

摘 要

四旋翼无人机是一种稳定性强、结构简单的无人机。本次设计是以 STM32F103C8T6 为核心，以 MPU6050 作为飞行姿态感应模块，采用卡拉曼算法、四元数姿态解算、PID 控制算法软硬结合的方式来研究并制作四旋翼无人机。本文在通过大量文献查阅的基础上，讲述了四旋翼无人机发展历程以及国内外的的发展概况，简述了无人机的结构及基本原理、硬件部分的设计与选择。详细论述了软件部分的设计与算法的实现。经过大量调试，最终制作出可以稳定飞行的无人机。实际操作表明，该设计具有性能稳定，易于操控等优点，达到了设计要求。

关键词：四旋翼无人机，四元数姿态解算，PID 控制算法，卡拉曼算法

Design of Four-rotor UAV Based on stm32

Abstract

The four-rotor UAV is a kind of UAV with strong stability and simple structure. This design takes the STM32F103C8T6 as the core, takes the MPU6050 as the flight attitude sensing module, uses the Kalman Filter Algorithm, the quaternion attitude computation, the PID control algorithm soft and hard union way to study and manufacture the four-rotor UAV. On the basis of a large number of references, this paper describes the development course of the four-rotor UAV and the development situation at home and abroad, and briefly describes the structure and basic principle of the UAV, the design and selection of the hardware part. The design of software and the realization of algorithm are discussed in detail. After a lot of debugging, the UAV can be made to fly stably. Practical operation shows that the design has stable performance and is easy to control and other advantages, to meet the design requirements.

Key words : The four-rotor UAV, quaternion attitude computation, PID control algorithm, Kalman Filter Algorithm

目 录

1 前言.....	1
1.1 四旋翼无人机设计的目的、意义及应达到的技术要求.....	1
1.1.1 四旋翼无人机设计的目的及意义.....	1
1.1.2 四旋翼无人机的技术要求.....	1
1.2 四旋翼无人机的发展历程概况.....	1
1.3 四旋翼无人机简介及前景.....	3
1.4 四旋翼无人机设计应解决的主要问题.....	4
2 四旋翼无人机设计总体思路.....	5
2.1 软件设计的思路.....	5
2.2 方案选择.....	5
2.3 研究方法.....	6
3 四旋翼无人机的结构与运动姿态.....	7
3.1 无人机的结构.....	7
3.2 四旋翼无人机的运动姿态.....	7
4 飞行控制系统硬件设计.....	9
4.1 主控制器.....	9
4.2 传感器模块.....	9
4.3 电机驱动.....	10
4.4 电源电路.....	10
5 软件设计总体思路.....	12
5.1 MPU6050 六轴数据获取.....	12
5.1.1 IIC 的使用.....	12
5.1.2 读取 MPU6050.....	12
5.1.3 具体程序解析.....	12
5.2 卡尔曼滤波.....	13
5.2.1 滤波的作用.....	13
5.2.2 具体程序解析.....	14
5.3 无人机姿态描述.....	15
5.4 四元数姿态解算.....	17
5.5 姿态控制.....	19
5.5.1 PID 的简单介绍.....	19
5.5.2 PID 参数整定.....	19
5.5.3 四旋翼无人机的姿态控制.....	20
5.5.4 PID 调节顺序及具体程序解析.....	20
5.6 PWM 控制输出.....	21
5.6.1 PWM 简介.....	21
5.6.2 PWM 对电机的控制简述.....	22
6 系统调试与飞行测试.....	23
7 总结.....	24
参考文献.....	25
谢 辞.....	26
附 录.....	27

1 前言

四旋翼无人机亦称四旋翼直升机。它是指没有人员在机体内，可遥控的一种机体。四旋翼无人机具有四个独立的电机结构，运用现代的控制技术可实现操控，应用领域十分广泛。它与单旋翼直升机相比，具有低成本、体积小、高性能、构造独特等特点。随着计算机和通讯的迅猛发展，机械电子的优化升级，无人机成为当下的一个研究热点。四旋翼无人机具有低成本、体积小、高性能等特点，被广泛应用于各个领域。

本文将对基于 STM32 的四旋翼无人机进行全面简述，并对它的历史进行了概括论述，通过讲述无人机的特点，从而把控它现在以及未来的趋势。简述了机体飞行原理以及硬件设计，并着重论述程序及控制算法的演算比如通过惯性导航引出四元数算法，由浅入深的解释卡尔曼原理，最后通过制作实物验证设计的合理性。

1.1 四旋翼无人机设计的目的、意义及应达到的技术要求

1.1.1 四旋翼无人机设计的目的及意义

设计并做出一架四旋翼无人机，旨在通过设计和动手组装调试的过程，提高对嵌入式的深层理解，提高对机电一体的设计能力，了解惯性导航高科技领域，体会算法的优美之处。通过多人协作的方式，提高团队项目的建设能力以及团队合作研发能力。通过对课题研究这一过程，做到了理论与实践相结合，不仅提高理论水平，也提高了自身的实践水平。

