

## 摘要

四轴飞行器由于其结构复杂、操纵性差等缺点导致其研究进展较为缓慢。近些年来，随着新型材料、微机电(MEMS)、微惯导(MIMU)技术和飞行控制理论的发展，四轴飞行器获得了越来越多地关注。四轴飞行器在军事和民用领域具有广阔的应用前景，可用来环境监视、情报搜集、高层建筑实时监控、协助和救助、电影拍摄和气象调查等；它还是火星探测无人飞行器的重要的研究方向之一。

本文针对微型四轴飞行器，以LM3S811为核心，设计了四轴飞行器的软硬件系统，实现了近地环境下的姿态控制。首先，根据设计目标对控制系统总体结构、软硬件整体进行设计。按功能将控制系统划分成微处理器模块、IMU模块、无线通讯模块、动力模块、电源模块五个独立的模块。姿态控制是飞行控制的核心问题，四轴飞行器的结构特殊性决定了其控制器设计的特殊性：四轴飞行器通过四个螺旋桨实现对六个被控量的控制，是一个欠驱动系统。本文建立了四轴飞行器的非线性动力学模型，设计了PID控制器进行姿态控制。仿真和实际系统控制结果表明，该PID控制器可以得到较好的姿态控制效果，验证了控制系统设计的有效性。

**关键词：**四轴飞行器    控制器    姿态估计

## Abstract

The history of four rotor helicopter is almost as long as humanity's aircraft history. But because of the shortage of complexity and the maneuver ability, it develops very slow. Recent years, along with new material, MEMS, MIMU and the flight control theory's process, unmanned four rotor helicopter obtained more and more attention.

The main content of this paper is to design the controller of unmanned four rotor helicopter. The control system is divided in six independent modules according to the function: navigation system, controller, software system and debugging. The navigation system is an important component of the unmanned four rotor helicopter. According to the actual system, this paper designed a simplified inertial navigation system, and has carried on the reality system test. The attitude control is the core question of flight control, unmanned four rotor helicopter structure specificity decides the specificity of the controller: unmanned four rotor helicopter has four propellers, may output four upward thrust forces, but have six control aims. The control system department needs simultaneously control four rotor's thrust forces to achieve the flight plan. This paper has built system's model and the PID controller control the attitude. From the results of actual system and simulation we have got an acceptable control effect, it verified the validity of the control system design.

**Key word:** unmanned four rotor helicopter    controller    navigation

# 目录

<b>第一章 绪论</b>	<b>1</b>
1.1 四轴飞行器简介	1
1.2 国外研究状况	2
1.2.1 固定翼式微型飞行器	2
1.2.2 扑翼式微型飞行器	3
1.2.3 旋翼式微型飞行器	3
1.3 国内研究状况	5
1.4 四轴飞行器的研究热点	5
1.4.1 四轴飞行器的建模	5
1.4.2 四旋翼无人直升机的姿态控制	5
1.4.3 四旋翼无人直升机飞行编队	6
1.5 四轴飞行器的结构和飞行原理	6
1.6 主要内容	7
1.6.1 系统设计	7
1.6.2 数学建模	7
1.6.3 姿态估计系统	7
1.6.4 飞行控制算法	8
1.7 论文内容安排	8
<b>第二章 硬件电路设计</b>	<b>9</b>
2.1 微处理器模块	9
2.2 IMU 模块	11
2.2.1 陀螺仪	11
2.2.2 加速度计	13
2.3 无线通讯模块	14
2.4 动力模块	15
2.5 电源模块	16

---

2.6	电路设计 .....	18
2.6.1	电路抗干扰设计 .....	18
2.6.2	PCB 布局及注意事项 .....	19
2.7	小结 .....	20
<b>第三章</b>	<b>软件系统设计 .....</b>	<b>21</b>
3.1	软件系统总流程 .....	21
3.2	姿态估计 .....	21
3.2.1	互补滤波器 .....	22
3.2.2	飞行器姿态描述 .....	23
3.3	飞行控制算法 .....	25
3.3.1	PID 简介 .....	25
3.3.2	飞控算法 .....	26
3.4	小结 .....	27
<b>第四章</b>	<b>系统调试 .....</b>	<b>29</b>
4.1	电源调试 .....	29
4.2	最小系统调试 .....	29
4.3	IMU 测试 .....	30
4.4	系统调试 .....	31
4.5	姿态控制参数调试 .....	31
4.6	小结 .....	32
<b>第五章</b>	<b>总结与展望 .....</b>	<b>33</b>
致谢 .....		35
参考文献 .....		37

## 第一章 绪论

### 1.1 四轴飞行器简介

1992年,美国兰德公司提交美国国防高级研究计划署(Defense Advanced Research Projects Agency, 简称DARPA)的一份关于未来军事技术的研究报告首次提出了微型飞行器(Micro Air Vehicle, 简称MAV)的概念。此后,麻省理工学院的林肯实验室和美国海军研究实验室对微型飞行器技术上的可行性进行了更加深入的评估[1],得出了与兰德公司一致的结论。微型飞行器概念的提出引起了DARPA的高度重视。1995年11月,DARPA首次组织了关于微型飞行器可行性的专题研讨会,并由此制定了一项旨在发展微型飞行器的计划;1996年3月DARPA召开了向工业界通报情况的介绍会;同年10月DARPA召开了用户与研究单位之间有关这一问题的讨论会,会后DARPA意识到开展微型飞行器技术研究的重要性以及研制生产微型飞行器的现实可行性;1997年DARPA正式通过SBIR项目增加投资,加大对微型飞行器技术的研究力度,并开始实施一项耗资3,500万美元,为期四年的微型飞行器研究计划。

美国最初的研究把MAV作为无人机(Unmanned Air Vehicle, 简称UAV)中的微小型方向,随后发现,MAV的超微型、超轻质量的要求而引起对控制器件、系统、能源等一系列挑战性和革命性的技术问题。于是在90年代中期,MAV的概念从UAV中完全分离出来,最终,DARPA把其基本指标定为:飞行器各向最大尺寸不超过15厘米,质量10~100克,最大航程1~10公里,巡航速度30~60公里/小时,连续航行时间20~60分钟。DARPA除对微型飞行器的尺寸、重量、留空时间、飞行速度提出要求外,还从实际应用角度对其特性提出相应要求。例如:要求微型飞行器应具有自主飞行、携带任务载荷执行特定任务、通信及传输信息等基本特征。

由于微型飞行器具有体积小、重量轻、成本低的飞行平台优势,且其操纵方便、机动灵活、噪音小、隐蔽性好,因此无论是在军事领域还是在民用领域,都具有十分广阔的应用前景。

在军事领域,微型飞行器可用于敌情侦察、目标追踪、部署传感器和中继通

信等。装载有传感器和摄像机的微型飞行器可用于低空和近距离的侦察和监视，尤其是对卫星和军用侦察机触及不到的盲区或人员无法涉足的地区进行侦察，同时实时传输侦察信息。此外，由于微型飞行器能够飞抵甚至停留在建筑物内部进行侦察、探测和查找建筑物内部的敌方人员或恐怖分子，因此，它在未来的城区战场和反恐军事行动中能将发挥独特的作用。

在民用领域，微型飞行器可用于环境研究、人道主义排雷、自然灾害的监视和救援等。当有化学品泄漏时，可用于测量危险环境中的化学物质含量，甚至在人类登上火星前，用于分析火星大气成分。微型飞行器还可用于巡视和监控、农业勘测、交通道路监控等，在城区监视和大型牧场等方面也具有广阔的前景。

## 1.2 国外研究状况

以产生升力的方式来分类，国际上正在研究的微型飞行器总体上可分为三类：固定翼式微型飞行器、扑翼式微型飞行器和旋翼式微型飞行器。

### 1.2.1 固定翼式微型飞行器

采用传统固定翼式布局的微型飞行器主要有美国AeroVironment公司的“黑寡妇”（“Black Widow”）、Sander公司的“微星”（“MicroStar”）、麻省理工学院林肯实验室的“侦察鸟”[8]等。

“Black Widow”是AeroVironment公司按照DARPA提出的微型飞行器技术要求而研制的一种微型飞行器。翼展15厘米的碟型“Black Widow”原型机于1996年春完成了9秒钟的飞行。1997年11月，圆盘式“Black Widow”在锂电池作为源动力的情况下飞行时间达到16分钟。1999年3月携带黑白摄像机的第一代“Black Widow”成功飞行了22分钟。此次飞行重量为56克，巡航速度约40.2公里/小时。1999年夏季，AeroVironment完成了“Black Widow”的最终设计。2000年8月“Black Widow”试飞的巡航时间达到了30分钟，活动半径1.8公里，最大飞行高度约234米，飞行重量为80克。

1998年4月，美国桑德斯公司、洛克希德·马丁独立研究所和通用电器公司联合申请，获得DARPA战术技术处签订的研制微型飞行器的技术合同，重点研制固

定翼式微型飞行器。桑德斯公司在经过6个月的研究之后，提出了一种名为“MicroStar”的微型飞行器方案。“MicroStar”的预定技术参数为：翼展约15厘米，重量大约几十克，具有自动驾驶系统和电视摄像机，采用手持式发射器发射或直接手掷发射。

### 1.2.2 扑翼式微型飞行器

采用仿生扑翼式布局的微型飞行器主要有加利福尼亚理工学院的“MicroBat”、美国斯坦福研究中心和多伦多大学的“Mentor”、美国佐治亚理工学院的“Entomopter”等。

加利福尼亚理工学院的“MicroBat”是一种仿生物飞行方式的扑翼微型飞行器，其机翼是通过模仿蝙蝠和昆虫的翅膀，并用微电子机械系统(MEMS)技术加工制作而成。2002年8月，AeroVironment公司研制的“MicroBat”扑翼飞行器演示出最长的巡航时间22分45秒。“MicroBat”翼展只有23厘米，重14克。它的电动机由可反复充电的锂电池供电。

