

分类号_____

学校代码 **10487**

学号 **M201071887**

密级_____

华中科技大学

硕士学位论文

小型四旋翼飞行器实验平台设计

学位申请人 宋佳佳

学 科 专 业: 控制工程

指 导 教 师: 孙志刚 副教授

答 辩 日 期: 2012.5.29

**A Thesis Submitted in Partial Fulfillment of the Requirements
for the Degree of Master of Management**

Design of a miniature four-rotor aircraft test-bench

Candidate : Song Jiajia
Major : Control Engineering
Supervisor : Associate-Prof. Sun Zhigang

Huazhong University of Science and Technology
Wuhan, 430074, P. R. China
May 29th, 2012

独创性声明

本人声明所呈交的学位论文是我个人在导师指导下进行的研究工作及取得的研究成果。尽我所知，除文中已经标明引用的内容外，本论文不包含任何其他个人或集体已经发表或撰写过的研究成果。对本文的研究做出贡献的个人和集体，均已在文中以明确方式标明。本人完全意识到本声明的法律结果由本人承担。

学位论文作者签名：

日期： 年 月 日

学位论文版权使用授权书

本学位论文作者完全了解学校有关保留、使用学位论文的规定，即：学校有权保留并向国家有关部门或机构送交论文的复印件和电子版，允许论文被查阅和借阅。本人授权华中科技大学可以将本学位论文的全部或部分内容编入有关数据库进行检索，可以采用影印、缩印或扫描等复制手段保存和汇编本学位论文。

保密 ☐ ，在 _____ 年解密后适用本授权书。

本论文属于

不保密 ☐

（请在以上方框内打“√”）

学位论文作者签名：

日期： 年 月 日

指导教师签名：

日期： 年 月 日

摘要

四旋翼无人机体积小，结构简单可靠，飞行灵活，适合复杂环境下的作业，能在近地面环境执行巡查、监测等任务，可用于军事和民用。同时由于其独特的系统结构和动力学特性，对数据获取、处理及控制算法都有很高的要求。已成为科研机构竞相研究的热点。本文旨在建立一个四旋翼飞行实验平台，使其能达到工程应用的目的。

论文首先阐述了四旋翼飞行器的基本飞行原理，给出了整体设计框架。然后根据系统结构特点，以 DSP 处理器为核心设计了四旋翼的姿态检测、飞行控制模块，无刷直流电机的驱动模块，选取了无线通讯模块，并对各模块进行整合，完成了系统硬件设计。然后采用四元数方法对测量的相关数据进行了姿态解算，并对不同传感器数据进行了数据融合，得到了良好的飞行姿态。同时将数据通过无线方式传输到上位机进行分析，验证了四旋翼飞行器整体设计的可行性。

本文在所设计硬件基础上对系统进行建模，给出了一个简化的四旋翼数学模型，以 PID 控制算法设计了四旋翼飞行器的控制器，通过仿真得到稳定的控制结果。并在论文最后阐述了该平台的上位机软件实现。本文初步实现了四旋翼飞行器实验平台的建立，为系统的后续研究打下了基础。

关键词： 四旋翼，飞行实验平台，姿态解算，系统建模，PID 控制

Abstract

For the reason of small size, simple structure, flexible flight, The four-rotor suitable for operating in complex environments, and can execute surveillance task on the closer ground, suitable for military and civilian use. Because of it unique structure and dynamic characteristics, it has a high request of data achievement and processing and control algorithm, and becoming a research hot pot. This thesis aims at creating a test-bench of four-rotor, to do the research of data fusion and control, and apply it to application.

This thesis first introduces the basic principles of flight of the four-rotor helicopter, gives the overall design of the framework, then according to the structural characteristics, designed the attitude detection, flight control, brushless motor driver and wireless communication modules base on the DSP, and integrate them together, completed system hardware design. Subsequently this thesis use the quaternion method to the measurement data of the attitude solution, and apply a compensatory filter to the measurement to get the good flight attitude and translate it to the computer, proved the feasibility of designation of the test-bench.

At last, this thesis modeling the system based on the hardware, and gives a simplified mathematical model, using the PID control algorithm to get a feasible simulate result, then gives a introduction of the computer software , this thesis preliminarily accomplished the establish of four-rotor test-bench, made a fundamental contribution to the follow-up study of the system.

Keywords: four-rotor, flight test-bench, attitude solution, system modeling, PID control

目 录

摘 要.....	I
ABSTRACT.....	II
1 绪论	
1.1 四旋翼飞行器的研究意义.....	1
1.2 四旋翼飞行器的研究状况.....	2
1.3 本文研究目的及主要内容.....	6
2 四旋翼飞行器系统总体结构及基本原理	
2.1 四旋翼坐标系定义	7
2.2 四旋翼飞行原理	8
2.3 系统机械结构设计	9
2.3 四旋翼控制系统总体结构设计	10
3 四旋翼控制系统的硬件设计	
3.1 飞行控制模块设计	12
3.2 电机驱动模块设计	19
3.3 ZIGBEE 无线通讯模块选型	25
3.4 电源模块设计	26
4 传感器数据处理及建模仿真	
4.1 基于四元数的姿态解算方法.....	28
4.2 传感器误差分析	30
4.3 俯仰角横滚角互补滤波校正.....	31

华中科技大学硕士学位论文

4.4 偏航角互补滤波校正.....	33
4.5 高度数据的测量	35
4.6 系统建模与仿真	36
5 四旋翼飞行器的测试控制平台	
5.1 测控平台整体结构	41
5.1 测控平台各模块单元设计	42
6 总结与展望	
6.1 全文总结	45
6.2 课题展望	46
致 谢.....	47
参考文献.....	48

1 绪论

1.1 四旋翼飞行器的研究意义

无人机以其体积小、重量轻、机动性好、飞行时间长和便于隐蔽为特点^[1]，常被用于执行情报、监视、侦察、攻击任务。尤其是因其无人驾驶，特别适合于执行危险性大的任务，故在现代战争中正发挥着越来越大的作用。例如在伊拉克战争中，美军在战场上使用了十几种无人机，在对伊作战中发挥了巨大作用，给人们留下了深刻的印象。鉴于无人机在伊拉克战场上的表现，美国防部加大了对无人机研究的投入。由此也掀起了世界范围内无人机研究的热潮。

四旋翼无人飞行器同时也叫四轴飞行器、四旋翼无人机，国外又称（Four-rotor, 4 rotors helicopter, X4-flyer, Quad-rotor）等等，是一种能够垂直起降的飞行器，它具有四个螺旋桨，并且四个螺旋桨呈十字形结构分布，同一轴向的四旋翼具有相同的旋转方向，两组螺旋桨的旋转方向相反。与通常所见的直升机有所不同，四旋翼直升机只能依靠改变自身螺旋桨的转速来实现各种飞行动作。

四旋翼无人机可以通过远程遥控设备控制飞行，与载人飞机相比，它具有体积适中、造价低廉、使用方便的特点。与其他无人机相比它机械结构设计简单，滞空能力强，静态飞行、低速飞行特性好，可以很容易的实现各种飞行姿态。应用于军事上，可配备相机或者摄像机，完成低空的侦察任务，监视战场进行损伤评估等。在警用方面已有俄罗斯警察将其应用于反恐任务，在复杂的环境中监视犯罪分子的活动。

不仅如此，在民用方面，这种飞行器可以用于空中监视城市的环境状况和交通状况。利用它在人们难以到达的地方搬运物体。在野外营救以及地质环境监测上也能得到很好的利用^[2-4]。

四旋翼飞行器的整体结构虽然相对简易，但是作为一个多输入多输出的控制系统，空气动力学特性复杂，系统建模也相对困难，外部的干扰更是增加了对其控制的算法的要求。而且它也是一个多学科的技术综合体，涉及到刚体动力学，空气动力

力学，控制，检测，信息等学科。近些年来随着微型惯性传感器件、高性能处理器件的发展，为四旋翼的设计与制造，以及商业化发展及应用奠定了基础。这也为控制领域的研究提供了一个很好的实验平台，在系统建模与仿真，自适应控制，捷联惯性制导，多传感器数据融合以及飞行路径规划等方面均有不错的研究价值。

综上所述四旋翼无人机在军事，民用方面具有很高的应用价值，在科学研究以及工程实践上都有重要的研究意义，具有广阔的发展的前景。

1.2 四旋翼飞行器的研究状况

1.2.1 四旋翼发展历史

人类自有史以来就向往能够自由飞行。古老的神话故事处处诉说着人类早年的飞行梦想，而梦想的起飞方式都是原地腾空而起，像现代的直升机那样既能自由的飞翔又能于空中悬停，实现在期望的地点着陆。

早在上世纪初，法国科学家 Charles Richet 就开始了四旋翼直升机设计的尝试，揭开了四旋翼飞行器研究发展的序幕。Charles Richet 最初制造了一个很小的，没有驾驶员的旋转翼直升机，但是试飞试验没有成功。1906 年在 Richet 的指导下 Breguet 兄弟制造了他们的第一架旋翼式飞机，飞机的框架是由按照水平十字交叉形式的钢管组成，并且对飞机进行了试飞，由于没有用到任何控制方法，飞行的稳定性并不理想，据说飞机仅携带飞行员飞行了很短的一段时间^[5]。

1921 年 George de Bothezat 接到了美国军方关于制造一个实验验证机的合同，在没有系统模型以及风洞测试的情况下，Bothezat 和他的助手 Ivan Jerome 在 1922 年完成了飞机的制造，见图 1.1。经过地面测试在 12 月 18 日进行了第一次飞行，上升到了 1.8m 高度，随后 Bothezat 改进了他的飞机，在以后的试飞中，共搭载四名乘客（包括飞行员），创下了滞空 2 分 45 秒、高度 9.1m 的记录。虽然飞机表现出了一定的稳定性，但是想要完全的控制飞行中的飞机仍然困难。此外飞行器必须利用顺风实现向前飞行。最终美国空军在 1924 年中止了这项计划，并将飞机拆卸^[7]。

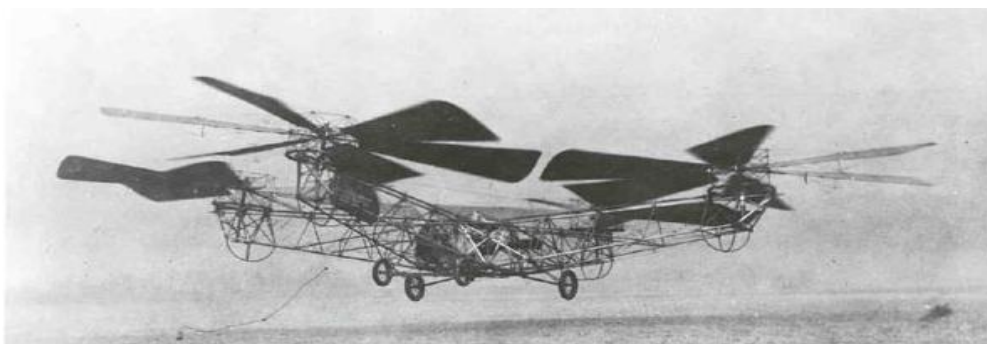


图 1.1 Bothezat 设计的四旋翼

1956 年, Convertawings 在长岛设计了一个四旋翼飞行器, 见图 1.2。四个螺旋桨被固定在 H 型的系统框架上。整个飞机由人来控制, 已实现飞机的可控飞行, 但是由于开发者后来对此失去兴趣, 项目最后终止。

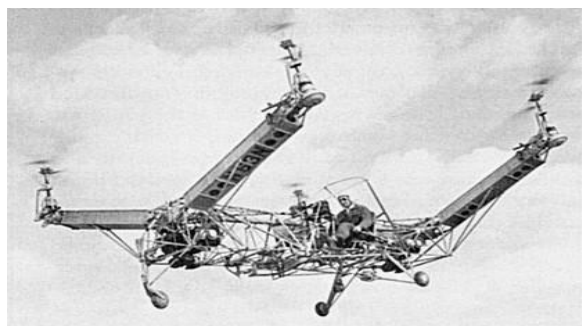


图 1.2 Convertawings 的四旋翼飞行器

在随后的几十年中, 四旋翼的研究逐渐淡出人们的视线, 直到上世纪九十年代, 随着微机电系统的兴起以及小型惯性测量元器件制造工艺的提升, 设计成本不断降低, 使制造小型四旋翼成为可能, 使之重新成为人们关注的焦点。

1.2.2 四旋翼研究现状

当前世界上的四旋翼直升机大多数都属于微小型无人机系统, 部分由各大学及科研机构所有, 有些则已实现商业化及军事应用。它们能完成各种飞行动作, 实现自主飞行。但设计实现形式各有千秋, 有的朝小型化发展, 有的则重在提出新颖的控制方法, 例如基于视觉的四旋翼控制。四旋翼相关的论文也不断涌现。下面介绍一下近年来具有代表性的设计。

宾夕法尼亚大学的 GRASP (机器人, 自动化, 感应和接收) 实验室开展一个四旋翼项目, 他们设计的四旋翼比手掌稍大见图 1.3, 可以实现空中悬停, 360 度空中

翻转，穿越空中的狭小障碍。不仅实现了飞机的稳定控制，也是四旋翼飞行器的应用方面做得最全面的，飞行器可以通过多机编队协同运作，像蚂蚁一样完成复杂的物体搬运工作，搭起一个立方体的积木。或者几架飞机同时抓起一个比较重的物体，并对物体进行搬运。也可以改变队形组合，集体顺序通过障碍物，甚至集体演奏音乐。在没有 GPS 的区域，通过安装在飞机上的 3D 体感摄影机和激光扫描仪，扫描建筑内的结构，并生成建筑内部的 3D 结构，得到外部环境信息，并且规划和执行飞行路径。



图 1.3 宾夕法尼亚大学四旋翼（左）协同飞行（右）

德国的 MD4-200 是一款成功应用于商业的四旋翼见图 1.4。机体采用碳塑材料制造，使得在保证强度的同时又保证了重量不会过重。MD4-200 的系统使用了加速计、陀螺仪、磁力仪等组成捷联惯性导航系统，外加气压计、温度计等多种传感器，可以根据温度及湿度实时校正传感器。该飞行系统还可以选配 GPS 模块实现空间位置锁定与自动导航功能。基于 MICROSD 卡存储的机载黑匣子可实时记录用于后续飞行数据分析。通过数传电台，系统地面站可以监控多种重要数据（姿态、高度、位置、飞行时间等）。该机已成功用于警用，及环境监测。



图 1.4 MD4-200 四旋翼无人机

2011 年 6 月 19 日，在巴黎航展上以色列 IAI 公司展区展示了一款新型四旋翼无人机见图 1.5，该机由四个圆形动力系统组成，机腹下装有一个监视装置。可以实现空中悬停，与对地面的监视任务。这应该是第一款成功应用于军事的四旋翼直升机。



图 1.5 巴黎航展上的以色列四旋翼无人机

此外还有斯坦福大学的 mesicopter、Starmac，瑞士联邦理工大学的 OS4，美国 Draganflyer 公司的 Draganflyer X4^[8]等四旋翼研究项目，这里不逐个介绍。

从上面实例可以看到，得益于控制理论的发展，制造工艺的提升，四旋翼的控制稳定性较以前有了长足的进步，机体设计也变得更加小型化，多样化，已经在科研领域、军事、国民生活中得到了很好的应用，相信在不久的将来将会有更多令人耳目一新的产品开发出来。

四旋翼在我国的发展比较晚，直至最近几年才有几所高校参与到其中的研究工作，也取得了一些研究成果。其中吉林大学有基于视觉的姿态计算研究，并做出了相关硬件及仿真。上海交通大学、哈尔滨工业大学等研究人员对四旋翼的控制算法进行了比较深入的研究，提出了基于反步法、滑膜技术、自适应理论的控制方法，并进行了相关仿真。南京航空航天大学、中国科技大学、哈尔滨工程大学的一些研究项目也初步实现了四旋翼的设计与控制^[9]。

1.3 本文研究目的及主要内容

本文的主要目的是建立一个四旋翼飞行器试验平台，用于捷联惯性系统以及飞行控制研究，为实验室煤矿井下无人探测定位项目做基础，进行可行性论证。文中阐述了四旋翼无人机系统的硬件设计及相应仿真和测试软件设计，包括以下几个部分：