同时，这架无人机的制作，将深入探讨无人机姿态的控制，在软件部分，将以笔者的学习经验对算法进行论述和推导，希望可以给到读者一定的启发，做到一点补充的作用。并且四旋翼无人机是当今的一大热点，它的用途十分广泛，通过这次设计也能对此领域进行初步的探索。

1.1.2 四旋翼无人机的技术要求

四旋翼无人机可以分成硬件系统设计，软件系统设计，机体结构设计以及机体的信号处理。基本要求是无人机可以实现稳定飞行，由上位机控制做到左右飞行，上下油门，水平旋转等功能。笔者主要负责软件系统设计，在实现飞行控制的前提下，尽可能去除冗余，提高软件代码的效率。同时考虑通过 PID 参数整定提高无人机的安全性及可靠性。

1.2 四旋翼无人机的发展历程概况

1907年，第一架四旋翼无人机被制造出来，但是由于稳定性的问题，飞行效果并不是很好，尽管如此，这次的尝试对于现代四旋翼无人机的发展起到了很大的作用。它的发明人则是来自法国的一对兄弟。



图 1.1 法国第一架四旋翼直升机

到了上世纪 20 年代初，美国人发明了世界上第一台大型四旋翼无人机。之后，美国人又专门成立了飞行器小组，进行了三年的深入研究。于是，Oemichen 四旋翼直升机诞生了。它的主要成果是可以垂直飞行，高度达到 1000 米，在当时这个飞行高度可以说是举世震惊。此后的一段时间，人们又做了许多的尝试，遗憾的是稳定性的提高成为桎梏。即使在军工领域上无人机做到了相对稳定，也达不到相应的速度和高度的要求，因此对四旋翼无人机的研究一直没取得什么重大的进展。

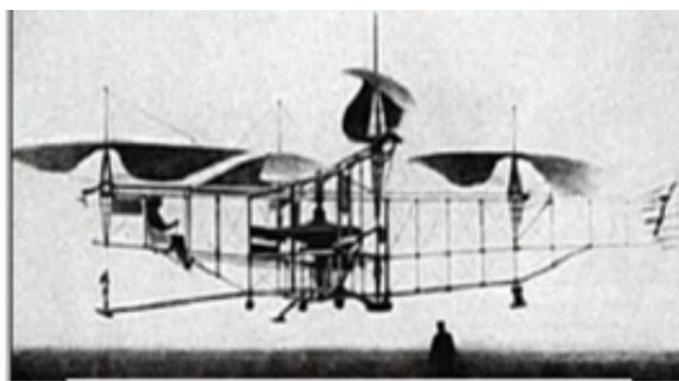


图 1.2 Oemichen 四旋翼直升机

随着微机电系统的不断研究和发展，惯性导航系统有着十分轻巧等特点，在 1990 年初，它很快被研究者开发使用。这为无人机的自动控制奠定了基础。此时，多旋翼无人机主要是玩具的形式进行发展。90 年代初，美国工程师 M.Dammar 经过长时间的设计打磨，最终通过自己的努力开发了四旋翼 Roswell

Flyer，这款机器的特点之一便是用电池发电，后来他选择与加拿大 Dragonflyer 公司合作，将产品销售出去。之后，MEMS 惯导系统虽然广泛应用，但是其传感器的噪声很大，于是人们又用了很长时间来研究降噪和飞行姿态控制算法。终于，德国在 2005 年制作出了 MD4-200，它可以实现自主悬停并且做到了真正稳定，这在当时是可谓是一枝独秀。而多旋翼无人机的商用飞行，也是在 2004 年才刚刚开始。这个时候，大疆也还只是陪跑者。此后，许多国家也都制作出了搭载高清摄像机、一键起飞、自动悬停等功能的无人机。



图 1.3 四旋翼 Roswell Flyer

一个传感器进行检测数值常常不够稳定和精确，而伴随着 MEMS 惯性传感器、加速计、陀螺仪、地磁传感器等的兴起，制作者们有了更好的选择，用多轴惯性传感器不仅成本再次降低，而且检测也更为准确。此外 WiFi 等通信芯片可以很好的控制和传输图像信息，完全满足传输的需求。而且，GPS 的重量仅有几克。同时，电池的进一步升级，使得无人机的续航时间可以达到 15 分钟甚至更高。这些零部件的升级使得多旋翼无人机拥有了更广阔的天地去发展。

2012 年初，大疆创新推出了世界上第一款到手即飞的精灵 Phantom 一体机，这款无人机在出厂前就完成了测试，操作门槛降低，同时它的价格也能被大众接受，彻底改变了多旋翼无人机的市场。至此，大疆一战成名，中国国内的研究也开始进入其它国家的眼中。2014 年 11 月，是大疆颇为有纪念意义的一年，这个月公司发布了 Inspire 1，这款产品第一次做到了将远距离的高清数字图传应用到了无人机上，同时，这款无人机还带有独立云台控制，并且搭载高清摄像头。这款产品取得了巨大的成功，尤其是在影视行业。之后，四旋翼无人机开始继续向着智能化前进。

