

南京工业大学

2015 届毕业设计（论文）

题 目: 四旋翼飞行器视觉检测

模块及控制算法设计

专 业: 自动化

班 级: 自 1101

姓 名: 苗成诗

指导老师: 王 莉

起讫日期: 2014.12-2015.06

2015 年 6 月

四旋翼飞行器视觉检测模块 及控制算法设计

Design of Vision Inspection Module and Control Algorithm
for a Quadrotor Helicopter

四旋翼飞行器视觉检测模块及控制算法设计

摘要

四旋翼飞行器结构简单，控制方式独特，具备垂直起降的能力，在军事和民用方面具有很高的应用价值，近年来一直是科研人员研究的热门话题。然而，由于四旋翼飞行自身强耦合性、欠驱动性及非线性的特点，其控制系统的设计与实现是一个复杂的过程。其中，四旋翼飞行器的导航与控制又是系统设计的核心部分。

本文围绕四旋翼飞行器的稳定控制和位置检测与估计展开研究，设计了飞控板和系统的综合调试平台。通过建立的飞行器动力学模型了解其飞行机理，使用小角度波动下的线性化方法将非线性模型简化并局部解耦，将多级 *PID* 控制应用于四旋翼飞行器的自稳控制和平衡控制中，实现了飞行器飞行过程的稳定控制。

本文还提出了两种基于视觉传感器的位置检测与估计算法，分别通过对目标点数量和色块属性的分析处理实现了对目标跟踪检测。并将基于色块属性的位置检测与估计算法应用于四旋翼飞行器的实时轨迹监控与位置估计中，为四旋翼飞行器系统基于视觉反馈的导航与控制奠定了基础。

关键词：四旋翼飞行器 *PID* 控制 视觉检测 位置估计

Design of Vision Inspection Module and Control Algorithm

for a Quadrotor Helicopter

Abstract

The quadrotor helicopter has comprehensive applications in military and civilian for its simple structure, special control concept and vertical takeoff and landing ability. And for recent years, it has been a hot topic for researchers over the world. However, quadrotor helicopter models are strongly coupled, under-actuated and nonlinear, the design and implement of its control system is a complex process, in which the navigation and control of quadrotor is one of the key technology.

The research is carried out centering on the stability control as well as position inspection and estimation of quadrotor, a control board and an integrated testing platform for the system is designed. Based on the nonlinear dynamic models and flying mechanism of helicopter, a linearization method is proposed to simplify the model and decouple the system partly, then a multi-level *PID* control algorithm is applied for controlling the stability of quadrotor, which turned out to be feasible and effective.

Meanwhile, two kinds of vision based position inspection and estimation algorithms are proposed. The methods can detect and track the target(s) by analyzing the number of points and the property of colored squares respectively. Lastly, the second algorithm is applied to the quadrotor system for the realization of trajectory monitor and position estimation, as a basis for further research on vision navigation and control of quadrotor helicopter.

Key Words: Quadrotor helicopter; *PID* control; Vision inspecting; Position estimation

目 录

摘 要	I
ABSTRACT	II
第一章 绪论	1
1.1 四旋翼飞行器的背景与研究意义	1
1.2 国内外的研究现状	2
1.3 研究思路与论文安排	5
1.4 本章小结	6
第二章 四旋翼飞行器的飞行机理	7
2.1 欧拉角与旋转矩阵	7
2.1.1 欧拉角定义	7
2.1.2 坐标转换	8
2.3 四旋翼飞行器的飞行动力学	8
2.4 本章小结	13
第三章 四旋翼飞行器系统总体设计	15
3.1 脉冲宽度调制简介	15
3.2 系统总体设计方案	16
3.2.1 设计目标	16
3.2.2 设计方案	16
3.3 硬件系统设计	17
3.3.1 电源模块	17
3.3.2 最小系统	18
3.3.3 传感器模块	18
3.3.4 USB 串口	19
3.3.6 无线模块接口与无线模块	20

3.4 硬件调试平台设计	20
3.4.1 四旋翼飞行器的型号	20
3.4.2 四旋翼飞行器调试平台	21
3.5 上位机设计	22
3.5.1 四旋翼上位机系统设计	22
3.5.2 位置检测与估计上位机系统设计	23
3.6 本章小结	25
第四章 四旋翼飞行器的控制算法	26
4.1 四旋翼动力学模型的线性化	26
4.2 四旋翼飞行器的平衡控制原理	27
4.3 四元数与姿态角	28
4.3.1 四元数的定义	28
4.3.2 方向余弦矩阵	29
4.3.3 四元数与姿态角	30
4.4 离散 PID 控制器	32
4.5 无线发送与接收	33
4.6 四旋翼飞行器控制器设计	34
4.6.1 姿态位置数据采集	34
4.6.2 姿态控制	36
4.6.3 高度控制	37
4.7 控制算法的 PID 整定	39
4.7.1 自稳控制的 PID 整定	39
4.7.2 平衡控制的 PID 整定	40
4.8 四旋翼飞行器控制实验	42
4.8.1 常规飞行控制实验	43
4.8.2 扰动作用下的飞行控制实验	44

