

学号: S14040341



长春理工大学
Changchun University of Science and Technology

硕士学位论文

基于 ARM 的四旋翼无人机自动驾驶系统的研究

研究生姓名: 沈阳阳

学科、专业: 电子科学与技术

二〇一七年三月

分类号: TP273.2

密 级: 可公开

U D C : 621.3

编 号: _____

基于 ARM 的四旋翼无人机自动驾驶系统的研 究

**RESEARCH ON THE QUAD-ROTOR UNMANNED AERIAL
VEHICLE AUTOPILOT SYSTEM BASED ON ARM**

学位授予单位及代码: 长春理工大学 (10186)

学科专业名称及代码: 电子科学与技术 (0809)

研究 方 向: 电路与系统 CAD 及设计自动化

申请学位级别: 工学硕士

指 导 教 师: 杨 光 副教授

论文起止时间: 2015.09—2016.12

研 究 生: 沈 阳 阳

摘要

近些年来，随着科技的不断发展，无人机正逐步进入人们的生活中。由于其操作灵活，机动性能好，使用方便等特点，被广泛应用于边防、侦查、民用、对地支援等很多领域。为了保证其在作业过程中能够实现自主稳定飞行，对自动驾驶系统的研究逐渐成为各国学者研究的中心领域。

本设计用的核心控制芯片是基于 ARM 核 cortex M4 的 STM32F407ZGT6，最高主频可达 168MHZ，内嵌 DSP 指令，具有运行处理速度快，模块接口丰富的优点。

首先，本文通过对四旋翼无人机的原理的介绍，分析其总体需求，将无人机分为控制模块，无人机姿态感测系统，数据通信系统，供电系统与动力装置系统，地面站系统，基于这些功能模块设计了无人机的总体结构。

其次，建立四旋翼无人机的机体坐标系与地理坐标系，对无人机进行力学分析，并对其进行数学建模，同时利用四元数法对无人机采集到的姿态信息进行解算，并采用卡尔曼滤波算法得到最佳的姿态信息，同时设计 PID 控制器并采用 MATLAB 软件，对控制器的俯仰运动、滚转运动、偏航运动以及高度运动进行软件仿真，并对软件仿真得到的波形进行性能分析。

最后，通过前期的理论准备工作，对四旋翼无人机的硬件平台进行搭建，通过大量的飞行试验来调整控制参数 P、I、D，得到最适合的参数，实现无人机稳定自主飞行的功能。对无人机的实际飞行数据做了分析，从实际效果来看，自动驾驶系统的飞行控制系统稳定，达到了预期的效果。

关键词：四旋翼无人机 自动驾驶系统 PID 控制器 STM32

ABSTRACT

In recent years, with the rapid development of science technologies, UAV are gradually entering people's lives. Because of its flexible operation, good mobility, easy to use, it is widely used in the frontier, investigation, civilian, land support and many other fields. In order to ensure its autonomous flight in the course of operation, the research on the automatic driving system has gradually become the central area of the scholars.

The design of the core control chip is based on ARM core cortex M4 STM32F407ZGT6. The highest frequency of up to 168MHZ, embedded DSP command, with the advantages of fast processing speed and rich module interface.

First of all, the principle of the four rotor UAV is introduced, the analysis of overall demand, according to the performance index and the overall demand will be divided into the main control module of unmanned aircraft, UAV attitude sensing system, data communication system, power supply system and power device, ground station system, Based on the function module design the structure of the UAV.

The establishment of the four rotor UAV body coordinates and geographical coordinates, and analyzed the UAV, and its mathematical modeling, the UAV attitude information collected are solved by four element method, and get the best interest by Kalman attitude channel filtering algorithm, while the design of the PID controller, flight the controller for the automatic driving system is designed by using MATLAB software, the software simulation of the controller, pitching rolling motion and yaw motion, height, and the simulation waveforms were analyzed.

Finally, ready to work through the theory of the four rotor UAV, the UAV hardware platform to build, using F450 frame in the design, through an extensive flight test to adjust the control parameters of P, I, D, obtained the most suitable parameters, to achieve stable autonomous flight aircraft. Based on the analysis of the actual flight data, the flight control system of the automatic driving system is stable, and the expected results are achieved.

Key words: Quad-rotor unmanned aerial vehicle, Autopilot system, PID controller, STM32

目 录

摘要	IV
ABSTRACT	V
目录	VI
第一章 绪论	1
1.1 课题来源和研究意义	1
1.2 四旋翼无人机的简介	1
1.3 四旋翼无人机的研究现状	1
1.3.1 国外研究现状	1
1.3.2 国内研究现状	3
1.4 论文的结构安排	4
1.5 本章小结	4
第二章 无人机自动驾驶系统的总体设计	6
2.1 自动驾驶的基本原理	6
2.2 飞行控制系统需求分析	7
2.3 自动驾驶系统的主要构成	7
2.3.1 飞行控制系统	7
2.3.2 惯性导航系统设计	7
2.3.3 GPS 导航定位系统	8
2.3.4 避障系统	9
2.3.5 数据通信系统设计	9
2.3.6 供电系统与动力装置设计	10
2.3.7 地面站	10
2.4 自动驾驶系统的总体框架	10
2.5 本章小结	11
第三章 四旋翼无人机控制系统数学建模与仿真	12
3.1 四旋翼无人机飞行原理	12
3.2 四旋翼无人机的非线性模型	12
3.3 四旋翼无人机姿态算法研究	15
3.3.1 平衡状态下姿态角测量	15
3.3.2 基于卡尔曼滤波的加速条件下的姿态角测量	16
3.4 四旋翼无人机控制规律设计与仿真	17
3.4.1 俯仰姿态控制	18

3.4.2 滚转姿态控制	20
3.4.3 偏航姿态控制	20
3.4.4 高度姿态控制	23
3.5 本章小结	24
第四章 基于ARM的自动驾驶系统的硬件设计	25
4.1 自动驾驶系统的微控制器模块设计	25
4.2 传感姿态测量系统	26
4.2.1 陀螺仪/加速度计	26
4.2.2 磁力计	27
4.2.3 气压高度计	28
4.2.4 GPS 定位自主导航.....	28
4.2.5 超声波模块	29
4.3 数据通信系统	30
4.4 动力装置模块与供电系统设计	31
4.4.1 动力装置模块	31
4.4.2 供电系统模块	32
4.5 系统硬件实物总体搭建	32
4.6 本章小结	33
第五章 四旋翼无人机的飞行实验与结果	34
5.1 飞行实验	34
5.1.1 悬停飞行实验	34
5.1.2 垂直起降飞行实验	35
5.1.3 俯仰运动实验	36
5.1.4 翻滚运动实验	36
5.1.5 偏航运动实验	37
5.2 定高飞行实验	37
5.3 本章小结	39
第六章 结论与展望	40
6.1 论文总结	40
6.2 论文展望	40
参考文献	42
致 谢	45

第一章 绪论

1.1 课题来源和研究意义

近些年来，随着电子技术、数据通信技术的快速发展，无人机在人们的生活中扮演着越来越重要的角色。无人机指的是借助放置于飞行器内的控制系统^[1]，按照预定程序由地面人员远程方式或者自主飞行方式进行控制的飞行器。科技不断发展进步，当进入信息时代之后，无人机的作用越来越大，人们对此的关注也越来越多，正是由于其应用前景十分广阔，于是国际社会也对此展开了深入的研究。

1.2 四旋翼无人机的简介

在无人机研究领域，旋翼式无人机由于具有灵活便捷的特点，因此较多的研究者都对其产生了极大地青睐^[2]。所谓的四旋翼无人机具有能够垂直起降的特点，也叫做四旋翼无人驾驶飞行器^[3]。根据其结构方面而言，也可以叫做旋翼式飞行器，根据其特殊的功能方面而言，也可以叫做垂直起降飞行器。其优点非常多，比如说，可通过控制其旋翼，进而实现多种姿态的飞行，比如说室内飞行，垂直起降、低速飞行、以及悬停等，也就是说这种飞行器可以完成传统飞行器难以实现的一些操作。相比于传统直升机而言，这种四旋翼无人机具有明显的优点，不仅具有简单的结构，而且其陀螺效应也非常低。主要包括四个电机，进而实现控制与提供升力。对于传统直升机而言，为了将主旋翼产生的扭矩抵消掉，必须通过尾舵来实现，但是有一个缺点，尾舵将会导致飞机产生侧向位移，进而必须保证主旋翼拥有一定的倾斜角^[4]。四旋翼无人机的旋翼呈十字交叉，要想实现姿态控制，只需对四个电机转速进行调节即可，进而就可以飞机的位置产生改变^[5]。

1.3 四旋翼无人机的研究现状

1.3.1 国外研究现状

1917年，皮特•库柏（Peter Cooper）和埃尔默•A•斯佩里（Elmer A. Sperry）发明了世界上第一架无人机，它能保持平稳向前飞行。虽然当时飞行的高度不是很高，距离也不是很远，但是在当时看来，已经是取得了很大的成绩。

1986年，先锋（The Pioneer）RQ-2A可以带摄像头进行飞行，为人们提供战争时的画面，可以执行一些侦查与监视的任务。

2004 年，200RQ-7B 幻影被美军用于执行任务，其可探测到距离非常远的目标，大约 125 千米以外的目标均可探测到，因此他在侦查方面发挥非常重要的作用，其动作也非常敏捷。

丹尼尔·马里恩发明了 AguaDrone 无人机，主要用于渔业，而且是 100% 防水的，先在无人机上安装带声呐的设备，就能够在鱼群可能出没的区域通过无人机进行扫描。该设备工作的条件就是与水接触，能够在较深的水下完成工作。而且还能够根据自身发出的信号将获取的数据在 98m 范围内进行传输，而且还可借助安卓或者苹果设备接收数据。只要实现了鱼群的定位之后，就能够通过返航按钮返回，由于具有 GPS 功能，于是自动返航可以实现。



图 1.1 AguaDrone 无人机

美国空军正研究微型无人机群，其作用主要是干扰与抵御敌方雷达系统，而且还可以将传感器布置于某个区域中。科学家 Mica Endsley 说道，该项研究目前还正在实验，正在对小型无人机群算法进行开发实现。



图 1.2 美国欲建的无人机群

加拿大 Micropilot 公司的通用型自动驾驶仪产品已经牢牢占据了全球大部分市场，有 60 个国家的研究人员或工程师在使用其产品。其中，应用最广的产品是 MP2028，代表着通用型自动驾驶仪的领先水平。该自动驾驶仪分为核心控制电路和外围配套电路，其中，核心控制电路板的重量仅 28g，号称世界最轻（公开产品之中），体积为 $100 \times 40 \times 15 \text{ mm}^3$ ，集成了 MEMS 压力高度传感器、GPS 接收机、三轴 MEMS 加速度计、三轴 MEMS 陀螺和空速传感器。

AP50XL 是美国 UAV Flight Systems 公司主要为美国海军陆战队研制的飞行控制系统。其主电路板重量约为 40g，体积为 $140 \times 47 \times 21\text{mm}^3$ ，集成了多个微型传感器和 GPS 接收机，也需要配套的外围设备。AP50XL 能够在较宽的飞行包线范围内控制各种小型无人机，实现自主飞行。

1.3.2 国内研究现状

1959 年，我国第一个自主研发的无人机在北京试飞成功。此次飞行的无人机虽然比国外要晚几十年，但是在飞行过程中，完成了多项高难度的动作，这次飞行，对我国无人机行业影响意义深远，同时也为我国无人机行业的发展奠定了坚实的基础。

2006 年，国防科技大学在无人机原理基础上，通过牛顿欧拉方程成功建立了四旋翼无人机模型，而且最终还对基于姿态控制算法——模糊滑模控制算法的有效性进行了验证。与此同时，国内的各个高校纷纷投入对无人机的研究中，且在理论研究中，都取得了一定的成绩。

2012 年春节期间，为配合南桥站的大量停电检修工作，确保上海电网安全可靠的运行，以及解决输电线路巡检人员紧缺等难题，电力公司利用直升机在对电网线路进行巡视。对上海近 260 公里，18 条超高压输电线路，510 基杆塔进行了“巡诊”，这也是公司首次利用直升机进行巡线保电。

2016 年，中国邮政首次启动无人机送货计划，其已向相关部门提交空中飞行申请并正式进入试运行阶段。



图 1.3 无人机邮路启航

虽然我国对无人机的开发与研究起步比较晚，但是其发展的非常迅速，尤其是最近几年，出现百花齐放的局面。国内的一些科学研究所及高校纷纷投入对无人机的研究当中；民间的一些小团队——无人机爱好者更是纷纷兴起；以大疆创新为代表的各家公司纷纷推出各种型号与功能的无人机，并迅速投向市场；我国的军工部航天院所更是将空中领域视为重中之重，其技术水平更是走在世界的前列。

1.4 论文的结构安排

本论文是在小型无人机的平台上对自动驾驶系统进行的分析与研究，首先对我要设计的四旋翼无人机的总体性能进行分析，给出他具备的功能以及总体的一个构架，之后对这样的一个系统进行理论分析，在理论分析的基础上，搭建无人机的硬件平台，对无人机进行试飞试验，验证无人机这样的一个自控驾驶系统是否能够满足总体的设计要求。全文共分为六部分。

第一章主要是绪论，主要对课题背景与意义进行了详细的介绍，而且还介绍了国内外无人机研究现状。无人机近几年逐渐成为人们热议的一个话题，无论国内、国外，我们都可以很清晰的看到，无人机正出现在人们生活中的方方面面，并且给人们的生活带来巨大的改变。

第二章中我们首先对无人机的具体功能与性能指标进行分析，并在我们提出的基本需求的基础上，对用到的每一部分的功能进行简要的介绍，在每一部分介绍完成后，最后，我们给出四旋翼无人机的自动驾驶系统的一个总体构架，并对无人机进行数学建模。

第三章我们分析并设计了无人机姿态系统设计，将姿态解算的算法应用于我们设计的系统中，针对无人机的一个空中飞行姿态参数，我们利用方向余弦矩阵与四元数求解无人机的姿态，即俯仰角，滚转角与偏航角，并借用 MATLAB 仿真软件验证法的可行性，并根据得到的波形，分析其性能特点。并对无人机的 PID 控制器进行设计，要无人机脱离遥控器的指挥，实现自动驾驶的这样一个功能，其控制器的设计显得非常的重要，一个控制器设计的好坏，直接关系到无人机是否能够达到性能指标的一个标准，这部分是非常重要的。

第四章无人机的硬件平台搭建，根据前面的理论分析，我们确定了设计这样一个自动驾驶系统的方案，根据这个方案，我们选购硬件器件，搭建无人机的硬件平台，并对每一部分加以介绍。

第五章系统检测，将无人机的硬件平台搭建完成之后，对每一部分进行检测，并且进行试飞试验，根据实际中的情况，不断调节 PID 的参数，直到其性能指标符合我们的要求为止。

第六章主要是本文的总结与展望，总结了本文的工作，而且还详细的说明了可优化的部分，并对接下来的工作进行展望。

1.5 本章小结

本章首先介绍了这一课题研究的背景和意义，分析无人机在人们生活中占有重要的位置，其次，本人对四旋翼无人机在近几年的一个发展状况做了一个大概的介绍，

通过现阶段无人机的一个总体技术发展，我们可以看出其随着电子，通信等行业的快速发展，本身的更新换代也非常迅速，最后我对本论文的一个具体安排做了一个大概的介绍，在下面的章节中，我将按照这个顺序，逐一对自动驾驶系统进行研究与分析。

第二章 无人机自动驾驶系统的总体设计

上一章对本课题的背景以及现阶段国内外对无人机研究状况进行了简单的介绍，接下来将总体设计四旋翼无人机的自动驾驶系统。首先深入的研究分析了无人机自动驾驶的基本原理，根据其性能分析，提出我们选用的自动驾驶系统的一个总体方案，并对每一部分的功能要求加以介绍。最后给出本课题设计的一个总体框图。