1.3 四旋翼无人机简介及前景

四旋翼无人机的特点有很多，比如体积比较小所以较为灵活，成本与其它直升机相比也比较低，隐藏较强，在熟悉后也便于控制，因此它的性价比是比较高的。它的四个螺旋桨可以由电机直接带动，也可以加上齿轮结构，多个传感器相互测出的值进行卡尔曼滤波或者单独一个传感器检测，通过一些算法由处理器处

理从而做到飞行姿态解算，无人机的飞行轨迹和姿态，通过电机的转速来调整。同时，四旋翼无人机事故发生后的所承担的成本低，而且其它飞行器有的优点它基本上都具备。对于军事领域，无人机可以减少战士的伤亡，并增加和增强探测手段；在科技领域，帮助科学家进行采集和探测等工作；在民用领域,一般可以作为大众玩具或者航拍工具，当它安装了探测设备之后可用于火灾等较为危险的地方。

因此，它的应用十分广泛,是一大研究热点。当然，四旋翼无人机也存在诸多问题，如续航时间短，抗干扰能力弱等。

而对于 stn32 控制的四旋翼无人机，它受到了愈来愈多的消费者的喜爱，除了学习向的消费者可以自己 DIY 进行随心设计，航模向的消费者也可以直接购买组装磨练航拍技术。尤其是控制算法日益精进情况下，它的优势也愈发明显。四旋翼无人机除了上述大众所使用的领域外，它在探测等方面也是大放光彩。近些年来，四旋翼无人机的零部件性能越来越好，价格也越来越便宜，再加上一代又一代人的探索，它的优势愈加明显，且在商业化的进程中占有极高的优势，未来无人机的发展趋势由此可见一斑。

1.4 四旋翼无人机设计应解决的主要问题

四旋翼无人机在飞行中，不可避免的会受到微风等外部影响，以及传感器的不精确等内部影响。而且它有 4 个控制输出，数据量较大，运算量大，软件编写较为复杂。

笔者主要负责利用软件解决实际问题，当实际问题抽象出来，主要有卡拉曼滤波，四元数姿态解算，PID 参数整定，PWM 控制输出等姿态控制问题，通过解决这些问题，以期可以尽可能做到姿态控制的稳定。同时，笔者发现，在同类控制代码中，大多代码较为冗长，优化代码也是这次主要解决的问题之一。有一些无人机不够稳定，笔者将在 PID 参数整定下功夫，在合理范围内，多做调试工作，使整个系统更加稳定。

2 四旋翼无人机设计总体思路

确定无人机基本需求，主要包括无人机的功能、性能、成本、功耗、尺寸和重量等。确定这些之后，就可以针对这些需求进行硬件模块的选择以及软件的初步构思。

对无人机进行系统设计，把实际问题转变为工程问题，确定总体的系统结构，再分别确定硬件结构和软件结构并画出流程框架，其中的重点是软件硬件之间的划分，划分的结果将对开发进度有着较大的影响。

对无人机进行详细设计，设计和选择符合无人机系统的具体构件。既包括硬件模块比如 `cup6050`，也包括软件模块比如一些可以直接调用的函数。在这一阶段，更多的是需要特定的设计，并尽可能使具体结构优化。

最后，进行系统的集成与测试，通过对无人机系统反复的测试，修正构件中的错误，最后把软件程序进行固化。

2.1 软件设计的思路

四旋翼无人机硬件的开发，解决了怎么飞行的问题，用什么器件控制的问题，以及如何检测当前无人机姿态的问题。飞行看似似乎近在咫尺，但实际上，每一个电机都有自己的特性，给它们相同的参数，也会不完全一致的转动。周围环境，比如微风等扰动，也会使其失去平衡，从而达到不可控。

为了解决这些问题，笔者在姿态控制上选择以 PID 算法进行控制，无人机相当于有了一个自动调节的大脑。但想要使用 PID，就需要实际飞行姿态的参数，因此，程序还需要把 MPU6050 采集的数据进行处理，这就用到了四元数姿态解算，得到欧拉角。采集的数据由于传感器的客观原因也常常不够准确，这就需要了卡拉曼算法进行滤波。通过这 3 个算法的配合，基本可以对飞行姿态进行控制。同时，在程序编写上以模块的形式，方便检测更改程序的错误以及进行调试。

2.2 方案选择

keil MDK 5.14 集成开发环境是这次软件编译的工作平台，对各个算法采用单个函数方式以便于主函数的调用，采用 IIC 总线进行通信控制。在硬件上选用 STM32F103C8T6 作为控制器，选用陀螺仪 MPU6050 作为传感器，检测无人机飞行姿态，遥控主控也用 STM32F103C8T6，机架选用优迪 U818A，电机选用 8520。

2.2.1 分析问题

四旋翼无人机的顺利飞行，从整体来看，离不开硬件电路的稳压稳流，也离不开传感器的正确传输，电机的正常工作。离不开各种软件之间的配合。所以，本文将会详细阐述如何解决这些问题。

