_3q_4 - q_1q_2) = 0 \end{cases}$$

这是一个四元二次方程，因此可以利用状态更新得到的四元数作为初值，利用牛顿迭代的方法求解。因为状态更新得到的值误差较小，因此计算可以很快收敛并获得误差很小更准确的解。

这样就得到的扩展的卡尔曼滤波所需的的状态量和观测量。方程离散化如下：

$$\begin{cases} \dot{X} = A(u) \cdot X + Q \\ Y = I \cdot X + R \end{cases} \Rightarrow \begin{cases} q_k = W_t \cdot q_{k-1} + Q_k \\ \hat{q}_k = I \cdot q_k + R_k \end{cases}$$

$$\text{其中, } W_t = \begin{bmatrix} 1 - (0.5\sigma)^2 / 2 & -0.5\sigma_x & -0.5\sigma_y & -0.5\sigma_z \\ 0.5\sigma_x & 1 - (0.5\sigma)^2 / 2 & 0.5\sigma_z & -0.5\sigma_y \\ 0.5\sigma_y & -0.5\sigma_z & 1 - (0.5\sigma)^2 / 2 & 0.5\sigma_x \\ 0.5\sigma_z & 0.5\sigma_y & -0.5\sigma_x & 1 - (0.5\sigma)^2 / 2 \end{bmatrix},$$

Q、R 分别为过程激励噪声和观测量量测噪声。

$$\begin{bmatrix} \sigma_x & \sigma_y & \sigma_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \omega_x \cdot dt & \omega_y \cdot dt & \omega_z \cdot dt \end{bmatrix}, \quad \sigma^2 = (\omega_x^2 + \omega_y^2 + \omega_z^2) \cdot dt^2。$$

用陀螺仪的输出计算 W_t ，然后更新姿态四元数状态量，然后利用加速度计和磁传

传感器的输出计算观测量 \hat{q}_k 。根据陀螺仪和加速度计输出数据测量得到其噪声方差，近似转换成粗略的四元数状态量和观测量噪声方差。但是实际用的时候发现这样不太准确，没有进一步研究其数学原理，而是手动修改两个噪声矩阵，并将两个矩阵简化取为对角阵。然后，同样利用上面的卡尔曼滤波方法进行计算即可有不错的效果。

在计算的过程中，需要有一些注意的地方：

首先，因为观测量的计算量比较大，加速度计噪声较大，磁传感器输出频率较低，而且卡尔曼融合的校正操作不需要很频繁，而状态更新采用的近似要求时间间隔比较小，所以采用小间隔的多次积分更新状态，再进行一次观测量计算来进行校正，期间再对加速度计的数据进行多次读数取平均进行平滑去噪操作。

其次，这样去噪仍然避免不了可能的观测量野值影响，因此考虑了一种操作但没有使用：当观测量和状态量差别较大时舍弃观测量不进行校正，或者两者和上一次状态比较，差距相对离谱的权值较小或者舍弃。