第一章介绍了四旋翼直升机的研究意义，简单叙述了四旋翼的研究历史以及国内外研究现状。

第二章详细分析了四旋翼飞行器的基本飞行原理，选取了合适的飞行器坐标系，对姿态角进行了定义，最后给出了系统整体框架设计。

第三章阐述了各个模块单元的硬件设计，其中包括惯性单元检测、滤波处理、无刷直流电机驱动，无线传输部分，以及电源部分的功能与实现方案。

第四章对系统测量数据进行了误差补偿与多传感器信息融合。并且根据系统特点提出了对姿态的 PID 控制方法，建立了简单的模型进行仿真，对仿真结果进行了分析。

第五章设计了四旋翼的测试控制平台，对数据传输及结果显示进行了分析说明。

第六章对全文工作进行了总结，并提出了系统需要改进升级的方向。

2 四旋翼飞行器系统基本原理及系统结构

2.1 四旋翼坐标系定义

四旋翼飞行器的飞行主要是在近地面的低空飞行，所能达到的范围有限，为了简化问题的说明，这里给出了合理必要的假设。

(1) 忽略地球曲率，将地球视为一个水平面。

(2) 认为地面坐标系为基准系。忽略地球自转及质心的曲线运动^[15]。

如图 2.1 所示，建立地面坐标系与机体坐标系系统，地面系中 OX 轴为指向地面平面的正北方向， OZ 轴铅垂向下， OY 与 XOZ 构成的平面垂直，构成右手坐标系，四旋翼机体的姿态、位置、速度等都是相对于地面坐标系来衡量的。机体坐标系则是以机体中心为原点 O ，原点至一号旋翼的方向为 OX 轴，原点至二号旋翼的方向为 OY 轴， Z 轴垂直于 OX ， OY 轴并且构成右手正交坐标系。机载设备中的陀螺仪、加速度计，磁力计的输出都是以机体坐标系为参考系输出。

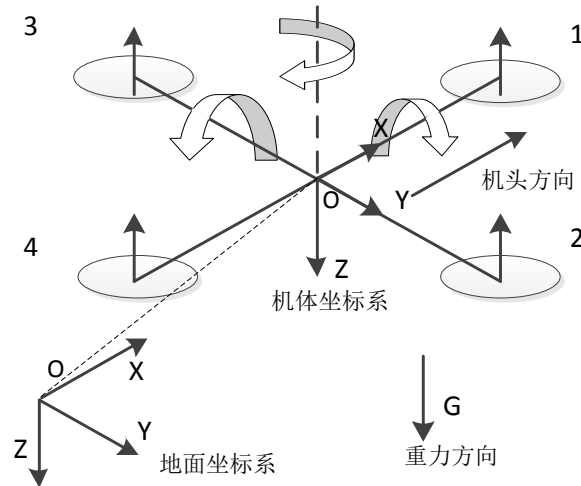


图 2.1 地面坐标系与机体坐标系

飞机的姿态角由布莱恩特角表示，其中定义飞机的俯仰角为 θ ，他是机体坐标系 OX 轴与地平面的夹角，夹角范围 $[-\pi/2, \pi/2]$ 。同样定义横滚角 ϕ ，他是机体坐标系 OZ 轴与 OX 轴所在垂直平面的夹角，夹角范围 $[-\pi/2, \pi/2]$ ，定义偏航角 ψ 为机

体坐标系 OX 轴在水平面的投影与地面坐标系 OX 轴的夹角，夹角范围 $[-\pi, \pi]$ ，俯仰、横滚、偏转角都以从机体坐标系原点向各坐标轴正向看去，顺时针方向旋转为正。

定义布莱恩特角的旋转顺序为 ϕ, θ, ψ ，则有系统的旋转矩阵：

$$R(\phi, \theta, \psi) = \begin{bmatrix} \cos \psi \cos \theta & \cos \psi \sin \theta \sin \phi - \sin \psi \cos \phi & \cos \psi \sin \theta \cos \phi + \sin \psi \sin \phi \\ \sin \psi \cos \theta & \sin \psi \sin \theta \sin \phi + \cos \psi \cos \phi & \sin \psi \sin \theta \cos \phi - \sin \phi \cos \psi \\ -\sin \theta & \cos \theta \sin \phi & \cos \theta \cos \phi \end{bmatrix} \quad (2-1)$$

该矩阵是联系地面坐标系和机体坐标系的纽带，机体坐标系的向量左乘该矩阵就可得到在地面坐标系的表示，要得到相反的变换，则左乘该式的转置即可（ $R^T = R^{-1}$ ）^[10]。

2.2 四旋翼飞行原理

通常的主旋翼-尾桨直升机，通过安装在机身上的主旋翼提供飞机的升力，通过安装尾桨的方法抵消直升机的反扭矩力，改变尾桨的桨距可以打破反扭矩力的平衡，进行飞机的偏转控制，改变主旋翼在每个旋转周期内角度以控制飞机行进方向与滚转姿态，同时控制桨叶的桨距也用来改变升力。共轴反桨直升机与之类似^[6]。

四旋翼的飞行原理与上述常规直升机有所不同，如图 2.2 中 1 所示，1、3 与 2、4，两对螺旋桨的旋转方向相反，在同等转速下就会抵消因为螺旋桨旋转产生的反扭矩力，下面在不考虑干扰因素的情况下，定性的阐述了四旋翼的基本飞行原理：

（1）悬停。保持四旋翼的四个螺旋桨转速相同，使垂直方向的升力与重力平衡，由于螺旋桨转速相同，系统反扭矩也保持平衡，系统在空中保持悬停。

（2）垂直方向爬升或下降。在飞机悬停的状态下，同时增加或者减小各个电机的转速，机体本身就因为重力与升力的不平衡，产生向上或者向下的加速度。完成四旋翼在垂直方向上的爬升与下降动作。

（3）水平方向偏航控制。如图 2.2 中 2 所示，同时增大 2、4，减小 1、3 电机的转速，可以在保证升力的情况下，打破反扭矩力的平衡，飞机向顺时针方向旋转。如果电机的转速变化相反，则飞机向逆时针方向水平旋转。

(4) 俯仰横滚飞行控制。如图 2.2 中 3 所示，增加 4 电机输出，减小 2 电机输出，1、3 不变，则由于 2 号电机端的升力大于 4 号电机，系统向右倾斜，完成横滚动作。反之向左倾斜，俯仰角的控制原理与之相同。

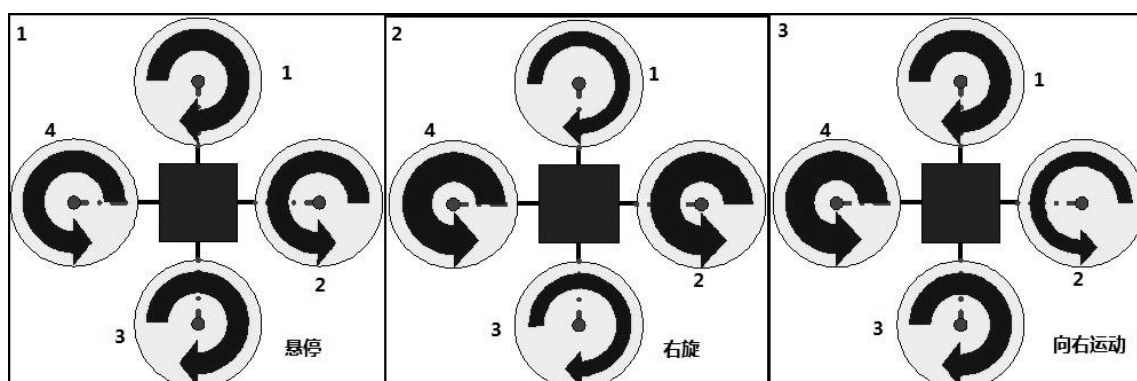


图 2.2 四旋翼飞行原理图

通过上述单一飞行姿态的互相组合，飞行器就可以在空完成一些更加复杂的飞行动作。

2.3 系统机械结构设计

系统机械结构的设计主要考虑到可实现性与易维护性以及低成本，参考成熟的设计方案，四旋翼直升机的机械结构设计如图 2.3 所示。

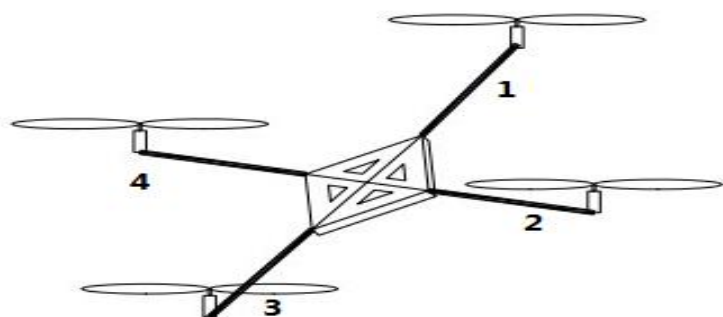


图 2.3 四旋翼机械结构图

根据减轻重量的需要，机体采用碳素材料制成，质轻的同时也保证了四旋翼整体框架强度。四旋翼中间是一个四方形的搭载平台，用于装载系统的飞行控制板及电机驱动板，四个碳素管做的轴相差 90 度分别对称安装于搭载平台的四个角，在每个轴的末端安装电机。分别为四个无刷直流电机编号 1、2、3、4，其中 1 号电机所

在轴指向的方向指定为飞行器机头方向。螺旋桨采用结构简单的塑料材质双叶桨，为了提高螺旋桨的效率，这里选用大直径的螺旋桨（螺旋桨的半径小于机身轴长）。此外在机身下方还有一个简易的起落架，保证飞行器能够水平起飞，并且在着陆过程起到缓冲的作用，避免元器件由于受到剧烈震动而损坏。四旋翼的机械结构参数见表 2.1：

表 2.1 四旋翼机械设计参数表

项目	设计参数
机体重量	680g
横轴长度	50cm
纵轴长度	50cm
螺旋桨尺寸（半径*螺距）	12*4.7 英寸
机身高度	9.5cm

整个系统的机械设计呈现一个对称的结构，系统的重心位于四旋翼机械结构的中心对称轴上，装载其他设备时也应该注意重心位置，尽量使系统重心保持稳定平衡，在文章后面的论述中将给出电机及螺旋桨的升力参数说明，证明系统机械结构设计的可行性。

2.3 四旋翼控制系统总体结构设计

四旋翼控制系统主要包括中央处理器，惯性元件及磁力计组成的姿态航向参考系统（AHRS），气压计组成的高度检测模块，电机驱动模块，以及无线通讯模块和电源模块。控制系统总体结构见图 2.4，图中系统由大容量航模电池供电，系统通过 zigbee 无线模块得到控制命令，然后根据传感器获取到的姿态高度信息，通过相应控制算法得到四个电机的控制量，该控制量通过串行数据传输链路传送到电机驱动模块，对电机转速进行控制以达到期望的飞行动作。四旋翼飞行器的相关数据也可以传输到上位机进行分析观察。DSP 连接有一片外部存储芯片，用于存储飞行器的控制参数，以及飞行中的重要数据。系统还预留了扩展接口，为后续添加 GPS 导航模块，相机控制模块，及超声波测距模块提供了可能。

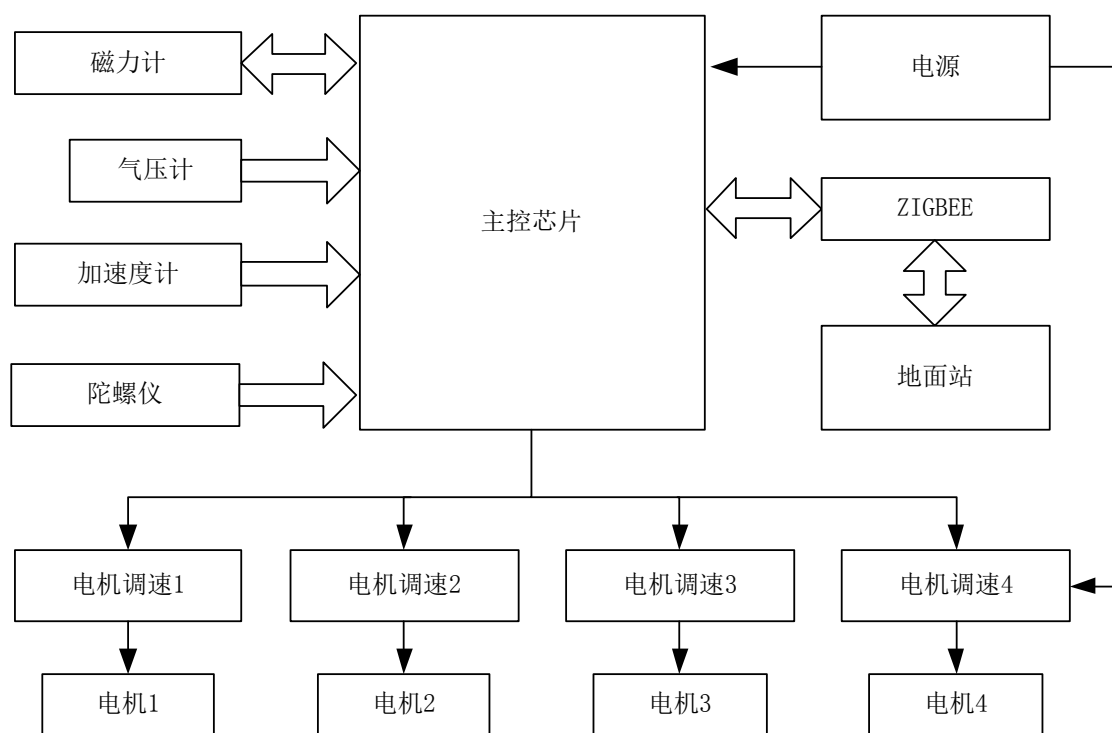


图 2.4 飞行控制系统框图

整个控制系统采取了模块化设计方法，方便安装与拆卸，便于系统改进与升级。

3 四旋翼控制系统的硬件设计

四旋翼控制系统的硬件设计从结构上看主要分为四个模块，飞行控制模块和电机驱动模块，通讯和电源模块。本章将从这几个模块入手，详细介绍四旋翼直升机控制系统硬件电路设计及其功能实现。

3.1 飞行控制模块设计

3.1.1 飞行控制模块主控芯片选型

飞行控制模块的主控芯片是整个控制系统的核心，他负责实时收集陀螺仪、加速度计、气压计、磁力计的数据，计算出飞行器的飞行姿态，通过控制算法产生执行机构的控制量控制电机运转，与此同时还要负责与地面站进行信息传递。在芯片选型时主要考虑以下几个方面：（1）处理器有足够的运算能力处理浮点数运算；（2）AD 转换需要有足够的精度；（3）有足够的通讯接口方便与系统其它部分通讯。

根据以上控制要求，再结合成本因素和设计可行性，选择 TI 公司的 TMS320F2812 作为控制系统的处理器。TMS2812 是控制领域里应用比较广泛的处理器，具有以下特点^{[9][13]}：

（1）高性能静态 CMOS 技术制成，芯片采用哈佛总线结构设计，处理器运行频率最高可达 150Mhz，满足数据处理速度要求。

（2）开发软件自带的 IQmath 库方便旋转矩阵与四元数的计算。

（3）TMS320F2812 包括两个异步串行通讯接口 SCI 模块，一个同步串行外围接口 SPI 模块，一个 McBSP 模块，众多的通讯接口完全满足芯片与外部模块的通讯需求。

（4）芯片集成 16 个通道的 12 位模拟数字转换模块，可单一或同步转换，最快转换速率可达 12.5MSPS，高速的 AD 转换对采用均值滤波及减小积分误差十分有益，能提高系统控制精度。