“Mentor”是美国斯坦福研究中心国际公司和多伦多大学合作研究的微型扑翼飞行器。它的最大翼展在15厘米左右，机翼由一种聚合物人造肌肉驱动。

“Entomopter”是美国佐治亚理工学院(GTRI)以Robert Michelson为首的研究组研发的一种微型仿生扑翼飞行器。这种飞行器有着与蝴蝶翅膀相似的机翼，采用特殊结构和材料制成，可上下扇动。

### 1.2.3 旋翼式微型飞行器

由于旋翼机存在一些优于其他机型的特点，因此在MAV的研究热潮中，微型旋翼飞行器系统成了MAV机型的另一研究热点。1907年，首架四轴飞行器起飞；而近期，四轴飞行器的小型无人机重新得到了重视；从2002年开始，斯坦福大学和Australia大学进行了四轴飞行器的小型化模型的构建，瑞士洛桑联邦理工大学，佐治亚理工大学等都研究了自己的四轴飞行器模型。而宾夕法尼亚大学实验室做出了具有惊人灵活性，可以编队，载重的成品机。其中主要以Lutronix公司与Auburn大学合作研制的“Kolibri”、斯坦福大学的“Mesicopter”等为代表

美国Lutronix与Auburn大学在DARPA的资助下合作研制了名为Kolibri的微型旋翼飞行器,其外形为一个圆柱形,上部装旋翼,下部装照相机,底部有4个叶片。设计了共轴双旋翼和单旋翼两种型式,这两种均没有尾桨,利用叶片在下洗流中的运动进行俯仰、横滚和偏航控制。基本尺寸为直径100 mm,重316 g,其发动机为D—STAR研制的微型柴油发动机,重37 g,燃油重132 g,发动机与燃油的重量占总重的一半,Kolibri可携带大约100 g的设备。斯坦福大学的“Mesicopter”是一种厘米级尺寸的微型旋翼飞行器。它有四个螺旋桨,分别由直径3 mm,重325 mg的微电机驱动。每个螺旋桨直径为15 mm,厚度仅0.08 mm。机身为16 mm×16 mm的方型框架。该机设计飞行重量约为300克,旋翼直径10.16厘米,能携带100克的重物,可垂直起飞和降落,留空时间至少30分钟。

“Mesicopter”是斯坦福大学研究小组在国家航空航天局(NASA)的支持下,为研究微型旋翼飞行器技术而设计的。“Mesicopter”是一种厘米尺寸大小的微型直升机,它有四个螺旋桨,分别由直径3毫米,重325毫克的微电机驱动。

此外,美国的《旋翼和机翼》杂志2005年2月号报道,霍尼韦尔公司已经开始飞行试验直径尺寸为33厘米(13英寸)的自主式监视无人机。该飞行器使用封装在外罩内的垂直定向螺旋桨,这种设计允许无人机使用排气穿过外罩进行起飞和垂直着陆。该无人机使用霍尼韦尔公司的MEMS电子传感器技术。它可能作为悬停级和凝视无人机系统成为美国陆军“未来战斗系统”计划的一部分。

目前,除了美国之外还有其他许多国家都在从事微型飞行器方面的研制工作。早在美国提出微型飞行器的概念之前,英国剑桥大学以Charles P. Ellington为首的研究小组就已经对昆虫飞行的空气动力学进行了多年的研究。1997年Ellington曾建议并寻求英国防御评估研究局(Defence Evaluation and Research Agency,简称DERA)资助,但未获得成功;与此相反,美国DARPA却对Ellington的研究表现出了兴趣。他们邀请剑桥大学动物学系的Ellington九人研究小组加盟到GTRI以Robert Michelson任首席研究工程师的研究组中,并给予Ellington一百多万英镑的资助;德国的IMM公司已经研制出了一种直径1.9毫米、长度5.5毫米、重量91毫克、最大转速达10万转/分钟的微型电机,同时利用这种微型电机制成了一架串列式双旋翼的微型试验直升机;日本东京大学的毫米级微型飞行机器人能在交变磁场中扇动



翅膀；印度、澳大利亚等国家也都在研制不同用途的微型飞行器。

### 1.3 国内研究状况

在国内，微型飞行器的研制近年来也已经成为热门话题，大约有十几个单位在从事这方面的研究工作，已先后研制出了多种型号的微型飞行器。其中，例如上海交通大学的微型直升机(尺寸约为18.8毫米\*2.5毫米\*4.6毫米)，但距离完全自主飞行和满足实用化要求的目标还有相当的距离。南京航空航天大学在国内较早开展了微型飞行器技术的研究，1998年专门建立了“微型飞行器研究中心”，组成了一支跨学科、志同道合的精英研究队伍，开展了一系列的基础理论、试验技术和MAVS研制技术的研究。

西北工大，国防科大，哈工大等对其进行了较多的数学建模研究以及实物研究，大多是数学建模和理论研究，提出了很多控制算法。如DI\QFT控制器，国防科大的ADRC（自抗干扰器）可以对四轴飞行器进行增益控制，还有PID，H无穷大等经典算法。

### 1.4 四轴飞行器的研究热点

四旋翼直升机目前的研究热点可以分为以下几点：系统的分析与建模、系统姿态控制和编队飞行等。

#### 1.4.1 四轴飞行器的建模

澳大利亚卧龙岗大学的McKerrow对Draganflyer进行了精确建模。澳大利亚、法国和美国的学者共同对X4-flyer进行了动态建模和镇定配置的研究。斯坦福的研究小组也对自己的试验平台(STARMAC)进行了建模和参数辨识工作。法国和阿尔及利亚的学者给出了四旋翼直升机动态建模和用实验确定参数的方法。

#### 1.4.2 四旋翼无人直升机的姿态控制

姿态控制是四旋翼飞行控制系统的核心。空间飞行器、卫星、直升机、战术

导弹、协同机器人、水下机器人等月 II 体均需要姿态控制。对于四旋翼无人直升机的姿态控制，很多文献给出的都是传统的PID和状态空间控制方法，还有一部分是滑模和以控制。例如瑞士联邦理工学院的OS4已经分别用PID、LQ、backstepping、

Sliding—mode[sl实现了四旋翼飞行器的姿态控制。另外还有文献给出了全状态反推法(furl state backstepping)、基于不变流型(Kinematics\_based)的控制法、切换控制、基于视觉的控制、神经网络控制和改进鲁棒自适应模糊控制等。

### 1.4.3 四旋翼无人直升机飞行编队

飞行编队(flight formation)有很多好处，例如飞机个体之间靠的足够近，可以减少诱导阻力从而减少燃料消耗。Mrr的研究人员对四旋翼无人机的研究工作处于世界领先地位，他们开发了室内多任务、多场景、长时间UAV任务领I试平台。MIT的 G.Gowtham 在对编队建模时考虑了生物群组如鸟群、鱼群、昆虫和动物群在改变方向、避免碰撞和环境阻碍时的合作行为。给出了一组高效指引编队飞行的命令。

## 1.5 四轴飞行器的结构和飞行原理

四轴飞行平台呈十字形交叉，由4个独立电机驱动螺旋桨组成，如图1.1所示。

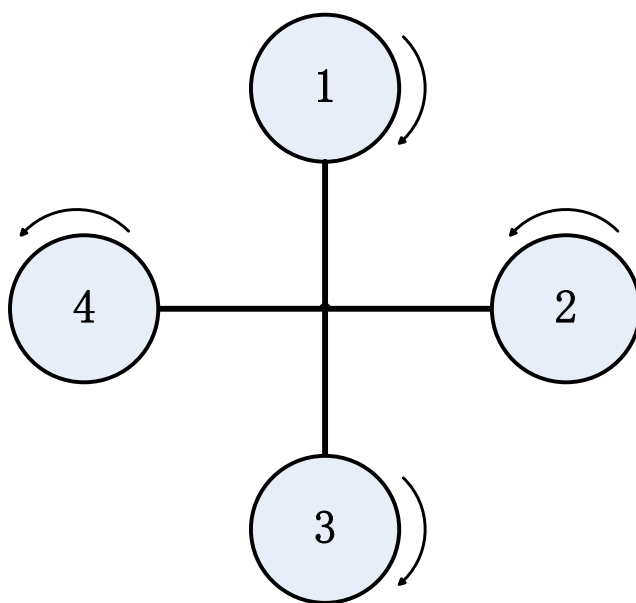


图 1.1 四轴飞行器机构俯视图

飞行器在三维空间中具有6个运动自由度，包括3个坐标轴方向的线运动和3个坐标轴方向的角运动。上下的平移运动是通过4个电机同时增速(减速)得到的，当4个电机的升力之和等于飞行器的自重时，飞行器便保持悬停。水平面内的前后运动是电机1、2增速(减速)的同时，电机3、4减速(增速)，此时保持旋翼1、3对机身的反扭矩等于旋翼2、4对机身的反扭矩，在电机1、2与电机3、4的升力之差作用下机身发生倾斜。得到水平面内的前后运动。俯仰运动是通过电机1、3转速保持不变，电机2增速(减速)的同时，电机4减速(增速)得到的。以类似的方法，滚转运动是通过改变电机1、3转速得到的。偏航运动是电机1、3增速(减速)的同时，电机2、4减速(增速)，此时旋翼1、3对机身的反扭矩大于(小于)旋翼2、4对机身的反扭矩，机身便在多余扭矩的作用下得到偏航运动。组合以上的基本运动，可以实现四旋翼微型飞行器的各种复杂运动。

## 1.6 主要内容

### 1.6.1 系统设计

微型四轴飞行器的系统设计包括：机械结构设计、硬件系统设计和软件系统设计。在结构上保证飞行的合理性，才能减少控制系统由于电动车结构设计的不合理而造成的控制复杂化。硬件系统和元件系统的设计必须满足微型四轴飞行器的控制要求。在符合以上条件的情况下，设计结构尽量小巧的微型四轴飞行器。

### 1.6.2 数学建模

全面的建模，有助于设计控制器，提高系统的性能。系统建模和重点在洞力学方面，主要采用Lagrange方程于牛顿力学的方法，已有的动力学建模方法通常没有考虑电机对于建模的影响。由于四轴飞行器是一个典型的非线性、高阶次、欠驱动系统，线性化对系统性能的影响不容忽视。