当然有一些细节性的问题，比如四旋翼无人机的悬停问题，使无人机可以在空中平稳运动，主要是把握好电机的转速，而简单的线性控制无法满足无人机这个灵敏的系统，这就需要 PID 控制算法，时刻调整电机。对于 PID 参数整定，这项工作需要综合考虑各个方面，才能达到比较理想的结果，需要一定的测试。关于四旋翼无人机的稳定性及安全性，这就要确保软件硬件相结合，增加软件的灵活性，提高无人机的安全保障。这些将都是本文论述的范畴。

2.3 研究方法

本次研究的方法主要有，文献研究法，查阅相关资料，从而对整个设计有了一个整体的把控和细节的明确。同时，把曾经学过的东西复习了一下，也学习了许多新的知识。这些储备为后续的研发设计打下了坚实的基础。还用到了实验研究法，利用实物制作检验理论的正确性。运用了实验法，通过这种方法进行 PID 参数整定。

3 四旋翼无人机的结构与运动姿态

3.1 无人机的结构

一般而言，无人机的机体架构为X型或十字型，这取决于机头方向的定义，而它们的主要区别在于坐标系的位置是不一致的。对于X型无人机，它的机头方向为两个机翼的中间，十字型无人机则是以其中一个机翼为正方向。两种机体架构各有优劣，但总体而言，以X型为机架的无人机性能更好，主要是通过调查发现，选用X型作为机架的无人机常常表现的更为稳定且易于操作。因此，本次设计选用以X型为机身构造。

X型四旋翼无人机是一种由4个独立的电机驱动，以X型架构为机身的飞行器。它的具体结构如图3.1所示，4个电机共同为无人机提供向上的动力，并且每一个都是独立的，从结构上看，四个电机处于同一水平面并且每个电机到中心的距离是相等的。以顺时针转动的电机2、电机4称为正桨，以逆时针转动的电机1、电机3称为反桨。由图可以看出4个旋翼可以分为2组，并可以在同一对对角线的为一组，而且同组电机的旋转方向是一致的，相邻的两个电机是反向的。在两个旋翼转速完全相同的情况下，两个旋翼产生的反扭力矩方向相反，大小相同，便可抵消力矩，从而达到平衡。

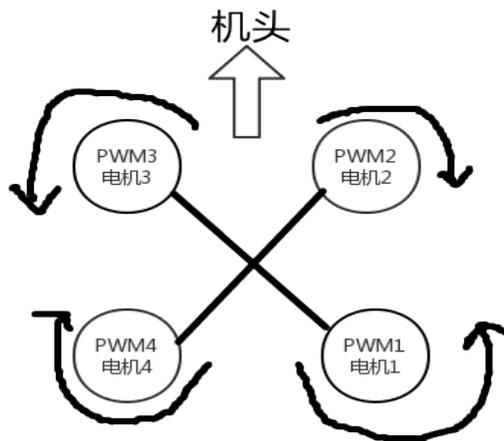


图 3.1 X型四旋翼无人机具体结构

3.2 四旋翼无人机的运动姿态

通过改变4个电机的转速，从而改变4个旋翼的升力，进一步改变四旋翼无人机的动作，使其做到垂直上升和下降，左右横滚移动，俯仰移动。其中，如果只是两个电机加减速，造成力的不平衡，常常是为了让无人机做出一些俯仰、横滚等动作。一般而言，在四旋翼无人机刚起飞时，我们会给四个电机相同的输出功率，使得总拉力加大，当总拉力大于无人机的重力且没有其他扰动时，无人机垂直上升；反之，同时减小输出功率，无人机会垂直下降。当向上的力加上环境干扰的升力和重力加上环境干扰的压力相等时，无人机将会保持悬停状态。

下面来对俯仰与滚转运动进行分析，这两个运动是通过改变电机速度造成力的不平衡，使飞行姿态发生改变。具体如下：当电机 1,2 转速同时变大(小)，电机 3,4 转速同时变小（大），无人机实现滚转运动。当电机 2,3 转速变快，其对应的螺旋桨 2, 3 呈上升方向，电机 1, 4 转速变小时，其对应的螺旋桨 1,4 呈下降方向，从而实现仰运动；反之，电机转速变化方向相反，则实现俯运动。偏航运动主要是通过旋翼产生的反扭矩来改变偏航角。偏航动作过程中电机 1、3 或 2、4 转速增加，同时另外两个电机的转速保持不变，机翼 1、3 和机翼 2、4 转动的方向产生的反扭力矩增加，使得四旋翼无人机在旋转方向上不平衡，这时水平方向产生了一个扭力，从而改变偏航角，从而实现偏移；反之亦然。

4 飞行控制系统硬件设计

如图 4.1 所示四旋翼无人机的硬件电路由 STM32 最小系统、电源、传感器、

LED、和接口六大部分组成。主控制器 STM32F103C8T6 负责解算传感器模块采集的信息，并利用采集的信息提供飞行任务指令，同时结合 PID 控制算法，PWM 波信号输出使电机转速发生有规律的变化，从而实现飞行器的可控飞行。