（5）系统采取低功耗设计，核心电压 1.8V，I/O 电压 3.3V，功耗低。

TMS320F2812 功能框图如图 3.1 所示：

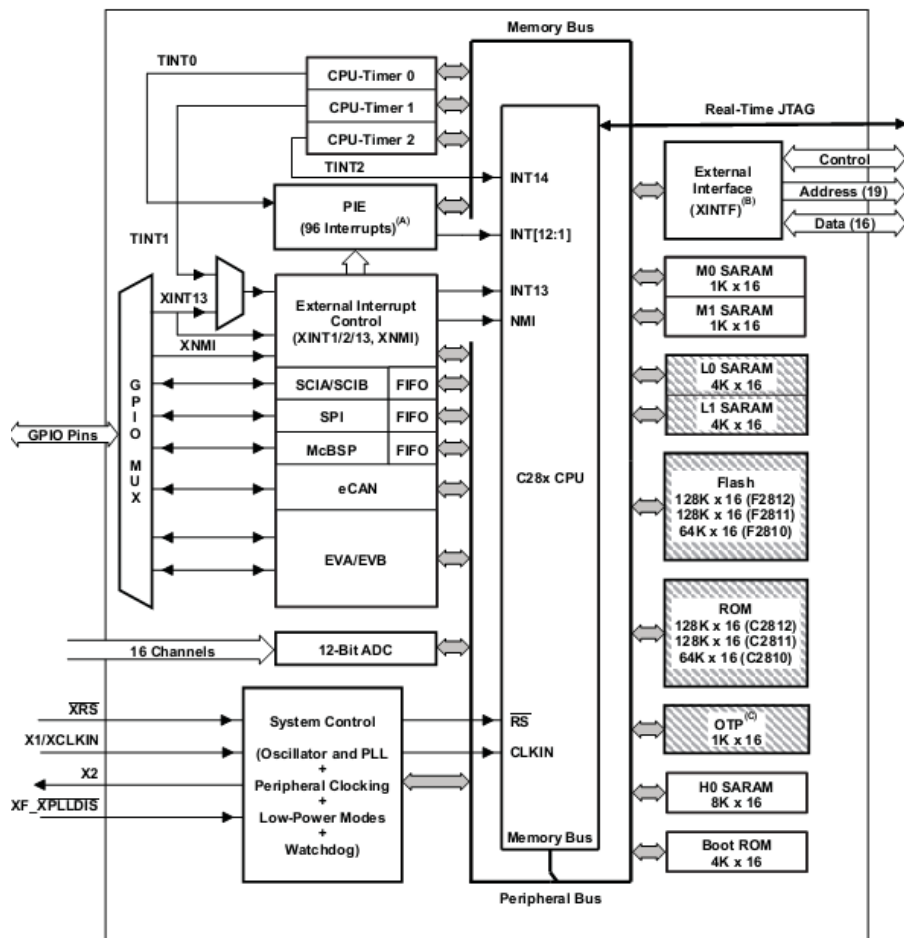


图 3.1 TMS320F2812 功能结构图

3.1.2 陀螺仪电路设计

惯性测量单元中陀螺仪的选取主要考虑了陀螺仪的体积，测量精度，测量范围等因素。这里选用了 ADI 公司的 ADXRS610 单轴陀螺仪，其主要性能参数为：Z 轴角速率响应，5V 供电电压， ± 300 度/秒的量程。陀螺仪工作原理见图 3.2。

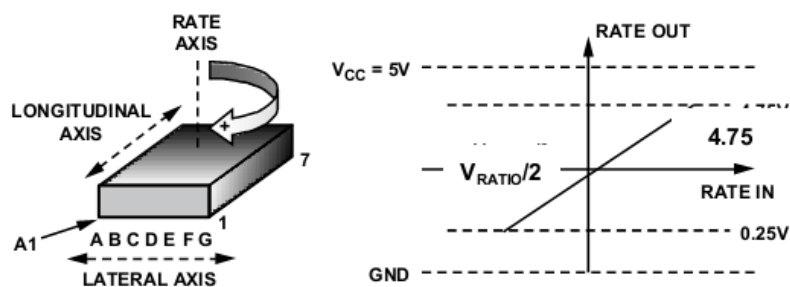


图 3.2 ADXRS610 陀螺仪

此陀螺仪对垂直于芯片上表面的比率轴敏感，当参考电压 V_{ref} 为 5V，陀螺仪静止时，芯片输出 $V_{ref}/2$ 。在有绕旋转轴顺时针或者逆时针的转动时，陀螺仪输出与角速率成线性关系，原理图设计如图 3.3 所示。

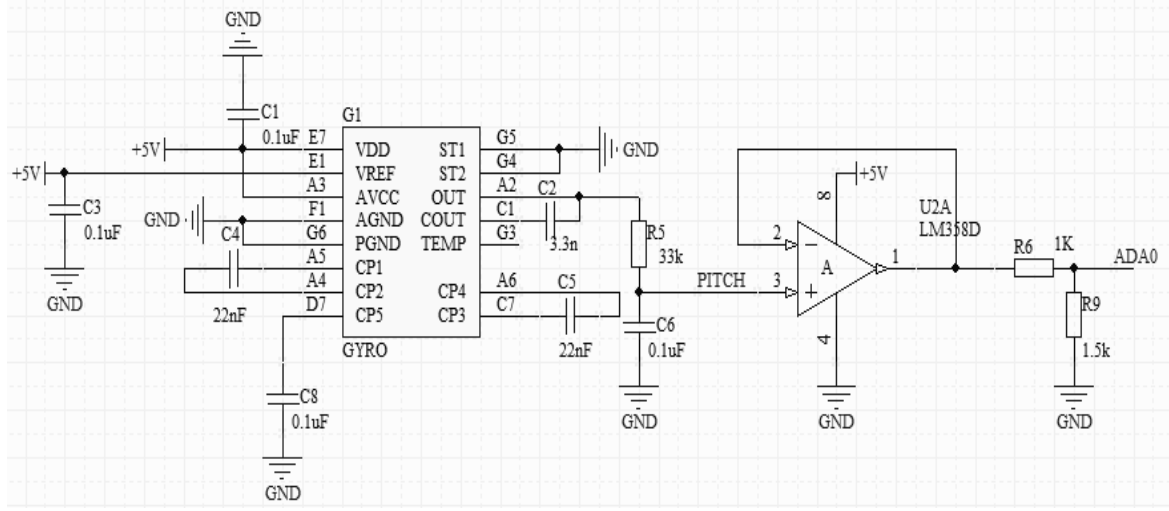


图 3.3 陀螺仪电路设计

芯片由 5V 电压供电，陀螺仪的输出根据芯片手册要求加入了两个一阶低通 RC 滤波，根据芯片手册，陀螺仪内部集成输出电阻 180k 欧结合 $C_{OUT} = C_2$ ，得到一次滤波截止频率为：

$$f = \frac{1}{2 \times \pi \times R_{OUT} \times C_{OUT}} = \frac{1}{2 \times \pi \times 180k \times 3.3n} \approx 250HZ \quad (3-1)$$

陀螺仪的输出加入了一阶低通滤波，截止频率为：

$$f_{OUT} = \frac{1}{2 \times \pi \times R_1 \times C_7} = \frac{1}{2 \times \pi \times 33k \times 0.1u} \approx 50HZ \quad (3-2)$$

其中系统两次滤波分别是为了限制陀螺仪的共振频率，并将陀螺仪的带宽限制在 50HZ，滤除高频振动噪声。由于陀螺仪的输出电压大于 DSP 模数转换参考电压 3.0V，所以在陀螺仪的输出端加入了由精密电阻 R6, R9 组成的降压分压电路。使输入电压降至 0-3V。

3.1.3 加速度传感器电路设计

加速度传感器选用飞思卡尔半导体公司的 MMA7260Q，它具有体积小，低功耗，测量精度高，鲁棒设计，能在高震动环境下运行的特点，芯片 2.2V-3.6V 供电。可测

量三个正交轴向的加速度，测量范围从 $\pm 1.5g$ - $6g$ 可选，其各项性能指标均满足四旋翼设计要求，加速度传感器线性输出在各个轴向上的加速度分量，内部采样频率 11KHZ，加速度传感器电路设计如图 3.4 所示。

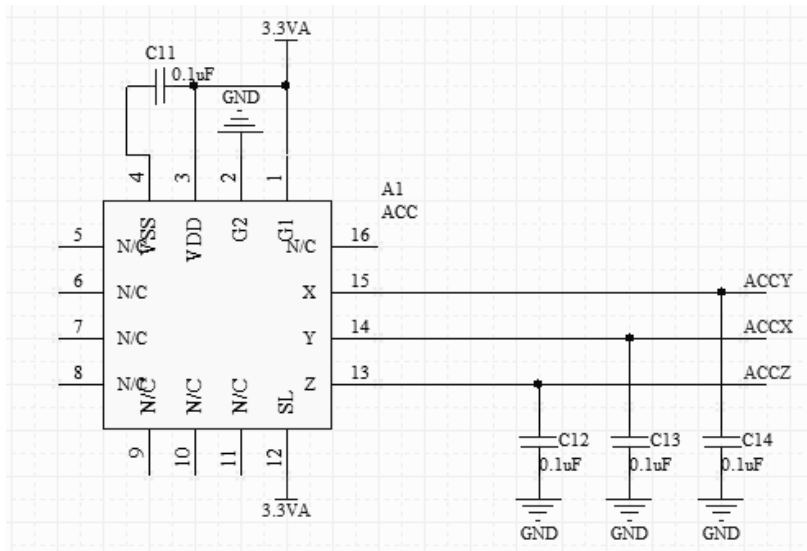


图 3.4 加速度计传感器电路设计

图中加速度传感器由 3.3V 稳压源供电，选择测量模式 G1G2: 10，即测量范围 $\pm 2g$ ，灵敏度 600mV/g，使用 0.1μF 的电容作为电压 VDD 的解耦电容，数据输出内置一阶 RC 低通滤波，截止频率 1.5KHZ。传感器静止时对重力加速度敏感，所以传感器始终会有重力的分量在三个测量轴上，这为系统利用重力侧倾原理校正陀螺仪零点漂移及积分误差提供了可能。

3.1.4 陀螺仪及加速度传感器的安装

因为系统需要测量三个轴向的角速度及加速度，所以系统需要三个 ADXRS610 单轴陀螺仪模块，以及一个 MMA7260Q 加速度测量模块。陀螺仪的安装以旋转轴为基准，它们的敏感轴分别对准机体坐标系的 X 轴、Y 轴、Z 轴。对于加速度传感器，则尽量将其放置到系统的重心，以减少由于机体旋转产生加速度测量误差，使后续的数据融合处理更加精确。安装结构如图 3.5 所示。

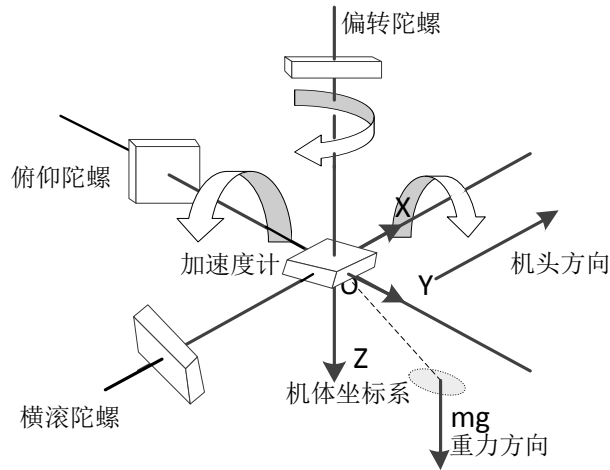


图 3.5 陀螺仪加速度计安装示意图

3.1.5 高度控制模块设计

四旋翼无人机的稳定飞行需要对飞行高度进行控制，使飞机稳定在一个固定的高度范围。通常的四旋翼飞行器的高度测量模块设计中主要有两种形式，一种是以超声波测距模块为测量单元，测量的数据是地面与机体的相对距离，此外还可以采用气压计测量起飞与飞行器所在高度的气压差，判断四旋翼的飞行高度。超声波测量方式的优点在于测量精度较高，可以精确测量飞机与地面的相对距离，但是测量的高度受地面环境的影响大，在并非水平的地面测得的高度数据有明显波动，其次飞行器的飞行姿态变化也给高度的测量带来不确定因素，在机身姿态偏转时使得高度计算困难，且超声波测距模块的测量范围一般在十米以内，测量范围受限制。所以这里选择气压计作为高度测量传感器。

气压传感器选择摩托罗拉公司的 MPXA6115A，该芯片能测量从 15kPa 到 115kPa 的大气压强，输出电压 0.2V 到 4.8V，输出电压与所受压强成线性关系，内部带有温度补偿，使模拟输出更加精确，适合作为航空高度计。气压计的输出公式为

$$V_{OUT} = V_S \times (0.009 \times P - 0.095) \quad (3-3)$$

其中 P 为大气压强，单位 kPa。由气压计组成的高度测量电路如图 3.6 所示：

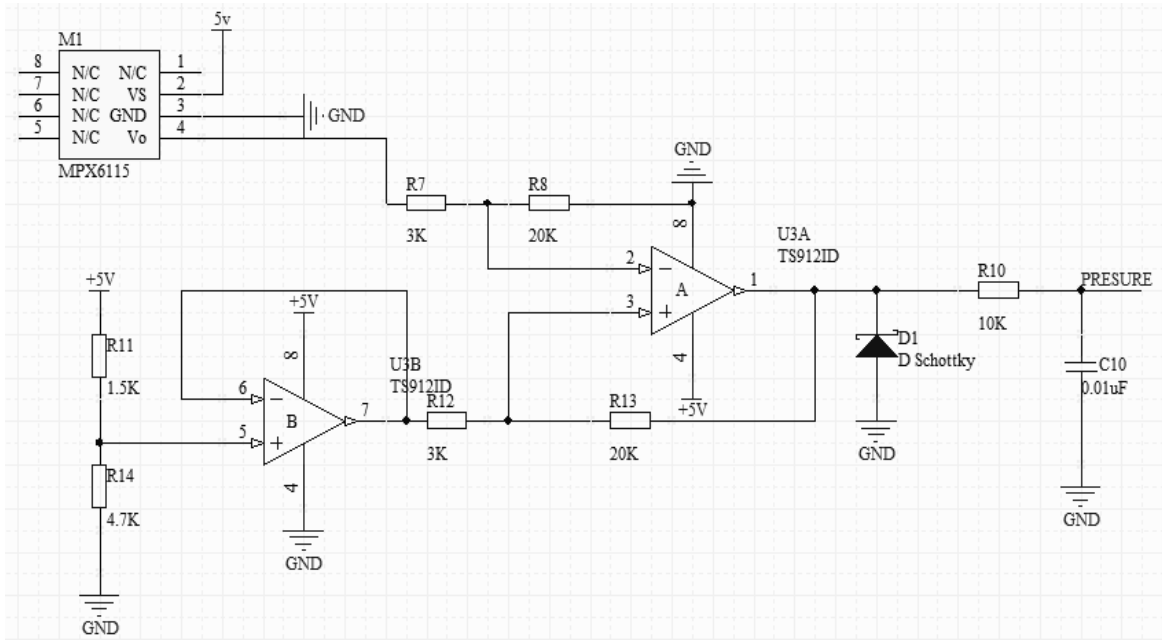


图 3.6 高度测量单元

图中根据数据手册要求传感器采用+5V供电，在标准大气压强下输出4V左右。由于AD转换的参考电压值为3V，所以需要将气压计的输出电压做一定的修正。修正方法根据大气压强的特性进行。

气压计的测量范围从15kPa到115kPa，测量范围大，而四旋翼飞行器由于遥控信号以及电池容量的限制只能在近地面飞行，又根据在海拔2000m内每上升12m大气压强约减少110.7Pa的物理特性，所测气压在标准大气压强上下浮动。这里限定气压计输出在3.8V-4.25V之间（即气压范围在95kPa-105kPa之间），电阻R11与电阻R14构成分压电路，使电压跟随器B的输出保持在3.8V，运放A构成差分放大电路，放大倍数 $20/3$ ^[21]。考虑到气压计的输出可能出现异常，使运放A的电压输出大于3.3V，所以在运放的输出端加入了一个肖特基二极管，使输出电压限制在3.0V以下，避免电压过高损坏器件。由于气压计对气压变化比较敏感，很小的波动可能会使测量数据不准确，所以在运放B输出端加入了一阶RC滤波，从硬件上滤除气压计输出的高频分量。由于放大电路对气压计的固定输出区间进行了放大处理，所以相对来说提高了气压检测精度。理论上10kpa的气压，以10位AD转换精度来算可以精确到10Pa，对应高度约1米。