还有，用加速度计得到的观测量无法去除动加速度的影响，因此可以设置一个阈值，当总加速度超出阈值了，认为在机动过程中，在校正过程中手动减小观测量的权值。

最后，由于计算的截断误差，四元数计算多次后会出现各项平方和不为 1 的不自相容情况，因此在多次计算后需要进行归一化。程序流程图如下：

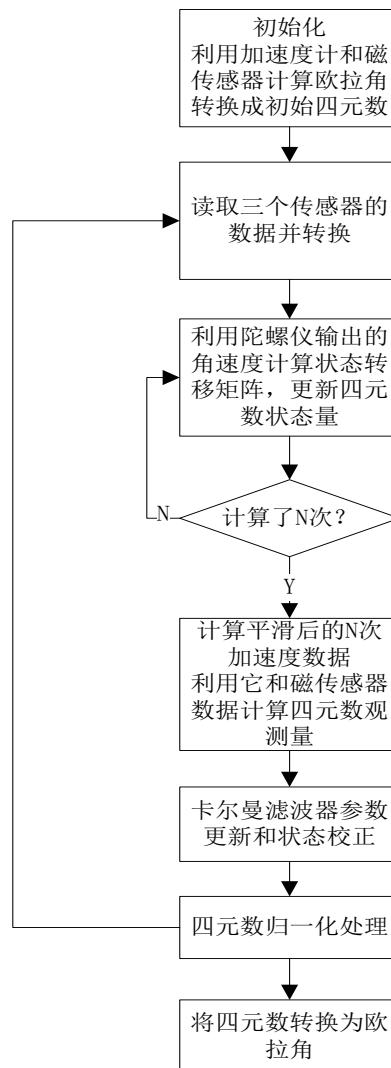


图 15 四元数卡尔曼滤波流程图

5.3. 飞行姿态控制

飞行器姿态控制包括三个姿态角的控制。采用改进型 PID 控制率即可。普通 PID 控制形式为：

$$u(t) = K_p[e(t) + \frac{1}{T_i} \int_0^t e(t) dt + T_D \frac{de(t)}{dt}]$$

其中 $e(t)$ 表示姿态单轴控制量与反馈量之差。

其离散形式为：

$$u(k) = K_p \{e(k) + \frac{T}{T_i} \sum_{i=0}^k e(i) + \frac{T_D}{T} [e(k) - e(k-1)]\}$$

其中 T 为采样间隔。

在实际系统中，PID 三者的参数需要相互配合。P 调节对偏差信号能做出及时反应，没有丝毫的滞后。但是 P 调节是有差调节，P 参数越大，静差越小。单独 P 控制系统难以稳定。I 调节能对偏差进行累加，只要偏差存在，调节器的输出就不断变化，直到偏差为 0 时才稳定。积分调节可以消除静差，但是其调节有迟滞和超调的缺点。D 调节与偏差的变化成比例关系，偏差变化越剧烈，调节器输出越大。D 调节可以有效抑制系统的振荡，提高系统稳定性。微分调节有超前控制的作用，但是如果系统扰动过大，反而会使得微分调节产生“误判”，导致系统不稳定。

在本系统中，对上述 PID 控制器进行了一定的改进，主要在于控制积分器的起始时间和饱和上限。经试验验证，对于姿态的水平控制，在重心变化不大的情况下，可以只采用 PD 控制。下面以俯仰方向为例，阐述控制器的设计。

假设已经由上小节姿态解算获得飞行器俯仰角 θ ，从接收机获得遥控器俯仰控制量 $\hat{\theta}$ ，则 $err = \theta - \hat{\theta}$ ，所以控制器设计如下：

$$\begin{aligned} err &= \theta - \hat{\theta} \\ \text{if}(I_ok) \\ err_I &+= err \\ \text{if}(|err_I| > I_thre) \\ err_I &= Sgn(err_I) \times I_thre \\ u &= K_p \times (err + T_i \times err_I + T_d \times (err - err_prew)) \\ err_prew &= err \end{aligned}$$

其中 I_ok 为积分起始判断， Sgn 为符号函数， err_I 为积分累积量， err_prew 为微分调节上次偏差量。

第六章 自主悬停控制

悬停能力是四旋翼最突出的优点。相对于单旋翼直升机来说，四旋翼的定点悬停时间更长，操纵更方便。因此要充分发展四旋翼的自主悬停能力。

6.1. 自主悬停原理

四旋翼要自主悬停，需要获取更多的外界信息，处理姿态和位置的关系。由于四旋翼在姿态调整过程中，机体的倾斜会产生水平方向分力，机体会产生漂移。所以单独控制姿态是无法控制其在空间的位置。因此需要加入其他设备辅助位置确定。

常见的位置控制有 GPS 和图像定位。GPS 定位系统适合在大空域范围内，普通定位精度不是很高，在 10m 左右。GPS 可以获得飞行器所在的经纬度和高度，在实验室其它系统的测试中，发现利用 GPS 可以在短时间内获得较为良好的定位能力。

图像定位采用摄像头采集地面信息，根据地面特征点的变化来确定位置变化。图像定位是一种相对定位，不同于 GPS 的绝对定位。本系统采用图像定位，为方便起见，在地面上标出了特定的目标点，期望四旋翼可以悬停在目标点上方。

6.2. 自主悬停硬件选择

采用图像定位，需要无线摄像头图传系统，或者机载计算机系统。因为图像处理运算大，所以常规单片机无法处理，一般采用 ARM。本系统采用无线图传系统，将机载摄像头的图像传回地面控制站，通过地面计算机解算目标位置后反馈给四旋翼。