### 1.6.3 姿态估计系统

四轴飞行器通过姿态感知系统实施的监测当前的运动姿态，精确的检测出当

前飞行器的倾斜角度,是实现有效控制的关键。谁然想在有很多测量角度的技术,但是实时性、经济型还不够理想。利用陀螺仪和加速度计等惯性传感器组成的姿态感知系统,能够实时、准确的监测飞行器的倾斜角度。然而,由于惯性传感器本身固有特性,随着时间、温度的外界变化,会产生不同程度的漂移,必须通过一定的滤波方法,对陀螺仪和加速度计采集的数据进行融合,使测量的角度与真实角度相吻合。

#### 1.6.4 飞行控制算法

四轴飞行器是一种六自由度的欠驱动系统,属于本征不稳定系统,运动的前提是实现飞行器自身的动态自平衡。利用姿态估计系统测得的当前倾斜角度,控制四个旋翼电机的状态,实现反馈控制。

### 1.7 论文内容安排

本文针对四轴飞行器系统,研究了控制器的软硬件系统,实现微型四轴飞行器在近地环境下的姿态控制。其中,飞行高度控制在5米之内,四轴飞行器的俯仰角和滚转角控制在 $\pm 30^\circ$ 内,航向角的控制范围是 $0\sim 360^\circ$ 。

四轴飞行器主要由硬件子系统和软件子系统两部分组成,本论文也将围绕这两部分展开,主要内容如下:

第1章为绪论,首先简要介绍微型飞行器的历史,接着介绍四轴飞行器的飞行原理和研究现状,最后是四旋翼无人直升机的研究热点和主要技术。

第2章为硬件子系统设计,介绍了元器件的选型原则和选型结果,并且给出各个模块的原理图和相应的电路抗干扰措施。

第3章为微型四轴飞行器系统设计,介绍了四轴飞行器使用的飞控算法和姿态估计算法。然后根据四轴飞行器的特点将简化运算处理。最后,给出了各姿态角随时间变化曲线。

第4章是系统调试,介绍了DSP最小系统和控制器各元器件的调试过程和调试结果,最后给出了控制系统调试的过程和调试结果。

第5章为总结与展望。

## 第二章 硬件电路设计

四轴飞行器包括以下几个部分：微处理器模块、IMU（惯性测量单元）模块、无线通讯模块、动力模块、电源模块。

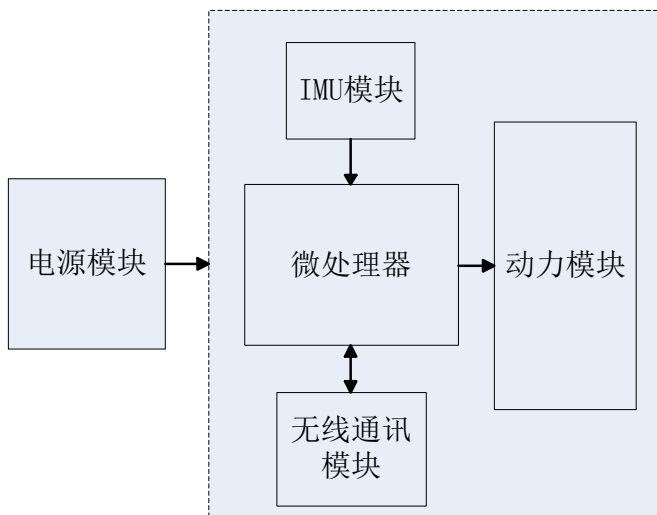


图 2.1 硬件结构图

- 1) 机体平台是其他所有模块的载体，包括电机和螺旋桨组成的动力推进部分。
- 2) 微处理器是系统的核心部件，起到协调和控制其他各模块的作用，其不断的采集和处理控制系统所需信息，解算出飞行姿态和控制信号，从而控制动力系统中电机的转动。
- 3) IMU模块为系统提供四轴飞行器的各种运动信息和姿态信息，是导航系统的重要组成部分。
- 4) 无线通讯模块是四轴飞行与其他设备通讯的途径，微处理器可以通过此模块发送飞行器的各类状态信息，接收控制指令和导航信息。
- 5) 电源模块为以上各个模块提供能量，保证硬件平台的正常工作。

### 2.1 微处理器模块

作为核心部件，处理器必须具有足够的数据处理能力和系统控制能力。而进行姿态解算、数字滤波等需要大量的浮点运算，因此要求处理器具有一定的浮点处理能力。由于需要与IMU模块、无线通讯模块等进行通信，用PWM对电机进行



- 1) 32 位 RISC 性能
- 2) 采用为小型嵌入式应用方案而优化的 32 位 ARM Cortex M3 v7M 结构
- 3) 可兼容 Thumb的Thumb-2专用指令集处理器内核，可提高代码密度
- 4) 50MHz 主频
- 5) 27 个中断，带 8 个优先级
- 6) 64KB 单周期 Flash
- 7) 8KB 单周期 SRAM
- 8) 6路PWM输出
- 9) 2个完全可编程的16C550-type UART
- 10) 1个同步串行接口（SSI）
- 11) 一个I2C接口

由以上特性可以看出，LM3S811完全满足本系统对于计算能力和外设的需要。而且LM3S811的低功耗设计，使其也能降低系统功耗，从而延长使用飞行时间。

LM3S811的最小系统如图4.1所示。标准JTAG是 40 个引脚，对于本电路来说，占用空间太大，并且增大了电路板布线的难度。Cortex-M3 系列芯片支持串行调试（SWD），引脚数目可以减少至4条，极大节省了PCB空间，调试更加方便快捷。

## 2.2 IMU 模块

IMU模块包含加速度计和陀螺仪，负责测量四旋翼无人机的运动信息。由于微型四轴飞行器的模型平台有效载荷小，对传感器要求精度不高。因此，传感器选型应遵循以下原则：(1)合适的量程、分辨率和灵敏度；(2)线性度好；(3)低功耗；(4)体积小，重量轻；(5)高稳定性、抗冲击、抗干扰；(6)外围电路简单；(7)低成本。

综合考虑以上几方面因素，本文采用了陀螺仪L3G4200和加速度计ADXL345组成IMU模块。而且这两个传感器都支持数字输出接口I2C/SPi，可以同时挂载到微处理器的I2C接口上。

### 2.2.1 陀螺仪

L3G4200D是意法半导体(ST)推出的一款业界独创、采用一个感应结构检测三

条正交轴向运动的3轴数字陀螺仪。这种创新的设计概念大幅提升运动控制式消费电子应用的控制精度和可靠性，为设备的用户界面实现前所未有的现场感。可用于游戏和虚拟现实输入设备、运动控制与人机界面（人机接口）、全球定位导航系统、电器和机器人中。

L3G4200D让用户可以设定全部量程，量程范围从 $\pm 250$  dps 到 $\pm 2000$  dps，低量程数值用于高精度慢速运动测量，而高量程则用于测量超快速的手势和运动。L3G4200D提供一个16位数据输出，以及可配置的低通和高通滤波器等嵌入式数字功能。就算时间推移或温度变化，这款器件仍然保持连续稳定的输出。

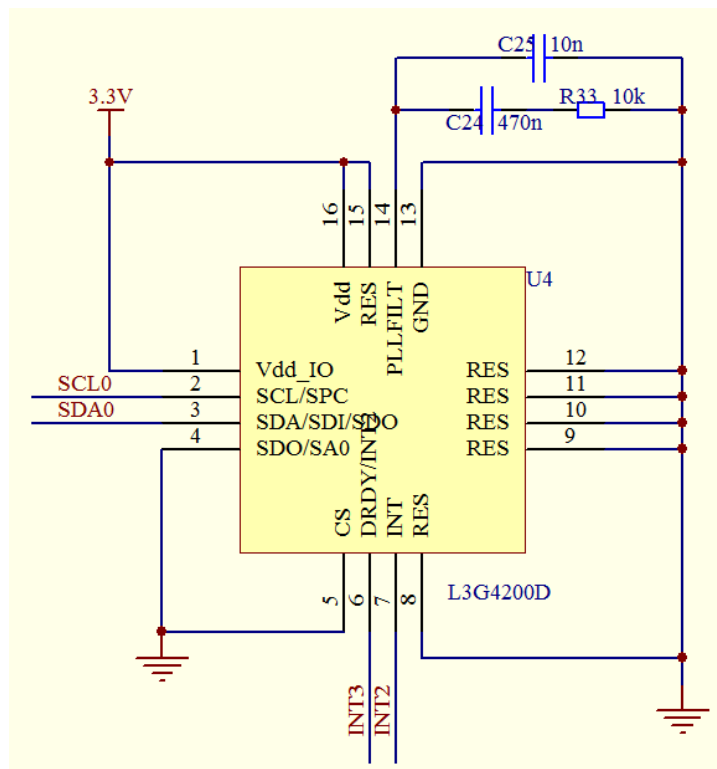


图 2.3 陀螺仪模块

L3G4200D主要特点如下：

- 1) 三种可选的全尺度（250/500/2000 DPS）
- 2) 的I2C/SPI数字输出接口
- 3) 16比特率值数据输出
- 4) 8位温度数据输出
- 5) 宽电源电压：2.4 V至3.6 V



- 6) 低电压兼容的IOS（1.8伏）
- 7) 嵌入式掉电和睡眠模式
- 8) 嵌入式温度传感器
- 9) 高抗撞击能力

L3G4200D的数字输出接口方便了MCU的操作，在硬件上，L3G4200D与加速度传感器ADXL345一起接到LM3S811的I2C接口上。

### 2.2.2 加速度计

ADXL345是一款超低功耗小巧纤薄的3轴加速计，可以对高达 $\pm 16g$ 的加速度进行高分辨率（13位）测量。数字输出数据为16位二进制补码的形式，可通过SPI（3线或4线）或者I2C数字接口访问。ADXL345非常适合移动设备应用。它可以在倾斜感测应用中测量静态重力加速度，还可以从运动或者振动中生成动态加速度。它的高分辨率（4mg/LSB）能够分辨仅为 $0.25^\circ$ 的倾角变化。