3.1.6 数字罗盘模块

数字罗盘的主要功能有两个，一是作为 AHRS 系统的一部分，测量地磁方向，找到地磁北极，确定四旋翼飞行朝向。二是利用数字罗盘测得的地磁场在长时间范围相对稳定的特点，利用滤波的方法校正由陀螺仪漂移产生的角速率测量误差，及积分误差。

数字罗盘根据测量维度分可分为平面数字罗盘和三维数字罗盘^[22]，平面数字罗盘在使用时需要保证罗盘所在平面水平，如果倾斜则会影响测量输出，而利用四旋翼系统的姿态解算结果进行校正则会增加处理器开销，不利于实时控制，不适合系统的设计。三维数字罗盘内部加入了倾角传感器，可对罗盘的倾斜进行补偿，使输出的航向数据准确无误，所以这里选择霍尼韦尔的 HMR3300 三维数字罗盘，见图 3.7，它可以测量三个轴向的磁场强度，并采用两轴加速度传感器作为倾角补偿。



图 3.7 三维电子罗盘 HMR3300

HMR3300 具有以下特性^[23]:

- (1) 方向精度: 1 度
- (2) 倾角（俯仰/横滚）测量范围: ± 60 度
- (3) 响应速度: 15HZ
- (5) 供电电压: +5VDC

模块通过串口与 DSP 通讯，波特率设置为 19200bps，数据格式为一个开始位，8 个数据位一个停止位，没有奇偶校验。数字罗盘的原理是测量地球磁场，如果在使用的环境中除了地球以外的磁场且这些磁场无法有效的屏蔽时,那么电子罗盘的使用就会受到很大的影响，故应尽量避免这种状况发生。

3.2 电机驱动模块设计

3.2.1 电机及螺旋桨方案设计

电机和螺旋桨是四旋翼飞行器的执行机构也是四旋翼飞行器的动力来源，一个好的准确的执行机构，是控制系统稳定精确工作的基础。在电机的选型中，因为交流电机一般应用在大功率场合而首先被排除，剩余的电机中只有小型有刷直流电机和小型无刷直流电机符合要求。对比两种电机的特性，见表 3.1：

表 3.1 小型有刷直流电机与无刷直流电机特性对比

特性	有刷直流电机	无刷直流电机
换相	电刷换相	电子换相
寿命	相对短	长
速度/转矩	速度越高转矩减少越大	速度转矩输出较平滑
调速范围	低（由于机械结构限制）	高（无电刷限制）
控制（开环）	简单	复杂

从表中可以看出，小型有刷直流电机在开环控制上比较简单，只需要控制占空比调节电机输入电压，从而控制转速，较无刷直流电机的开环控制有一定的优势。但是由于电机存在电刷，电机在长时间高速运转的情况下比较容易出现磨损，影响系统性能。如果想要实现有刷电机的闭环控制则必须安装编码盘来检测电机的转速，不但增加了系统的重量，更是增加了系统的机械设计与电路设计的复杂性。而小型无刷直流电机由于没有电刷的限制，在速度转矩的输出上比较平滑，适合大范围调速^[18]。同时由于不会受到电刷摩擦力的影响，输出效率要比有刷电机高。综上所述，无刷直流电机在可靠性，可控性、运行效率上都远远高于有刷电机。故四旋翼的执行机构选择无刷直流电机。

四旋翼直升机的螺旋桨采用普通航模飞机使用的固定螺距的螺旋桨，通常这种塑料材质的螺旋桨形式规格较多，缺乏具体参数，对螺旋桨进行空气动力学分析和建立模型相对困难，这里只能通过实验的方法，确定出不同 KV 值（电机空载时每伏特电压增加的转速，单位 rpm/v）的电机所能提供的升力。下面以新西达 2212 电机为例，测试了不同 KV 值、不同螺旋桨下的电机在最高电压下的升力参数。电机

和螺旋桨升力测试数据如表 3.2:

表 3.2 电机和桨的升力数据

电机 (KV)	螺旋桨	电压	电流	转速	升力
KV930	1047	11V	12.1	6430	788
	1060	11V	9.9	7130	650
KV1000	1047	11V	15.6	6810	886
	1060	11V	13.1	7630	745
KV1400	1047	8V	18	6380	775
	1060	8V	15.2	7220	670

从表 3.2 可以看出, KV 值越大的电机在同等的电压下转速越快, 对于同样的螺旋桨所提供的升力也就越大, 这有利于增加四旋翼飞行器的载重量, 但同时通过电机的电流也就越大, 这增加了航模电池的负担, 需要使用更大容量的电池, 增加了系统的重量。由于电流很大, 对电机的驱动电路设计要求也就越高, 不仅需要选择大功率的功率管, 电路的散热也成问题。从效率上看还是 KV 值小的电机效率更高。从以上分析中可以得出结论: 在满足系统升力的前提下, 应尽量选择 KV 值小的电机。因此在这里本文选用 A2212: 12 槽 14 级外转子无感无刷直流外转子电机, KV 值 930, 1047 桨。可以计算得到系统四个电机提供的总升力最大可达 $788 \times 4 = 3152\text{g}$, 满足机械设计要求。考虑到电机不应在最高电压下运转, 并且要为系统控制留下一定的控制裕度。所以应控制四旋翼飞行器的起飞重量控制在 1.5kg 左右, 使电机大部分时间工作于最大效率电流, 电机及螺旋桨见图 3.8。

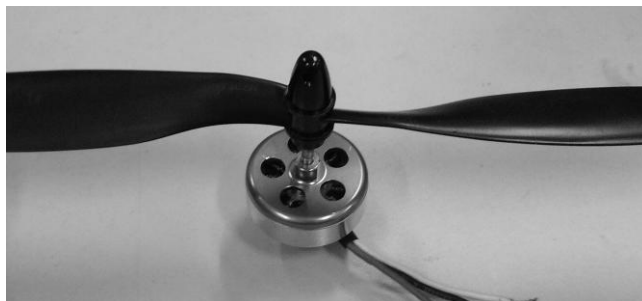


图 3.8 电机及螺旋桨实物图

3.2.2 电机驱动模块主控芯片选型

电机的驱动电路仿照成品电调的设计再结合商业设计资料自主设计。由于无刷直流电机没有可供换相用的电刷，所以需要通过电子换相的方式实现，这就对控制器件提出了相应要求，首先控制器必须有 PWM 生成器模块可以控制电压输出的占空比，至少以开环的方式控制电机转速。其次控制器需要有 AD 转换模块或者比较器模块，能判断无刷直流电机的换相点，用以驱动电机运转。通过以上方面的考虑，这里选择 ATMEL 公司的 MEGA8 单片机，作为控制芯片。该单片机具有以下功能特点：

(1) 有 3 个 PWM 通道，可实现任意 <16 位、相位和频率可调的 PWM 脉宽调制输出。足以控制三相桥式逆变电路的占空比。

(2) 片上集成 8 通道 AD 转换，模拟比较器。可以通过比较器实现无刷直流电机的换相控制。

(3) 一个 TWI 接口，一个 UART 串行接口，和一个脉冲捕获单元，方便与 DSP 之间的高速信息交流。

(4) 自带片内 RC 振荡器，可选频率 1/2/4/8MHZ，无需外部晶振，使开发更简洁。

3.2.3 无刷直流电机控制原理

无刷直流电机是一种同步电动机，电机的转速受输入电压及所带负载的影响，要让无刷直流电机转动起来，首先必须能够根据霍尔元器件或者反馈电路感应到电机转子目前所在位置，然后换流器件使电流按一定的相序通过电机线圈，产生顺时针方向或者逆时针方向旋转的电磁场。该旋转的电磁场将通过电磁力牵引转子转动。通过改变换流器件的占空比，就可以改变旋转电磁场对转子的牵引力大小，从而改变转子转速^[29]。下面对无刷直流电机的转动过程以及换相原理进行简单说明。以三相两极内转子星形绕组电机为例，无刷直流电机的转动原理如图 3.9^[10]所示，当电机 AB 相通电时，通电导体在磁场中受到力的作用，根据左手定则可以知道电机定子受到顺时针方向的力的作用。由于定子是固定的，电机转子在力的作用下向着逆时针

方向运动，经过 60° 的旋转之后，反馈电路检测到转子位置已到达换相点，换流电路使 AB 相关断，AC 相导通，如此按照 AB-AC-BC-BA-CA-CB 的顺序换相，在进行了六次换相后，转子旋转了一周回到最初的状态。改变 ABC 相的导通顺序就可以对电机的正转反转进行控制^[50]。

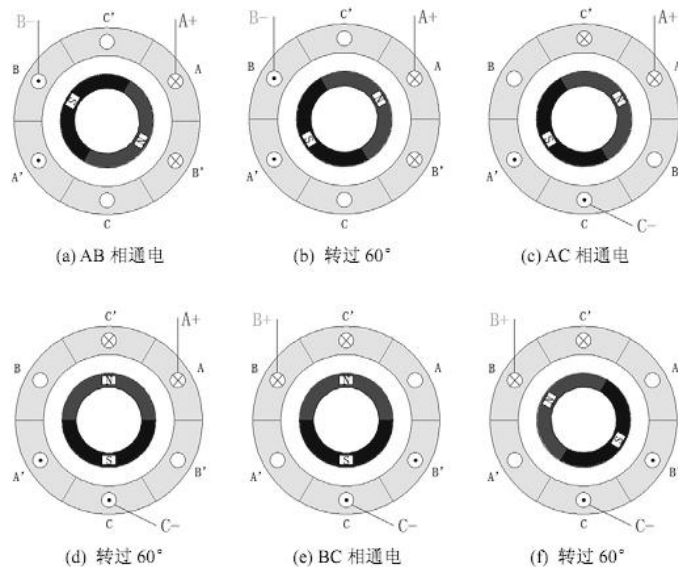
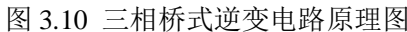
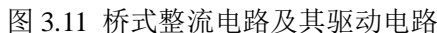


图 3.9 无刷直流电机换相原理图

无刷直流电机的电流换相过程是由三相桥式逆变电路控制实现的，其结构图如图 3.10 所示。桥式电路由直流电压供电，供电输入端并联一个大电容以稳定输入电压。六个开关器件组成三个桥式电路。每个开关器件都有相应的驱动电路可以控制他们的导通和关断。当需要有流经 AB 相的电流时，控制芯片产生 PWM 信号控制开关器件 VT1，VT6 导通，则电流从 VT1 流通至电机进入 A 相，从电机 B 相流出，经过 VT6 进入电源地。当需要切换到 AC 相导通时，先使 B 相下桥臂关断，再使 C 相下桥臂导通即可。在开关器件导通关断的方式中主要有 H_PWM_L_PWM，H_PWM_L_ON，H_ON_L_PWM 等几种形式^[40]，主要视控制要求决定。除此之外每个开关器件都并联了一个二极管，这主要是因为电机的绕组存在电感，当上下桥臂快速关断的时候，由于电感的续流作用，会将元器件击穿，而二极管则提供了一个放电回路，避免了上述情况的发生。



桥式逆变电路电路图如图 3.11 所示:



23

上桥臂 PMOS 栅源击穿电压 $V_{GS}=+/-20V$ ，门限电压最大 $-4.0V$ ，由于单片机的 I/O 输出小于 $5V$ 不足以驱动 PMOS 的关断，这里采用加入升压芯片的方法，升压芯片选择 TC4467，它的主要功能是将单片机的输出的低电压 PWM 信号转换成高电压 PWM 信号，芯片的内部逻辑是一个与非门电路。考虑到单片机只能输出三路 PWM，桥式整流电路的控制采用 H_PWM_L_ON 的控制方式。

3.2.5 转子检测电路及启动方案

在无刷直流电机的转动原理中曾说明无刷电机的换相过程需要检测电机转子的位置，通常使用霍尔元件完成此功能，但是无感无刷直流电机并没有此类原件。所以，需要通过其他的方式对转子位置进行检测，这里采用检测反电动势法。检测电路设计参考商业电调，如图 3.12 所示：

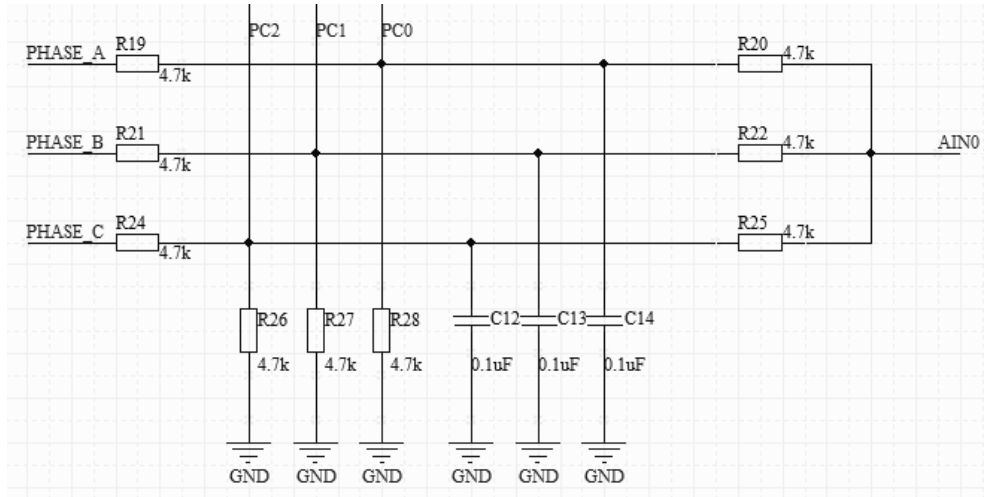


图 3.12 转子位置检测电路

其中 PHASE_A、PHASE_B、PHASE_C 分别接电机的 ABC 三相输入端，端口电压 U_A, U_B, U_C ，AIN0 接单片机的比较器正向输入端，PC0、PC1、PC2 与单片机的 ADC0，ADC1，ADC2 口相连，作为比较器反向端输入。电容主要起到滤波作用，根据节点电压法，各端点的电压计算公式如下：

$$\begin{cases} U_{AIN0} = (U_A + U_B + U_C) / 6 \\ U_{PC0} = (7U_A + U_B + U_C) / 18 \\ U_{PC1} = (U_A + 7U_B + U_C) / 18 \\ U_{PC2} = (U_A + U_B + 7U_C) / 18 \end{cases} \quad (3-4)$$

当 AB 相导通时 C 相绕组由于切割磁感线的缘故会产生一个感生电动势，感生电动势会随着磁场从高到低或从低到高变化，变化产生一个过零点（图 3.10(a)中转子转过 30 度的地方 C 相电势与电机中性点相同）。通过比较 C 相端电压与中点电压的值就可以检测到转子过零点位置，由于电机中性点电压不能直接引出，所以通过上述电路形式，将中性点引出，并对电压进行了降压处理使电压范围符合单片机输入要求。当检测到过零点时电机直接换相，比正常换相提前 30° 换相。虽然损失了一定的电机工作效率但是大大简化了系统硬件软件设计，提升了系统综合效率。

除此之外，由于无感无刷直流电机在转速到达一定速度之前产生的反电动势过小，致使转子检测电路不能正常工作，所以在电机启动时，不能利用反电动势位置检测方法，这里采用了提升旋转磁场频率的方法，先对电机的 AB 相以低占空比通电一段时间，使转子到达一预定位置，然后每隔 T_n 时间换一次相， $T_n=(14/15)T_{n-1}$ ，($T_0=30\text{ms}$)重复上述步骤直至单片机检测到反电动势^[38]，就可以进行正常的换相控制了。

3.3 zigbee 无线通讯模块选型

无线通讯模块是连接四旋翼飞行器和地面站必不可少的通讯链路，地面站通过该单元发送四旋翼控制命令，控制四旋翼的飞行姿态、位置。同时四旋翼也可以将自身的位置姿态数据反馈到地面站。本文设计的四旋翼主要实现室内近距离飞行，同时为降低成本，无线通讯模块应选择免费的工作频段，并且尽量小型化。根据以上原则，选择了基于 zigbee 的无线通讯模块，模块连接图见图 3.13，它是微骨实验室推出的一款基于 CC2430 SOC 的 zigbee 平台，平台包含了构建多种 zigbee 无线网络所需的全部硬件、软件、及开发工具。