2.1 自动驾驶仪的基本原理

自动驾驶功能是保障无人机自主飞行最关键的部分。其目的就是通过一些传感器件测量到的信息加以融合，再加上一些智能控制算法，使无人机能够取代驾驶员的操作，实现自主稳定的飞行，具体说来，自动驾驶系统包含以下几个基本功能：

- (1) 四旋翼无人机在空中能够稳定的飞行，当无人机飞行在空中，俯仰角滚转角和偏航角能够稳定于一个预期的角度，且尽量不发生抖动现象，或抖动现象非常小，肉眼很难识别到。
- (2) 无人机能够脱离遥控器的遥控，实现定点飞行，当在程序中设定某一期望高度后，无人机能够稳定于该高度飞行^[6]。
- (3) 通过地面站，规划好一段路径后，无人机能够按照预定的路线进行飞行，在飞行过程中，遇到障碍物，能够绕开此障碍物，继续完成飞行路线。

实际上，自动驾驶系统属于反馈控制系统，如图 2.1，这也是四旋翼无人机能够实现自主飞行的关键。

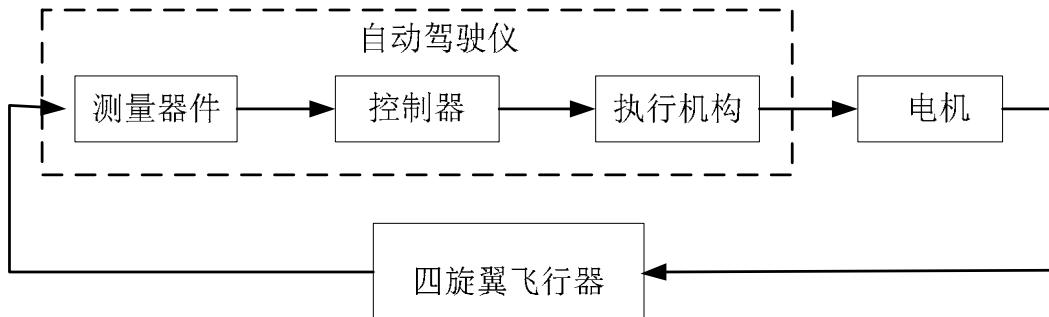


图 2.1 自动驾驶系统构成的闭环控制系统

自动驾驶飞行的原理^[7]：首先，无人机在空中按照预定的路径进行飞行，当传感器测到无人机的飞行姿态发生改变后，能够通过控制器，改变输出的 PWM 波形，通过改变输出的 PWM 波形进而控制执行机构，也就是电机的转速，去控制无人机的飞行姿态，使其返回到原来的飞行姿态上^[8]。通过这一闭环控制系统，使四旋翼无人机能平稳的飞行。

2.2 飞行控制系统需求分析

通过上面对自动驾驶系统飞行原理的分析，四旋翼无人机要稳定的飞行需要各个部分的相互协调，相互作用。测量元件，自动控制系统和执行机构缺一不可。测量元件对飞行过程的位置、姿态信息进行采集，然后自动控制系统按照设定的算法，将测量的姿态信息以及位置信息进行解算与融合，然后由控制器输出控制指令，驱动系统的执行机构完成无人机的稳定飞行。

2.3 自动驾驶系统的主要构成

整个无人机自动驾驶分为硬件部分，软件部分，与地面站^[9]。主要包括机载自动飞行控制与地面遥控手动操纵。前者是对飞机飞行参数进行自动采集，再采集飞行姿态信号，最终实现自主导航；后者的工作是实现飞机飞行管理，包括制定飞行计划，分析获取的飞行数据等，除此之外，还有一个非常重要的工作，如果飞机出现故障时，那么可借助遥控操作飞机，确保飞机能够正常飞行。

以下将对无人机自动驾驶系统功能分析并选取控制方案，主要包括 GPS 导航定位系统、高度传感器、惯性测量组合、控制器、避障系统、数据通信系统、能源与动力系统、地面站等组成。

2.3.1 飞行控制系统

对于无人机的飞行控制系统，控制部分设计是关键。无人机的核心就是飞控板，实际上它与人的大脑相当，主要是对无人机的动作与姿态进行支配与操控，因此在对飞控板进行设计的过程中，应该综合考虑多个方面的因素，既要保证性能需求，还必须保证其拥有尽可能小的体积与质量，能够给操控性能、以及续航方面带来保障。

本设计选择的芯片是 STM32F407ZGT6，是由意法半导体公司推出的，其内核为 ARM Cortex-M4，可以达到 168MHz 的工作频率，由于其硬件浮点运算能力非常强大，因此可以为所有单精度数据指令提供支持，而且它还具有内存保护单元和完整的指令，进而使得应用程序安全性大大提高^[10]。

2.3.2 惯性导航系统设计

姿态信息是飞行控制中最关键的参数之一。现有的应用于飞行器的姿态测量方法主要有 3 种：1) 传统的姿态测量系统，应用三轴陀螺积分的捷联惯导算法，求得三个姿态角；2) 基于三轴加速度计和三轴磁强计，利用大地磁场和重力场在地理坐标系和机体坐标系之间的关系，求得三个姿态角；3) 基于三轴陀螺、三轴加速度计、三轴磁传感器和 GPS 组合的 Kalman 滤波方法。方法 1 要求使用高精度、漂移小的传感器，但现实中这种传感器都较大，不利于在中小型无人机中应用；方法 2 在高动态

情况下应用时其输出信号将不能正确反映机体的姿态；方法 3 是在方法 1 和 2 基础上，通过设计 Kalman 滤波器，进行多传感器数据融合解算姿态，在一定程度上可解决前面两种方法存在的问题，解算出具有一定动态精度的姿态结果。

对于惯性导航^[11]系统而言，主要是对无人机加速度进行测量，然后处理之后获取无人机位置与速度，能够对无人机的控制参数、以及导航参数进行自动测量，进而给控制系统以及飞行员提供信息支持，最终实现导航控制。其组成包括数字计算机、陀螺仪传感器、加速度传感器等^[13]。其优点包括短期精度好、较高的数据更新率、以及体积小和稳定性好等，因此在航模导航中的应用非常广泛。所以本设计选择的是惯性导航系统定位控制无人机。

2.3.3 GPS 导航定位系统

对于卫星导航系统而言^[12]，是目前最先进的技术，主要是通过专用导航卫星发射信息。现阶段，美国卫星全球定位系统具有最完备的功能，而且也具有最好的性能。正是因为其拥有覆盖面广、以及导航性能好等优点，因此在商业与军事领域中得到的广泛使用。

GPS 导航系统由三部分构成，24 颗卫星组成的空间星座、地面监控和用户接收机。GPS 选择的是测距、高轨、以及多星体制，其最基本的观测量就是距离，其计算接收机位置是通过同时对 4 颗以上卫星测距来实现的^[14]。

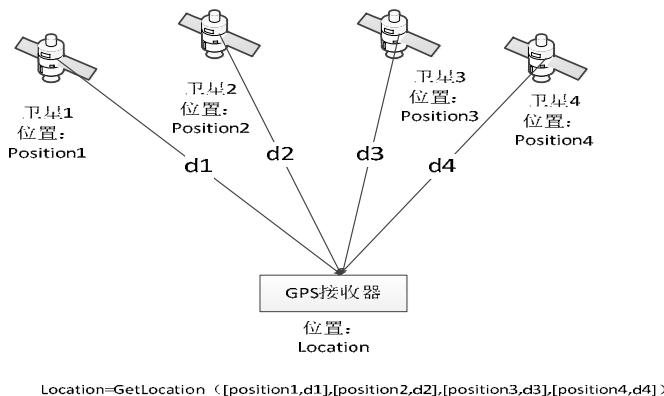


图 2.2 GPS 导航定位原理

如图 2-2，GPS 定位是根据无线电三点定位实现的。首先通过对接收机与 4 颗以上卫星之间的距离进行测量，实际上是对卫星发射电波与接受电波时间差 t 进行测量，然后与光速相乘就可以对距离 r 进行计算，表示如下：

$$\rho = c\tau = c(t_r - t_s) \quad (2.1)$$

在上式中， t_s 表示的是卫星发射电波时刻， t_r 表示的是接受电波时刻。因为接收机时钟与卫星钟都没有与 GPS 原子时同步，它们之间具有钟差，分别用 Dt_s 和 Dt_r 进行表示，于是实际测量时间可用下式进行表示：

$$\tau' = (t_r + \Delta t_r) - (t_s + \Delta t_s) \quad (2.2)$$

由于卫星钟差是根据 GPS 地面系统测量^[15]的，可看作是已知的，因此可用下式表示实际距离：

$$\rho' = c\tau' = c(t_r - t_s) + c\Delta t_r = \rho + c\Delta t_r \quad (2.3)$$

$$\rho' = \sqrt{(X - X_i)^2 + (Y - Y_i)^2 + (Z - Z_i)^2} + c\Delta t_r \quad (2.4)$$

在上式中， (X_i, Y_i, Z_i) 表示第 i 颗卫星的坐标，这个位置坐标可以通过卫星的导航电文中的内容进行计算。卫星与接收机我们采用相同的坐标，接收机的位置为 (X, Y, Z) ，这时我们要求的位置坐标。因为 ρ' 的方程可通过 4 颗卫星提供，可得到四元一次方程组，于是可已得到接收机钟差与位置信息。

2.3.4 避障系统

在无人机自主飞行过程中，可能会遇到障碍物，因此无人机的飞控系统需要有感知到前方障碍物的功能，在这里，我们选择超声波传感器实现无人机的避障功能。

超声波测距^[16]是最简单的感知系统，例如生活中常见的汽车倒车雷达，在 Parrot 等无人机上被人熟知。系统发射一定频率的声波，当遇到障碍物后，声波反射回来，被超声波模块接收到，那么，超声模块与障碍物的距离为声波传播的速度与时间乘积的一半，即 $d=vt/2$ 。超声波技术发展的非常成熟，被人们用于各种领域来实现测距与避障的功能。超声波技术成熟，价格比较低，且测距精度非常高，因此常被用来帮助无人机实现定高与避障的功能。

2.3.5 数据通信系统设计

本设计的数据通信系统主要包括主控制器与各个传感器之间的通信，微控制器与电调之间的通信，以及微控制器与地面站间通信。

(1) 微控制器与各传感器间的通信：依据各个传感器的性能要求，这类通信大概分为两种，第一种是串口通信，例如我们采用的超声波传感器和 GPS 与飞控之间就采用串口通信，MPU6050 与飞控之间采用 IIC 总线进行通信^[17]。

(2) 微控制器与电调之间的通信：飞控在采集到位置与姿态信号后，根据本身的控制算法，将通过 IIC 总线与电调进行数据通信，从而控制电机的转速。

(3) 微控制器与地面站之间的通信：我们的飞控系统需要和地面站相连接，这样我们在地面站上就可以观察到无人机的一些飞行参数与飞行路线了，同时，我们还可以在地面站对飞行参数进行分析^[18]。因此这一部分对数据传输的距离有一定的要求，要求传输距离远且可靠，因此，在这里我们选用数传 RS433^[19]。

(4) 无人机与遥控器之间的通信：虽然我们设计的是自动驾驶系统，在整个系统的运行过程中并不需要遥控器的操作，但是在前期的工作中，我们需要调节系统 PID 的参数，这时系统还不能完全实现自主飞行，因此这时为保证无人机的安全飞行，使

用遥控器还是很有必要的。遥控器选用天地飞 07，他采用 2.4G 无线通信技术，内部将 PPM 信号进行编码得到 2.4G 无线信号，然后将它发送给无人机上的接收机。

2.3.6 供电系统与动力装置设计

近几年，随着电子科技技术的快速发展，充电电池的种类也日益增多。根据前面提到的对无人机的需求分析，我们的无人机需要的电池应具备质量轻，体积小，续航时间长等特点^[20]，比较市面上常用到的括镇铬电池、镇氢电池和锂离子电池，其具备质量轻，体积小，密度大等优点，因此最终我们选择锂电池为我们的系统提供能源。

在无人机领域，常常用到的动力装置分为有刷电机与无刷电机两种。有刷电机价格比较低，控制也相对简单，但是他的结构复杂，质量比较大且寿命比较低，因此不适合用在小型无人机上。而无刷电机虽然价格比较高，控制相比于有刷电机比较复杂，但是其质量比较小而且效率很高，因此，应用在无人机上，具有很大的优势。因此本系统采用的动力装置为无刷电机。

2.3.7 地面站

在本课题设计的无人机自动驾驶系统中，我们选用飞航科技设计的地面站，在地面站中，我们可以观察到无人机的飞行姿态的各个参数，如陀螺仪，磁力计，加速度等参数。我们也可以在地面站中观察无人机的飞行轨迹，这一技术，依赖于 GPS 技术，将 GPS^[21]安装到无人机上，无人机飞行的过程中，GPS 可以采集到无人机的飞行姿态信息，采集到信息后，GPS 将位置信息通过串口传送给主控芯片，主控芯片接收到信息，并且通过数传发送回地面站，该地面站与百度地图的 API 接口相连，将飞机的位置信息显示在百度地图上，这样我们就可以实时看到无人机的飞行轨迹了。

做为无人机的自动驾驶系统，该地面站还有一个非常重要的功能，那就是路径规划。路径规划这一功能的实现，依赖于 GPS 技术。首先在百度地图上规划出路径，那个地面站将百度地图中的路径的经纬度提取出来，然后同过数传 RS433 将地理信息发给飞控，飞控将接收到的地理信息与用 GPS 采集到的位置信息进行融合，利用控制算法，决定最终朝那个方向飞行，然后驱动电机转速，使其在目标轨迹上飞行。

2.4 自动驾驶系统的总体框架

按照前文分析可知，本设计最终对惯性测量元件进行了确定，包括气压高度传感器、电子罗盘传感器、以及加速度传感器和陀螺仪传感器，其动力与能源装置为无感无刷直流电机和锂电池组，系统的核心处理器是基于 ARM 核的 STM32F407 处理器^[22]，总体设计方案中使用了 PID 控制器以及卡尔曼滤波算法。系统总体结构框图如图 2-3 所示。

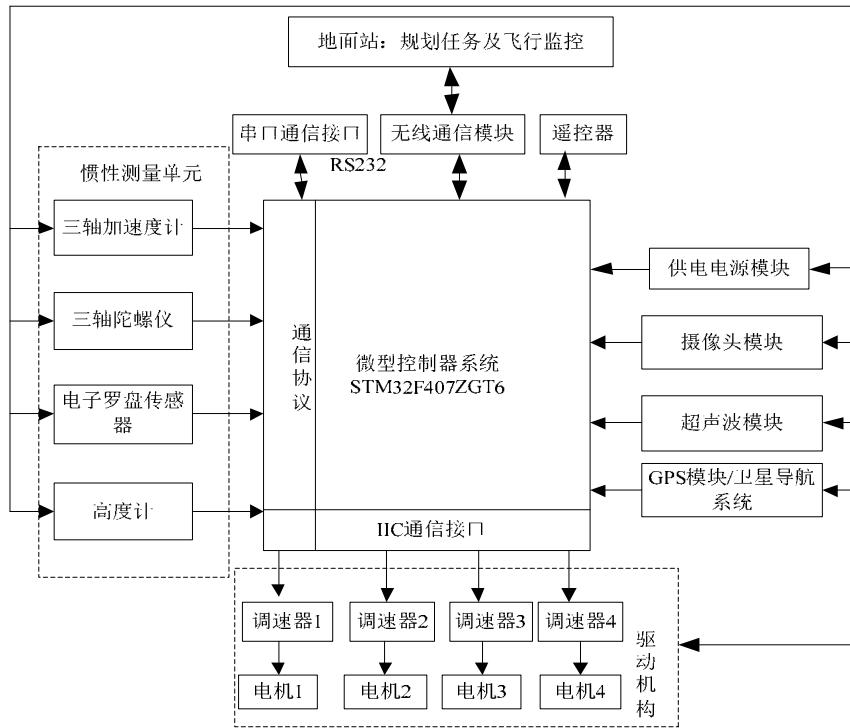


图 2.3 系统总体结构框图

2.5 本章小结

本章首先对无人机自动驾驶仪设计方案进行了详细阐述，然后对控制系统进行了功能方面的分析，然后阐述了无人机位置数据、以及姿态的获取的原理与方法，为系统设计奠定了基础。还对不同的传感器进行了对比分析，最终选择优势互补的方式选择传感器，为系统的设计奠定了条件。