ADXL345提供一系列特殊的感测功能。动态和静态感测功能可以检测有无运动发生，以及在任何轴上的加速度是否超过用户设置的水平。点击感测功能可以

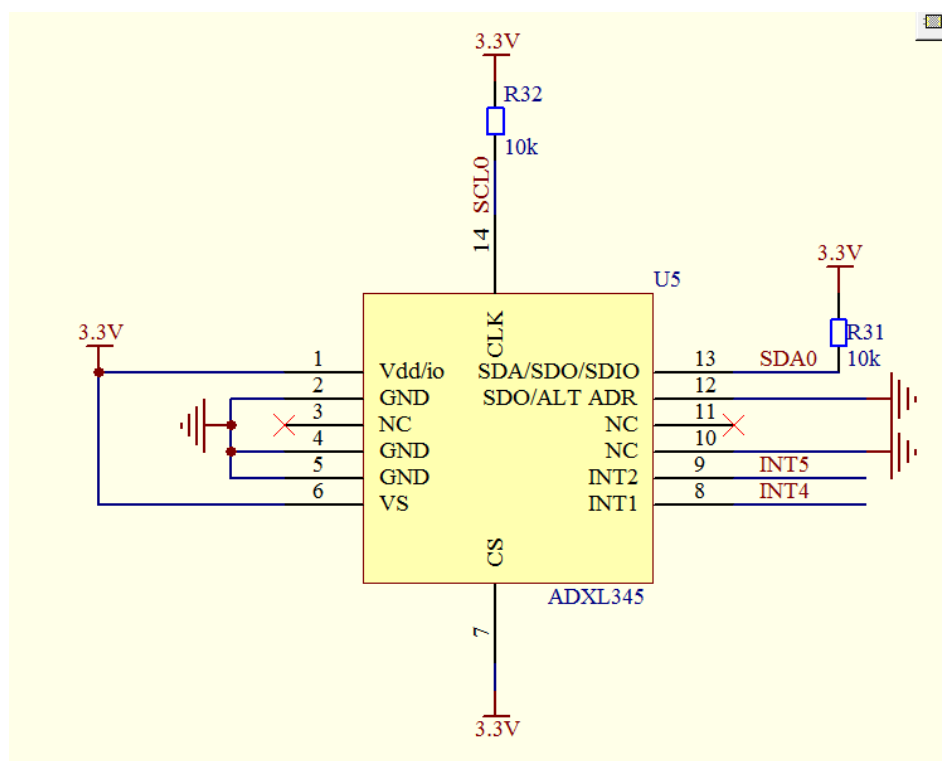


图 2.4 加速度计模块

检测单击和双击动作。自由落体感测功能可以检测该设备是否正在掉落。这些功能可以映射到中断信号输出的引脚上。一个集成的32级FIFO可用于储存数据，从而最小化对主处理器的影响。低功耗模式使具有阈值感测和运动加速度测量功能的ADXL345智能功率管理的功耗极低。

ADXL345特征如下：

- 1) 加速度范围:  $\pm 2g$ 、 $\pm 4g$ 、 $\pm 8g$ 、 $\pm 16g$
- 2) 轴数: 3
- 3) 接口类型: I2C、SPI
- 4) 每轴灵敏度: 256LSB/g
- 5) 封装类型: LGA
- 6) 针脚数: 14
- 7) 电源电压范围: 2V 到 3.6V
- 8) 工作温度范围:  $-40^{\circ}\text{C}$  到  $+85^{\circ}\text{C}$

ADXL345的数字输出接口方便了MCU的操作，在硬件上，ADXL345与加速度传感器L3G4200一起接到LM3S811的I2C接口上。

## 2.3 无线通讯模块

无线通信模块是四轴飞行器的重要组成部分。要求无线通讯误码率低、实时性高，保证传输信息的准确性和及时性。由于通讯距离并不长，采用nRF2401组成无线传输模块。

nRF2401是挪威Nordic公司推出的单片2.4GHz无线收发一体芯片。它将射频、8051MCU、9通道12位ADC、外围元件、电感和滤波器全部集成到单芯片中，并采用2.4GHz频带和0.18 $\mu\text{m}$ 工艺，可提供ShockBurst、DuoCeiver、片上CRC以及地址计算编码等功能。

nRF2401是单片射频收发芯片，工作于2.4~2.5GHz ISM频段，芯片内置频率合成器、功率放大器、晶体振荡器和调制器等功能模块，输出功率和通信频道可通过程序进行配置。芯片能耗非常低，以-5dBm的功率发射时，工作电流只有10.5mA，接收时工作电流只有18mA，多种低功率工作模式，节能设计更方便。其

DuoCeiver™技术使nRF2401可以使用同一天线，同时接收两个不同频道的数据。nRF2401适用于多种无线通信的场合，如无线数据传输系统、无线鼠标、遥控开锁、遥控玩具等。

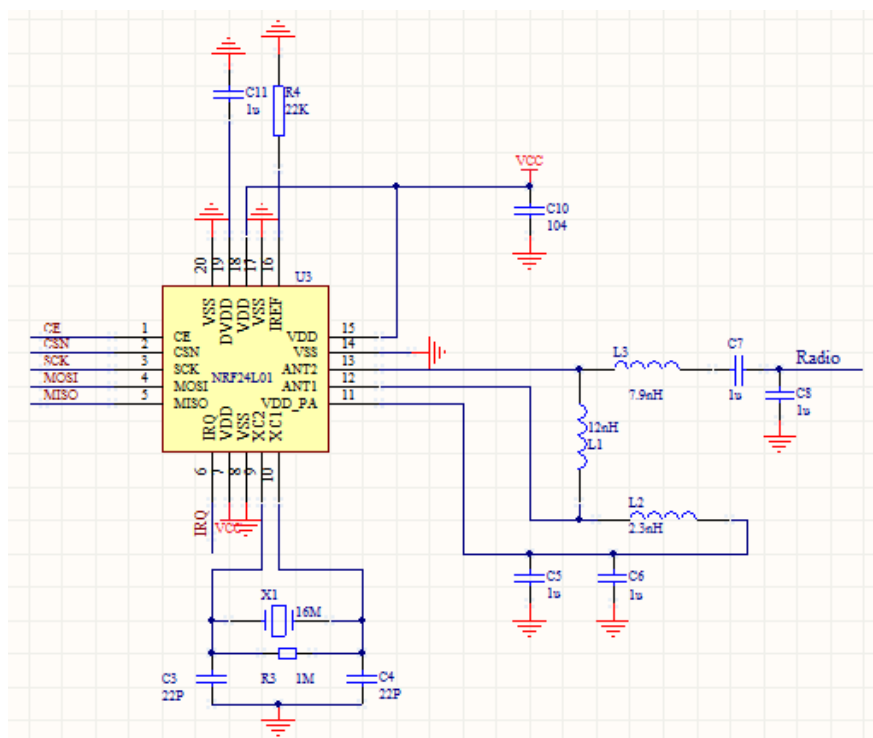


图2.5 无线通讯模块

Nrf2401支持多点间通信，最高传输速率超过1Mbit/s，具有比蓝牙具有更高的传输速度。它采用SoC方法设计，只需少量外围元件便可组成射频收发电路。与蓝牙不同的是，Nrf2401没有复杂的通信协议，它完全对用户透明，同种产品之间可以自由通信。Nrf2401是业界体积最小、功耗最少、外围元件最少的低成本射频系统级芯片。

## 2.4 动力模块

为了适应微型四轴飞行微型化的设计的要求，采用NPN三极管S8050，搭建了半桥电路驱动电机。

当PWM信号为高电平时，三极管的发射结和集电结都正偏，三极管处于饱和区。三极管发射结和集电结的压降很小，加在电机两端的电压接近电源电压。从而电机转动。当PWM信号为低电平时，三极管的发射结和集电结都反偏，三极管

处于截止区。反偏的PN结中的漂移电流决定了三个极电流与工作点位于放大区和饱和区时的电流方向相反，而且绝对值很小，从而电机停止转动。当一定频率的PWM波信号输入给三极管时，电机就转动起来了，通过控制PWM的占空比就能够控制电机的转速。

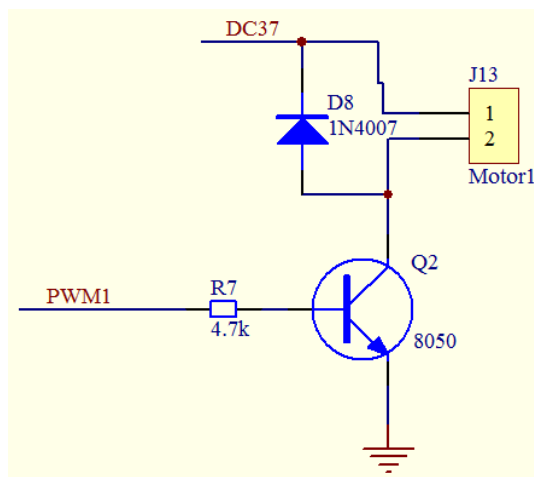


图 2.6 电机驱动模块

为了克服电机产生的反电动势，加入了一个二极管，保护锂电池。使用三极管设计的半桥驱动电路，可以提供集成芯片更高的PWM信号频率，使控制信号更加平稳。

## 2.5 电源模块

在电路中电源是一个不可缺少的部分，很大程度上影响到电路的性能指标。在设计电源时，需要满足电路的电压和功率要求，而且输出稳定，为提高电源特性，增加去耦电容。在本系统中，电路对电源的要求如下：

- 1) 为电机提供4.2V电源，对电源的稳定性要求不高，但功率要求很高，经测量，每个电机功率为2W。
- 2) 为MCU、角度传感器、角速率传感器、接收模块、LED等提供3.3V电压，对稳定性要求高，但对功率要求不大。

由于4.2V电源需要提供较大功率，而对稳定性没有多大要求，因此采用了单节锂电池，使用低压差线性稳压器HT7333将3.7至4.2V间变化的锂电池电压稳压为3.3V。TPS7333输出电压精度高达2%，输出噪声低（2ua），在输出为100ma时最大