该模块采用德州仪器 ZigBeeSOC 射频芯片 CC2430-F128，片上集成高性能 51 内核、UART 等，支持 ZigBee 协议栈，提供 RS232 接口。模块的主要性能参数如下：

- (1) 工作频率带宽：2.400~2.4835GHZ
- (2) 数据率达 250kps
- (3) 低功耗：RX:27mA,TX:25mA

(4) 节点外形尺寸：40*68mm

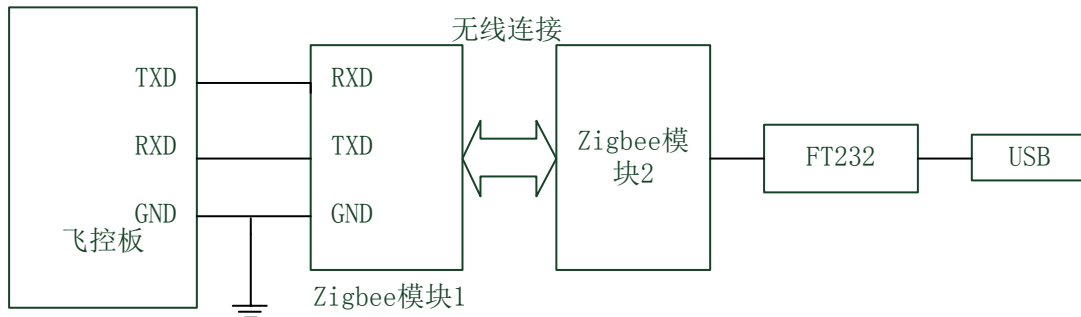


图 3.13 四旋翼 zigbee 无线传输模块连接图

模块节点集成了电池盒，采用两节 5 号电池供电，工作电压 3.3V，无需电平转换。为实现与地面站的通讯，需要 2 个无线模块，其中一个模块与 DSP 通过串口连接，另一个则与计算机串口通过 FT232 芯片相连，采用透明传输方式，当 zigbee 模块接收到数据后，立即转发。为保证传输信息速率，串口的波特率设置为 57600bps，数据位 8 位，停止位 1 位，无奇偶校验位。经过实际系统测试，在空旷场地 15 米范围内，每 30ms 发送 30 帧数据，数据能正常传输。

3.4 电源模块设计

为了确保系统能够正常稳定工作，需要保证合适的电压供给。四旋翼飞行控制系统主要由 2200mAh，25C 航模电池供电，电压输出约 11~13V（视充电程度不同有波动），最大持续放电电流 55A，满足系统要求。控制系统需要多种电平的供电，其中陀螺仪 5V，dsp2812 需要 3.3V，1.8V，加速度计 3.3V。5V 电压供电选择常规的 LM7805，DSP2812 的供电选择 AMS1117，5V 电压转换电路如图 3.14 所示：

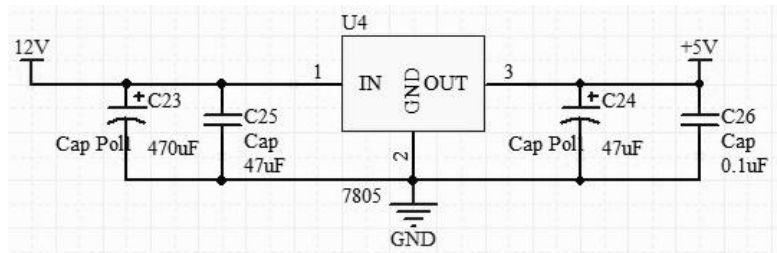


图 3.14 5V 稳压电路

图中 12V 转 5V 电压稳压芯片选择 7805，在芯片的输入端加入了 470uf 的电解电容和 47uf 的贴片电容，在输出端加入了 47uf 和 0.1uf 的贴片电容。电容主要起到平滑和滤波的作用。5V 转 3.3V 和 1.8V 的电路如图 3.15 所示。

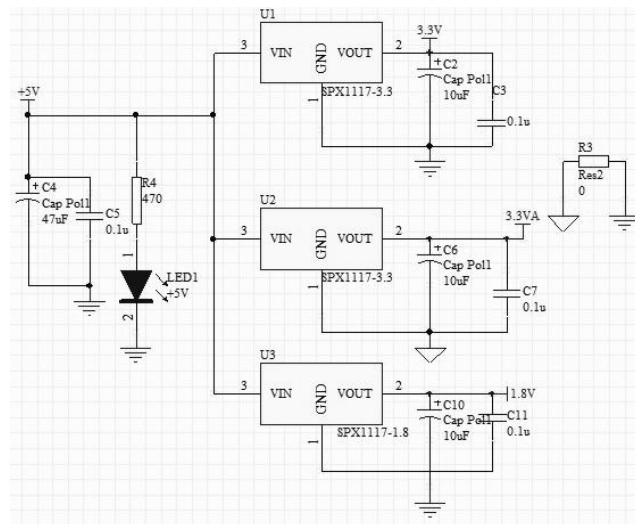


图 3.15 3.3V 和 1.8V 稳压电路

在图 3.15 中稳压芯片由 7805 输出的+5V 供电，在输入端加入了一个发光二极管，系统接通电源时可以发光，显示已接通电源。3.3V 电压输出有两个，一个供给系统的模拟部分，一个供给系统的数字部分。模拟地和数字地分开。他们中间连接有一个 0 欧电阻，起到隔离数字器件产生的高频噪声的作用。以防 AD 转换的数据受噪声干扰不精确。

因为飞行过程中，系统一直处于大功率放电状态，当系统持续在过放电状态一段时间后，航模电源十分容易损毁，所以这里采用电阻分压的方法，对电源电压进行 AD 转换，实时监测航模电池电压输出，当电压过低时，飞行器应进行自主降落。

4 传感器数据处理及建模仿真

为实现对四旋翼飞行器的控制，则至少能够获取四旋翼的飞行姿态信息，但是由于系统中的传感器存在各种各样的误差，使得系统在长时间范围内很难获得准确稳定的飞行器姿态数据，本章采用四元数方法对系统姿态进行解算，分析了传感器存在的误差，并根据不同传感器的特点对数据进行了融合，以求满足对四旋翼的控制要求。

4.1 基于四元数的姿态解算方法

四元数是由爱尔兰数学家哈密顿提出的一个数学概念。现已广泛用于捷联导航系统、三维图像处理等领域，四元数姿态表达式是一个带有四个参数的表达式，一般可以表示为 $q = w + ai + bj + ck$ 的形式，式中包含一个标量分量和三个矢量分量。他的基本思想是一个坐标系转换到另一个坐标系可以通过绕一个定义在参考坐标系中的矢量 \bar{u} 单次转动一个角度来实现^{[11][12][14]}。表示方法如下：

$$q = \begin{bmatrix} w \\ a \\ b \\ c \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos(\theta/2) \\ (u_x/u)\sin(\theta/2) \\ (u_y/u)\sin(\theta/2) \\ (u_z/u)\sin(\theta/2) \end{bmatrix} \quad (4-1)$$

式(4-1)中： u_x, u_y, u_z 是角矢量 \bar{u} 在地面坐标系中的分量， u 是四元数的模， θ 是绕轴旋转的角度的大小。从上式可以看出四元数是包含了矢量方向和转动大小的向量。四元数同向量一样可以归一化处理，且只有单位化的四元数才用来描述旋转。四元数相对于泰特-布莱恩特角的表示方法具有表达简介的特点，他不受旋转轴次序限制，并且也不会陷入万向角的死锁问题^[25]。缺点在于不能直观地表示物理意义，故通常四元数与布莱恩特角结合使用^[26]。

通过四元数可以对空间不同坐标系下的矢量进行变换。在机体坐标系定义的一个矢量 $r_b = (x, y, z)$ 可以利用四元数将其在地面坐标系中表示为 r_e ，首先将要被转换的矢量扩充为标量分量为零的四元数： $r_b' = (0, x, y, z)$ ，该向量在地面坐标系的四元数

可表示为: $r_e' = q r_b' q^{-1}$, q 是从地面坐标系到机体坐标系的四元数, q^{-1} 是 q 的逆。定义 $q^{-1} = q^* / \|q\|$, $q^* = (w - ai - bj - ck)$, $\|q\| = 1$ ^{[27] [28]}。并且 q 为归一化的四元数。同理地面坐标系中的扩充四元数向量通过旋转也可转换到相应的载体坐标系中, 其表达式为 $r_b' = q^{-1} r_e' q$ 。在四旋翼的姿态航向参考系统中, 需要根据传感器信息不断地更新四元数。四元数 q 对时间的导数为 $\dot{q} = \frac{1}{2} q(0, \omega_x, \omega_y, \omega_z)$ ^[27], $\omega_x \omega_y \omega_z$ 是机体坐标系下绕 XYZ 轴的角速度, 将其表示成矩阵的形式有:

$$\dot{q} = \begin{bmatrix} \dot{w} \\ \dot{a} \\ \dot{b} \\ \dot{c} \end{bmatrix} = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} w-a-b-c \\ a & w-c & b \\ b & c & w-a \\ c & -b & a & w \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} \quad (4-2)$$

从上式可以看到 q 的导数与机体坐标系旋转角速度之间的关系。对 q 的导数进行积分, 就可以得到载体坐标系相对于地面的坐标系的四元数参数。再根据矢量变换的方法, 就可以将机体坐标系中的加速度矢量换算到地面坐标系中。因为在四元数的更新, 以及比力换算中只用到了简单的矩阵乘运算, 所以大大减少了对运算量的要求, 这也是选择四元数的一个重要原因。因为四旋翼还需要用布莱恩特角表示其姿态, 需要将四元数与姿态角相互转换, 从布莱恩特角到四元数的转换如下:

$$q = \begin{bmatrix} w \\ a \\ b \\ c \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos(\phi/2)\cos(\theta/2)\cos(\psi/2) + \sin(\phi/2)\sin(\theta/2)\sin(\psi/2) \\ \sin(\phi/2)\cos(\theta/2)\cos(\psi/2) - \cos(\phi/2)\sin(\theta/2)\sin(\psi/2) \\ \cos(\phi/2)\sin(\theta/2)\cos(\psi/2) + \sin(\phi/2)\cos(\theta/2)\sin(\psi/2) \\ \cos(\phi/2)\cos(\theta/2)\sin(\psi/2) - \sin(\phi/2)\sin(\theta/2)\cos(\psi/2) \end{bmatrix} \quad (4-3)$$

从四元数到布莱恩特角的转换公式如下:

$$\begin{bmatrix} \phi \\ \theta \\ \psi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} a \tan 2(2(wa + bc), 1 - 2(a^2 + b^2)) \\ \arcsin(2(wb - ca)) \\ a \tan 2(2(wc + ab), 1 - 2(b^2 + c^2)) \end{bmatrix} \quad (4-4)$$

因为反正切函数 atan 的输出范围在 $\left[-\frac{\pi}{2}, \frac{\pi}{2}\right]$ 之间, 所以这里使用 atan2 函数表示。

其输出范围在 $[-\pi, \pi]$ 之间, 符合偏航角的动态范围^[32]。

4.2 传感器误差分析

四旋翼的姿态航向参考系统误差来源主要可分为三类：

一类来源于系统的机械结构，因为在陀螺仪及加速度计以及磁力计的安装过程中，必不可少的会产生各个器件坐标轴不能完全重合的现象，给系统姿态解算时带来误差。

第二类误差来源于传感器本身，陀螺仪、三轴磁力计及三轴加速度计各敏感轴之间并非完全正交，这就引入了不正交误差，实际上由于各坐标轴不正交和不重合的角度比较小，对测量值影响也较小，且难以测量这里不做校正。在忽略加速度敏感误差的前提下，对陀螺仪建模，陀螺仪输出的旋转速率测量值 $\tilde{\omega}_x$ ，可以根据实际输入的角速度 ω_x 表示为：

$$\tilde{\omega}_x = (1 + S_x)\omega_x + M_y\omega_y + M_z\omega_z + B_f + n_x \quad (4-5)$$

其中 S_x 为标度因数误差， M_y, M_z 为交叉耦合系数， ω_y, ω_z 为正交轴上的角速度， B_f 为与 g 无关的零偏， n_x 为均值为零的随机偏差^[31]。根据数据手册陀螺仪的非线性度 0.1%，线性度相对较好；又因交叉耦合误差很难测量到足够的精度，随机误差 n_x 具有不确定性只与陀螺仪的性能有关，所以先不予考虑，这里只考虑使用零偏 B_f 对陀螺仪进行误差补偿，补偿方法为保持系统开机时静止，测量此时的陀螺仪输出平均值，作为各轴陀螺仪的固定零偏 B_f ，以后的每次测量中减去相应 B_f 即可。

加速度计与陀螺仪类似，测量值 \tilde{a}_x 与施加在敏感轴向的真实加速度 a_x 关系如下：

$$\tilde{a}_x = (1 + S_x)a_x + M_y a_y + M_z a_z + B_f + B_v a_y a_z + n_x \quad (4-6)$$

其中 S_x 为标度因数误差， a_y, a_z 为施加在正交敏感轴的加速度， M_y, M_z 为交叉轴耦合因数， B_f 为零偏， B_v 为振摆误差系数， n_x 为随机偏差。一般而言，影响加速度计输出的主要因素是固定零偏 B_f 。因此只对它进行校正，校正方法如下，分别将加速度计三个轴做垂直旋转测得每个轴向的加速度大小，记为 $X_{\max}, X_{\min}, Y_{\max}, Y_{\min}, Z_{\max}, Z_{\min}$ 则有三轴的偏置误差补偿公式：

$$\begin{cases} a_x = a'_x - (X_{\max} + X_{\min})/2 \\ a_y = a'_y - (Y_{\max} + Y_{\min})/2 \\ a_z = a'_z - (Z_{\max} + Z_{\min})/2 \end{cases} \quad (4-7)$$

其中 a'_x, a'_y, a'_z 与 a_x, a_y, a_z 分别为三轴加速度计实测数据与校正后数据。磁力计因加速度计的误差类似，偏置误差的校正方法也与之相同。

第三类误差来自积分和外部干扰，飞行控制板从水平位置开始经过一段时间的运动，再回到水平位置，对期间的陀螺仪数据进行积分并进行姿态解算，会发现系统最后的状态与初始状态有偏差，这是因为采样频率不可能无限高，积分时间常数不可能无限小^[41]，陀螺仪在运动过程中有漂移，所以产生随时间迅速增大的累计误差，最终导致得到的角度数据远远偏离实际状态，由于偏差很大，势必会影响系统控制，所以该误差必须得到校正。此外温度和外部电磁干扰也会对元器件输出产生影响，在周围有强度稍大的电磁场环境下，磁力计无法正常输出。

通过以上分析不难得出结论，在现有的条件下，要想得到可用于控制的姿态信息，仅对单个传感器进行误差补偿是不够的，必须通过其他方式对姿态信息进行修正。目前的航姿参考系统一般采用多传感器数据融合的方法，充分利用机载的多种传感器信息，对传感器数据进行扩展卡尔曼或无损卡尔曼滤波处理，得到相对准确的姿态数据^[36]。卡尔曼滤波一般需要了解系统模型，对系统中的噪声要有一定程度的估计^[30]，结构相对复杂，所以这里采用相对简单的互补滤波处理方法，使用加速度计对俯仰角横滚角进行校正，使用磁力计对偏航角进行校正，使用气压计代替加速度获取高度信息。

4.3 俯仰角横滚角互补滤波校正

加速度计与陀螺仪进行互补滤波，其原理如下：陀螺仪用于测量角度旋转，通常可以快速响应旋转的变化，但是由于积分作用以及陀螺仪漂移等因素的影响，随着时间推移，会出现相当大的偏差，但是在短时间内的积分数据误差较小，仍然可信。而加速度计在静止状态下也是一个很好的侧倾仪器，且加速度计相对于陀螺仪而言它的漂移很小，基本上可以认为只受偏置误差影响。并且求倾角过程中也不需