第三章 四旋翼无人机控制系统数学建模与仿真

3.1 四旋翼无人机飞行原理

四旋翼无人机^[23]有十字形和X形两种结构形式，本论文所研究的无人机采用X形结构。四个电机分别固定在如图四个位置上，用来提供对无人机的动力驱动部分，1号电机和3号电机逆时针旋转，产生逆时针的扭矩^[24]，2号电机和4号电机顺时针转向，使无人机产生顺时针的扭矩，两对扭矩方向相反，大小相等，正好可以相互抵消，不会自转，使无人机能稳定飞行在空中，如3.1图所示。

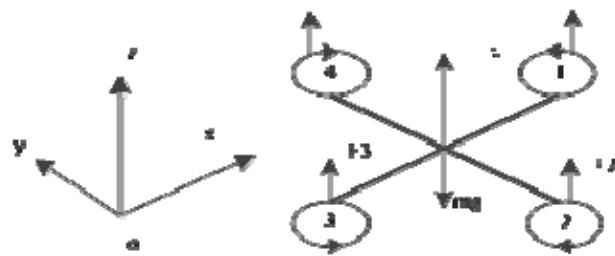


图 3.1 机体坐标系与惯性坐标系

3.2 四旋翼无人机的非线性模型

为了对无人机进行数学建模，首先对机体坐标系与惯性坐标系进行了构建。如图3.1所示。惯性坐标系E相对于地球表面不动，取“东北天”建立该坐标系。机体坐标系B坐标系与无人机固连^[25]。

在对无人机动力学模型进行建立的过程中，首先对四旋翼无人机进行了以下几个方面的假设：其一，都属于均匀对称的刚体；其二，各方向拉力正比于推进器转速的平方；其三，所受重力与阻力保持不变，飞行高度等因素不会对其产生影响；其四，无人机质心与中心和机体坐标系原点位于相同位置上^[26]。

按照坐标轴的转换关系，可由坐标矩阵 $R(\vec{\phi}, \vec{\theta}, \vec{\psi})$ 对机体坐标系 $B(\vec{i}, \vec{j}, \vec{k})$ 与地面坐标系 $E(\vec{I}, \vec{J}, \vec{K})$ 间的转换进行表示，具体如下：

$$R_b^n = \begin{bmatrix} \cos \varphi \cos \psi & \sin \theta \sin \varphi \cos \psi - \sin \psi \cos \theta & \sin \psi \sin \theta + \sin \varphi \cos \theta \cos \psi \\ \sin \psi \cos \varphi & \cos \theta \cos \psi + \sin \theta \sin \varphi \sin \psi & \sin \varphi \sin \psi \cos \theta - \sin \theta \cos \psi \\ -\sin \psi & \sin \theta \cos \varphi & \cos \theta \cos \varphi \end{bmatrix} \quad (3.1)$$

由牛顿第二定律对运动学分析得：

$$\sum \vec{F} = m \frac{d\vec{V}}{dt} = m \frac{d^2}{dt^2} \vec{r} \quad (3.2)$$

$$\sum \vec{F} = (\sum_{i=1}^4 F_i) \vec{e}_3 - mg \vec{k} = m \frac{d^2}{dt^2} \vec{r} = m \begin{bmatrix} \vec{i} & \vec{j} & \vec{k} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \\ \ddot{z} \end{bmatrix} \quad (3.3)$$

在上式中, F 表示的是四旋翼无人机上的合外力, F_i 表示的是单个旋翼升力, v 表示的是无人机速度, m 表示的是无人机质量。

由变换矩阵知:

$$\vec{b}_3 = \begin{bmatrix} \vec{i} & \vec{j} & \vec{k} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos \psi \sin \theta \cos \varphi + \sin \psi \sin \varphi \\ \sin \psi \sin \theta \cos \varphi - \sin \varphi \cos \psi \\ \cos \theta \cos \varphi \end{bmatrix} \quad (3.4)$$

带入到公式 (3.3) 中, 有:

$$(\sum_{i=1}^4 F_i) \begin{bmatrix} \vec{i} & \vec{j} & \vec{k} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos \psi \sin \theta \cos \varphi + \sin \psi \sin \varphi \\ \sin \psi \sin \theta \cos \varphi - \sin \varphi \cos \psi \\ \cos \theta \cos \varphi \end{bmatrix} - mg \vec{k} = m \begin{bmatrix} \vec{i} & \vec{j} & \vec{k} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \\ \ddot{z} \end{bmatrix} \quad (3.5)$$

由矩阵对应元素相等, 得:

$$\begin{aligned} \ddot{x} &= \sum_{i=1}^4 K_t \omega_i^2 (\cos \psi \sin \theta \cos \varphi + \sin \psi \sin \varphi) / m \\ \ddot{y} &= \sum_{i=1}^4 K_t \omega_i^2 (\sin \psi \sin \theta \cos \varphi - \sin \varphi \cos \psi) / m \\ \ddot{z} &= \sum_{i=1}^4 K_t \omega_i^2 (\cos \theta \cos \varphi) / m - g \end{aligned} \quad (3.6)$$

这是质心运动的数学模型。

由质心运动的角动量定理可得:

$$\sum \vec{M} = \frac{d\vec{H}}{dt} \quad (3.7)$$

将上式在机体坐标下表示, 则有相对导数:

$$\vec{M} = \left. \frac{d\vec{H}}{dt} \right|_b + \vec{\omega} \times \vec{H} \quad (3.8)$$

由于

$$\vec{M} = \vec{M}_1 + \vec{M}_2 \quad (3.9)$$

其中, H 是动量矩, M 为无人机所受的合外力矩, M_1 是升力产生的力矩, M_2 是空气阻力对螺旋桨产生的力矩, 且 $M_i = K_d \omega_i^2$, K_d 为阻力矩系数, 所以有:

$$\vec{M}_1 = \sum_{i=1}^4 \vec{r}_i \times \vec{F}_i = l(F_3 - F_1)\vec{b}_2 + l(F_4 - F_2)\vec{b}_1 \quad (3.10)$$

$$\vec{M}_2 = K_d (\omega_1^2 + \omega_2^2 + \omega_3^2 + \omega_4^2) \vec{b}_3 \quad (3.11)$$

两公式相加可得:

$$\vec{M} = \vec{M}_1 + \vec{M}_2 = (\vec{b}_1 + \vec{b}_2 + \vec{b}_3) \begin{bmatrix} l(F_4 - F_2) \\ l(F_3 - F_1) \\ K_d(\omega_1^2 + \omega_2^2 + \omega_3^2 + \omega_4^2) \end{bmatrix} \quad (3.12)$$

又由于无人机为对称的刚体，所以其惯性力矩为一对角阵，即：

$$J = \begin{bmatrix} J_x & 0 & 0 \\ 0 & J_y & 0 \\ 0 & 0 & J_z \end{bmatrix} \quad (3.13)$$

无人机的角动量矩为：

$$\vec{H} = (\vec{b}_1, \vec{b}_2, \vec{b}_3) \begin{bmatrix} J_x \omega_x \\ J_y \omega_y \\ J_z \omega_z \end{bmatrix} \quad (3.14)$$

$$\frac{d\vec{H}}{dt} \Big|_b + \bar{\omega} \times \vec{H} = (\vec{b}_1, \vec{b}_2, \vec{b}_3) \begin{bmatrix} J_x \dot{\omega}_x + (J_z - J_y) \omega_y \omega_z \\ J_y \dot{\omega}_y + (J_x - J_z) \omega_x \omega_z \\ J_z \dot{\omega}_z + (J_y - J_x) \omega_x \omega_z \end{bmatrix} \quad (3.15)$$

将 (3.13)、(3.14) 代入 (3.15) 可得：

$$(\vec{b}_1, \vec{b}_2, \vec{b}_3) \begin{bmatrix} J_x \dot{\omega}_x + (J_z - J_y) \omega_y \omega_z \\ J_y \dot{\omega}_y + (J_x - J_z) \omega_x \omega_z \\ J_z \dot{\omega}_z + (J_y - J_x) \omega_x \omega_z \end{bmatrix} = (\vec{b}_1, \vec{b}_2, \vec{b}_3) \begin{bmatrix} l(F_4 - F_2) \\ l(F_3 - F_1) \\ K_d(\omega_1^2 + \omega_2^2 + \omega_3^2 + \omega_4^2) \end{bmatrix} \quad (3.16)$$

由对应元素相等可得：

$$\begin{aligned} \dot{\omega}_x &= [l(F_4 - F_2) + (J_z - J_y) \omega_y \omega_z] / J_x \\ \dot{\omega}_y &= [l(F_3 - F_1) + (J_x - J_z) \omega_x \omega_z] / J_y \\ \dot{\omega}_z &= [K_d(\omega_1^2 + \omega_2^2 + \omega_3^2 + \omega_4^2) + (J_x - J_y) \omega_x \omega_y] / J_z \end{aligned} \quad (3.17)$$

由欧拉动力学方程

$$\omega = \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{\psi} \sin \varphi \sin \theta + \dot{\theta} \cos \varphi \\ \dot{\psi} \cos \varphi \sin \theta - \dot{\theta} \cos \varphi \\ \dot{\phi} + \dot{\psi} \cos \theta \end{bmatrix} \quad (3.18)$$

小角度变化时，可将在平衡位置线性化，按图 1 所示，平衡位置为 $\varphi = 0, \psi = 0, \phi = \pi/2$ ，于是线性化后，则得到姿态角和角速度之间的积分关系如下所示：

$$\omega = \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\psi} \\ \dot{\phi} \end{bmatrix} \quad (3.19)$$

定义 U_1, U_2, U_3, U_4 为四旋翼的四个控制通道的控制输入量，可简化无人机的控制分

析：

$$\begin{bmatrix} U_1 \\ U_2 \\ U_3 \\ U_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} F_1 + F_2 + F_3 + F_4 \\ F_4 - F_2 \\ F_3 - F_1 \\ F_2 + F_4 - F_1 - F_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} K_t \sum_{i=1}^4 \omega_i^2 \\ K_t (\omega_4^2 - \omega_2^2) \\ K_t (\omega_3^2 - \omega_1^2) \\ K_d (\omega_1^2 + \omega_3^2 - \omega_2^2 - \omega_4^2) \end{bmatrix} \quad (3.20)$$

其中 U_1 为垂直方向的输入控制量， U_2 为滚转输入控制量， U_3 为俯仰控制量， U_4 为偏航控制量。

综合以上公式可得无人机的数学模型为：

$$\begin{aligned} \bar{x} &= (\cos \psi \sin \theta \cos \phi + \sin \psi \sin \phi) U_1 / m \\ \bar{y} &= (\sin \psi \sin \theta \cos \phi - \sin \phi \cos \psi) U_1 / m \\ \bar{z} &= (\cos \theta \cos \phi) U_1 / m - g \end{aligned} \quad (3.21)$$

$$\begin{aligned} \bar{\phi} &= [IU_2 + \dot{\theta}(J_z - J_x)] / J_y \\ \dot{\omega}_x &= [IU_3 + \dot{\phi}\psi(J_z - J_x)] / J_y \\ \dot{\omega}_z &= [IU_4 + \dot{\phi}\dot{\theta}(J_x - J_y)] / J_z \end{aligned} \quad (3.22)$$

3.3 四旋翼无人机姿态算法研究

通过上面的建模分析，可知系统坐标系转换的矩阵为：

$$R_E^B = \begin{bmatrix} \cos \psi \cos \theta & \sin \psi \cos \theta & -\sin \theta \\ \cos \psi \sin \phi - \sin \psi \cos \phi & \sin \psi \sin \theta + \cos \psi \cos \phi & \cos \theta \cos \phi \\ \cos \psi \sin \theta \cos \phi + \sin \psi \sin \phi & \sin \psi \sin \theta \cos \phi - \cos \psi \sin \phi & \cos \theta \cos \phi \end{bmatrix} \quad (3.23)$$

上式中 θ ， ϕ ， ψ 分别为俯仰角，滚转角，偏航角。

3.3.1 平衡状态下姿态角测量

设参考系下重力加速度矢量为 $A_{Eg} = (0, 0, g)^T$ ，机体系下重力加速度矢量为：

$$A_{Bg} = (g_{bx}, g_{by}, g_{bz})^T \quad (3.24)$$

可得：

$$\theta = -\arcsin(g_{bx} / g) \quad (3.25)$$

$$\phi = \arctan(g_{by} / g_{bz}) \quad (3.26)$$

其中 $\theta = \pi/2$ (即 $g_{bz} = 0$) 时， ϕ 的解不可取。设参考系下的地磁场磁强矢量，机体坐标系下 $B_E = (B_{Ex}, B_{Ey}, B_{Ez})^T$ ， $B_B = (B_{Bx}, B_{By}, B_{Bz})^T$ ，在已知俯仰角和滚转角的条件下，可得：

$$B_{Ey} = B_{Ex} \cos \theta + B_{Ex} \sin \theta \sin \phi - B_{Ez} \cos \phi \sin \theta \quad (3.27)$$

$$B_{Ex} = B_{Ex} \cos \phi + B_{Ez} \sin \phi \quad (3.28)$$

$$\psi = \arctan(B_{Ex} / B_{Ey}) \quad (3.29)$$

其中，当 $B_{By}=0$ 时， ψ 的解不可取。

3.3.2 基于卡尔曼滤波的加速条件下的姿态角测量

一、坐标系的转换。

设参考系 $E(x_0, y_0, z_0)$ 到机体坐标系 $B(x_1, y_1, z_1)$ 的姿态旋转的四元数为：

$$q(q_0, q_1, q_2, q_3) = q_0 + q_1\vec{i} + q_2\vec{j} + q_3\vec{k} \quad (3.30)$$

建立姿态四元数^[27]的微分方程式为

$$\dot{q} = \Omega_E q \quad (3.31)$$

针对式 (3.31) 进行离散化并构造观测方程式为：

$$\dot{q}_k = (I + \Omega_{E(k-1)}^h)q_{k-1} + W_{k-1} \quad (3.32)$$

$$Z_k = H_k q_k + V_k \quad (3.33)$$

其中，式 3-47 满足如下几个条件：

$$E(W_i W_j) = C_w \delta_{ij} \quad (3.34)$$

$$E(V_i V_j) = C_v \delta_{ij} \quad (3.35)$$

$$H_k = I_{3 \times 3} \quad (3.36)$$

二、基于姿态角解算姿态四元数。

已知姿态航行角(θ, ϕ, ψ)，解算四元数 $q(q_0, q_1, q_2, q_3) = q_0 + q_1\vec{i} + q_2\vec{j} + q_3\vec{k}$ ，可得：

$$q = \begin{bmatrix} \cos(\phi/2) \cos(\theta/2) \cos(\psi/2) + \sin(\phi/2) \sin(\theta/2) \sin(\psi/2) \\ \sin(\phi/2) \cos(\theta/2) \cos(\psi/2) - \cos(\phi/2) \sin(\theta/2) \sin(\psi/2) \\ \cos(\phi/2) \sin(\theta/2) \cos(\psi/2) + \sin(\phi/2) \cos(\theta/2) \sin(\psi/2) \\ \cos(\phi/2) \cos(\theta/2) \sin(\psi/2) - \sin(\phi/2) \sin(\theta/2) \cos(\psi/2) \end{bmatrix} \quad (3.37)$$