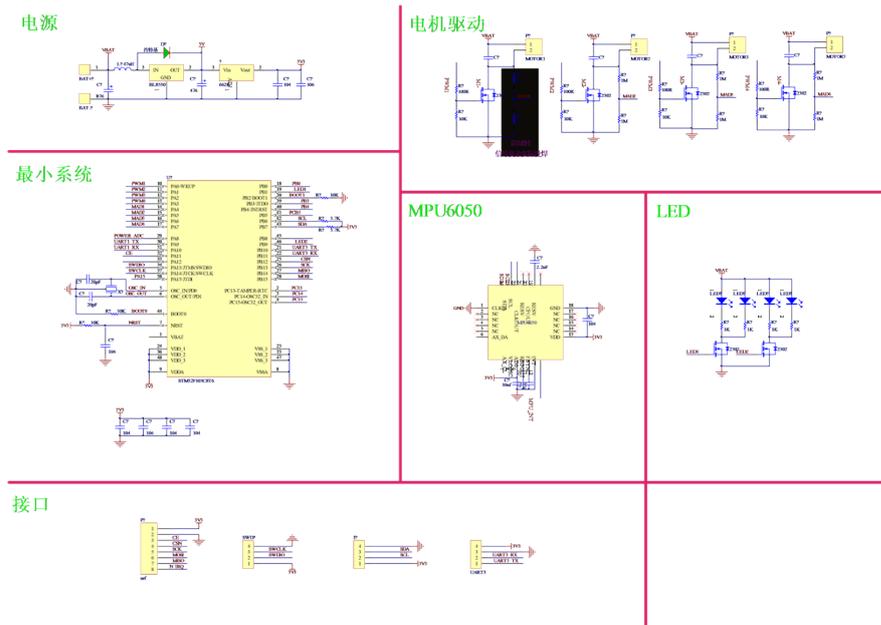


图 4.1 四旋翼无人机的硬件电路

4.1 主控制器

主控单元是整个无人机的核心，而主控制器更是整个无人机主控的核心。通过测量、转换、融合传感器的数据，从而使主控制器计算出无人机的姿态信息，进而对无人机进行控制。因此，主控制器的选择应基于满足高性能、低功耗、低成本，能够快速解算四旋翼无人机姿态的要求。本设计决定使用由 ARM 公司推出的 STM32F103 系列，同时考虑到程序容量及所需引脚数，最终选择了 STM32F103C8T6 这款芯片。该芯片为 48 脚 LQFP 封装，采用 ARM Cortex-M3 32 位的内核，工作频率可达 72MHz，在存储器的 0 等待周期访问时可达 1.25DMips/MHz。系统设计需求完全满足本次设计需求。

4.2 传感器模块

传感器模块是整个无人机不可或缺的一部分。通过由陀螺仪、加速度传感器、传感器测量出无人机的加速度与角速度，然后通过算法得出飞行姿态，最后将测量出的数据传送给主控制器处理。因此，传感器模块应选择功能符合上述要求的传感器，同时要兼具低功耗、低成本的高性能传感器。本设计采用的 MPU60X0 系列传感器，在考虑到引脚的个数后，选择 MPU-6050，它是 9 轴运动处理传感器。它包括陀螺仪、加速度计，以及一个扩展位（可加磁力计）。而四旋翼无人机有 6 个自由度，有沿 3 个坐标轴方向的线运动以及角运动，姿态信息可由 MPU6050 采集得到。该器件对用户十分友好，它的测量范围可由用户控制，并且它通过自身的 FIFO 的一个设计降低了系统能耗。

4.3 电机驱动

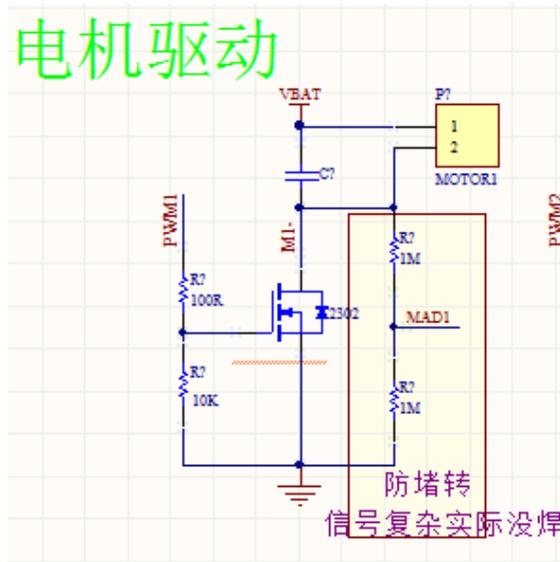


图 4.2 四旋翼无人机的电机驱动电路

使用的电机为 6050 空心杯电机，其优点是简单易用。同时空心杯电机的质量轻，从而能够提高电机的响应速度，进而快速控制旋翼转速。而且它的启动转矩低，所以机体刚飞行容易稳定，而且它的噪音也比较小，对周围环境影响不大。连接电机的电路如图所示，其中 $100\ \Omega$ 电阻起到的是限流作用，在 MOS 开启瞬间时需要电流，但如果电流过大，会导致瞬间开启，缩短 MOS 管的寿命。