硬件选择如下：

- a) 柏通 1.2G 无线图传系统
- b) 普通航拍摄像头
- c) 地面计算机图像处理程序
- d) 蓝牙数传系统

6.3. 自主悬停反馈回路

由上面的硬件系统可以构造下述简单反馈回路。其中地面图像处理采用 openCV，识别目标为一个圆。计算机接收到图像后，计算目标在视野中位置，因为近似认为飞行器此时处于水平状态且高度不变，所以由视野中位置可以推测出飞行器相对目标位置。主控制器接收到反馈的目标位置后，用 PID 调节器调节自身姿态，改变自身相对于目标的位置。

在本系统中，该方案得到了验证，但是位置控制参数不是很理想，四旋翼还无法稳定悬停在目标上方。

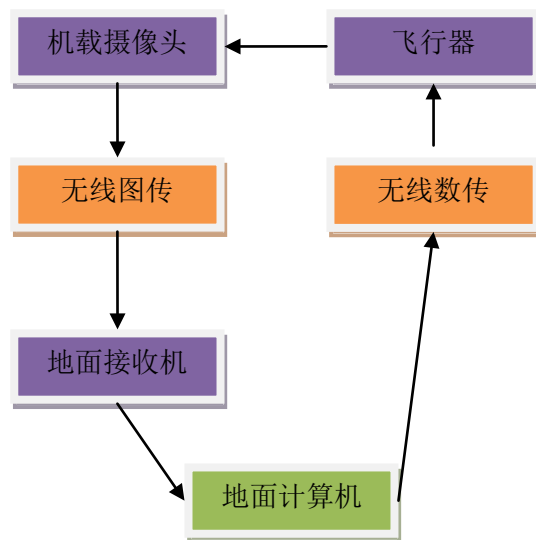


图 8 自主悬停反馈回路

第七章 地面监测及调试

地面站是飞行器必备的系统。不论是参数调试还飞行数据监测和记录都需要地面站。本系统地面站比较简单，正在建设通用型地面监测系统。

7.1. 地面监测系统

地面监测系统接收由飞行器发送回的数据。包括姿态角、油门量、控制量、高度、相对位置、摄像头监控视频等信息。

地面监测系统采用 matlab 和 C 编写，主要包括数据处理（图 9）和实时显示（图 10）两个部分。其中数据处理为飞行过程采集的飞行参数进行后期处理平台，主要是核心控制算法和姿态解算算法的验证和分析。实时显示部分直观给出上述信息。本系统地面站大部分用于地面调试和后期数据处理，按照不同的需求编写了不同的代码模块。