三、姿态四元数的卡尔曼滤波^[28]。

假设系统噪声和观测噪声的均方误差恒定，建立如下的卡尔曼滤波(Kalman Filter)步骤：

1. 状态一步预测：

卡尔曼滤波(KF)^[29]的第一步是通过 $k-1$ 时刻 ($k=1$ 时，使用初始化值) 预测 k 时刻值，其数学表达式为：

$$\hat{q}_{k|k-1} = (I + \Omega_{E(k)}^h) \hat{q}_{k-1} \quad (3.38)$$

2. 一步预测均方误差，其数学表达式为：

$$P_{k|k-1} = (I + \Omega_{E(k)}^h) P_{k-1} (I + \Omega_{E(k)}^h)^T + C_w \quad (3.39)$$

3. 滤波增益计算，其数学表达式为：

$$K_k = p_{k|k-1} H_k^T (H_k p_{k|k-1} H_k^T + C_w)^{-1} \quad (3.40)$$

4. 状态更新，因为四元数不可直接观测， k 时刻的观测值 Z_k 取 $k-1$ 时刻的滤波值 \hat{q}_{k-1} ，状态的更新表达式为：

$$\hat{q}_k = (I + \Omega_{E(k)}^h) \hat{q}_{k-1} + K_k | Z_k - H_k (I + \Omega_{E(k)}^h) \hat{q}_{k-1} \quad (3.41)$$

5. 滤波均方误差更新^[30]，在进行卡尔曼滤波运算中，要实现对均方误差的更新，以便下一时刻计算卡尔曼增益，其表达式为：

$$p_k = (I - K_k H_k) p_{k|k-1} \quad (3.42)$$

四、基于姿态四元数的姿态解算。

假设航向姿态参考系统姿态四元数 $q(q_0, q_1, q_2, q_3) = q_0 + q_1\vec{i} + q_2\vec{j} + q_3\vec{k}$ ，则根据四元数代数学和欧拉旋转矩阵，可得[38-39,42]：

$$\tan \psi = \frac{2(q_1 q_2 + q_0 q_3)}{q_0^2 + q_1^2 - q_2^2 - q_3^2} \quad (3.43)$$

$$\sin \theta = 2(q_0 q_2 - q_1 q_3) \quad (3.44)$$

$$\tan \phi = \frac{2(q_0 q_1 + q_2 q_3)}{q_0^2 - q_1^2 - q_2^2 + q_3^2} \quad (3.45)$$

其中， $q_0^2 + q_1^2 + q_2^2 + q_3^2 = 1$ 。 θ ， ϕ ， ψ 分别为俯仰角，滚转角，偏航角。

3.4 四旋翼无人机控制规律设计与仿真

估计的优势就在于，如果给定足够多的训练数据，那么模型得到的参数便能十分接近真正的参数。但是正如前文所说 GMM 并没有一个封闭解而且训练数据也不会足够多，所以通常就采取了迭代的方法求解^[34]，就是 EM 算法，即期望最大化算法^[35]。

由于未对实物进行测量，所以直接从现有的研究成果中对无人机参数进行选择，详见下表：

表 3-1 无人机参数表

参数	数值	单位	参数	数值	单位
m	0.25	kg	J_x	0.033	kgm^2
l	0.25	m	J_v	0.033	kgm^2
K_t	3.1×10^{-7}	NS^2	J_z	0.061	kgm^2
K_d	1.12×10^{-7}	NS^2	g	9.8	m/s^2

将这些参数带入上面两个公式中，得到如下结果：

$$\bar{x} = (\cos \psi \sin \theta \cos \phi + \sin \psi \sin \phi) U_1 / 0.25 \quad (3.46)$$

$$\bar{y} = (\sin \psi \sin \theta \cos \phi - \sin \phi \cos \psi) U_1 / 0.25 \quad (3.47)$$

$$\bar{z} = (\cos \theta \cos \phi) U_1 / 0.25 - 9.8 \quad (3.48)$$

$$\bar{\phi} = (0.25 U_2 - 0.28 \dot{\theta} \psi) / 0.033 \quad (3.49)$$

$$\dot{\omega}_x = (0.25U_3 + 0.28\dot{\phi}\dot{\psi})/0.033 \quad (3.50)$$

$$\dot{\omega}_z = U_4/J_z \quad (3.51)$$

将上述所建立的数学模型在 Simulink 中构建仿真回路^[31], 仿真时以四个机翼角速度作为输入信号, 三个坐标的位置和三个偏转角为输出。

Simulink 仿真模型^[32]结构如下:

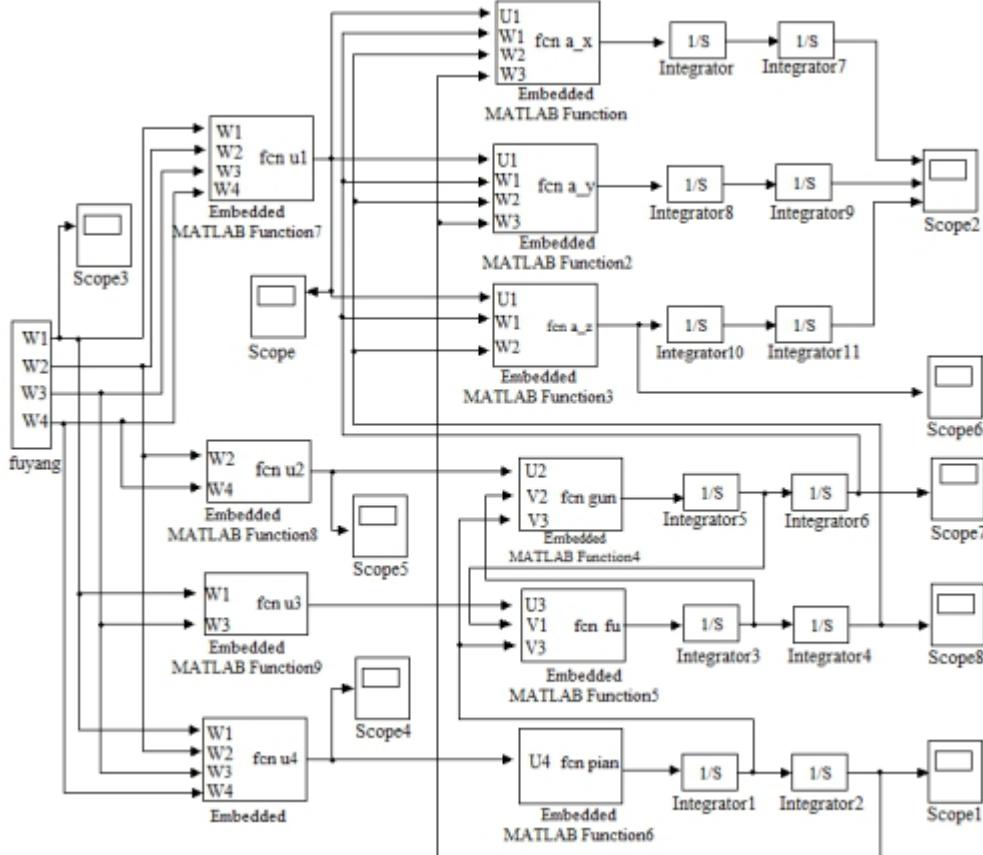


图 3.2 Simulink 仿真模型

3.4.1 俯仰姿态控制

根据状态空间表达式可对俯仰角传递函数进行求解, 表示如下:

$$\frac{\Delta\theta(s)}{u_1(s)} = \frac{58s + 3833.742}{s^3 + 98.089s^2 + 966.4s + 3404.4} \quad (3.52)$$

图 3.3 所示的是控制前俯仰姿态回路的单位阶跃响应。

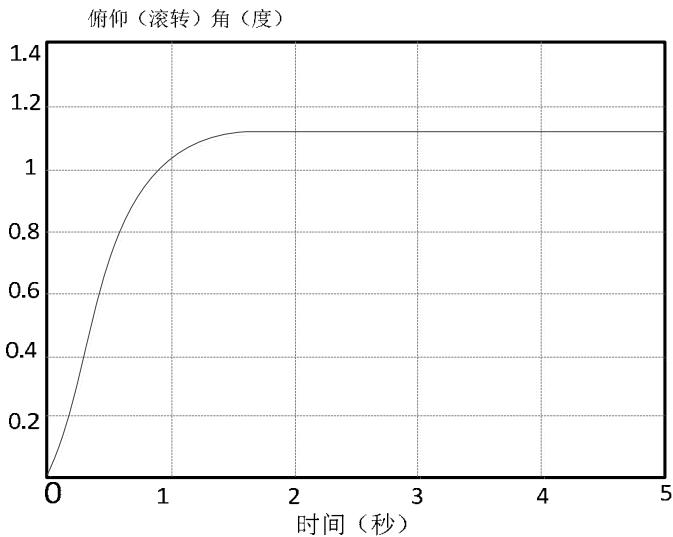


图 3.3 俯仰(滚转)姿态运动的系统响应

根据上图可知，在未控制俯仰姿态回路的状态下，系统具有非常好的动态特性，但具有一定的稳态误差，因此为了消除稳态误差，本文采用了积分控制。但是具有一定的缺点，将会是系统动态性能大大降低，同时还可能出现闭环系统不稳定的现象，在进行系统控制设计的过程中，一般情况下不会单独使用积分控制^[33]，本文选择的是比例积分控制。图 3.4 所示的是比例积分控制的俯仰运动结构图。

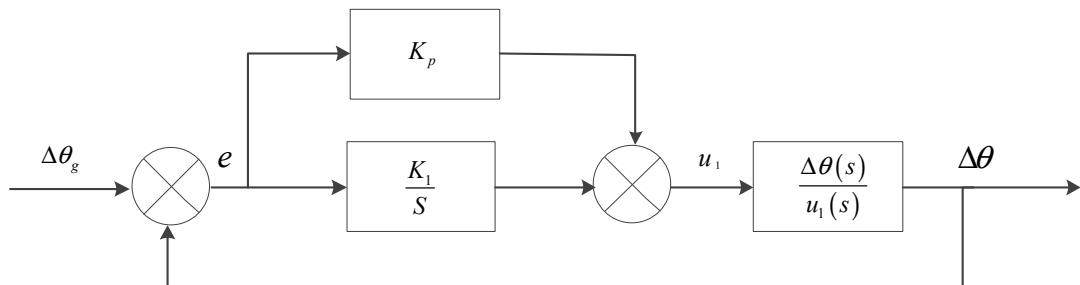


图 3.4 倾仰姿态控制回路结构图

本文采用参数最优法整定比例积分参数^[34]。其主要思路如下，首先在系统偏差积分性能指标的基础上，将积分最小最为准则，进而对最优的比例积分参数进行计算。实际上，系统偏差积分性能指标指的是被调量在过渡过程与新稳态值之间的偏差在时间轴方向得到的积分值。如果时间越长或者增大偏差幅值都会增大偏差积分，要实现更好地控制，必须保证该积分值较小。通常情况下，都是通过目标函数形式进行表示的。

要更好地实现控制系统参数最优，关键点在于如何进行目标函数的选择。若选择的目标函数非常合适，那么可以将系统品质更好地反映出来，而且还可以进行方便的计算。针对相同系统而言，如果目标函数不同，最终的参数也会具有差异。因此在选择目标函数时必须进行充分的考虑，最终才可以更为正确的确定系统各参数。误差的绝对值乘以时间积分得到的是时间绝对偏差乘积积分，表示如下：

$$ITAE = \int_0^{\infty} t |e(t)| dt \quad (3.53)$$

在上式中，系统偏差 $e(t)$ 计算如下， $e(t) = r(t) - c(\infty)$ 。目前，综合描述系统动态性能的方式为 ITAE 准则^[35]，在其基础上得到的最佳参数组合方案可以保证系统响应时间快、超调量小、以及稳定性好等。尤其是阶跃输入，几乎都会选用 ITAE 准则作为误差函数，其原因在于可以抑制振荡与超调的快速响应。

通过 Matlab 工具最终得到 $K_p = 1.6, K_I = 6.4$ 。进而在系统中设置得到的比例积分参数，最终得到了图 3.5 所示的单位阶跃响应曲线。

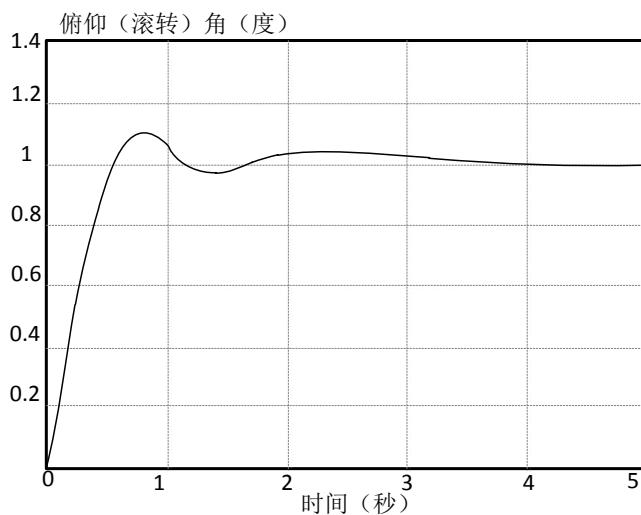


图 3.5 比例积分控制的俯仰（滚转）运动系统响应

在单位阶跃信号作用下，俯仰姿态控制回路的性能指标： $\sigma\% = 11.4\%, t_s = 0.8s, e_{ss} = 0$ 。根据上图可知，通过比例积分控制可以使系统稳定性能到较好的保障，而且还具有快速的系统响应，当接近稳态时具有非常快的速度，其稳态误差等于零，有效的改善了系统性能。

3.4.2 滚转姿态控制

无人机的俯仰运动和滚转运动是相似的，系统响应大致如图 3.5 所示，在此不做过过多分析。

3.4.3 偏航姿态控制

根据状态空间表达式能够对偏航角传递函数进行求解，如下所示：

$$\frac{\Delta \psi(s)}{u_3(s)} = \frac{83.32}{s^2 + 308.19s} \quad (3.54)$$

图 3.6 所示的是控制前偏航运动系统阶跃响应响应图。

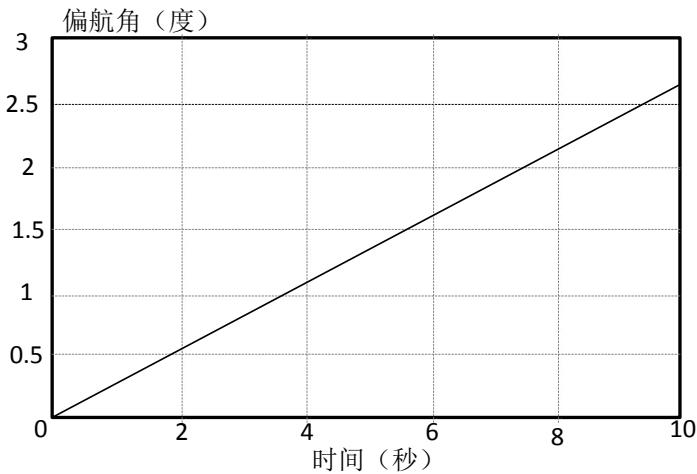


图 3.6 偏航姿态运动系统阶跃响应

根据上图可知，在为控制偏航姿态回路的状态下，偏航角会随时间的推移逐渐增加，而且具有非常差的稳态与动态性能。本文通过比例积分控制的方式来控制偏航姿态回路，图 3.7 所示的是其结构框图。