要对求解过程积分，就不存在积分误差，但是由于在非静止状态下，加速度传感器还会测量到物体运动的加速度，所以在此状态下一般不能作为侧倾仪器使用，对于四旋翼飞行器而言，大多数时间都用于空中悬停，可以认为飞行器在空中的加速度变化在长时间范围内趋近于零。所以使用加速度计计算四旋翼倾角在长时间范围内可近似认为准确。静止状态下重力在机体坐标系中的分量公式如下：

$$\begin{bmatrix} a_x \\ a_y \\ a_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\psi \cos\theta & \sin\psi \cos\theta & -\sin\theta \\ \cos\psi \sin\theta \sin\phi - \sin\psi \cos\phi & \sin\psi \sin\theta \sin\phi + \cos\psi \cos\phi & \cos\theta \sin\phi \\ \cos\psi \sin\theta \cos\phi + \sin\psi \sin\phi & \sin\psi \sin\theta \cos\phi - \sin\psi \cos\phi & \cos\theta \cos\phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ g \end{bmatrix} \quad (4-8)$$

其中 $[a_x, a_y, a_z]^T$ 是机体坐标系测量到的三轴加速度， $[0, 0, g]^T$ 是重力加速度在地面坐标系中的向量形式，他们之间通过旋转矩阵变换^[26]，近似认为 $\sqrt{a_x^2 + a_y^2 + a_z^2} = g$ 。从上式可以得到机体坐标系测量的加速度分量与俯仰角、横滚角之间的关系：

$$\begin{cases} \theta = \sin^{-1}\left(-\frac{a_x}{g}\right) \\ \phi = \sin^{-1}\left(\frac{a_y}{g \cos\theta}\right) \\ \phi = \cos^{-1}\left(\frac{a_z}{g \cos\theta}\right) \end{cases} \quad (4-9)$$

其中 ϕ 的求解公式有两个，由于存在误差关系所求的 ϕ 一般不同，但结果相差不大，这里只采用式 (4-9) 中第二个公式对 ϕ 求解。求解得到的 θ ， ϕ 可用于对四旋翼的初始状态估计和互补滤波。俯仰角横滚角的校正过程框图如下：

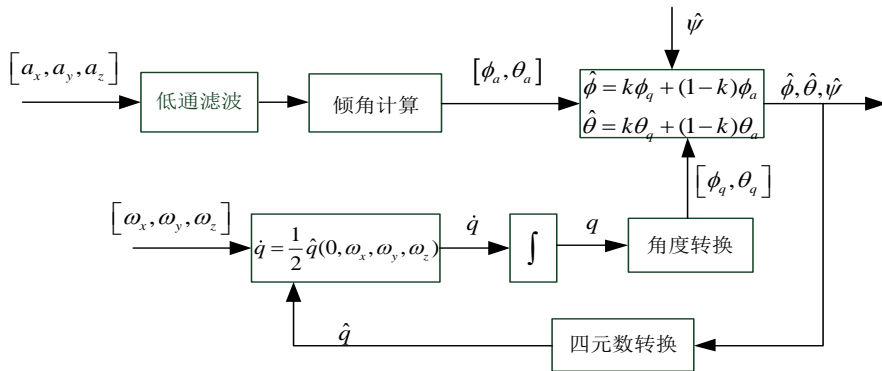


图 4.1 俯仰横滚角互补滤波框图

融合方法为： $\hat{\phi} = k\phi_q + (1-k)\phi_a, \hat{\theta} = k\theta_q + (1-k)\theta_a$ ，其中 $0 < k < 1$ ，调整 k 的大小可以改变陀螺仪输出在数据融合中的权重，由于四旋翼在飞行过程中有一定的震动，会给倾角测量引入高频噪声，所以在三轴加速的测量中加入数字低通滤波器，用以滤除高频干扰。最终滤波效果见图 4.2（这里选 $k=0.96$ ）：

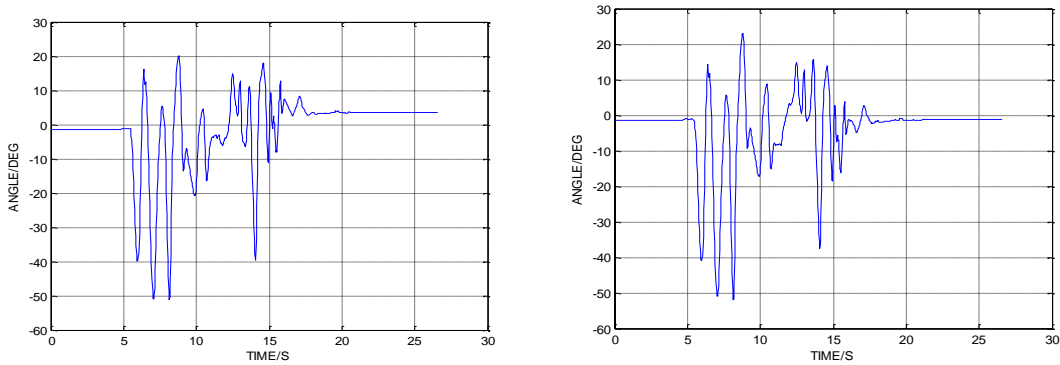


图 4.2 未加融合的曲线（左）与加入融合后的曲线（右）

上图为同一运动过程中，俯仰角未加融合和加入融合的曲线，从图中可以看到，由于左图没有加入融合，在动态过程中有漂移，使最后的状态偏离初始状态一个角度，而仅运动十几秒就产生了 4° 左右的偏差，而右图因为加入了加速度计的修正，最终的状态变化基本为零，初步证明了方案的可行性。横滚角的原理与实测结果与之类似。

4.4 偏航角互补滤波校正

通过重力测量倾角的方法不能对偏转角 ψ 进行校正，偏转角的校正依靠磁力计进行，利用地磁对偏航角校正的原理与重力相似。磁力场见图 4.3 是一个自地磁北极发出，指向地磁南极，并与水平面有一定夹角的矢量，以向量 \vec{B} 表示，磁力场与水平面有夹角 β 称为磁倾角， $B_{//}$ 为 \vec{B} 在水平面上的分量，设地面坐标系 OX 轴指向正北， $B_{//}$ 与 OX 轴的夹角 α 为磁偏角，右偏为正。且在一定的时间空间范围内，地磁场基本上是均匀不变的。这就为参考方向提供了基础。

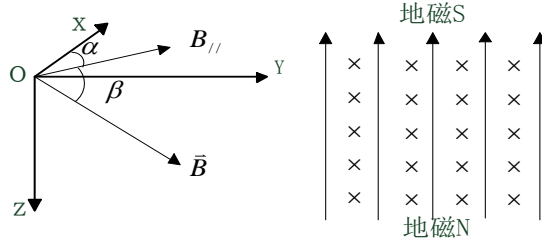


图 4.3 地磁场示意图

先以地磁 S 极为北计算偏转角 ψ_m ，设磁力计在机体坐标系测得的地磁分量为 $[H_x^b, H_y^b, H_z^b]^T$ ，初始状态下地磁场在地面坐标系的分量为 $[H_x, 0, H_z]^T$ ，则根据旋转矩阵有：

$$\begin{bmatrix} H_x \\ 0 \\ H_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\psi_m \cos\theta & \cos\psi_m \sin\theta \sin\phi - \sin\psi_m \cos\phi & \cos\psi_m \sin\theta \cos\phi + \sin\psi_m \sin\phi \\ \sin\psi_m \cos\theta & \sin\psi_m \sin\theta \sin\phi + \cos\psi_m \cos\phi & \sin\psi_m \sin\theta \cos\phi - \sin\psi_m \sin\phi \\ -\sin\theta & \cos\theta \sin\phi & \cos\theta \cos\phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} H_x^b \\ H_y^b \\ H_z^b \end{bmatrix} \quad (4-10)$$

根据上式可得：

$$\tan\psi_m = \frac{H_x^b \cos\psi_m + H_y^b \sin\theta \sin\psi_m + H_z^b \cos\theta \sin\psi_m}{H_y^b \cos\theta + H_z^b \sin\theta} \quad (4-11)$$

该式的物理意义是将俯仰横滚旋转后的磁场，映射到水平方向上，分子代表 $B_{//}$ 在机体坐标系只旋转 ψ_m 角度后在 X 轴的分量，分母代表 $B_{//}$ 在 Y 轴分量。根据分子分母的正负，通过式 (4-10) 可以解得四旋翼的偏转角 ψ_m 。此时加入磁偏角 α 就可得到真实偏航角度 $\psi = \psi_m + \alpha$ 。磁力计模块 HMR3300 的输出在没有其他电磁干扰的情况下相对精确，但是其响应频率只有 15HZ，所以仍然将陀螺仪数据融合其中，过程框图如下：

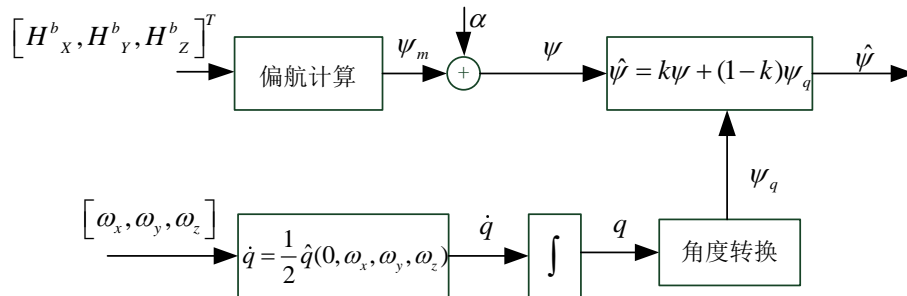


图 4.4 偏转角互补滤波框图

融合方法与俯仰横滚角相同，其中 $0 < k < 1$ ，调整 k 的大小可以改变偏航角在数据融合中的权重。取 $k = 0.8$ 数据融合效果图如下：

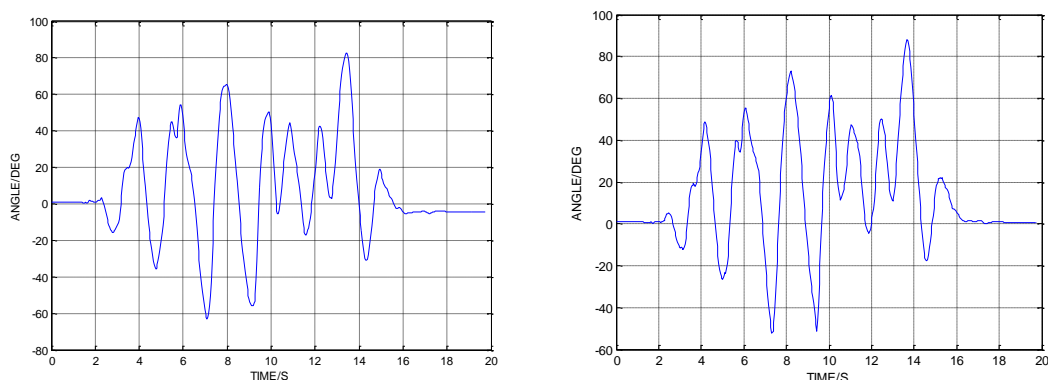


图 4.5 未融合的偏航角波形（左）与融合后的偏航角波形（右）

可以看到右图中由于偏航角跟踪磁力计输出，所以消除了积分过程中的误差。

4.5 高度数据的测量

在前面论述中已经对系统的姿态进行了校正，能够得到长期的，相对稳定的姿态信息，但是从他们的校正过程可知，运动过程中得到的姿态与实际姿态不可避免存在一定误差，使得四旋翼加速度信息无法准确计算。又因为计算位置的估计需要对加速度数据进行两次积分，即使微小的误差也会随着时间的累计迅速扩大，使得位置的计算十分不精确，将系统从静止状态迅速提升 2 米，然后回到原来高度得到加速度积分结果和气压计输出结果如图 4.6 所示：

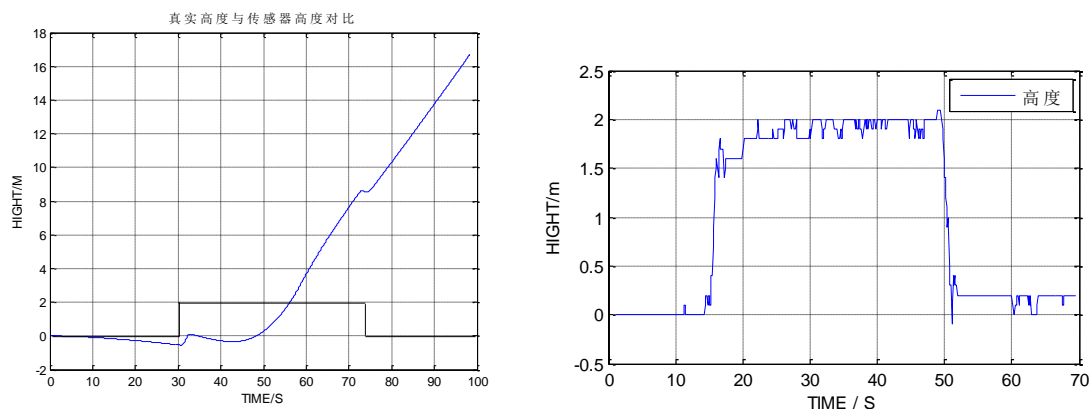


图 4.6 加速度计高度输出（左）与气压计高度输出（右）

从图中可以看到气压计的输出相对加速度计来说能反映高度信息变化，但是也存在一定误差，且气压计受气流影响较大，分辨率也不是很高，要达到应用于控制的目的仍需要对系统做进一步改进。

4.6 系统建模与仿真

为了能更好的理解整个系统，以及为控制算法提供一个检验标准，减少不必要的测试工作。这里根据现有条件对四旋翼系统建立了系统模型，因为当前只能获得姿态高度数据，所以仅提出了姿态控制方法并做了相应仿真。四旋翼飞行器的机械结构简单，但是其动力学特性却并非如此，由于系统模型建立需要多学科知识综合，本文的建模及仿真主要参考苏黎世联邦理工大学的相关信息。建模仿真过程主要针对小角度运动，及悬浮过程，其中多处对必要的地方进行了合理的忽略或假设。建模前首先假设如下：

(1) 将四旋翼飞行器视为刚体，完全对称且质量分布均匀，飞行器质心与机体坐标系的原点重合。

(2) 飞行器所受推力与 4 个螺旋桨的角速度的平方呈比例： $F = k\Omega^2$ ， k 为比例系数， Ω 为螺旋桨转速^{[16][17]}。

4.6.1 四旋翼飞行器动力学方程建立

系统的模型在第二章所介绍的坐标系下建立。一般情况下物体的运动由以质心为原点的平动和绕轴的转动组成，被视作刚体的飞行器运动方程通常由牛顿第二定理表示^[19]：

$$\begin{cases} \bar{F} = m \cdot d\bar{V} / dt \\ \bar{M} = d\bar{H} / dt \end{cases} \quad (4-12)$$

其中 \bar{F} 是飞行器在地面坐标系的受力矢量， m 为飞行器质量， \bar{V} 是飞行器在地面坐标系的速度矢量， $\bar{M} = [M_x, M_y, M_z]^T$ 是三轴合外力矩， \bar{H} 是三轴角动量。首先分析系统的平动效应，对四旋翼进行受力分析见图 4.7：

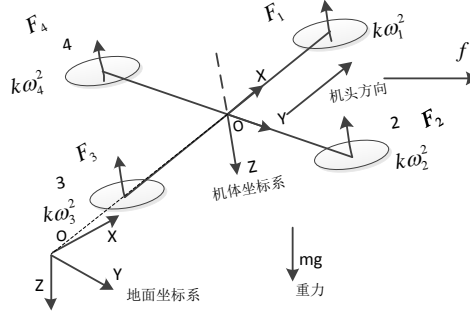


图 4.7 系统受力分析

可以看到四旋翼所受合外力主要包括重力 mg 、螺旋桨的升力 $F_i = k\Omega_i^2$ ， $i=1,2,3,4$ 分别代表四个螺旋桨的升力，和运动过程中的阻力 f ，反扭矩力，外部气流干扰等。由于飞行器受到的阻力、反扭矩力、外部气流在低速运行的情况下可以认为较小，对系统分析影响不大，这里将其忽略。将螺旋桨受力全部换算到地面坐标系有：

$$\begin{bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{bmatrix} = R(\phi, \theta, \psi) \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -\sum_{i=1}^4 F_i \end{bmatrix} \quad (4-13)$$