$10K$ 电阻的作用是 IC 在复位状态下，所有 IO 口都处于浮空输入状态，加 $10K$ 下拉电阻可以避免在单片机还没工作时，MOS 导通，电机疯狂旋转以至于打伤人。电容的作用是为了吸收电机产生的高频杂讯。而防堵转这部分，由于防堵转信号异常复杂，极易出现误检测，故没在电路板上焊接。

4.4 电源电路

选用 3.7V 标准 1S 锂电池作为整个飞行系统的供电系统，该锂电池可提供 6 到 8 分钟的时间，选用该电池一方面是由于它较为便宜，另一方面是较为轻便，电池整流电路图如图 4.3 所示

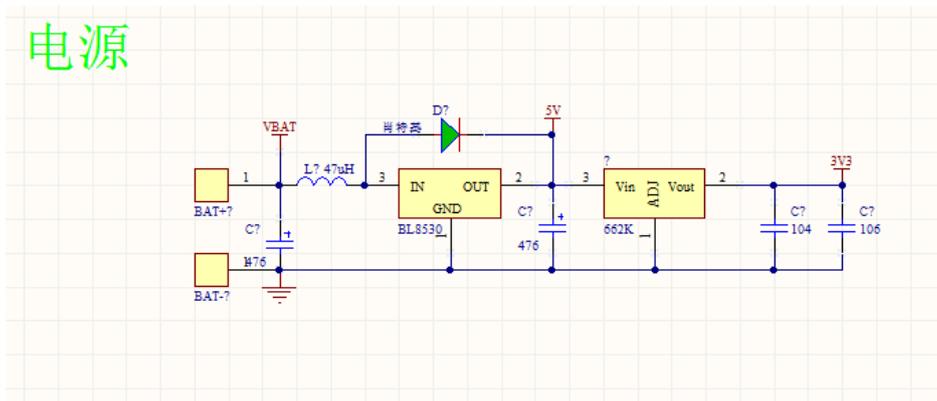


图 4.3 四旋翼无人机的电源电路

无人机在飞行的过程中，电量不断下降，当下降到一定程度后，可能会造成电源电压低于 3.3V，这样稳压就会无法正常工作，导致输出截断，所以在硬件电路中配备升压了，其中，肖特基二极管，在这里起到的是续流作用。

5 软件设计总体思路

软件使用 keil MDK 5.14 集成开发环境。飞行控制软件主要包括以下几个方面。mpu6050 传感器把初始数据传送给 STM32 单片机，采用 I2C 通信方式；得到飞行器的实时姿态数据，并进行滤波；四元数姿态解算得到实际姿态；PID 控制姿态，使无人机在无法达到理论值时依旧处于稳定状态；通过占空比的改变，使 PWM 波信号控制电机。具体程序框图如图 5.1 所示

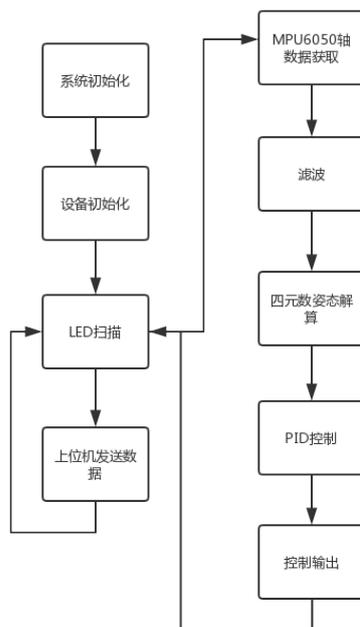


图 5.1 四旋翼无人机的软件程序设计框图

5.1 MPU6050 六轴数据获取

5.1.1 IIC 的使用

IIC 是 ARM 处理芯片的一个可互联通信组件，它是集成电路互联的一种总线标准，有两根信号线，一根是时钟线另一根是数据线。它可以完成数据的传输操作。将 MPU6050 作为被控器件接到 IIC，从而实现与 STM32 进行数据传输。需要注意的是，要根据要求设置相应的 IIC 的有关功能寄存器。

5.1.2 读取 MPU6050

根据 MPU6050 的数据手册确定各寄存器地址，采用 IIC 通信方式，读取陀螺仪和重力加速度的各个分量。本次设置飞行控制器传感器采样率为 2000Hz；另外，陀螺仪的量程越大，取值就越不准确，所以量程不应太大。

5.1.3 具体程序解析

```

#define SMPLRT_DIV    0x19//陀螺仪采样率为 200HZ,
#define CONFIGL      0x1A    //低通滤波频率
#define GYRO_CONFIG   0x1B//陀螺仪自检及测量范围
#define ACCEL_CONFIG  0x1C//加速计自检、测量范围及高通滤波频率

```

...

```

#define PWR_MGMT_1    0x6B// 电源管理  0x00 表示正常启用
#define WHO_AM_I      0x75    //IIC 地址寄存器(默认数值 0x68，状态只读)