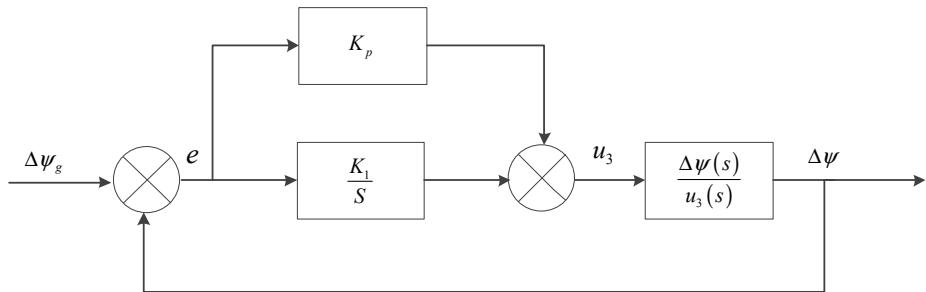


图 3.7 比例积分控制的偏航运动系统结构框图

本文通过凑试法对比例积分参数进行整定。最终采用的参数是 $K_p = 5, K_I = 5$ 。进而在系统中设置比例积分参数，得到图 3.8 所示的偏航姿态控制系统的响应。

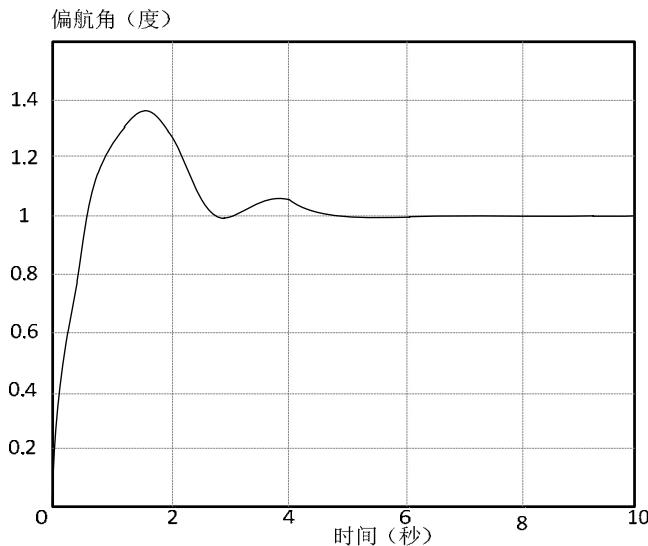


图 3.8 比例积分控制的偏航运动系统响应

偏航姿态控制回路在单位阶跃信号输入下的各性能指标为： $\sigma\% = 30\%$, $t_s = 4.7s$, $e_{ss} = 0$ 。根据上图可知在比例积分控制下，偏航姿态控制回路仍然具有较大的超调量。如果选择参数为 $K_p = 30$, $K_I = 5$ ，虽可以减小超调量，但同时也会导致其他性能变差，因此本文最终选择比例分离法来控制偏航姿态回路。

所谓比例分离法在积分分离基础上实现的。正是因为具有较大的超调量，所以才进行了积分控制，进而对系统动态性能进行有效改善，但实际情况下效果较差，而且还会导致系统响应更慢，因此最终产生了比例分离法。

首先必须对比例分离域 E_0 进行设置。当 $|e(kT)| \leq |E_0|$ 时，即偏差值 $e(kT)$ 比较小时，采用比例为 $P1K$ 的比例积分控制。当 $|e(kT)| \geq |E_0|$ 时，即偏差值 $e(kT)$ 较大时，将会选择 K_{P2} 比例积分进行控制。不仅可以使系统超调量减小，而且还能够使系统整体性能得到保障。在设置 E_0 时，必须选取合适的值，才可以起到比例分离作用。由此可以看出， E_0 的取值将会直接关系到比例分离法效果。通过对响应曲线进行反复观察，并进行调试之后，系统中 E_0 取 0.015 , $K_{P1} = 5$, $K_{P2} = 18$ ，积分系数值选择 5。

图 3.9 所示的是比例分离法的偏航姿态运动的结构。在系统中设置整定参数 $E_0 = 0.015$, $K_{P1} = 5$, $K_{P2} = 18$, $K_I = 5$ ，进而得到图 3.10 所示的单位阶跃响应。

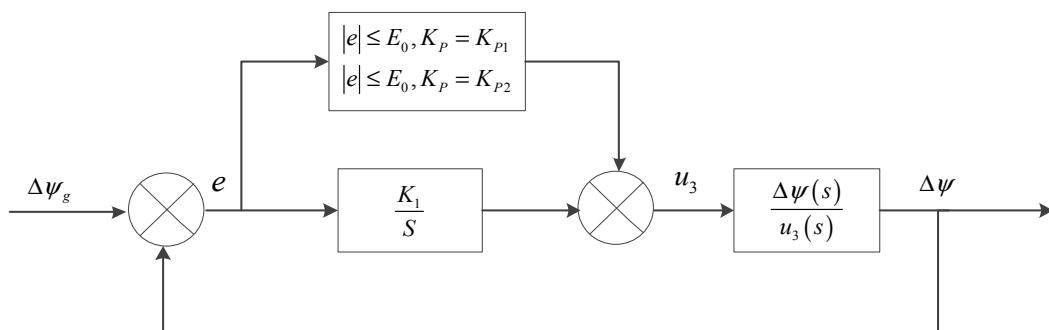


图 3.9 比例分离法的偏航运动结构图

偏航角（度）

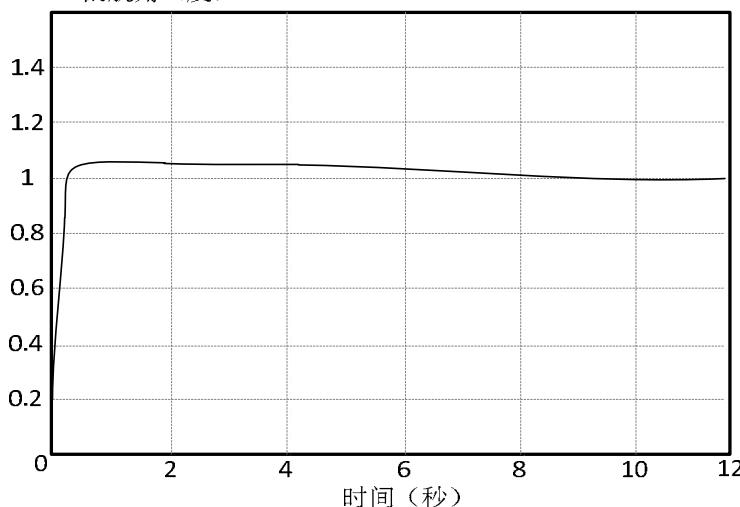


图 3.10 比例分离法的偏航姿态运动系统响应

在单位阶跃信号作用下，偏航姿态控制回路的性能指标如下： $\sigma\% = 3\%$, $t_s = 4.2s$, $e_{ss} = 0$ 。根据上图可知，通过比例分离法可以使系统稳定性得到有效的保障，而且具有较快的响应速度，而且其稳态误差等于零，有效的改善了系统性能。

3.4.4 高度姿态控制

由状态空间表达式可对扰动速度 Δv_{zb} 与控制输入 u_4 间的传递函数进行求解，表示如下：

$$\frac{\Delta v_{zb}(s)}{u_4(s)} = \frac{1.8376}{s + 6.488} \quad (3.55)$$

如果处于悬停小扰动状态下，则满足 $\Delta z = \Delta v_{zb}$ ，此时可将沿 z 轴的扰动量 D_z 与控制输入 u_4 间的关系表示如下：

$$\frac{\Delta z(s)}{u_4(s)} = \frac{1.8376}{s(s + 6.488)} \quad (3.56)$$

图 3.11 所示的是控制前的单位阶跃响应。

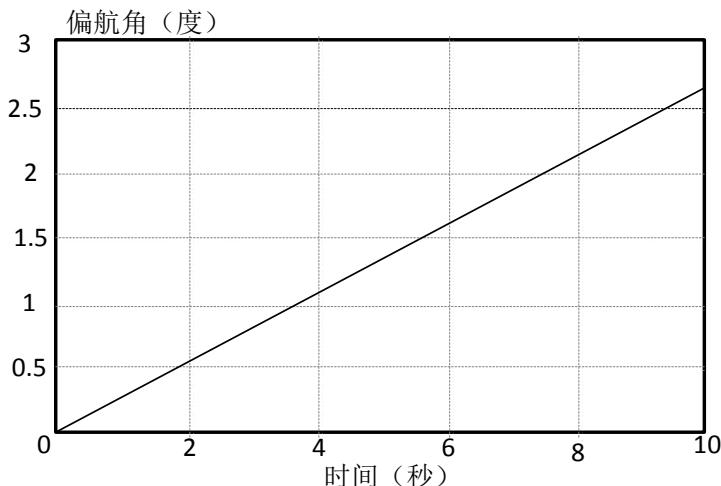


图 3.11 控制前高度回路的单位阶跃响应

根据上图可知，当未能控制高度回路的状态下，高度会随时间的推移而逐步增长，具有非常差的稳态和动态性能。本设计中通过简单比例控制来控制高度回路，进而对稳态与动态性能进行改善。图 3.12 所示的是比例控制的定高运动的结构框图。

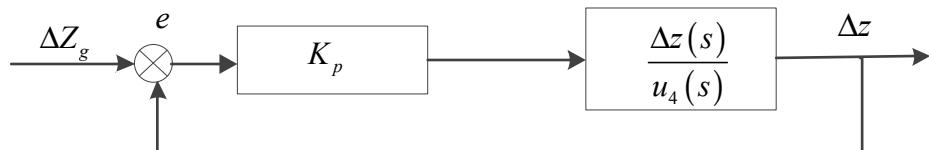


图 3.12 比例控制的定高运动结构框图

本文通过凑试法整定参数，此处比例参数 K_p 等于 10，最终得到的调节效果较为满意。图 3.13 所示的是比例控制高度回路的单位阶跃响应。

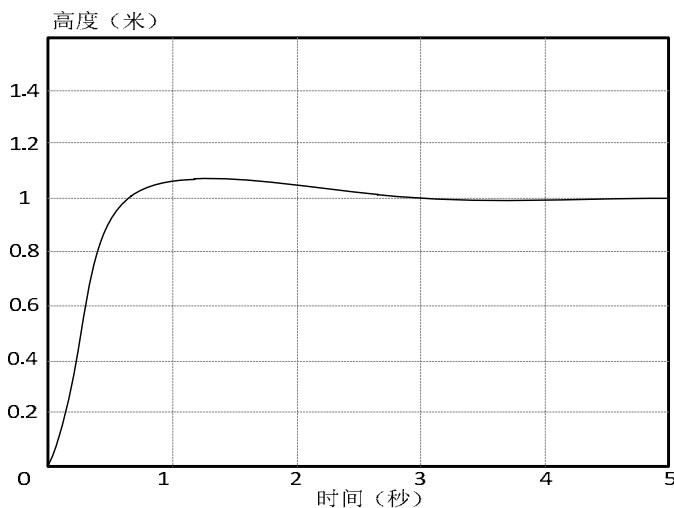


图 3.13 比例控制的定高运动系统响应

在单位阶跃信号作用，高度控制回路的性能指标如下： $\sigma\% = 2.4\%$, $t_s = 1.3s$, $e_{ss} = 0$ 。根据图 3.13 可知，通过比例控制可以使系统稳定性得到保障，而且其稳态误差等于零，可以有效地改善系统性能，也具有较快的响应速度。

3.5 本章小结

本章首先分析了四旋翼无人机的飞行原理，建立无人机的非线性模型，利用四元数对无人机姿态信息进行解算，选择 matlab 软件对四旋翼无人机模型进行仿真，对其高度控制、俯仰运动、滚转运动、偏航运动建模仿真，从波形分析，本课题设计的控制器符合要求。

第四章 基于 ARM 的自动驾驶系统的硬件设计

飞行控制系统是无人机自动驾驶仪核心部件，按照以上章节对其原理与构成的分析，以及无人机各方面功能需求，最终本文对飞行控制系统整体方案进行了设计。其组成主要包括以下 7 个模块，微处理器控制模块、姿态信号采集转换模块、GPS 接收机模块^[36]、超声波模块、数据通信模块、供电控制模块、与动力驱动模块。

4.1 自动驾驶系统的微控制器模块设计

本设计选择的芯片是由意法半导体公司推出的，其内核为 ARM，可以达到 168MHz 的工作频率，由于其硬件浮点运算能力非常强大，因此可以为所有单精度数据指令提供支持，而且它还具有内存保护单元和完整的指令，进而使得应用程序安全性大大提高^[37]。其特点主要包括以下几个方面：

- (1) 可达到 168MHz 的最高主频，而且内嵌了 DSP 指令，其指令处理速度非常快，高达 210D。
- (2) 其 Flash 存储空间高达 1M，而且其片内 SARM 高达 192 字节，还给 NAND、NOR、以及 PSRAM 和 SRAM 提供静态存储控制器。
- (3) 包括待机、停止、以及睡眠三种低功耗模式。
- (4) 包括 12 位 转换 2 路，以及 12 位 转换 3 路。
- (5) 其通用 I/O 口高达 140 余个。
- (6) 通信接口包括 15 个，其中 SDIO 接口 1 个，SPI 接口 3 个，USART 接口 4 个，CAN 接口 2 个，UART 接口 2 个，以及 IIC 接口 3 个。

芯片的硬件配置及接口如下：

- (1) 主控：STM32F407VET6
- (2) 运行频率 168MHz
- (3) 12*PWM in:12 路硬件 PWM 采集，用于接收航模接收机信号
- (4) 8*PWM out:8 路硬件 PWM 输出，用于驱动无刷电机或者陀螺等设备
- (5) 3*I2C: 3 路 IIC 接口，可用于硬件 I2C 读取传感器的数据，也可外接第二块姿态模块，可将第二块姿态模块方便的固定于机架上任何震动较弱或者减震措施之上。
- (6) 1*SPI: 用于 OLED 液晶等外设调试
- (7) 1*SWD: 用于下载程序，单步调试
- (8) 6*USART: 共有引出 6 路串口，方便接数传，超声波，GPS，WIFI，OSD，GPRS 等模块，大大提高系统的扩展性。

(9) 1*GPS：本接口和串口复用，可外接 GPS 模块，飞控程序已经做好 UBX 格式 GPS 数据的解析工作，可直接解析 GPS 数据，并将 GPS 数据通过数传实时上传至地面站显示。

(10) 1*超声波：本接口和串口复用，可外接超声波模块，用于低空精确定高，飞控程序已经做好串口超声波模块的解析工作，可解析超声波数据。



图 4.1 主控制器模块

4.2 传感姿态测量系统

4.2.1 陀螺仪/加速度计

MPU-6050 是全球首例 9 轴运动处理传感器。主要有 3 轴 加速度计和陀螺仪，还包括可扩展的数字运动处理器 DMP，可以通过 I2C 接口与第三方数字传感器进行连接，比如说磁力计等。而且在经过扩展后就能够借助 SPI 或者 I2C 输出 9 轴信号。但是对于 MPU-6050 而言不能够使用 SPI 接口，只可在 MPU-6050 中使用 SPI，而且还可以借助 I2C 结构与压力传感器等进行连接操作。