其中 $[F_x, F_y, F_z]^T$ 为升力在地面坐标系的分力， $R(\phi, \theta, \psi)$ 为旋转矩阵。可得系统所受合外力为 $[F_x, F_y, F_z + mg]^T$ 。再根据式 (4-10) 中式 1 可得系统平动表达式：

$$\begin{cases} \ddot{x} = \frac{1}{m}(\sin \psi \sin \phi + \cos \psi \sin \theta \cos \phi) \sum_{i=1}^4 F_i \\ \ddot{y} = \frac{1}{m}(-\cos \psi \sin \phi + \sin \psi \sin \theta \cos \phi) \sum_{i=1}^4 F_i \\ \ddot{z} = \frac{1}{m}(mg - \cos \theta \cos \phi \sum_{i=1}^4 F_i) \end{cases} \quad (4-14)$$

对于系统转动描述，先设 $\vec{\omega} = [\omega_x, \omega_y, \omega_z]^T$ 为机体坐标系下绕 X、Y、Z 轴的角速度根据式刚体动力学原理：式 (4-10) 中 2 在机体坐标系有如下表达形式：

$$\vec{M} = [I]d\vec{\omega}/dt + \vec{\omega} \times ([I]\vec{\omega}) \quad (4-15)$$

$[I]$ 是四旋翼绕机体坐标系 XYZ 轴的转动惯量矩阵，因为前提假设系统为刚体，且质心与坐标轴重合，所以 $[I]$ 是对角线元素为 I_{xx}, I_{yy}, I_{zz} ，其他元素为零的对称矩阵，将 $\bar{\omega}$ 带入系统有：

$$\begin{cases} M_x = I_{xx}\dot{\omega}_x + \omega_y\omega_z(I_{zz} - I_{yy}) \\ M_y = I_{yy}\dot{\omega}_y + \omega_x\omega_z(I_{xx} - I_{zz}) \\ M_z = I_{zz}\dot{\omega}_z + \omega_x\omega_y(I_{yy} - I_{xx}) \end{cases} \quad (4-16)$$

又因为布莱恩特角变化率与 $\bar{\omega}$ 的关系为：

$$\begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -\sin\theta \\ 0 & \cos\phi & \sin\phi\cos\theta \\ 0 & -\sin\phi & \cos\phi\cos\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (4-17)$$

从中可以得出，在俯仰偏航角较小的情况下，根据小角度近似原理两者可近似认为相等。故可得到：

$$\begin{cases} M_x = I_{xx}\ddot{\phi} + \dot{\theta}\dot{\psi}(I_{zz} - I_{yy}) \\ M_y = I_{yy}\ddot{\theta} + \dot{\phi}\dot{\psi}(I_{xx} - I_{zz}) \\ M_z = I_{zz}\ddot{\psi} + \dot{\theta}\dot{\phi}(I_{yy} - I_{xx}) \end{cases} \quad (4-18)$$

由于电机转子质量较小，忽略转子陀螺效应有：

$$\begin{cases} M_x = l(-k\Omega_2^2 + k\Omega_4^2) \\ M_y = l(k\Omega_1^2 - k\Omega_3^2) \\ M_z = d(-k\Omega_1^2 + k\Omega_2^2 - k\Omega_3^2 + k\Omega_4^2) \end{cases} \quad (4-19)$$

其中 l 为电机到飞行器质心的距离， d 反转矩比例系数。最终可得系统的动力学方程

$$\begin{cases} \ddot{\phi} = \frac{1}{I_{xx}}(\dot{\theta}\dot{\psi}(I_{yy} - I_{zz}) + l(-F_2 + F_4)) \\ \ddot{\theta} = \frac{1}{I_{yy}}(\dot{\phi}\dot{\psi}(I_{zz} - I_{xx}) + l(F_1 - F_3)) \\ \ddot{\psi} = \frac{1}{I_{zz}}(\dot{\theta}\dot{\phi}(I_{xx} - I_{yy}) + d(-F_1 + F_2 - F_3 + F_4)) \\ \ddot{x} = \frac{1}{m}(\sin\psi\sin\phi + \cos\psi\sin\theta\cos\phi)\sum_{i=1}^4 F_i \\ \ddot{y} = \frac{1}{m}(-\cos\psi\sin\phi + \sin\psi\sin\theta\cos\phi)\sum_{i=1}^4 F_i \\ \ddot{z} = \frac{1}{m}(mg - \cos\theta\cos\phi\sum_{i=1}^4 F_i) \end{cases} \quad (4-20)$$

令

$$\begin{cases} u_1 = F_1 + F_2 + F_3 + F_4 \\ u_2 = -F_2 + F_4 \\ u_3 = F_1 - F_3 \\ u_4 = -F_1 + F_2 - F_3 + F_4 \end{cases} \quad (4-21)$$

可得

$$\begin{cases} \ddot{\phi} = \frac{1}{I_{xx}}(\dot{\theta}\dot{\psi}(I_{yy} - I_{zz}) + lu_2) \\ \ddot{\theta} = \frac{1}{I_{yy}}(\dot{\phi}\dot{\psi}(I_{zz} - I_{xx}) + lu_3) \\ \ddot{\psi} = \frac{1}{I_{zz}}(\dot{\theta}\dot{\phi}(I_{xx} - I_{yy}) + du_4) \\ \ddot{x} = \frac{1}{m}(\sin\psi \sin\phi + \cos\psi \sin\theta \cos\phi)u_1 \\ \ddot{y} = \frac{1}{m}(-\cos\psi \sin\phi + \sin\psi \sin\theta \cos\phi)u_1 \\ \ddot{z} = \frac{1}{m}(mg - \cos\theta \cos\phi u_1) \end{cases} \quad (4-22)$$

上式即为经过化简的系统数学模型。其中使用 u_1, u_2, u_3, u_4 作为系统的虚拟输入，对系统输入进行解耦，便于系统分析^[43-46]。

4.6.2 四旋翼飞行器 PID 仿真

对四旋翼飞行器的控制有很多种模式与方法，这里根据系统现有传感器所测数据及控制结构复杂性，选择了姿态高度控制，这是组成完整控制系统的最低要求。考虑到系统在悬浮状态时，系统可近似为线性系统，且 PID 控制算法有一定的自适应性，所以对系统姿态高度均采用 PID 控制^{[20][24]}。控制表达式如下：

$$\begin{cases} u_2 = k_{p\phi}(\phi_d - \phi) + k_{i\phi} \int (\phi_d - \phi)dt + k_{d\phi}(\dot{\phi}_d - \dot{\phi}) \\ u_3 = k_{p\theta}(\theta_d - \theta) + k_{i\theta} \int (\theta_d - \theta)dt + k_{d\theta}(\dot{\theta}_d - \dot{\theta}) \\ u_4 = k_{p\psi}(\psi_d - \psi) + k_{i\psi} \int (\psi_d - \psi)dt + k_{d\psi}(\dot{\psi}_d - \dot{\psi}) \\ u_1 = -\frac{m}{\cos\theta \cos\phi}(-g + k_{pz}(z_d - z) + k_{iz}(z_d - z) + k_{dz}(\dot{z}_d - \dot{z}))^{[44]} \end{cases} \quad (4-23)$$

在 simulink 下对系统进行仿真，系统仿真框图如下：

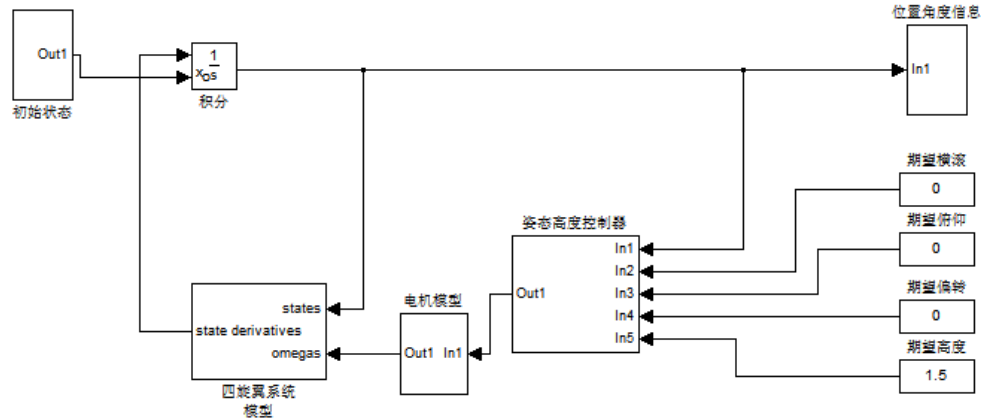


图 4.8 系统仿真结构图

选取系统初始状态 $\phi, \theta, \psi = 0.7, 0.7, 0.3$ 单位 rad，高度 $z = 0\text{m}$ ，令期望状态水平，高度 1.5m ，仿真时间 15s ，得到如下仿真结果。

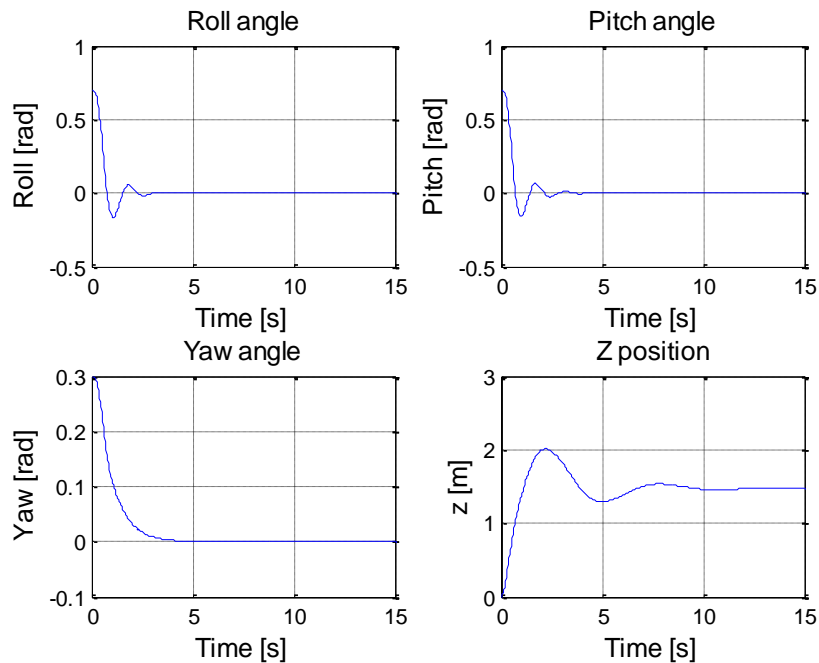


图 4.9 系统响应波形

从仿真结果可以看到，俯仰横滚偏转等姿态角度都能在 3s 左右无静差的达到 0 ，即水平位置，这说明系统能够在一定程度的干扰下保持平稳飞行，多次实验表明，系统在不同初始状态下（小角度）都能稳定运行，说明控制方法具有自适应性。

5 四旋翼飞行器的测试控制平台

为方便对四旋翼飞行器系统的测试工作，以及对四旋翼直升机的姿态状态的控制及观察，编写了上位机控制程序，这里称之为测试控制平台。

5.1 测控平台整体结构

本文设计实现的四旋翼无人机从整体上看主要分为两部份如图 5.1，其中一部份是四旋翼飞机系统本身，另外一部分是实现控制命令输出的上位机控制程序，两者通过无线网络的连接，实现信息的传送，使用人员可以通过无线模块对四旋翼飞行器实施测试或控制，四旋翼也可将状态数据传输到计算机上，以供分析。

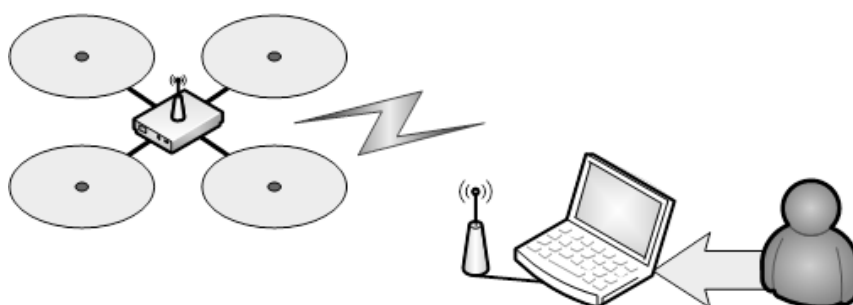


图 5.1 四旋翼无人机系统结构

程序是采用 VS2010 下的 MFC 编写的对话框应用程序。测试平台使用界面如图 5.2 所示：

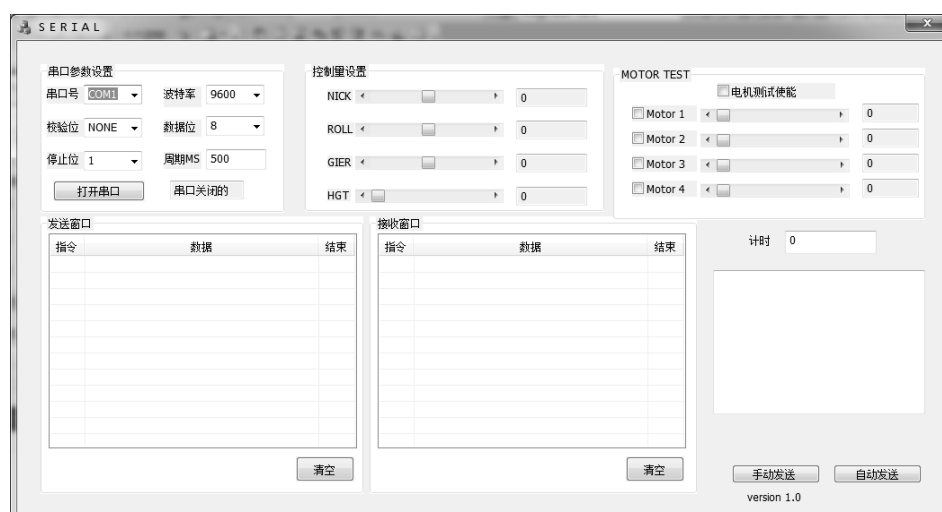


图 5.2 测试平台界面

5.1 测控平台各模块单元设计

该平台主要包括串口参数设置单元，姿态控制输入单元，电机测试输入单元，指令收发显示窗口和姿态显示单元。以下对各单元做简单说明。

串口单元：因为不同的计算机对串口的分配不同，以及系统暂时未定型，有时为测试传输效果需要经常更改波特率，所以仿照串口助手的形式使串口配置可调，所有数据信息都过串口发送到 zigbee 模块，然后转发到飞控板。串口的收发采用异步方式，控制命令与数据的发送都是周期性发送，发送周期可以自行设置，通常设为 100ms。收发的信息都采用自定义的协议，以字符#为数据起始位，因为考虑到可能扩展一块导航版，所以将第二位定义为地址位，以标明数据来源何处。第三位是控制命令位，该位信息表明了收发的数据用途。最后以字符 r 结尾。除此之外考虑到传输过程的误码率，以及保密性能，这里加入了自行定义的校验方法，和改进了的 base64 加密方法。使得平台能够检测出传输过程中的错误帧，并且自动舍去，保证了数据传输的正确性。并且使传输数据不会轻易地被观察到。以发送电机测试控制量为例加密效果如图 5.3 所示：

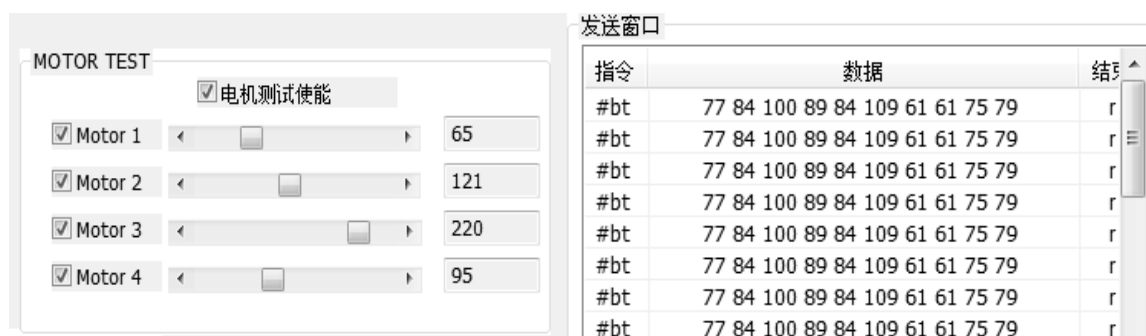


图 5.3 实际数据输入（左）与加密后的实际传输数据（右）

控制量及电机测试输入单元：考虑到需要对四旋翼进行姿态控制测试，以及需要对电机进行测试，这里使用四个滚动条对控制量映射，控制量可以显示在右边的文本框中。电机测试单元可以给电机发送测试信号，这里仅给出了开环测试方式，以占空比方式控制电机转速，控制量在 0 至 255 之间，如图 5.3 左。若需升级闭环则只需要更改滚动条的映射范围与发送结构体变量类型即可。