压差为35mV，符合电路要求。

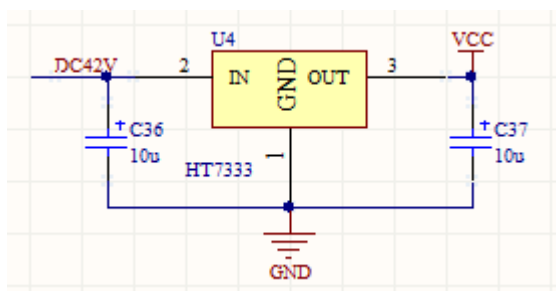


图 2.7 电源模块

由于使用单节锂电池作为系统电源，为减少电池拆卸充电的问题，选用TP4057设计了一个完整的单节锂电池充电器。TP4057是上海霖叶电子有限公司

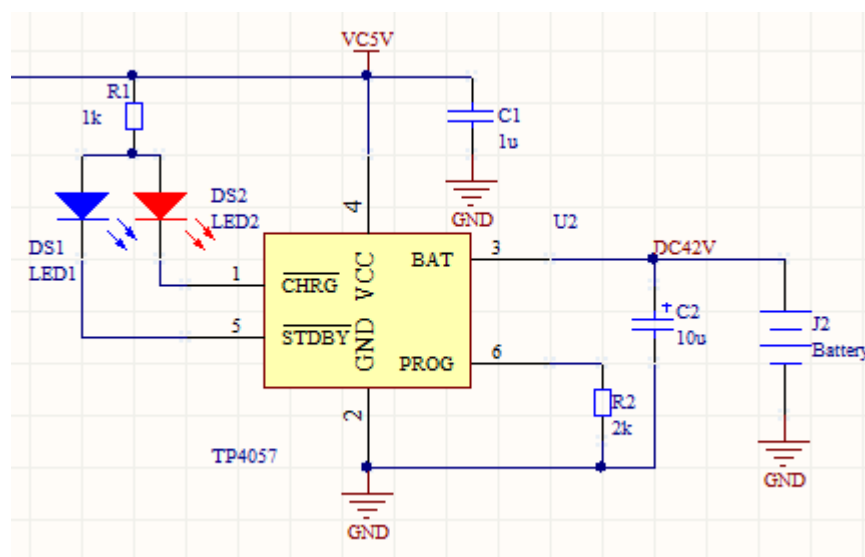


图2.8 TP4067充电电路

生产的单节锂电池充电管理芯片，，带电池正负极反接保护，采用恒定电流/恒定电压线性控制。其SOT封装与较少的外部元件数目使得TP4057 便携式应用的理想选择。TP4057 可以适合USB电源和适配器电源工作。

由于采用了内部PMOSFET架构，加上防倒充电路，所以不需要外部检测电阻器和隔离二极管。热反馈可对充电电流进行自动调节，以便在大功率操作或高环境温度条件下对芯片温度加以限制。充满电压固定于4.2V，而充电电流可通过一个电阻器进行外部设置。当电池达到4.2V之后，充电电流降至设定值1/10，TP4057 将自动终止充电。当输入电压（交流适配器或USB电源）被拿掉时，TP4057 自动

进入一个低电流状态，电池漏电流在 $2\mu\text{A}$ 以下。TP4057 的其他特点包括充电电流监控器、欠压闭锁、自动再充电和两个用于指示充电结束和输入电压接入的状态引脚。

## 2.6 电路设计

### 2.6.1 电路抗干扰设计

四轴飞行器有效载荷较小，为了减少重量，电路板尺寸应当尽量小。但是元器件距离太近，元器件之间便不可避免地产生干扰。四轴飞行器控制系统的硬件系统包含多种元器件。包括 $3.3\text{V}$ 供电的微处理器芯片、陀螺仪和重力计， $4.2\text{V}$ 供电的电机， $5\text{V}$ 供电的锂电池充电模块。

按照产生原因、传导方式和波形特性将电路干扰形式加以区分：

- (1)按照产生原因：可以分为放电噪声、高频振荡噪声浪涌噪声等
- (2)按照传到方式：可以分为共模噪声和串模噪声
- (3)按照波形：可分为正弦波、脉冲电压、脉冲序列等

常用的抗干扰措施为：

(1)加旁路电容：电路在每次跳跃时，会产生跳变电流，同时在供电电路产生一个电流尖峰。这些因为跳变产生的噪声信号应该在写入感应电路前滤除掉。实际系统的设计中，在各个模块供电系统的不同位置，放置  $0.1\mu\text{F}$  的小电容，以滤除电流尖峰。

(2)地线抗干扰的措施：系统中的动力模块会通过地线对信号电路产生很大的干扰。硬件布线中，强信号的地线和弱信号的地线分开，对每部分的地线(数字地、模拟地和功率地)分别布线，使用 $0\Omega$ 电阻单点连接。将大电流电路(电机驱动)和其他小电流电路分开布局；高频器件（如时钟( $6\text{MHz}$ )、无线通讯模块( $2.4\text{Ghz}$ )）和低频电路（如陀螺仪、加速计）分开布局。

(3)时钟电路：晶振可以为微处理器提供系统时钟，但是它同时也是一个强干扰源。晶振的下拉电容放在离引脚比较近的位置，可以减少其对其他器件的干扰，同时也有利于晶振起振。

### 2.6.2 PCB 布局及注意事项

四轴飞行器的硬件电路板设计为双层板，大小为10cm×10cm。电路板上含有微处理器模块、IMU模块、无线通讯模块、动力模块、电源模块。元器件的布局遵循以下原则：

(1) 把相关元器件尽量靠近。易产生噪声的元器件和插接件放在电路板边缘。陀螺仪ADXRS150的输出电平范围是0V到5V，两者不匹配，为了减少噪声传入信号电路。晶振是系统中易产生噪声的元器件，系统设计时应放在电路板的边缘。硬件系统使用的一些插接件，比如电源输入引脚、JTAG口和PWM输出接口等也应放在电路板的边缘部分，这样可以减少插拔器件时损坏电路板的其他部分。电机驱动芯片会产生很强的电气噪声，对其余各模块产生干扰，应将电机驱动放置在PCB板边缘。

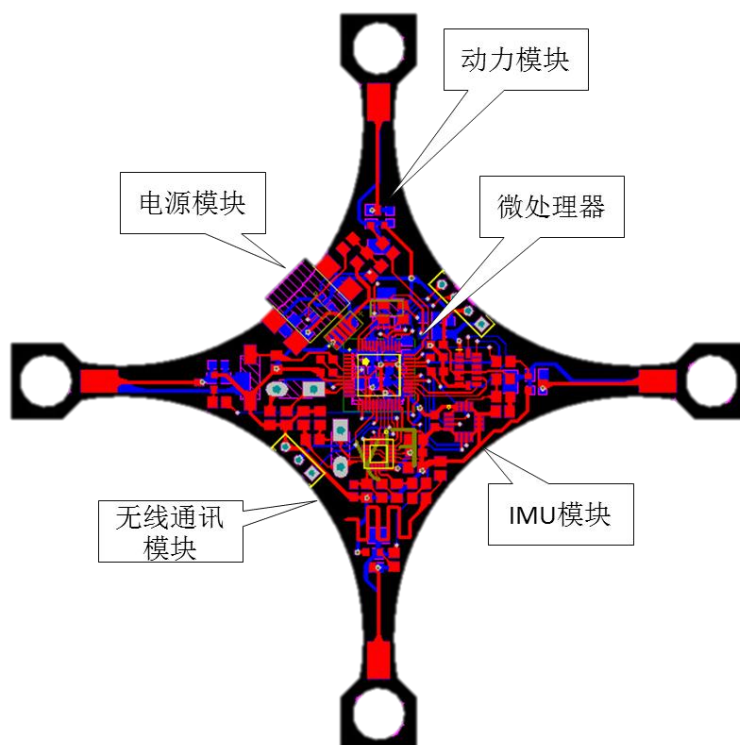


图4.7 PCB布局

(2) 在关键元器件如微处理器、IMU传感器和无线通讯器件旁边加去耦电容。

(3) 布线连线尽量短减少干扰进入线路的机会。如加速度计MMA7260Q的输出信号是模拟量，非常容易受到干扰。在布线时，将加速度计与DSP的A / D引脚

之间连线尽量走最短路线，增加可靠性。

(4) 输入输出尽量避免平行：系统传感器有很多采用双线通信的方式，比如 IMU 模块和无线模块等，为了防止发生反馈耦合，输入输出线路避免平行。

(5) 电源和地尽量靠近：减少串扰增加安全距离；导线宽度不要突变；导线不要突然拐角。为了增加稳定性、减少干扰，应当加大布线的安全距离。另外，导线宽度突变和小于90度的拐角会在电路系统中产生反射噪声，实际布线中可以采用135度拐角走线，另外可以使用水滴形焊盘来过渡不同宽度的导线。

### (3) 整齐美观

根据以上原则，元器件整体布局如图4.7所示。

## 2.7 小结

本章主要介绍了四轴飞行器的硬件系统的设计：包括元器件的选型和各个模块的原型图。最后给出了设计的抗干扰措施和硬件电路板的PCB布局。



### 第三章 软件系统设计

#### 3.1 软件系统总流程

微型四轴飞行器的软件系统涉及的主要算法包括：飞行控制算法、姿态估计算法、互补滤波算法，软件系统也就这三个算法进行设计。四轴飞行器的软件系统的总流程如图3.1所示。