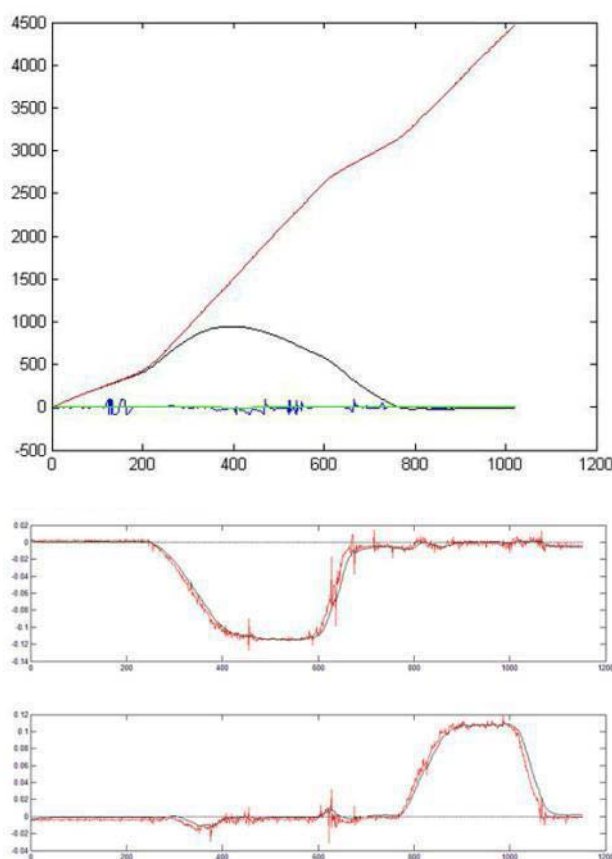


图 9 后期数据处理示意图

7.2. 调试及部分问题解决方案

地面调试分为三个阶段。第一阶段为单轴平衡测试，检测传感器特性，验证 PID 参数范围。具体形式为将四旋翼固定成跷跷板形状，调节 PID 参数使得跷跷板平衡。

第二阶段为四旋翼模式调试。可以采用系留试验的方法，但因本系统较轻便，所以直接采用人工手动试验。该阶段验证各功能模块以及 PID 整定。PID 调节采用先 PD 后加入 I 的方式，调至水平阻尼足够大后，基本可以用遥控器进行飞行。

第三阶段为自主悬停调试。加入图像位置定位系统，整定位置 PID 控制参数，使得

四旋翼可以在目标上空悬停。

调试中会遇到很多问题，下面简要列出一部分，并给出解决方案：

- a) 姿态出现震荡。关闭 I，尝试减小 PD 参数至系统阻尼较小，使得其不会产生明显超调，再逐渐增大两个参数，至系统稳定，再加入 I。如果还不能解决问题，分析姿态解算算法的迟滞性。如果姿态解算算法迟滞达到 5ms，则需要减小算法的迟滞，增大卡尔曼滤波中加速度计的权重。
- b) 高度不稳，出现突变。一般是由于遥控器接收数据出现跳变，可能原因有两个：遥控器质量较差，本系统最初采用天地飞系列遥控器，出现了明显的高度突变，换成 Futaba 后，明显消除；遥控器接收机受到干扰，接收机信号线尽量远离电机动力供电电线。
- c) 漂移严重。简单的方法是调整机体重心，利用遥控器微调初始零位控制量。
- d) 系统偶尔出现抖动。尝试减小 D 参数；确保主控制器每次循环运行时间基本一致。如果使用普通 PWM 电调，减小控制频率到 100HZ 左右，对于告诉 PWM 波电调，频率可以提高。
- e) 图传等高频发射装置会对传感器产生很大的干扰，注意天线朝向且将发射装置远离传感器，或在传感器外部加入屏蔽金属壳。

第八章 未来发展

8.1. 作为应用平台

四旋翼的一个重要作用就是作为其它设备的平台，如航拍、搜索等。本系统已进行过航拍实验，效果良好，但需要进一步增强系统稳定性，特别是高空抗扰能力。在全球近几年自然灾害中，凸显了旋翼机的优异性能，对悬停型飞行器的需求也逐步增多。室内飞行器也发展迅速，四旋翼是室内飞行器的一个很好的选择，今后小型化的四旋翼将承担更多的工作。

8.2. 机动性增强

现阶段四旋翼的机动性还比较差，宾夕法尼亚大学已经研制了具有优异机动性的四旋翼，但其飞行仅限于实验室。在保证系统飞行稳定的情况下，要增加其机动性，对控制提出了更高的要求，单一的控制模式远不能满足要求。