```

这段程序是定义 MPU6050 的寄存器的分配，用于使 MPU6050 的操作方式，数据输出符合预期的目的。

```

int8_t MpuInit(void)
{
    uint8_t date = SUCCESS;
    do
    {
        date = IIC_Write_One_Byte(MPU6050_ADDRESS, PWR_MGMT_1, 0x80); //复位
        delay_ms(30);
        date += IIC_Write_One_Byte(MPU6050_ADDRESS, SMPLRT_DIV, 0x02); //陀螺仪采样率
        date += IIC_Write_One_Byte(MPU6050_ADDRESS, PWR_MGMT_1, 0x03); //设置设备时钟
源, 陀螺仪 Z 轴
        date += IIC_Write_One_Byte(MPU6050_ADDRESS, CONFIGL, 0x03); //低通滤波频率
        date += IIC_Write_One_Byte(MPU6050_ADDRESS, GYRO_CONFIG, 0x18); //+-2000deg/s
        date += IIC_Write_One_Byte(MPU6050_ADDRESS, ACCEL_CONFIG, 0x09); //+-4G
    }
    while(date != SUCCESS);
    date = IIC_Read_One_Byte(MPU6050_ADDRESS, 0x75);
    if(date != MPU6050_PRODUCT_ID)
        return FAILED;
    else
        MpuGetOffset();
    return SUCCESS;
}

```

这段程序主要是将 MPU6050 初始化，为数据采集做准备。

5.2 卡尔曼滤波

定义：卡尔曼滤波（Kalman filtering）是一种利用线性系统状态方程，通过系统输入输出观测数据，对系统状态进行最优估计的算法。由于观测数据中包括系统中的噪声和干扰的影响，所以最优估计也可看作是滤波过程。

5.2.1 滤波的作用

简单来讲，就是对当前观测所得数据的估计。在用传感器观测时，如目标的位置、速度、角速度等，它们的测量值常常出现噪声（观测误差），也就与实际值有偏差，而卡尔曼滤波就是利用目标的动态信息，将噪声尽可能的减弱，对当前的测量值有一个好的估计。

这个过程的具体情况为，动态信息为是上一秒的检测计算值通过算法对这一秒做出的一个预测（也可以说成是一个计算模型），同时这一秒的测量值与预测进行一个最优化的估计，得到一个新的估计，此时，卡尔曼滤波测量更新完成。

在四旋翼无人机上使用卡尔曼算法是非常理想的，它占的内存少，而且处理速度很快，很适合在不确定环境中，找到较为正确的值。对于四旋翼无人机，它的计算模型是运用协方差表示变量的相关度和当前的最佳估计给出下一刻的所有预测，并给出一个高斯分布，基于高斯分布找到最佳估计并更新协方差。当然，微风的扰动就需要添加新的不确定性来排除外界的干扰，产生不同的协方差但均值相同的新的的高斯分布。

5.2.2 具体程序解析

```

void MpuGetData(void)    //读取陀螺仪数据加滤波
{
    uint8_t i;
    uint8_t buffer[12];

    Gyro_Read();
    Acc_Read();

    for(i=0;i<6;i++)
    {
        pMpu[i] = (((int16_t)buffer[i<<1] << 8) | buffer[(i<<1)+1])-MpuOffset[i];
        if(i < 3)
        {
            {
                Static struct _1_ekf_filter ekf[3] =
                {{0.02,0,0,0,0.001,0.543},{0.02,0,0,0,0.001,0.543},{0.02,0,0,0,0.001,0.543}};
                kalman_1(&ekf[i],(float)pMpu[i]); //一维卡尔曼
                pMpu[i] = (int16_t)ekf[i].out;
            }
        }
        if(i > 2)
        {
            uint8_t k=i-3;
            const float factor = 0.15f; //滤波因素
            static float tBuff[3];

            pMpu[i] = tBuff[k] = tBuff[k] * (1 - factor) + pMpu[i] * factor;
        }
    }
}

```

5.3 无人机姿态描述

为了描述无人机的姿态，这里用 pitch（俯仰角）、roll（横滚角）和 yaw（航向角）加以描述。而想要描述这些角度，则需要建立空间坐标系。由于无人机飞

行高度较低，在空间内只需要定义两个坐标系，一个为参考坐标系，一个为机体坐标系。在这里，两个坐标系的原点是一致的。

对于机体来说，它的运动可以看成两个坐标系的变换过程。由于机体两个坐标系的原点一致，可以用矩阵的方式来表示两个坐标系的关系。我们可以先从只改变一个变量进行分析。假设机体只是在地面旋转（这里以垂直向天的方向为z轴），那么对于两个坐标系相对改变而言，只需要研究x轴和y轴如何变化。在这里，我们假设有一个矢量，并对它进行投影，我们很容易得到图5.2示意图，其中，参考坐标系的分矢量分别为 x_1 、 y_1 ，机体坐标系的分矢量分别为 x_2 、 y_2 ， α 表示旋转角。