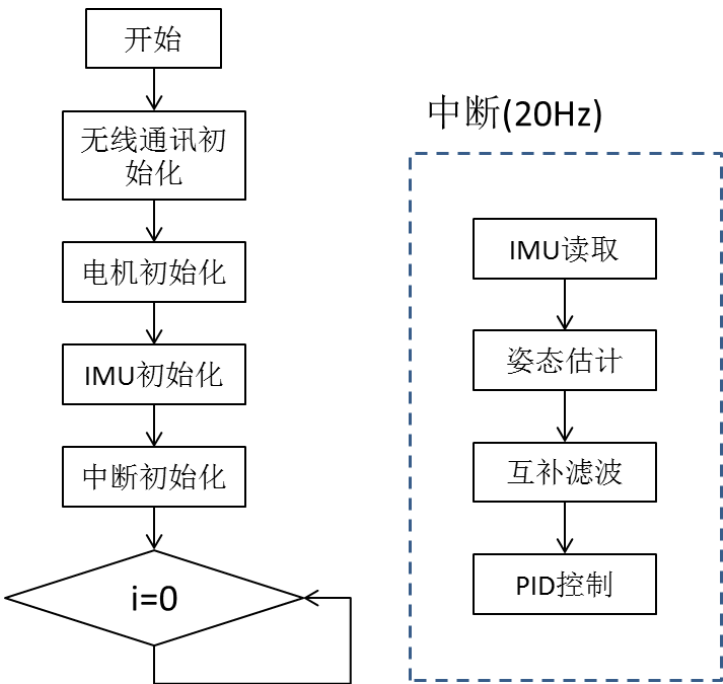


图3.1 软件系统流程图

由图4.1可以看出，整个软件系统分为主流程和中断处理两部分。主流程负责整个系统的初始化，200Hz的中断处理部分进行飞行控制，迭代进行IMU数据读取、姿态估计、互补滤波、PID控制。

#### 3.2 姿态估计

互补滤波能较好地结合陀螺仪角速度的动态性能和加速度计的静态精度，剔除高频运动加速度。

姿态估计是微型四轴飞行器研究的关键问题之一。姿态解算的精度和速度将

直接影响飞行控制算法的稳定性、可靠性和实现的难易程度，所以，姿态解算是飞行控制实现的前提。随着MEMS技术和计算机技术的发展，小型飞行器姿态的测量普遍采用低成本的捷联惯性测量单元(inertial measurement unit, IMU)，其主要由低成本陀螺仪、加速度传感器和电子罗盘组成。MEMS陀螺仪具有温度漂移特性，加速度传感器会受到飞行器飞行过程中机体振动的影响，同时电子罗盘是一种磁阻传感器，容易受到外部磁场的干扰。因此，如何融合IMU多传感器的数据，滤除外部干扰，得到高可靠性、高精度的姿态数据，是一项非常具有挑战性的工作。

扩展卡尔曼滤波器算法是一种高精度的在飞行器中应用非常广泛的姿态解算算法，但是为其建立稳定可靠的更新方程是比较困难的，而且其计算量很大，对处理器的运算速度和精度要求很高，不适合应用于微型四轴飞行器的嵌入式微控制器(MCU)中。互补滤波器算法简单可靠，对惯性器件的精度要求较低，在飞行器姿态解算中的应用非常广泛。因此，采用了基于互补滤波器算法的四旋翼飞行器的姿态估计，实现了长时间稳定地输出高精度姿态数据，满足了四旋翼飞行器飞行控制的要求。

### 3.2.1 互补滤波器

陀螺仪动态响应特性良好，但计算姿态时，会产生累积误差。数字罗盘和加速度传感器测量姿态没有累积误差，但动态响应较差。因此，它们在频域上特性互补，可以采用互补滤波器融合这三种传感器的数据，提高测量精度和系统的动态性能。

互补滤波器能有效融合IMU单元的陀螺仪、加速度传感器和数字罗盘的数据，输出的姿态角动态误差小，能够满足小型四旋翼飞行器姿态控制的需要，而且计算量很小，特别适用于普通的微控制器。

本文使用了互补滤波方法对飞行器姿态进行估计，结合了陀螺仪的动态特性和加速度计的静态精度，能够估计高频运动状态下的有效重力加速度值，滤除了高频和大数值的低频运动加速度信息，在静态和动态中都具有较高的水平姿态估计精度。

$$angle = \alpha \times (angle + gyro \times \Delta t) + (1 - \alpha) \times accel \quad (3-1)$$

图3.2显示了当 $\alpha = 0.98$ 时，互补滤波的效果。

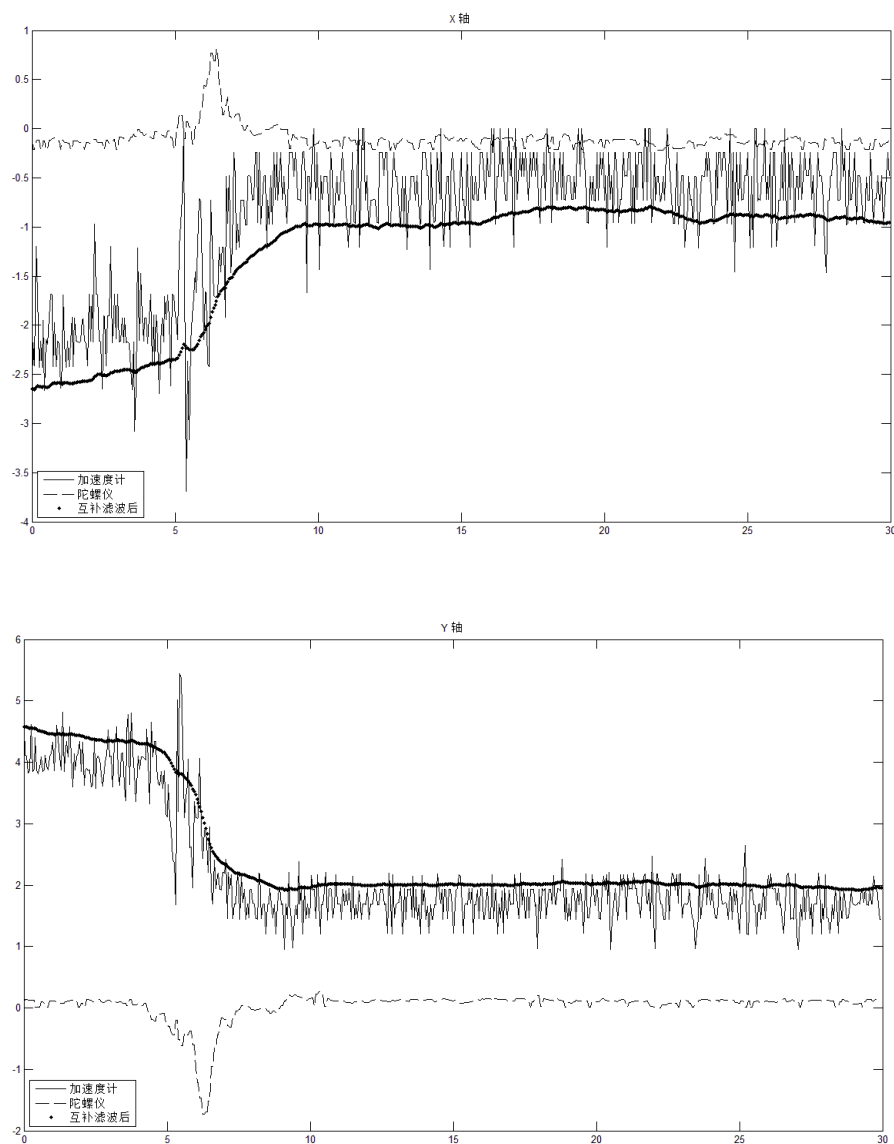


图3.2 互补滤波效果

### 3.2.2 飞行器姿态描述

为了描述四旋翼飞行器的俯仰(pitch)、偏航(yaw)、横滚(roll)的姿态信息，需要引入空间三维坐标系，用空间矢量变换方法加以描述。由于四旋翼飞行器飞行高度低，飞行速度小，可以忽略地球自转等因素的影响。在空间内仅定义2个不同的三维坐标系，分别为参考坐标系 $O$ 、载体坐标系 $O$ 。

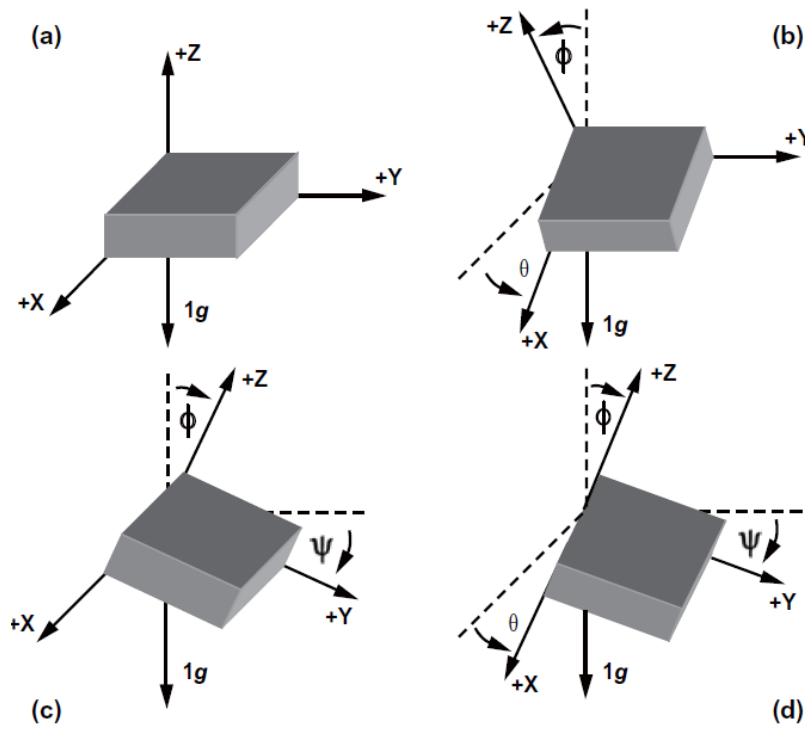


图 3.3 三轴倾斜角示意图

图3.3(a) 表示了加速度计各个轴的参考点，其中x轴和y轴位于水平面内（0g场），z轴与水平线垂直（1g场）。如图3.3中(b)(c)(d)所示，x轴和y轴位于水平面内（0g场），z轴与水平线垂直（1g场）。 $\theta$ 为水平线与加速度计x轴的夹角， $\varphi$ 为水平线与加速度计y轴的夹角， $\phi$ 为重力矢量与z轴的夹角。在x轴和y轴的起点0g处及z轴上的1g处，计算得到的所有角度均为0。