8.3. 续航能力提高

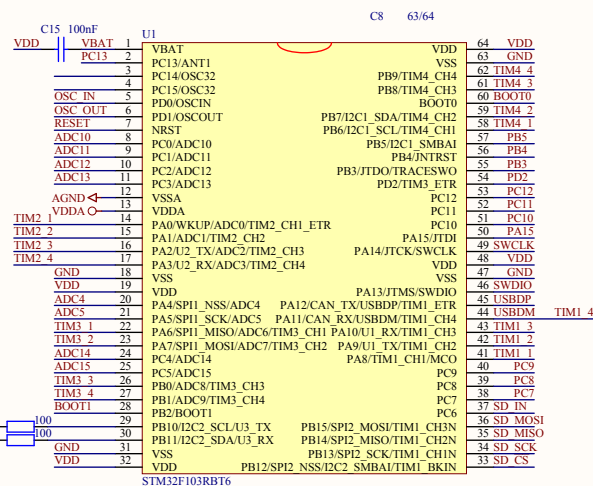
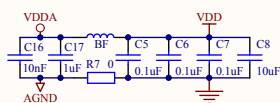
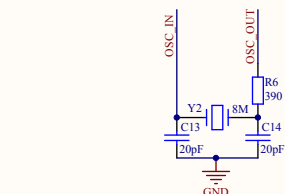
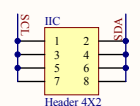
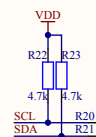
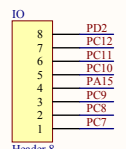
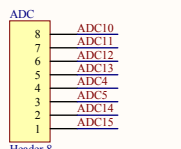
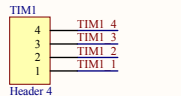
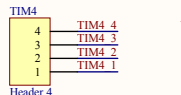
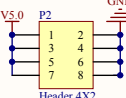
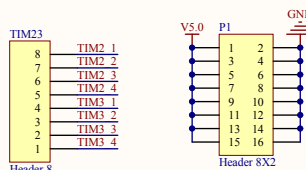
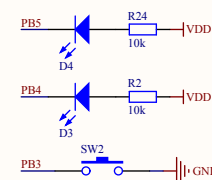
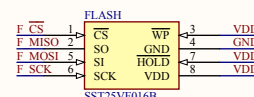
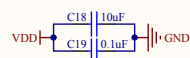
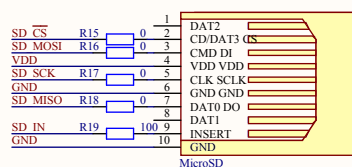
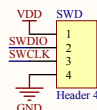
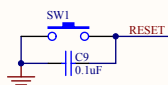
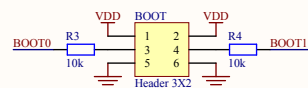
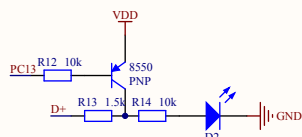
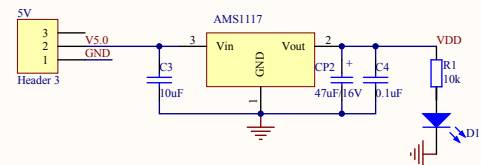
旋翼类飞行器效率较低，如何提高其续航能力一直是很具挑战的问题。本系统现在正在向倾转四旋翼发展，希望在保持其垂直起降、悬停能力的情况下，增加其固定翼飞行模式，从而提高飞行效率和平飞速度。

参考文献：

- [1] http://www.5iuav.com/news_view.asp?id=55
- [2] 四旋翼直升机控制问题研究 姚元鹏，哈尔滨工业大学 2007 年 7 月
- [3] Autonomous Flight in Unknown Indoor Environments Abraham Bachrach, Ruijie He and Nicholas Roy, Massachusetts Institute of Technology, Cambridge, MA, USA
- [4] An Attitude Determination System For A Small Unmanned Helicopter Using Low-Cost Sensors Tongyue Gao, Zhenbang Gong, Jun Luo, Wei Ding and Wei Feng, Department of Precision Mechanical Engineering Shanghai University
- [5] A linear fusion algorithm for attitude determination using low cost MEMS-based sensors Rong Zhu, Dong Sun, Zhaoying Zhou, Dingqu Wang
- [6] 捷联惯性导航、制导系统中方向余弦矩阵的递推算法 宇航学报 李连仲，王小虎，蔡述江 2006 年 5 月
- [7] 捷联惯性导航系统姿态算法综述 王德春，芮健，张杰 战术导弹控制技术 2009 年 6 月
- [8] 基于加速度计和角速率陀螺的超小无人直升机姿态控制系统 高同跃，龚振邦，罗均，冯伟 飞行器测控学报 2007 年 2 月
- [9] 清华大学航空航天学院飞行器动力学-飞机运动微分方程课件 杜建镇
- [10] ST 公司 AN3192 application note:Using LSM303DLH for a tilt compensated electronic compass
- [11] 惯性导航 秦永元

致谢

本项目的完成离不开自动化系陆老师和学校天空工场学生科技社团的指导和帮助，自动化系王夏复学长也在滤波算法方面给予了指导。特别是天空工场的严斌、杨盛、胡春华、俞浩、于洋等同学协助完成很多工作，在此一并向他们表示谢意！



Title			
Size A3	Number		Revision
Date:	2011/3/17	Sheet of	
File:	F:\temp\STM32F103RBT6 SchDoc	Drawn By:	