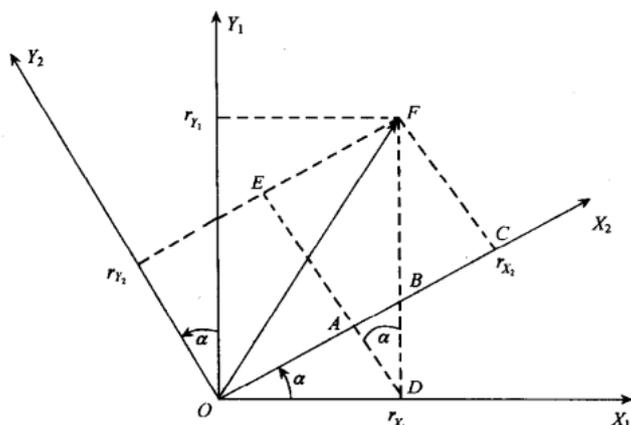


图 5.2 坐标系旋转映射

由图可以很容易得到以下式子

$$\begin{bmatrix} r_{x_2} \\ r_{y_2} \\ r_{z_2} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\alpha & \sin\alpha & 0 \\ -\sin\alpha & \cos\alpha & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} r_{x_1} \\ r_{y_1} \\ r_{z_1} \end{bmatrix} \quad (\text{式 5.1})$$

将上述式子写成矩阵的形式

$$\mathbf{r}^1 = \begin{bmatrix} r_{x_1} \\ r_{y_1} \\ r_{z_1} \end{bmatrix}, \quad \mathbf{r}^2 = \begin{bmatrix} r_{x_2} \\ r_{y_2} \\ r_{z_2} \end{bmatrix}, \quad \mathbf{C}_1^2 = \begin{bmatrix} \cos\alpha & \sin\alpha & 0 \\ -\sin\alpha & \cos\alpha & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (\text{式 5.2})$$

记

$$\mathbf{r}^2 = \mathbf{C}_1^2 \mathbf{r}^1 \quad (\text{式 5.3})$$

显然，我们可以看出该式描述了同一矢量在两个坐标系内的投影关系。其中，公式记号表示从坐标系 1 到坐标系 2 的变换矩阵。其实，两个坐标在原点相同的情况下，无论两个坐标是什么样的关系，经过多么复杂的变换，无论多么复杂的角度，它都可以通过上述的方式，以一个轴不动进行旋转，再一个轴不转，经过 3 次的变换，两个坐标的关系就一定可以通过变换矩阵的连乘表示出来，连乘的基本顺序由姿态变化的先后顺序按由右到左的顺序排列。

机体的空间姿态如图 5.3 所示，以 z 轴为航向轴，旋转角为航向角，x 轴为俯仰轴，旋转角为俯仰角，以 y 轴为横滚轴，旋转角为横滚角。

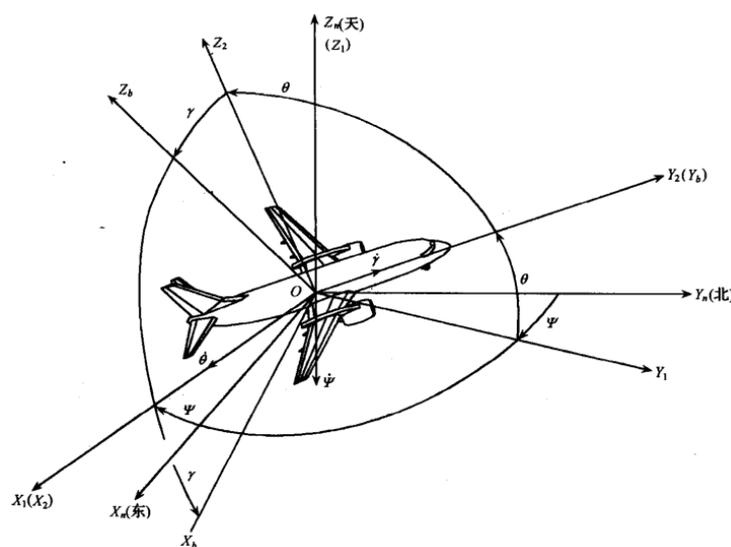


图 5.3 机体空间角位置确定

绕 z 轴，再绕 x 轴，最后绕 y 轴可得以下公式

$$\begin{aligned}
 C_n^1 &= \begin{bmatrix} \cos\Psi & -\sin\Psi & 0 \\ \sin\Psi & \cos\Psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \\
 C_1^2 &= \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\theta & \sin\theta \\ 0 & -\sin\theta & \cos\theta \end{bmatrix} \\
 C_2^3 &= \begin{bmatrix} \cos\gamma & 0 & -\sin\gamma \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin\gamma & 0 & \cos\gamma \end{bmatrix}
 \end{aligned} \tag{式 5.4}$$

于是，姿态矩阵为

以上内容仅为本文档的试下载部分，为可阅读页数的一半内容。

如要下载或阅读全文，请访问：

<https://d.book118.com/748137141076006051>