为了能够对慢速或者快速的运动进行精确地跟踪，用户必须能够控制传感器测量范围，在选择时，加速度计测量范围包括 $\pm 16g$, $\pm 8g$, 以及 ± 4 或者 $\pm 2g$, 陀螺仪可测量范围包括 ± 2000 , ± 1000 , 或者 ± 500 和 ± 250 度/秒。一个片上的 1M 字节 FIFO 可以使系统功耗降低。其与设备寄存器间是通过 1MHz 的 SPI 接口或者 400KHz 的 I2C 接口进行通信的。如果应用需要满足高速传输需求，可通过 20MHz 的 SPI 实现。除此之外，还将温度传感器嵌入到了片上，同时还将变动只有 1% 的振荡器嵌入到了片内。芯片大小为 $4 \times 4 \times 0.9\text{mm}$, 其封装方式为 QFN 封装，拥有可编程低通滤波器，而且最大能够承受 10000g 冲击。

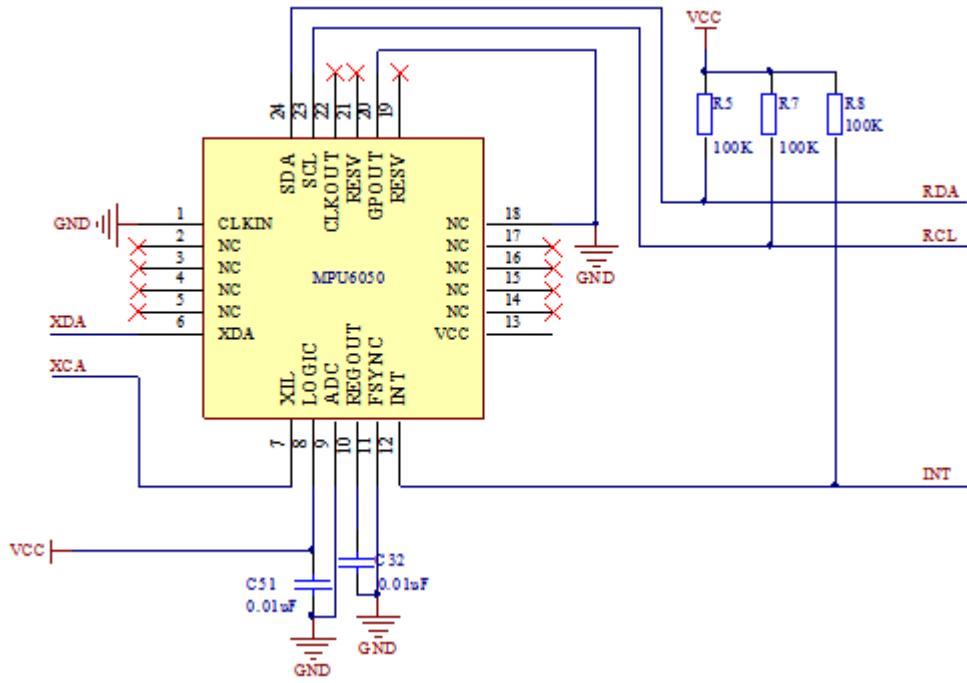


图 4.2 MPU6050 的电路原理图

4.2.2 磁力计

主要包括三种测量地磁的方法，分别是磁阻效应、霍尔效应、以及磁通门^[36]。本文采用的是三轴磁阻式地磁传感器^[37]，其型号为 HMC5883L，是由 Honeywell 推出的^[38]。能够对三个轴向的磁分量进行测量，其特点包括线性度高、以及轴向灵敏度高，其尺寸为 $3.0 \times 3.0 \times 0.9\text{mm}$ ，具有 I2C 接口，通过无铅表面技术进行封装。能够对 $\pm 8.1\text{ Gauss}$ 的磁场进行有效测量，而且其最小分辨率为 0.73m G/LSb 。

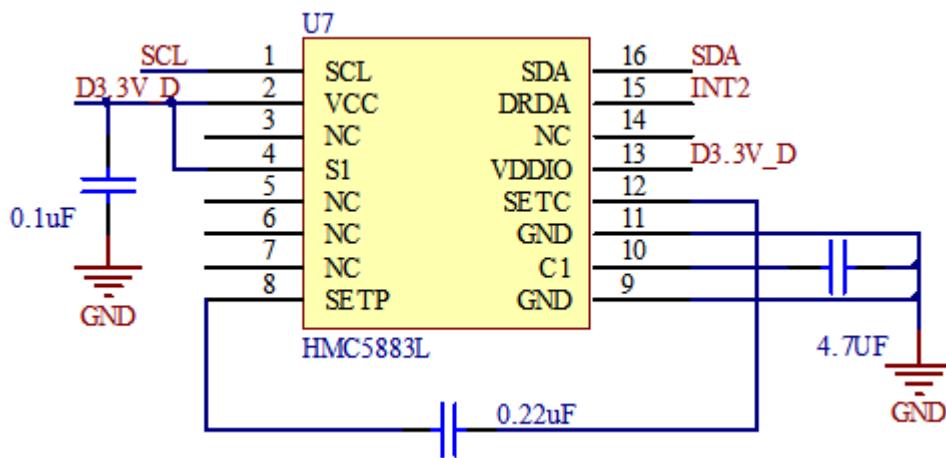


图 4.3 磁力计的电路图

本设计选择的地磁传感器通过两线 I2C 总线系统进行通信。其使用 IIC 协议定义的通信接口协议，进而对文件进行传输。在 I2C 总线之下，能够达到 100 或者 400k 的数据传输速度。总线位格式为 1 位应答位和 8 位传送位。对于格式的数据字节而言，

需要对二进制数据、以及 ASCII 进行区分。负二进制通常是通过二进制补码方式进行表示的。默认状态下，该传感器的地址为 0x3D 读出操作，或者 0x3C 写入操作。

4.2.3 气压高度计

为实现无人机定高飞行，无人机上留有气压计与超声波测距模块来测量飞行高度。本设计中采用的气压计型号为 MS5611，是由 MEAS 公司制造的^[39]，其分辨率非常高，可达到 10cm 分辨率。其组成主要有 1 个功率非常低的 24 位模数转换器，以及 1 个线性度非常高的压力传感器。该传感器还提供了较为准确的 24 位数字低电压，能够使转换速度大大提升，而且还可以对电流消耗进行优化。在没有额外传感器的条件下，也可进行高分辨率的温度输出。而且还能够连接所有的微控制器。其具有非常简单的通信协议，根本不需要进行编程操作。其尺寸为 5×3×1mm，因此可在移动设备中集成。而且该传感器使用了现阶段较为先进的 MEMS 技术，保证产品具有高稳定性以及非常低的压力信号滞后。图 4.4 为 MS5611 工作电路。

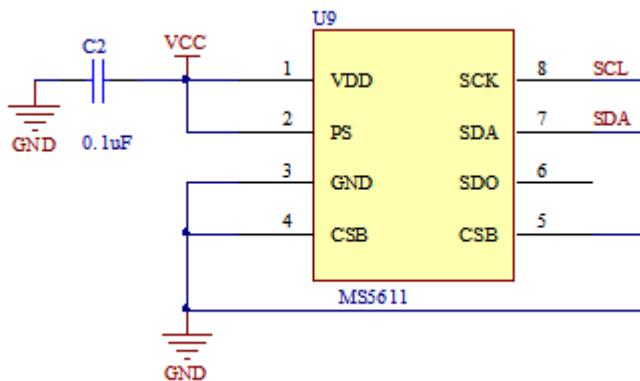


图 4.4 气压高度计的电路图

4.2.4 GPS 定位自主导航

本文所设计的四旋翼无人机的自主导航融入了 GPS 定位技术^[40]，将 GPS 直接在四旋翼飞控板上进行安装，进而对地理位置信息数据进行接收，再借助 433KHz 模块传输至地面站。在本设计中，四旋翼飞控板主要对 GPS 数据的筛选进行负责，最终向地面站传送的信息有速度、纬度、以及经度与高度等^[41]。这部分内容已经成功实现，但受到各方面条件的制约，至今还没有在飞行控制器中运用，这方面的工作也需要进一步完成。

本设计所需的地图资源是通过百度地图提供的，借助 WIFI 对地图资源进行实时获取，进而向地面站进行传输，并在屏幕上显示出来，而且还会将四旋翼无人机的实时坐标显示在屏幕上，而且每秒钟将会进行 5 次更新操作，在屏幕左上角还会将其余的各种参数信息显示出来。如果在屏幕上点击大于 2s，将会对最新定位点坐标进行设置，然后借助 433M 向无人机传递坐标信息，当收到坐标信息之后，无人机将会对航

向进行自动校正，到达目的地之后，无人机将会悬停，整个过程的精度最高可达 3M。

本文选择的接收机型号是 LEA-6S，是由 u-blox 公司^[42]所推出的，能够借助 RS-232 串口直接向主控制系统提供方位、速度、以及位置信息。本设计选择的接收机有 50 通道，最高可达 5Hz 更新频率，波特率是 115200。能够对绝大部分的标准数据接口兼容，具有较小的功耗。其输入电压处于 2.7~3.6V 范围，尺寸是 22.4 x 17mm。本文选择的是 +3.3v 电压，图 5.5 所示的是 GPS 硬件电路。

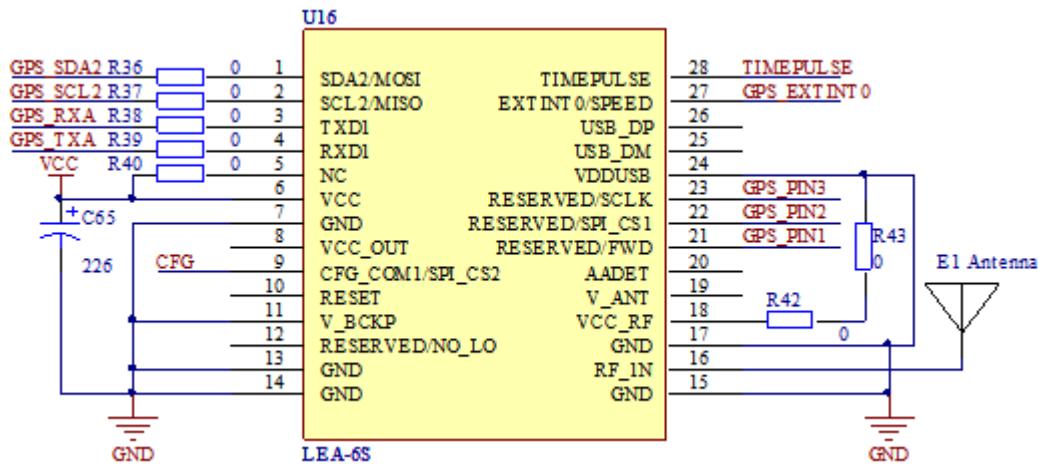


图 4.5 LEA-6S 接收机电路原理图

4.2.5 超声波模块

由于气压计顶高精度低，在室内飞行通过超声波定高。该模块选择的是，能够对 2cm~4.5m 的距离进行测量，而且可进行非接触式测距。其电压输入范围是 2.4~5.5V 之间，其静态电流为 2mA，而且还拥有温度传感器，能够有效的校正测距结果，除此之外，其通信方式包括多种，比如串口、GPIO 等，可对小于 15° 的角度进行感应。在本设计中，我们采用串口通信方式。US-100 实物如图 5.6 所示：



图 4.6 US-100 实物图

测距工作原理如下：

当给该模块通电之前，输出方式中的跳线帽都会插上，其目的在于保证处于串口触发模式。然后只需将 0X55(表示其波特率为 9600)输入到 Trig/TX 管脚中，此时系统将会输出八个超声波脉冲，其频率为 40KHZ，进而对回波信号进行检测。有了回波信号之后，此时还需测量温度值，在合理的校正测距结果，最终通过 Echo/RX 管脚将

校正结果输出。最终输出值包括两个字节，分别表示距离的高、低 8 位，也可用 HData*256+LData 表示其距离值，其单位是毫米。

4.3 数据通信系统

地面站与无人机间主要包括三种方式进行数据传输，其一，在 编码方式基础上，通过地面手持遥控器进行通信，在自动驾驶系统设计中，采用遥控器主要是为了对无人机前期的飞行参数进行调节或者飞机失稳时，采用的一种保护方式，因此在这里不做具体的介绍；其二、在无线传输模块的基础上，地面站与无人机之间的通信，此部分本设计的传输模块采用 433M 数传模块；其三、通过蓝牙方式使地面手机或 PC 与无人机通信。

本论文主控芯片与地面站之间的通信用 Radio Telemetry 433MHZ 模块，其实物图如下图所示，分为两部分，一部分安装在无人机上，与主控芯片通过串口 RS232 通信，为 Air 部分，一个连接地面站，为 Ground 部分，他在空中可发射两种波段的信号，一种 915MHZ，这种波段在国外属于合法的，而在我国大多数使用 433HZ 的波段。具有质量轻，体积小，传输距离远的优点，理想情况传输距离可达 2 千米。



图 4.7 433M 数传实物图

433M 数传采用串行通信方式，可自行配置占空比。重量非常轻，不含天线仅 4g，他有 915MHZ 与 433HZ 两个波段可供选择，接收梁敏度为-121db，发射功率为 20dbm(100mw)，传输速率非常快，可达 250kbps。

数据传输系统是四旋翼无人机的重要组成部分，借助数据传输系统能够使地面操控平台接收到各传感器数据，进而使得无人机实时状态都可以被操控人员掌握。而且还可借助数据传输系统向无人机发送控制指令。

蓝牙通信属于无线电技术，属于短距离通信，通常在 10m 范围内。其工作频段为 2.4GHz。本设计中通过手机蓝牙实现了与无人机之间的通信，由于室外条件下，通过 PC 机进行调试具有较多的不方便，因此同时手机蓝牙可设置无人机相关参数，图 3.23 所示的是蓝牙模块。

本设计采用的蓝牙模块是 BLK-MD-HC-05，是由博陆科电子科技公司推出的，主要用于无线数据传输，其芯片为英国 CSR 公司的 BlueCore4-Ext。

本模块支持 UART,USB,SPI,PCM,SPDIF 等接口，并支持 SPP 蓝牙串口协议，其特点包括收发灵敏性高、功耗低、以及体积小和成本低等，只需通过较少的元器件就

可以进行数据传输。

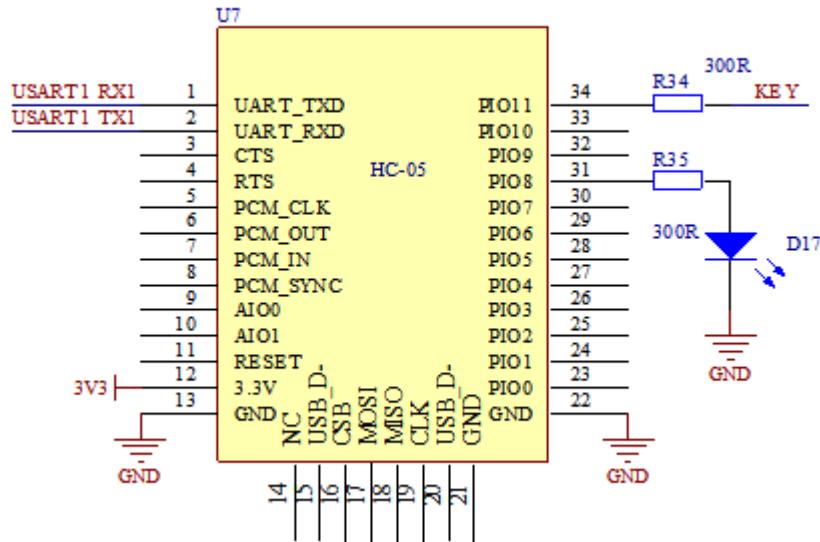


图 4.8 蓝牙模块原理图

4.4 动力装置模块与供电系统设计

4.4.1 动力装置模块

其组成包括电子调速器、螺旋桨、以及电机三个部分。也属于四旋翼无人机的动作部分，所有的飞行动作都是通过转子转速的改变来实现的。本设计中选择的无刷直流电机型号是由三军模型公司推出的A2915。重量为154g，效率最高可以达到90%。它连接了电子调速器一端。如果要是电机旋转方向产生改变，只需更改任意两根线即可，这方面有助于前期试验。本设计选择的电子调速器是由深圳好盈公司生产的。由于其功能包括锂电平衡放电保护，因此可对各锂电单体放电实时情况进行监测，可以对电池组损坏进行有效防止。在电源输入端选择的电容具有大容量、低阻抗的特点，因此使得电源稳定性大大提升，而且还可以有效的白虎电池。其保护功能包括油门信号丢失保护、过热保护、以及电池低压保护等，使得电池使用寿命得以延长。其启动模式包括三种，一种是超柔和启动，一种是柔和启动，还有一种是普通启动。在编程设定卡的基础上，能够对各项编程参数进行修改。