可通过基本三角函数得出三个倾斜角：

$$\theta = \tan^{-1} \left( \frac{A_x}{\sqrt{A_y^2 + A_z^2}} \right) \quad (3-2)$$

$$\varphi = \tan^{-1} \left( \frac{A_y}{\sqrt{A_x^2 + A_z^2}} \right) \quad (3-3)$$

$$\phi = \tan^{-1} \left( \frac{\sqrt{A_x^2 + A_y^2}}{A_z} \right) \quad (3-4)$$

### 3.3 飞行控制算法

姿态控制是整个飞行控制的关键，因为微小型四轴飞行器的姿态与位置存在直接耦合关系(俯仰，横滚直接引起机体向前后，左右移动)，如果能精确控制飞行器姿态，则采用PID控制律就足以实现其位置与速度控制。国际相关研究都着重进行了姿态控制器的设计与验证，结果表明：尽管采用非线性控制律能够获得很好的仿真效果，但由于对模型准确性有很强的依赖，其实际控制效果反而不如PID。本文采用的是经典PID方法设计控制算法。

#### 3.3.1 PID 简介

在工程实际中，应用最为广泛的调节器控制规律为比例、积分、微分控制，简称PID控制，又称PID调节。PID控制器问世至今已有近70年历史，它以其结构简单、稳定性好、工作可靠、调整方便而成为工业控制的主要技术之一。当被控对象的结构和参数不能完全掌握，或得不到精确的数学模型时，控制理论的其它技术难以采用时，系统控制器的结构和参数必须依靠经验和现场调试来确定，这时应用PID控制技术最为方便。即当我们不完全了解一个系统和被控对象，或不能通过有效的测量手段来获得系统参数时，最适合用PID控制技术。PID控制，实际中也有PI和PD控制。PID控制器就是根据系统的误差，利用比例、积分、微分计算出控制量进行控制的。

PID控制器把收集到的数据和一个参考值进行比较，然后把这个差别用于计算新的输入值，这个新的输入值的目的是可以让系统的数据达到或者保持在参考值。和其他简单的控制运算不同，PID控制器可以根据历史数据和差别的出现率来调整输入值，这样可以使系统更加准确，更加稳定。可以通过数学的方法证明，在其他控制方法导致系统有稳定误差或过程反复的情况下，一个PID反馈回路却可以保持系统的稳定。

PID控制器（比例-积分-微分控制器），由比例单元 P、积分单元 I 和微分单元 D 组成。通过 $K_p$ ， $K_i$ 和 $K_d$ 三个参数的设定。PID控制器主要适用于基本线性和动态特性不随时间变化的系统。这个理论和应用自动控制的关键是，做出正确

的测量和比较后，如何才能更好地纠正系统。

PID控制器由比例单元（P）、积分单元（I）和微分单元（D）组成。其输入 $e(t)$ 与输出 $u(t)$ 的关系为

$$u(t) = kp[e(t) + 1/TI \int e(t)dt + TD * de(t)/dt]$$

式中积分的上下限分别是0和t

因此它的传递函数为： $G(s) = U(s)/E(s) = kp[1 + 1/(TI*s) + TD*s]$

其中kp为比例系数； TI为积分时间常数； TD为微分时间常数

### 3.3.2 飞控算法

对于四轴飞行器而言，运动主要分为三类：升降、俯仰和翻转，分别对应 z 轴、x 轴夹角、y 轴夹角，对着三种运动分别进行 PID 控制，即可达到控制飞行器的目的。

上下的平移运动是通过 4 个电机同时增速(减速)得到的，当 4 个电机的升力之和等于飞行器的自重时，飞行器便保持悬停。飞行器的升降可以由加速度计的 Z 轴测量值表示。

$$P_z = accel_z - G \quad (3-6)$$

$$I_z = I_z + P_z \quad (3-7)$$

其中 G 表示重力加速度。

$$PWM_z = P_z \times P_z\_Scale + I_z \times I_z\_Scale \quad (3-8)$$

水平面内的俯仰运动是电机 1、2 增速(减速)的同时，电机 3、4 减速(增速)，此时保持旋翼 1、3 对机身的反扭矩等于旋翼 2、4 对机身的反扭矩，在电机 1、2 与电机 3、4 的升力之差作用下机身发生倾斜。

$$P_x = \theta \quad (3-9)$$

$$I_x = I_x + P_x \quad (3-10)$$

$$PWM_x = P_x \times P_x\_Scale + I_x \times I_x\_Scale \quad (3-11)$$

翻转运动是通过电机 1、3 转速保持不变，电机 2 增速(减速)的同时，电机 4 减速(增速)得到的。

$$P_y = \varphi \quad (3-12)$$

$$I_y = I_y + P_y \quad (3-13)$$

$$PWM_y = P_y \times P_y\_Scale + I_y \times I_y\_Scale \quad (3-14)$$

翻转运动是通过电机 1、3 转速保持不变，电机 2 增速(减速)的同时，电机 4 减速(增速)得到的。

$$P_z = \varphi \quad (3-15)$$

$$I_z = I_z + P_z \quad (3-16)$$

$$PWM_s = P_z \times P_z\_Scale + I_z \times I_z\_Scale \quad (3-17)$$

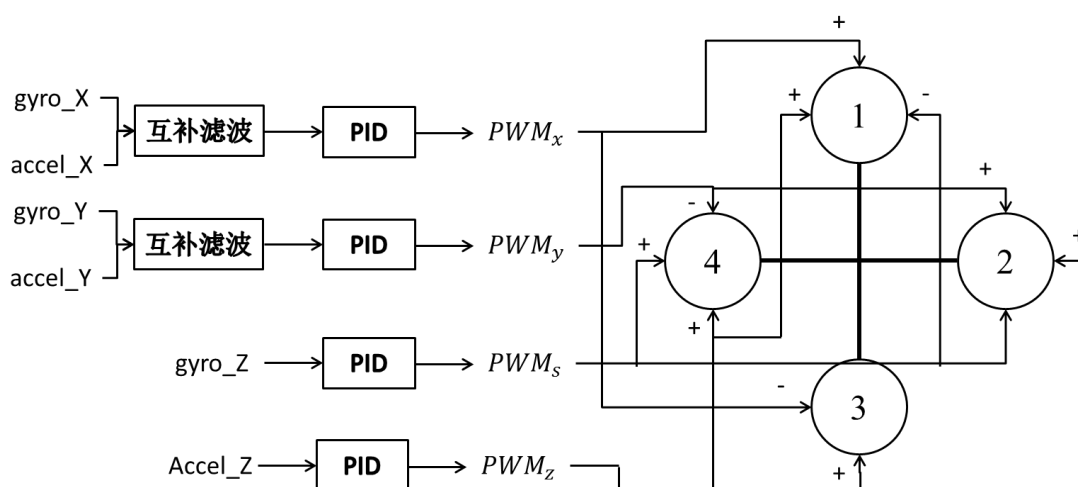


图 3.4 PID 控制的流程图

对四个电机的控制是这三个 PWM 值的组合：

$$PWM_1 = PWM_z + PWM_s + PWM_x$$

$$PWM_2 = PWM_z - PWM_s + PWM_x$$

$$PWM_3 = PWM_z + PWM_s - PWM_y$$

$$PWM_4 = PWM_z - PWM_s - PWM_y$$

### 3.4 小结

本章首先介绍了控制软件的总流程。然后逐个介绍了姿态估计和飞行控制算法。总之，好的算法是实现软件功能的前提，正确、简洁的代码编写是达到控制目标的保证。检验软件系统优劣和硬件系统的性能好坏，最好的方法就是实际系统的检验。





## 第四章 系统调试

前面两章分别介绍了飞行器的软硬件实现、导航和姿态控制等内容。以上各部分需要经过实际系统的调试检验。飞行系统平台如图 4.1 所示。

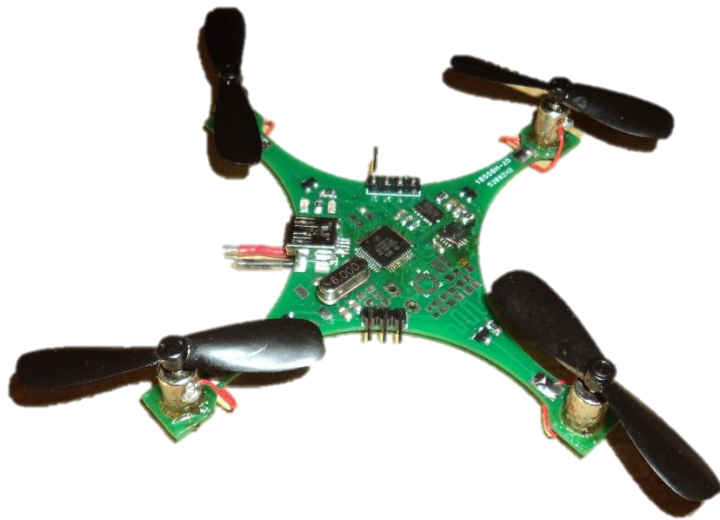


图 4.1 飞行器实物图

### 4.1 电源调试

将焊接好的电路连接电源。使用万用表测量各电源芯片电平如表 4.1 所示。

表 4.1 电源芯片电平

元器件名称	输入电压 (V)	输出电压
HT7333	4.18	3.29
TP4057	5.14	4.20

由表 4.1 可以看出，电源供电满足所有的电平需求

### 4.2 最小系统调试

控制器最小系统包括 LM3S811 芯片、时钟模块、SWD 调试口、复位电路、还有调试 LED。

将系统断电，连接 JTAG 仿真器，上电之后下载 LED 测试程序并执行，经检验，LED 正常闪烁。下载 UART 串口测试程序，使用 9600 波特率，数据收发正常。因此，最小系统工作正常。