显示单元：显示单元包含发送、接收窗口，以及四旋翼姿态显示窗口，对四旋

翼的控制量，电机测试指令，以及四旋翼的姿态等数据均可显示于此，并且数据实时写入文档中，可以用于后期数据分析。由于数据加密，且对姿态的观察很难通过数字得到具体空间感观。这里画了一个简单的六面体作为四旋翼模型。实际的旋转全部映射到此模型中，可以直观方便的得到四旋翼的姿态信息，运行实例如图 5.4 所示：

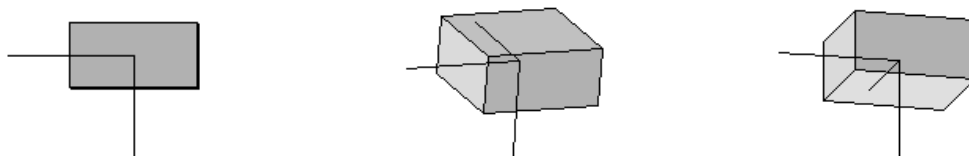


图 5.4 姿态显示模块在不同姿态输入的显示效果图

测试控制平台程序流程图如图 5.5 所示，使用软件前首先从设备管理器里得到虚拟串口号，并且设置与飞控板间的串口参数与通讯周期。点击打开串口按键，如果程序正常运行则会显示串口已打开，因为其他原因串口未打开则会弹出通知消息框。点击自动发送按键，系统就会对数据按定时器周期进行收发操作。默认情况下系统定时发送控制量信息，如果将电机测试使能选中，系统就会转而发送选中电机的测试量。

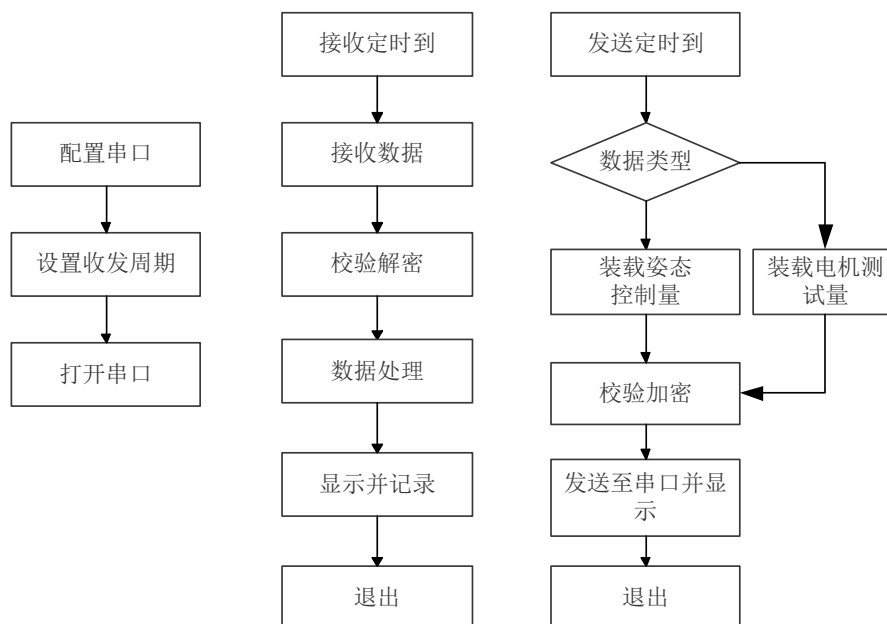


图 5.5 测试平台软件框图

从输出结果（第四章的数据量即由此获得）及显示效果看，系统已成功进行数据交互处理及显示，极大方便了系统测试、调试工作的进行，整个系统平台基本搭建成功。

6 总结与展望

6.1 全文总结

四旋翼飞行器是一个多学科综合的系统工程，近些年来在军事民用科研上都引起了人们不少的关注，具有广泛的应用前景和很高的研究价值，我国对其研究尚处于发展阶段。本文则是从工程实现的角度对四旋翼进行了分析研究。本文的主要工作体现在以下几个方面：

(1) 详细介绍了四旋翼飞行器的发展历史及各国最前沿的研究现状，介绍了机电技术的发展与四旋翼飞行器发展的联系，论述了四旋翼飞行器的重要研究意义。

(2) 本文简单论述了四旋翼飞行器的整体结构，给出了四旋翼飞行器的整体设计框架，以模块化设计思想，采用小型低成本器件。设计了符合实验要求的四旋翼飞行器飞行控制板及电机驱动板的硬件电路，并对硬件进行了调试，对从中取得的数据进行了进一步的分析。

(3) 本文对传感器误差进行了细致分析，得出从单一的传感器取得的四旋翼状态数据由于存在各种误差因素而不能直接用于控制，为满足控制要求，本文提出了简单的基于四元数的互补滤波方法，对四旋翼的姿态数据进行了滤波处理，使之能满足四旋翼的控制要求，并且在此基础上，对四旋翼建立了简化的数学模型，提出了姿态 PID 控制方法，并对整个系统进行了 MATLAB 仿真，从仿真结果看 PID 控制方法能够完成对四旋翼的控制，并且有一定的自适应性，给出了一个理论可行的控制方法。

(4) 本文编写了四旋翼测试平台软件，可以对串口进行操作，经过测试控制量和测试量都可通过串口传送到飞控板，四旋翼的姿态数据也可显示于此测试平台之上，使得姿态观察更直观，为系统测试提供了方便。

综上所述本文初步实现了四旋翼实验平台的设计，为后续研究提供了基础。

6.2 课题展望

鉴于时间关系及本人有限的的能力，只对四旋翼系统做了初步的设计验证工作，对于整个系统仍有很多工作未完成，系统的进一步完善包括以下几个方面：

(1) 从第四章的分析中可以知道，在现有的硬件条件下，无法取得可用于控制的四旋翼位置信息，以及三个轴向的准确的速度信息。如果需要对系统进行速度及位置控制，就必须增加额外的传感器，例如在四旋翼四周加入超声波测距传感器，同样也可在机身安装 GPS 卫星导航定位系统，这样就能保证系统在大范围长时间都能得到相对准确的位置速度信息。当然这势必增加系统的复杂性，需要另外的控制器件进行数据处理。此外在应用上可以扩展一些摄像器材，实现飞行时对地面的监控。

(2) 在本文中对各个传感器的数据进行了融合，所采用的算法仅仅是简单的互补滤波方法，虽然也能得到长时间稳定的信号，但是并不是最优滤波方法，所以在数据融合方面可以测试使用 UKF 方法。除此之外在磁力计数据融合过程中，实际上只是用了磁力计在水平方向上的分量对偏转角进行了融合，而没用充分利用它在垂直方向上的分量，这里有待于提出更好的融合方法，对数据充分利用。在误差补偿方面可以加入温度补偿、湿度补偿等。

(3) 本文对四旋翼系统进行了仿真，验证了 PID 控制的可行性，但是系统模型在多处经过了简化处理，也并未对其他控制算法进行深入研究，在后续的研究中可以将更多的因素加入到系统建模中去，尝试实现自适应控制，最优控制等控制方法，以求达到更好的控制品质。此外上位机控制测试软件虽然对系统数据进行了保存，仍然不直观，可以尝试将数据以波形的方式在界面上呈现出来，避免每次调用 matlab 画图分析。

总而言之，本文对该课题的研究深度及广度都相当有限，仍有许多工作有待完成，期望后来者再接再厉。

致 谢

在论文完成之际，衷心的感谢我的导师孙志刚副教授，本论文从选题到论文写作的每一步都是在孙老师的悉心指导下完成的。非常感谢研究生期间孙老师对我学习上以及生活上的关心和照顾。孙老师渊博的学识，严谨的治学之风，宽厚待人的风范，将影响和激励我的一生，值得我永远学习。

同时感谢实验室的肖力老师，在课题研究的各个阶段，肖老师同样给与了我细心指导，在系统的设计与实现上提供了宝贵的资料及意见，肖老师勤勉的工作作风，务实的工作态度，使我受益匪浅。研究生期间也得到了控制系其他老师的教导与帮助，在此一并表示感谢。

还要感谢研究生学习期间，毕明德、张志成、唐雪莲、肖永健、姚泰然、许祖鑫、刘宁靖等同学的支持与帮助，在课题进行过程中与你们的探讨与交流开阔了思路，增添了快乐，非常怀念与你们在一起学习与生活的时光。

最后感谢默默无闻，无私奉献的父母。感谢他们在我多年的求学生涯中对我的关心、教育。正是由于他们的支持我才能顺利的完成研究生阶段的学习。同时还要特别感谢关心支持我的亲人朋友们。

作者：宋佳佳

2012 年 5 月于华工

参考文献

- [1] Bouabdallah S, Becker M, Siegwart R. Autonomous miniature flying robots: coming soon[J].IEEE Robotics & Automation Magazine, 2007, 13(3):88-98
- [2] [美]Paul G. Fahlstrom, Thomas J. Gleason. 无人机系统导论[M]. 北京: 电子工业出版社, 2003
- [3] C.A. Patel, S. K. Rao, A Testbed for Mini Quadrotor Unmanned Aerial Vehicle with Protective Shroud[A]. Wichita State University, Wichita, Kansas
- [4] Carlo Canetta, Jonathan Chin, Sevan Mehrabin, Quad-rotor Unmanned Aerial Vehicle Final Report[R], Columbia University
- [5] De Bothezat helicopter - development history, photos, technical data[EB/OL].
http://www.aviastar.org/helicopters_eng/bothezat.php
- [6] 曲东才. 微型无人机军事应用、研究进展及关键技术[J]. 空间科学技术, 2004,2:24-27
- [7] 杨超, 宋寿峰. 对直升机动力学的现状与发展的分析[J]. 北京航空航天大学学报, 4, 1995
- [8] Mckerrow P, Modelling the Draganflyer four-rotor helicopter[J], IEEE International Conference on Robotics and Automation, 2004, 4(2): 3596~3601
- [9] 彭军桥, 吴安德, 陈慧宝. 四桨碟形飞行器发展现状及其关键技术[J]. 中国航天.2003,8:27-29
- [10]Bouabdallah S, Murrieri P, Siegwart R, Design and Control of an Indoor Micro Quadrotor[J], IEEE Transactions on Robotics and Automation, 2004, 5(1): 4393~4398.
- [11]Leishman, J. G., Principles of Helicopter Aerodynamics[M], Cambridge University Press, New York, NY, 2000
- [12]Prouty, R. W. Helicopter Performance, Stability, and Control[M], Krieger Publishing Company, Malabar, FL, 1990
- [13]栗思科, 李拥军, 杨龙, 安吉宇等. DSP 原理及控制设计[M]. 北京: 清华大学出版社, 2010

华中科技大学硕士学位论文

- [14]杨军, 吴希明, 凡永华, 袁博. 倾转旋翼机飞行控制[M]. 航空工业出版社, 2006
- [15]单海燕. 四旋翼无人直升机飞行控制技术研究[D], 南京航空航天大学, 2009
- [16]姚元鹏. 四旋翼直升机控制问题研究[D], 哈尔滨工业大学, 2007
- [17]Kanellakopoulos I M A S, Kokotovic P V. Systematic Design of Controllers for Feedback Linearizable Systems [J]. IEEE Trans on Automatic Control. 1991, 36(11): 1241–1253.
- [18]李浚源, 秦忆, 周永鹏. 电力拖动基础[M]. 武汉:华中科技大学出版社, 2004
- [19]R.C.Nelson 著, 顾均晓译. 飞行稳定性和自动控制[M]. 北京: 国防工业出版社, 2008.1
- [20]胡寿松. 自动控制原理 (第四版) [M]. 北京: 国防工业出版社, 1994
- [21]康华光. 电子技术基础模拟部分[M]. 北京: 高等教育出版社, 1979
- [22]郭爱煌 傅君眉. 基于地球重力场和磁场测量的测斜技术[J]. 仪器仪表学报 2001, 4:41-43
- [23]HMR3300 Digital Compass Solutions User's Guide[Z], Honeywell, 2004
- [24]申安玉, 申学仁, 李云保. 自动飞行控制系统[M]. 北京: 国防工业出版社, 2003
- [25]Bachmann, E., Research Notes: Quaternion Attitude Filter[A], Computer Science Department, Naval Postgraduate School, Monterey, California, 1996
- [26]Duman, I., Design, Implementation and Testing of a Real-Time Software System for a Quaternion-Based Attitude Estimation Filter[A], Master's Thesis, Naval Postgraduate School, Monterey, California, March,1999.
- [27]McGhee, R., Research Notes: Linearization of a Quaternion Attitude Filter[A], Computer Science Department, Naval Postgraduate School, Monterey, California, 1998.
- [28]Crassidis J L, Markley F L. Unscented filtering for spacecraft attitude estimation[J]. Journal of Guidance Control and Dynamics. 2003, 26 (4): 536–542.
- [29]王永. 反电动势无刷直流电机控制系统研究[D]. 东南大学, 2004
- [30]秦永元, 张洪钱, 汪叔华. 卡尔曼滤波与组合导航原理[M]. 西北工业大学出版社, 1998
- [31]David H. Titterton John L. Weston 捷联惯性导航技术 (第二版) [M]. 北京国防工
-

业出版社，2007

- [32]秦永元. 惯性导航[M]. 北京: 科学出版社, 2006
- [33]孙鑫. VC++深入详解[M]. 北京: 电子工业出版社, 2006
- [34]侯捷. 深入浅出 MFC (第二版) [M]. 武汉:华中科技大学出版社, 2001
- [35]铃木雅臣. 晶体管电路设计[M]. 北京:科学出版社, 2004
- [36]何友. 多传感器信息融合及应用 (第二版) [M]. 北京:电子工业出版社, 2007
- [37]Tayebi A, McGilvray S, Attitude Stabilization of a Four-Rotor Aerial Robot[J], IEEE Transactions on Decision and control, 2004,12(2):1216-1221
- [38]刘明基, 王强, 邹继斌. 电动势换相无刷直流电机的预定位方式启动[J]. 微特电机. 1990 (2) 8~10
- [39]Castillo P, Dzul A, Lozano R. Real-Time Stabilization and Tracking of a Four-Rotor Mini Rotorcraft[J], IEEE Transactions on Control Systems Technology, 2004, 12(4): 510-516
- [40]张琛. 直流无刷电动机原理及应用[M]. 北京:机械工业出版社, 1996
- [41]刘焕晔. 小型四旋翼飞行器飞行控制系统研究与设计[D], 上海交通大学, 2009
- [42]邓正隆. 惯性技术[M]. 黑龙江: 哈尔滨工业大学出版社.2006
- [43]Konrad Rudin. Dynamic modeling of MAVs[EB/OL].
<http://www.asl.ethz.ch/education/master/aircraft>
- [44]Konrad Rudin. Control of Rotorcraft[EB/OL].
http://www.asl.ethz.ch/education/master/aircraft/2011-L8-Control_Rotorcraft.pdf
- [45]S. Bouabdallah, A.Noith and R.Siegwart. Modeling of the “OS4”[A] Quadrotor. EPEL.2004
- [46]Bouabdallah and R.Siewart. Design and Control of a Miniature Quadrotor[A]. Advances in Unmanned Aerial Vehicles.2008
- [47]欧阳黎明. MATLAB 控制系统设计[M]. 北京: 国防工业出版社, 2001
- [48]沈辉. 精通 simulink 系统仿真与控制[M]. 北京: 北京大学出版社, 2003
- [49]聂博文. 微小型四旋翼无人直升机建模及控制方法研究[D]. 国防科技大学, 2006
- [50]Ward Brown, Microchip AN857 Brushless DC Motor Control Made Easy[A]. Microchip Technology Inc.