永磁无刷直流电机的组成包括转子位置检测单元、电子换相器、以及电机本体。换流逻辑是按照电机运行状态需求、以及电机转子位置进而对电子换相元件的关断与导通进行控制的，类似于计算机软件。在原理上，有刷与无刷直流电机的区别在于后者是借助电子换相元件的关断与导通来实现换相的。为了给固定和装配提供方便，相比于永磁有刷直流电机而言，无刷直流电机具有相反的磁极与电枢布置。如果电机转子旋转一周，那么电机将会进行6次换相，于是隔60°都会实现一次换相。所以对于

无刷直流电机而言，应该具有位置检测单元，其目的在于为转子位置信号进行检测。



图 4.9 新西达电机实物图

电子调速器一段连接电机，另一端连接电源与控制信号，电子调速器主要是接收控制器输出的 PWM 信号，进而将其变成电流信号，再对电机进行驱动，最终带动桨叶转动。

4.4.2 供电系统模块

在进行电源选择的过程中，不仅要达到飞行需求，而且还需要有合适的重量。本设计采用的是 LI-PO 聚合物电池，是由德国 PowerTec 公司推出的，其性能非常好。具有平稳的放电曲线。电压是 11.1V，其瞬时放电能力可达 25C，持续放电能力可达 20C，也就是说其瞬间可放电达 44A，按照一个电机低于 20A 进行计算，可以同时使 2 个电机满足最大电流需求，于是仅仅只需两块电池就可以满足试验需求，其尺寸为 $103 \times 33.5 \times 23.5$ cm，重量为 190g。



图 4.10 3S 锂电池实物图

4.5 系统硬件实物总体搭建

根据以上各部分功能模块的介绍，我们选用基于 ARM 核 Cortex M4 的 STM32F407ZGT6 为主控制器，采用 MPU6050、HMC5883L 磁力计和 MS5611 气压高度计来测量无人机的姿态信息，并利用 LEA-6S 的 GPS 接收机实现无人机导航定位功能，采用超声波测距技术，实现无人无人机的避障功能，数据传输部分，采用 433M 数传与蓝牙模块实现地面站与微控制器的通信；动力与能源部分，采用新西达电机、好盈电调，2200mAh 的锂电池，搭建四旋翼无人机的物理平台，其总体组装完成，如

下图所示。

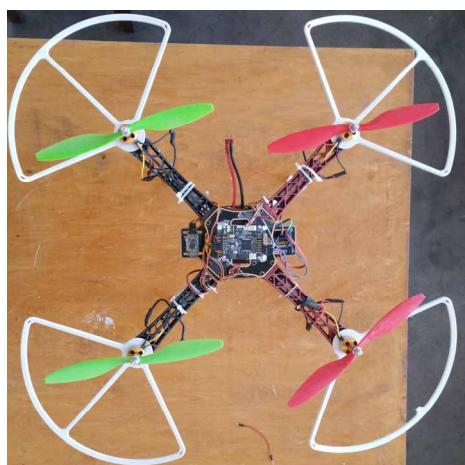


图 4.11 四旋翼无人机实物图

4.6 本章小结

本章先对四旋翼无人机的控制系统总体框架进行了简单的介绍，并对系统中的每个功能模块进行分析，并且设计相应的电路，选择器件的具体型号，搭建无人机自动驾驶系统的硬件平台。

第五章 四旋翼无人机的飞行实验与结果

通过前面的分析，在软件部分，我们采用 PID 控制器与卡尔曼滤波器相结合的算法，在硬件部分我们设计了无人机的整体结构。本章将结合硬件与软件部分，进行四旋翼无人机的飞行实验。在无人机的飞行试验中，我们可以利用地面站对各个参数进行波形采集，观察各个参数的波形变化，对其进行分析，通过波形的分析，检验我们所设计的硬件与软件平台，是否达到预期的功能，并且安全可靠。

5.1 飞行实验

飞行测试用匿名科创上位机对飞行过程中各个传感器的参数进行观察，蓝色曲线代表 X 轴方向上的加速度，紫色曲线代表 Y 轴方向上的加速度，黄色曲线代表 Z 轴上的加速度。

通道设置完成后，利用蓝牙模块与上位机进行连接，设置高级收码，波特率设置为 115200，到此，飞行实验前期的准备工作完成。自主飞行中的无人机如图 5.1 所示。



图 5.1 自主飞行中的无人机

5.1.1 悬停飞行实验

无人机在悬停飞行过程中，由于受力平衡，理论上他的俯仰角、滚转角与偏航角都接近为零。飞行中，其加速度飞行曲线波形如图 5.2 所示，X，Y 轴方向加速度接近零，Z 轴加速度与重力加速度大小相等、方向相反。

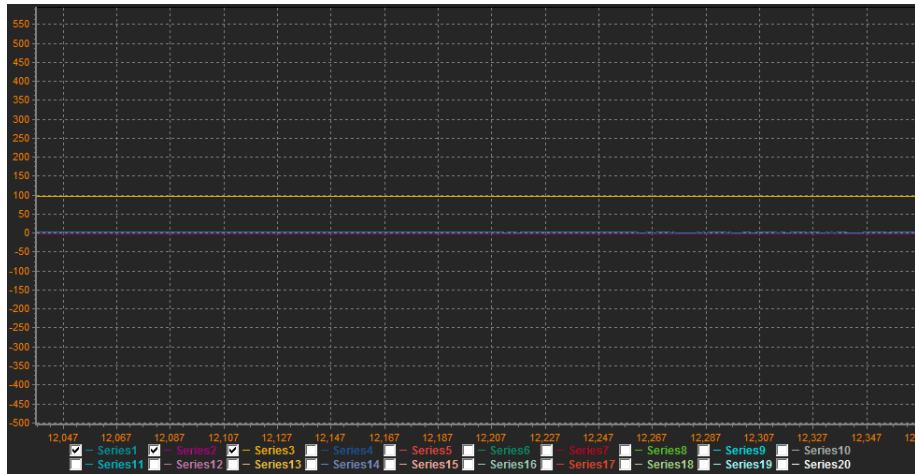


图 5.2 悬停飞行加速度波形图

5.1.2 垂直起降飞行实验

无人机在垂直起飞过程中，他的俯仰角、滚转角和偏航角都没有动作，接近为零。图 5.3 为飞行中无人机加速度的变化曲线，蓝色与紫色曲线接近为零，黄色曲线代表的 Z 轴加速度有一个上升的过程，此时无人机合力是向上的，因此无人机可向上飞行。

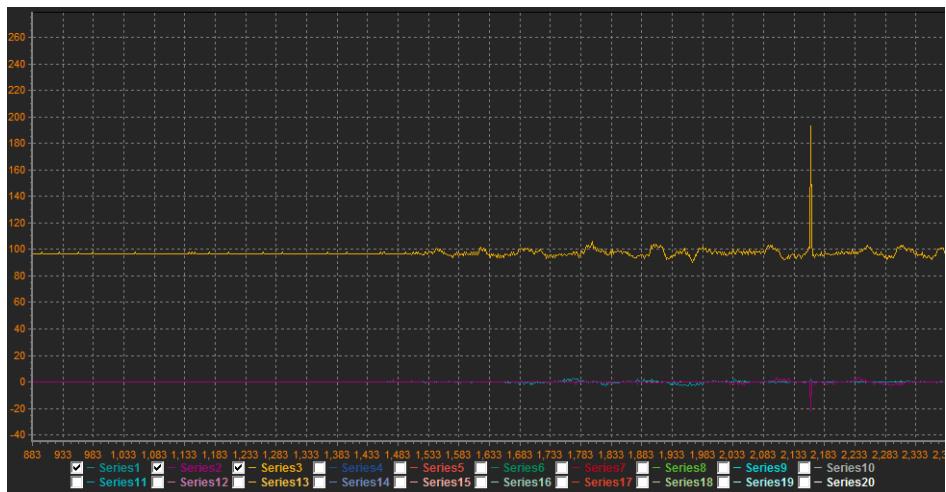


图 5.3 起飞运动中加速度的波形图

无人机在垂直方向上降落过程中，其姿态角都接近为零。此时，图 5.4 为他的三轴加速度变化曲线，蓝色与紫色曲线接近为零，黄色曲线代表的 Z 轴加速度有减小的过程，且小于重力加速度，此时无人机合力是向下的，因此无人机向下飞行。

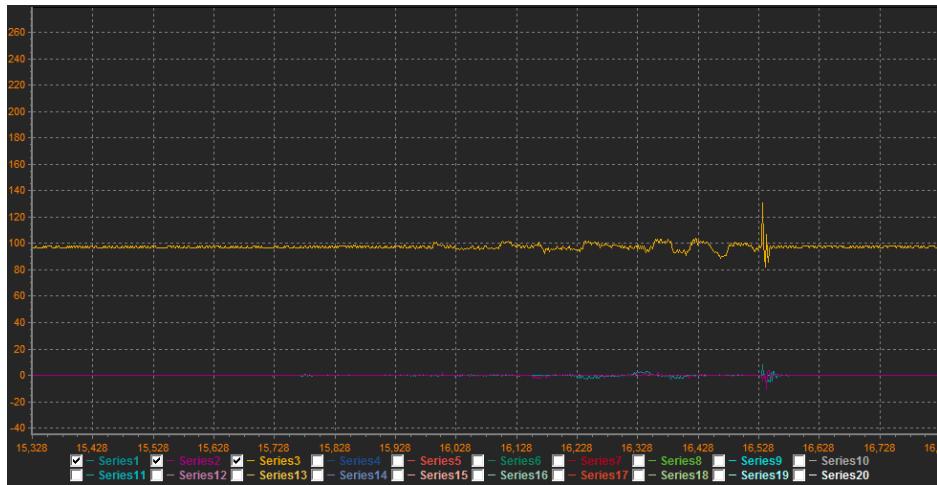


图 5.4 垂直降落加速度波形图

5.1.3 俯仰运动实验

实验中，我们选取飞机前俯的动作飞行，此时没有滚转角与偏航角的变化，俯仰角是向下的。图 5.5 显示的为无人机在飞行过程中加速度的变化曲线，从飞行实验与图中波形，我们可以看出，X 轴上的加速度呈一个上升的趋势，Y 轴方向上的变化很小，仍接近为零。Z 轴方向上，数值略有减小。

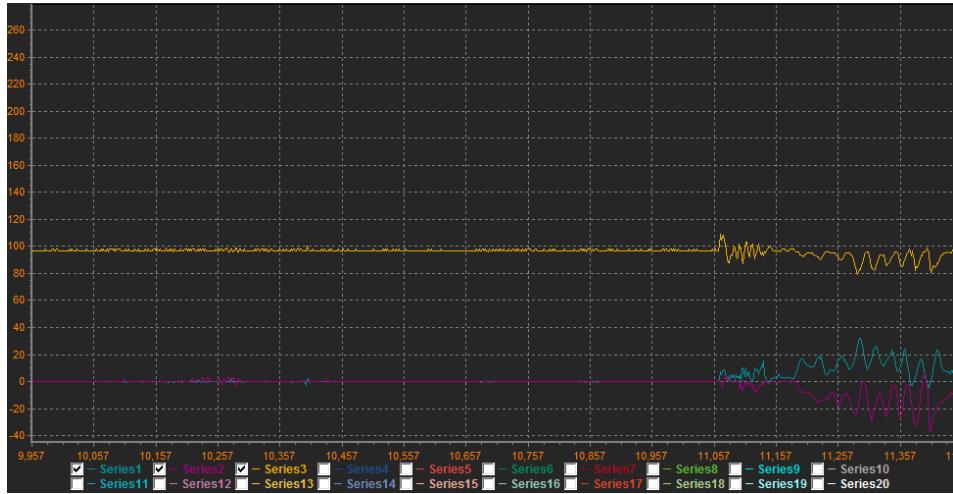


图 5.5 前俯姿态下加速度波形图

5.1.4 翻滚运动实验

实验中，我们选取无人机顺时针旋转的动作飞行，此时没有俯仰角与偏航角的变化，滚转角是向右的。图 5.6 显示的为无人机在飞行过程中加速度的变化曲线，从飞行实验与图中波形，我们可以看出，蓝色曲线 X 轴的大小没有什么变化，黄色曲线 Z 轴的加速度略有减小，Y 轴曲线有一个上升的过程，使无人机向右翻滚。

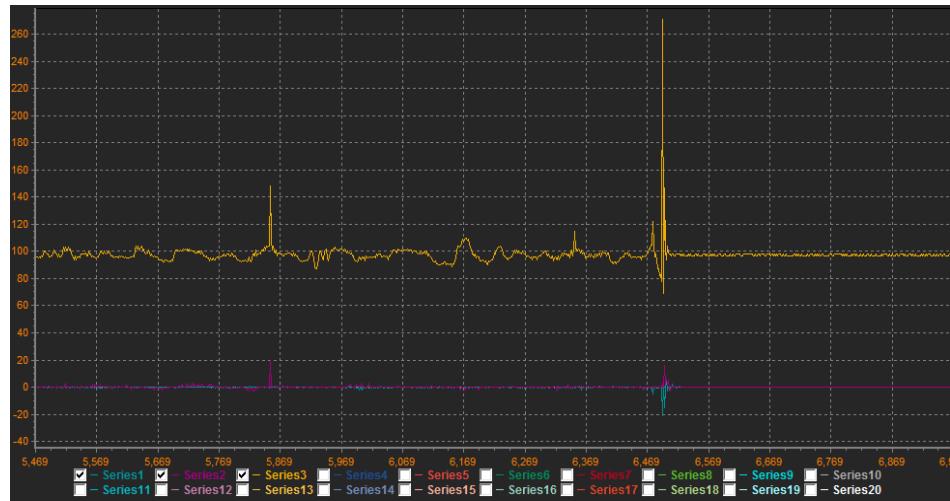


图 5.6 顺时针翻滚加速度波形图

5.1.5 偏航运动实验

无人机飞行过程中，我们选取无人机顺时针偏航运动，此时俯仰角与滚转角接近为零，偏航角小于零。无人机水平顺时针旋转。加速度波形如图 5.7 所示：

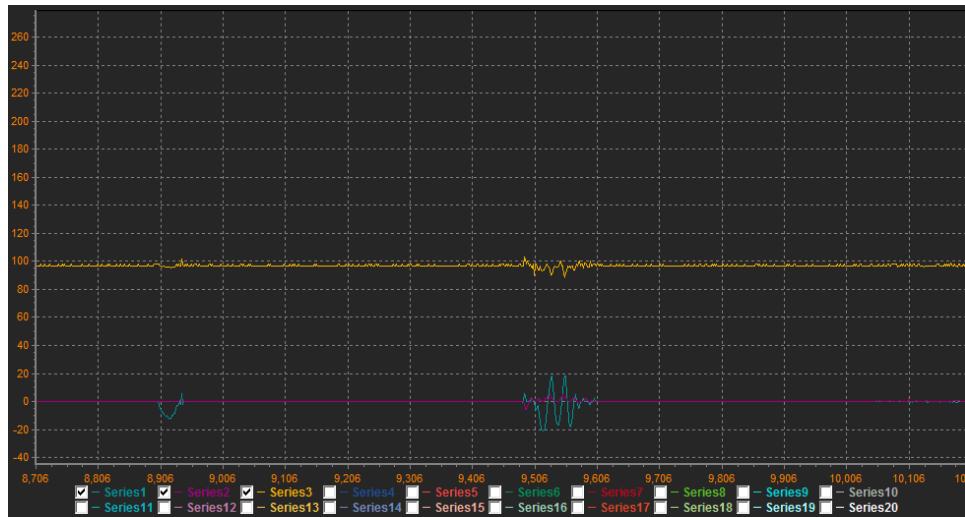


图 5.7 顺时针偏航加速度波形图

通过对四旋翼无人机进行飞行实验，我们得到了无人机飞行过程中姿态信息的波形图，通过观察波形图，我们看到，无人机基本能达到稳定飞行，虽然在飞行过程中，会与理想值稍有偏差，但是影响不大，飞行过程中抖动很小，不会影响无人机的整体飞行状态，因此，本课题对四旋翼无人机自动驾驶系统的硬件与软件设计基本满足要求。