在调试 Stellaris 系列 ARM 过程中，有可能出现芯片的 JTAG 接口连接失效的问题，即调试器再也无法连接的情况。导致芯片 JTAG 接口连接失效的原因有多种，如与 JTAG 接口复用的 GPIO 管脚被占用、程序中存在定时中断（或其它中断）等等，但最常见的原因还是与 JTAG 接口复用的 GPIO 管脚被占用，从而导致上电后 JTAG 调试器来不及与芯片连接。对于 100 管脚的 Fury 系列芯片，如果 JTAG 接口连接失效，则可以通过 Luminary Flash 或 jLink 解锁，而对于本系统中使用的 48 管脚的 Sandstorm 系列的 LM3S811 来说，则可能再也无法恢复。所以，建议在程序开头加上一段防锁死代码。

```
void jtagWait()
{
    SysCtlPeripheralEnable(SYSCTL_PERIPH_GPIOB);
    GPIOPinTypeGPIOInput(GPIO_PORTB_BASE,GPIO_PIN_1      |
GPIO_PIN_5);
    GPIOPinTypeGPIOOutput(GPIO_PORTB_BASE,GPIO_PIN_3);
    if(GPIOPinRead(GPIO_PORTB_BASE,GPIO_PIN_1) == 0)
    {
        while(1)
            GPIOPinWrite(GPIO_PORTB_BASE,GPIO_PIN_3,0);
    }
    SysCtlPeripheralDisable(SYSCTL_PERIPH_GPIOB);
}
```

### 4.3 IMU 测试

使用 I2C 与陀螺仪和加速度计进行通信。通过器件 ID 可以识别不同的元件，确认通信正常。加速度计 ADXL345 和陀螺仪的器件 ID 及寄存器地址，如表 4.2

所示。

表 4.2 器件 ID

元器件名称	I2C 地址	寄存器地址	器件 ID
ADXL345	0x53	0x00	0x0E5
L3G4200D	0x68	0x0F	0x0D3

## 4.4 系统调试

### 7. 7. 1 系统正向标定

如图 1. 1 所示. 四轴飞行器坐标系满足右手定则。控制系统需定标的传感器有陀螺仪、加速度计，这些传感器的正方向设置必须和导航坐标系设置一致。ADXL345 的方向如图 4.2 所示。由图可知，加速度计坐标轴满足右手定则。

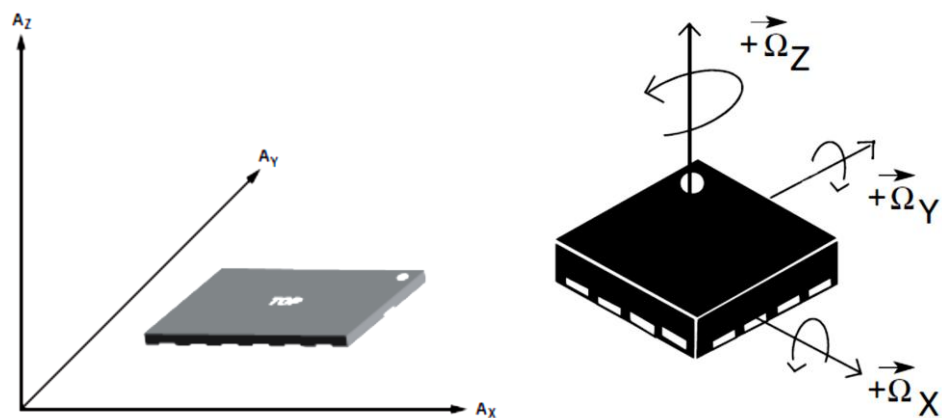


图 4.2 (左)加速度计坐标系, (右)陀螺仪坐标系

对于陀螺仪符合右手定则，由图 4.2 可知陀螺仪的正向与系统正方向一致。陀螺仪的 $\Omega_x$ 对应俯仰角 $\theta$ ， $\Omega_y$ 对应横滚角 $\varphi$ ， $\Omega_z$ 对应偏航角。

## 4.5 姿态控制参数调试

四轴飞行器姿态控制需要满足稳定性、快速性和准确性。调节 PID 参数可以在实现稳定性的情况下，兼顾系统的带载能力和抗干扰能力。实际系统是非线性的，旋翼转速不同、PID 控制效果也不相同。另外，为了简化调试复杂度，姿态

使用 PD 控制。首先调试比例增益  $K_p$  接下来微分增益  $K_d$ 。经过整定，俯仰角的控制参数  $K_p=8$ ,  $K_d=4$ ; 滚转角控制参数  $K_p=7$ ,  $K_d=4$ ; 航向角控制参数  $K_p=2$ ,  $K_d=1$ 。同时，由于人的听力范围是 20~20kHz，所以在电机控制中，当控制频率提高到 20kHz 以上时能够有效的减少电机噪声。

由于系统存在安装误差加上控制算法使用 PD 控制，所以当飞行器达到平衡时，系统仍存在误差。飞行器飞行过程中，仍存在抖动和倾斜，飞行状态不稳定等问题。飞行状态如图 4.3 所示。飞行不稳定的主要因素是姿态解算算法比较简单，精度较低。另一个原因是飞行器的动力不足，飞行器提供最大动力时只能勉强飞起来，从而导致控制算法不能达到预期的效果。由于实际系统具有非常复杂的特性，所以在以后的研究工作中，有待进一步完善控制系统。



图 4.3 四轴飞行器飞行图

## 4.6 小结

本章介绍了硬件平台的调试步骤和方法。调试的器件包括电源、LM3S811 最小系统、惯性元器件等等，调试结果说明硬件系统工作正常。本章最后部分介绍了控制器参数调试，由控制效果可以看出，软硬件工作正常，验证了控制系统的有效性。

## 第五章 总结与展望

四轴飞行器因为其独特的结构和良好的操纵性等优点，无论在军事还是在民用方面都具有广阔的前景，因此吸引了越来越多的关注。目前，国内对于四轴飞行器的研究正处于起步阶段，大部分的研究工作都是最近5年之内进行的，因此还有很多的工作需要进行。

根据以上各章的介绍，本文主要做了以下工作：

- (1) 介绍了四轴飞行器的历史和国内外的研究热点和概况。
- (2) 根据硬件系统的设计要求，完成了控制器的硬件设计：包括器件选型，各模块设计，抗干扰的措施和PCB设计等。
- (3) 分析微型四轴飞行器涉及的姿态估计、互补滤波、PID控制等算法，据此设计了飞行器的软件系统。
- (4) 对控制器硬件平台和整个控制系统进行了测试和检验。

本文对微型四轴飞行器进行了初步的讨论，针对实际系统设计了软、硬件系统。为了更深入研究系统，有必要开展以下几个方面的研究工作：

- (1) 位置、速度补偿和研究。由于本文的主要研究对象是系统的姿态控制，因此没有选择位置和速度传感器。理论上这些信息是可以通过导航解算获得，但是惯性导航具有随着时间累积而发散的缺陷。因此要进行长时间的室外飞行，需要相应的传感器或者无线指令进行速度和位置的校正和补偿。
- (2) 系统模型的参数辨识。虽然本文的进行了部分参数辨识的实验研究。但是由于条件限制，仍有许多重要参数需要参考文献资料。因此要想要对实际系统实现更加满意的控制(比如速度闭环)等等，就必须更加深入地研究实际系统模型。



## 致谢

四年的大学生活在这个季节即将划上一个句号，而于我的人生却只是一个逗号，我将面对又一次征程的开始。四年的求学生涯在师长、亲友的大力支持下，走得辛苦却也收获满囊，在论文即将付梓之际，思绪万千，心情久久不能平静。伟人、名人为我所崇拜，可是我更急切地要把我的敬意和赞美献给一位平凡的人，我的导师。我不是您最出色的学生，而您却是最尊敬的老师。您治学严谨，学识渊博，思想深邃，视野雄阔，为我营造了一种良好的精神氛围。授人以鱼不如授人以渔，置身其间，耳濡目染，潜移默化，使我不仅接受了全新的思想观念，树立了宏伟的学术目标，领会了基本的思考方式，从论文题目的选定到论文写作的指导，经由您悉心的点拨，再经思考后的领悟，常常让我有“山重水复疑无路，柳暗花明又一村”。

感谢我的爸爸妈妈，焉得谖草，言树之背，养育之恩，无以回报，你们永远健康快乐是我最大的心愿。在论文即将完成之际，我的心情无法平静，从开始进入课题到论文的顺利完成，有多少可敬的师长、同学、朋友给了我无言的帮助，在这里请接受我诚挚谢意！

同时也感谢学院为我提供良好的做毕业设计的环境。

最后再一次感谢所有在毕业设计中曾经帮助过我的良师益友和同学，以及在设计中被我引用或参考的论著的作者。





## 参考文献

- [1] 陈国栋, 贾培发, 刘艳. 微型飞行器十年, 国外科技动态, 2005 (2) :29-33.
- [2] 晓清. 美国微型飞行器计划进入飞行试验阶段. 国际航空. 1999, 9:55-56.
- [3] 吴宇怀, 周兆英, 熊沈蜀等. 微型飞行器的研究现状及其关键技术. 武汉科技大学学报(自然科学版). 2000, 23 (2):170-174.
- [4] R. S. Fearing. Toward micro mechanical flyers. The Bridge. 2001, 31(4):4-8.
- [5] DARPA Selects Micro Air Vehicle Contractor. News Release, December 12, 1997.
- [6] 崔尔杰. 生物运动仿生力学与智能微型飞行器. 力学与实践. 2004, 26(2):52-60.
- [7] 陈皓生, 陈大融, 徐军等. 微型飞行器测控系统的研究现状和发展. 测控技术. 2002, 21(12): 20-45.
- [8] Grasmeyer, J M, and Keennon, M T, Development of the Black Widow Micro Air Vehicle, AIAA Paper No. AIAA-2001-0127, Presented at the 39th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, NV, January, 2000.
- [9] Pomsin-sirirak T N, Tai Y c, Ho c H, et al. Micmbat-A Palm Sized Electrically Powered Helicopter, 2001. NASA/JPL Workshop on Biomorphie Robotics, Pasadena, CA, August 14—17, 2001.
- [10] Mueller T J, Torres G E. Aerodynamics of Low Aspect Ratio Wings at  $I\infty$  Reynolds Numbers with Applications to Micro Air Vehicle Design and Optimization. Notre Dame, IN, November, 2001.