5.2 定高飞行实验

在四旋翼无人机自主飞行中，定高飞行是一个非常重要的功能，他标志着无人无

人机可以脱离遥控器，真正实现自主飞行了。无人机有了定高飞行功能，就可以做许多的后续工作，为无人机增加很多应用功能，使自动驾驶系统更加完善。因此，我们对无人无人机做了定高飞行的实验。

通过第三章对系统控制算法的分析，采用 PI 控制器，本课题自主设计一款 APP 上位机软件，APP 通过蓝牙与飞控进行数据通信，图 5.8 为本课题设计的手机 APP。通过调节手机上软件的参数 P、参数 I 与参数 D，从而达到控制四旋翼无人机飞行状态的目的。



图 5.8 上位机软件调节 PID 参数

四旋翼无人机与地面站连接，实时观察飞行的高度信息。图中白色曲线代表油门，红色曲线代表高度，黄色曲线代表油门最大限制值，紫色曲线代表设定的目标高度，蓝色曲线代表比例，橙色曲线代表参数积分，绿色曲线代表微分，由于控制器采用 PI 控制，因此绿色曲线无输出。

通过大量的飞行实验，当设置参数 $P=0.500$ ，参数 $I=0.011$ 时，系统的鲁棒性最好，飞机实现定高飞行的效果最佳，我们可以看到，红色曲线代表的高度通过 PID 参数的调节，基本保持稳定，与我们设定的目标高度值非常接近。

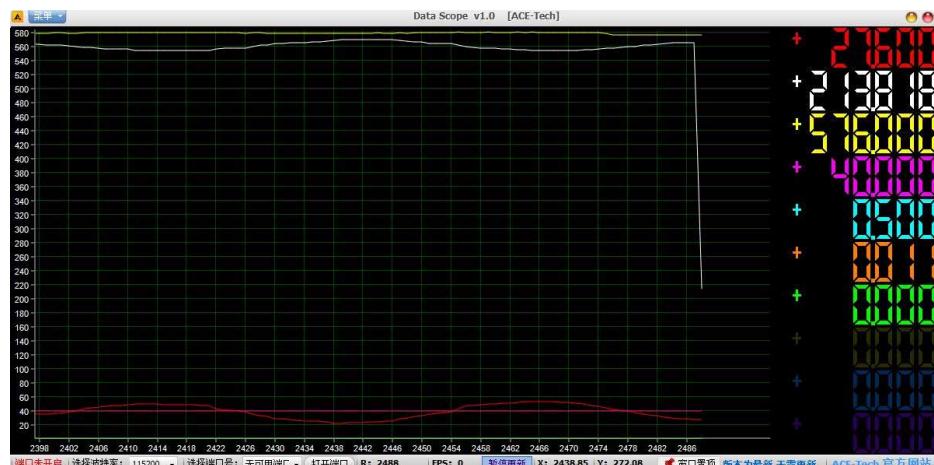


图 5.9 飞行曲线波形图

5.3 本章小结

本章通过四旋翼无人机的飞行实验，观察飞行过程中无人机的姿态信息，无人机基本能达到自主飞行的状态，本课题设计了一款手机 APP，帮助调节无人机定高飞行的参数，从大量的飞行实验中，得到鲁棒性最好的一组。本课题设计的自动驾驶系统基本能达到预期功能。

第六章 结论与展望

6.1 论文总结

本文主要介绍了基于 ARM 的四旋翼无人机自动驾驶系统的研究。首先，本文对无人机的国内外现状做了分析并给出全文的整体安排；第二章给出四旋翼无人机自动驾驶系统的一个整体需求分析，对无人机进行姿态解算，研究四旋翼无人机的 PID 控制器，搭建无人机的硬件平台，飞行试验，分析其性能。

在硬件平台搭建部分，我们选用 F450 机架，以 STM32F407 为主控制器，加上 MPU6050 测量无人机的飞行姿态，超声波与高度计模块融合，对无人机实现定高功能。利用 GPS 模块实现无人机自主导航的功能，用超声波实现无人机避障的功能，通过各个功能模块的融合，组成四旋翼无人机的自动驾驶系统。

通过大量的飞行试验，首先让无人机实现定高的功能，我们自行设计一款手机 APP，利用蓝牙模块与无人机进行数据通信，通过手机 APP，调节无人机的控制系统的 PID，其飞行曲线允许有两次震荡，震荡幅度一次比一次小，在震荡过后，无人机的飞行高度趋于稳定，可以实现盘旋飞行的模式。

在路径规划方面，我们利用 GPS 模块与百度地图通过 API 接口进行连接，实时显示当前的地图资源。

在避障方面，我们采用超声波模块 US-100，超声波避障方法简单，同时测距精度高，通过大量的无人机飞行试验，我们调节控制器定高系统的 PID 参数，找到性能参数符合要求的一组 PID，其超调量与鲁棒性等性能良好，达到让无人机稳定悬停飞行的目的。

6.2 论文展望

当然，这仅仅是一个开始，四旋翼无人机的发展前景是广阔的，其课题的研究是曲折漫长的。由于资金和个人精力的限制，想要让本设计中的无人机在生活中具体应用还有很多工作要做。

(1) 加入视觉模块，将超声波测距模块与视觉模块算法进行融合，利用光流的方法实现无人机室内精确定位与自主飞行。

(2) 将惯性导航与 GPS 导航进行融合，模块化，提高无人机室外自主飞行的能力。

(3) 还有在图像处理部分还有很多工作要做，这时，单核系统就很难达到要求了，DSP 在图像处理方面有很快的计算速度，我们就可以考虑将主处理器 ARM 与协

处理器 DSP 的双核系统用在无人机控制系统上，帮助无人机实现更多功能。

(4) 为了提高飞行的平稳性和扩展性，采用 ARM+DSP 的双核控制系统，一个为主控制器，一个为协处理器，在本设计中，选择了 PID 控制算法，为了对具有更好鲁莽性的控制器进行设计，在未来的研究中将会选择智能控制理论或者现代控制理论。例如深度学习算法等等。

(5) 可以给四旋翼无人机加上跟多的功能，使他融入人们的生活中，例如利用无人机实现语音播放的功能，利用无人机实现烟花燃放的功能。

参考文献

- [1] 史頡华. 小型无人驾驶飞行器自主飞行控制研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2012.
- [2] 田聪玲. 基于反步法的四旋翼飞行器非线性控制[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学, 2014.
- [3] 林文建. 四旋翼飞行器运动控制系统的设计与实现[D]. 长沙:湖南大学, 2015.
- [4] 牛鑫, 王正平. 主/从动式组合旋翼悬停状态气动特性分析[J]. 航空计算技术, 2014, 24(4):55–58.
- [5] 刘方滔. 多传感器融合的四旋翼飞行器关键技术研究[D]. 天津:天津科技大学, 2011.
- [6] 李永健. 基于机器视觉的四旋翼无人机定点着陆系统设计与实现[D]. 广州:华南理工大学, 2015.
- [7] 曲东才, 林志刚, 卢建华. 飞机均衡式自动驾驶仪控制规律设计及仿真[J]. 海军航空工程学院学报, 2014, 31(3):1–4.
- [8] 曹雪甫, 程宇鹏, 张岩, 等. 四旋翼飞行器控制器的设计[J]. 现代科学仪器, 2015, 36(4):66–71.
- [9] 刘科. 无人机通用地面站软件的设计与实现[D]. 南昌:南昌航空大学, 2013.
- [10] 杨志萌. 嵌入式红外辐射计无人机交互系统的设计与实现[D]. 青岛:中国海洋大学, 2013.
- [11] 吴德伟. 无线电导航系统[M]. 电子工业出版社, 2015.
- [12] 王晓宇. Galileo 卫星导航系统中频信号仿真技术研究[D]. 北京:北京理工大学, 2015.
- [13] 林嘉森, 郭阳阳. 捷联惯性导航系统传感器标定算法在四轴飞行器上的应用[J]. 信息技术与信息化, 2015, 104(6):60–61.
- [14] Cellmer S. Using the Integer Decorrelation Procedure to Increase of the Efficiency of the Mafa Method[J]. Artificial Satellites, 2013, 46(3):103-110.
- [15] 李黎, 匡翠林, 朱建军, 等. 基于 IGU 预报轨道实时估计精密卫星钟差[J]. 大地测量与地球动力学, 2011, 31(2):111–116.
- [16] 杨秋菊. 高精度超声波测距系统的研究与设计[D]. 成都: 西南石油大学, 2014.
- [17] Tao Z, Zhang H. Low-power 3D Wireless Mouse Based on MPU6050 and STM32L152[J]. Microcontrollers & Embedded Systems, 2015.
- [18] 杨卫东. 数字微波通信中自适应均衡器的应用[J]. 中国科技博览, 2013, 106(5):543–547.
- [19] 张森鑫. 基于传感网络与工频通信的油水井远程监测系统研究[D]. 北京:华北电力大学, 2014.
- [20] 汪熙, 朱刚. 无人机激光通信技术的应用需求分析[J]. 无线互联科技, 2016, 24(7):11–18.
- [21] 武丽敏. GPS 在无人机上的应用[D]. 天津:天津大学, 2012.
- [22] Zhang Y, Li L. Smart Home System Based on ZigBee Network and STM32F407 Microprocessor[J]. Open Automation & Control Systems Journal, 2014, 6(1):1258-1266.
- [23] Lindner G, Schraml K, Mansberger R, etc. UAV monitoring and documentation of a large landslide[J]. Applied Geomatics, 2016, 8(1):1-11.
- [24] 李劲松, 宋立博, 颜国正. 基于自适应逆控制方法的小型四旋翼无人直升机姿态控制[J]. 上海交通大学学报, 2012, 46(6):956–961.
- [25] 李劲松. 四旋翼小型无人直升机自适应逆控制研究[D]. 上海:上海交通大学, 2014.
- [26] 齐书浩. 微型四旋翼飞行器总体设计及其运动控制[D]. 上海:上海交通大学, 2013.
- [27] Kopniak P, Kaminski M. Neural Network and Kalman Filter Use for Improvement of Inertial Distance Determination[M]// Man–Machine Interactions 4. 2015:103-114.
- [28] Fildes R. Forecasting, Structural Time Series Models and the Kalman Filter: Bayesian Forecasting and Dynamic Models[M]// Forecasting, structural time series models and the Kalman filter /. Cambridge University Press, 2011:1031-1033.
- [29] Campbell B A. Forecasting, Structural Time Series Models and the Kalman Filter. 26 University[C]// Smart Money, Noise Trading and Stock Price Behavior, Review of Economic Studies. 2012.
- [30] Jung Y, Xue M, Zhang G, et al. Assimilation of Simulated Polarimetric Radar Data for a Convective Storm Using the Ensemble Kalman Filter. Part II: Impact of Polarimetric Data on Storm Analysis[J]. Animal Feed Science & Technology, 2011, 168(1–2):72-79.
- [31] Tsai H L, Tu C S, Su Y J. Development of Generalized Photovoltaic Model Using MATLAB/SIMULINK[J]. Lecture

Notes in Engineering & Computer Science, 2008, 2173(1).

- [32] Naderi P, Fallahi F. A novel structure proposal for distributed generation using SMES and PV system with relative controllers design[J]. Energy Systems, 2015, 6(2):1-20.
- [33] Tang H, Li Y. Development and Active Disturbance Rejection Control of a Compliant Micro-/Nanopositioning Piezostage With Dual Mode[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2014, 61(3):1475-1492.
- [34] Pan I, Das S. Model Reduction and Analytical Rule Extraction with Evolutionary Algorithms[M]// Intelligent Fractional Order Systems and Control. Springer Berlin Heidelberg, 2013:2065-2079.
- [35] Huba M. Comparing 2DOF PI and predictive disturbance observer based filtered PI control[J]. Journal of Process Control, 2013, 23(10):1379-1400.
- [36] 王敏, 魏衡华, 鲍远律. GPS 导航系统中的地图匹配算法[J]. 计算机工程, 2012, 38(14):259-261.
- [37] 李爽. 基于地磁传感器姿态角的探测方法仿真与实验研究[D]. 沈阳理工大学, 2012.
- [38] 陈园园, 刘会会. 基于各向异性磁阻传感器的电子指南针系统[J]. 科技风, 2015, 62(9):4-13.
- [39] Cadugan B, Doogue M C, Donovan M J. Signaling between master and slave components using a shared communication node of the master component:, US9172565[P]. 2015.
- [40] 陈磊, 梁强. GPS 原理及应用简介[J]. 科技信息: 学术研究, 2011, 34(6):193-199.
- [41] Principe F, Bacci G, Giannetti F, et al. Software-Defined Radio Technologies for GNSS Receivers: A Tutorial Approach to a Simple Design and Implementation[J]. International Journal of Navigation & Observation, 2011, 27(5).
- [42] Lindner G, Schraml K, Mansberger R, et al. UAV monitoring and documentation of a large landslide[J]. Applied Geomatics, 2016, 8(1):1-11.

攻读硕士学位期间发表论文情况

- (1) 沈阳阳、杨光、刘智 《基于超声波技术的四旋翼无人机定高控制系统的研究》
电子技术与软件工程——2017 年第一期

致 谢

时光匆匆的流逝，一转眼，两年多的研究生生活马上要落下帷幕了。回顾这两年多的学习与生活，感觉自己经历了很多事情，那一幕幕的回忆仿佛发生在昨天，历历在目。两年多的学习生活中，我也收获很多，而这些收获离不开一直在我身边陪伴的老师与同学的关心与鼓励。

本论文是作者在攻读硕士期间的主要工作总结。在论文完成之际，请允许我向在研究生过程中给我帮助的人表示真诚的谢意。在此，我要感谢我的导师杨光副教授，不论是开题，论文框架的设计，以及最终的定稿，他都给予了我耐心的帮助，向我提出了有效的建议。导师拥有渊博的知识，在工作的过程中一丝不苟，当我遇到困难时，他给予了我较多针对性的意见，同时还对论文的不足之处提出了宝贵的建议，正是由于导师的指导，才使得我顺利完成论文的撰写，在此表示衷心的感谢。还要感谢实验室的各位老师，感谢他们的共同努力和协助。

在此我还要感谢研究生过程中给我上课的老师，正是你们教授了我知识，才使得我对专业知识更加了解，为我最终撰写论文奠定了基础。

当然，永远忘不了这段时间朝夕相处的实验室小伙伴们，在学习和生活上彼此互相帮相互、互相扶持，一路走来，情同手足。

谨将此文献给所有帮助和关心过我的人。是你们让我在前进的路上不孤单，勇往直前！