4.9 本章小结	46
第五章 基于视觉的四旋翼飞行器位置检测与估计	47
5.1 视觉检测模块设计	47
5.2 图像的形态学处理	47
5.2.1 图像的灰度化和二值化	48
5.2.2 图像腐蚀与边缘检测	49
5.2.3 联通区域标记	50
5.3 基于目标点数量的位置检测与估计	51
5.3.1 基于目标点数量的位置检测与估计原理	51
5.3.2 基于目标点数量的位置检测与估计算法	54
5.4 基于色块属性的位置检测与估计	55
5.4.1 基于色块属性的位置检测与估计原理	55
5.4.2 基于色块属性的位置检测与估计算法	57
5.5 基于视觉的四旋翼飞行器位置检测与估计实验	59
5.6 本章小结	61
第六章 总结与展望	62
6.1 论文工作总结	62
6.2 本文的创新点	63
6.3 展望	64
参考文献	65
致 谢	67

第一章 绪论

1.1 四旋翼飞行器的背景与研究意义

近年来，无人飞行器（*Unmanned Aerial Vehicles, UAV*）以其性能可靠、结构简单、飞行方式独特等特点逐渐成为国内外研究人员关注的热点^[1]，因为无人飞行器能够胜任一些危险的或是人类难以接近环境下的工作。尤其是能够垂直起降的无人飞行器，这种飞行器与其它类别的无人机相比，其可操作性更强，稳定性更好，而在这类飞行器中，最具研究价值的是四旋翼飞行器，如图1-1所示。四旋翼飞行器由四个电机构成，四个旋翼分别分布在飞行器的四个轴的顶端，相对的两个电机为一组，两组电机分别驱动两组正反桨。转动方向相反，以此减小或消除因旋翼自转产生的反扭力矩，同时能够使飞行器的机动能力更强，能够实现垂直起降，自主悬停等功能。与一般无人飞行器相比，四旋翼飞行器的结构更紧凑，方便对其进行微型化。因此，由于四旋翼飞行器以其卓越的性能和低廉的成本，被广泛应用于各种领域，适合于近地面环境监视、细小环境侦查等，涉及到系统设计、导航与控制、信息通信以及传感器技术等专业技术领域。

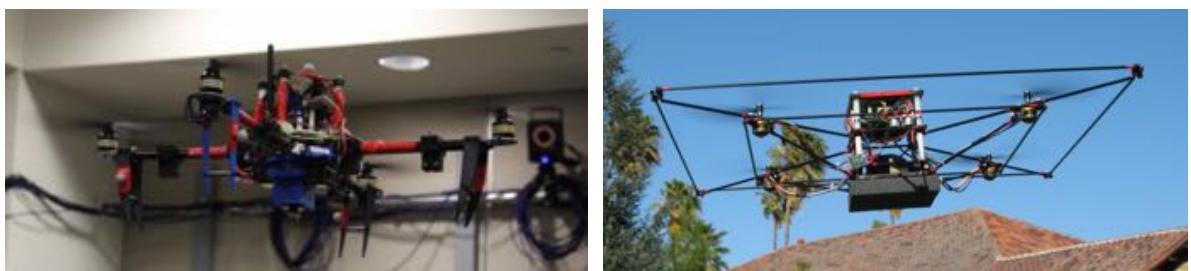


图 1-1 四旋翼飞行器

与大型无人飞行器相比，四旋翼飞行器有很多优势，然而因为四旋翼飞行器结构的特殊性，飞行时需要同时驱动四个电机，所以功耗相比一般无人飞行器较大，因此四旋翼飞行器机载传感器的能力就会有所降低，不易于实现较复杂地理环境下的飞行控制，所以，研究人员开始将更多的注意力转移到基于视觉导航技术的四旋翼飞行器的控制上。视觉导航技术能够为四旋翼飞行器提供更多可供其处理的更有意义的信息，并能够更大程度上拓展四旋翼无人飞行器的功能。同时，视觉传感器成本低廉，重量较轻，能够方便的搭载在四旋翼飞行器系统上，具有视觉系统的四旋翼飞行器，能够执行更多种类的飞行任务，可用于各种监控、检测、巡视等情况下，甚至广泛的军事活动等^[2]。当四旋翼飞行器系统工

作在复杂或者恶劣的环境下，全球定位系统（GPS）和气压传感器等导航定位系统不能正常工作，搭载了视觉传感器的飞行器具有更突出的优势。当无人机系统被用于目标跟踪领域时，搭载视觉传感器的四旋翼飞行器系统的应用就显得更有价值，其低廉的成本和高可靠性的特点使其更能胜任这类工作，因此，四旋翼飞行器系统具有很高的研究价值和研究意义。

1.2 国内外的研究现状

早在1907年时，世界上第一架具有载人功能的四旋翼飞行器由 *Louis Breguet* 和 *Jacques Breguet* 兄弟制造，并命名为 *Gyroplane No.1*，该飞行器是第一次实现成功飞行的四旋翼飞行器^[3]。但是由于其构造复杂、不宜操控等原因，此后的很长一段时间四旋翼飞行器都没有取得很大的进展。随着高性能硬件设备、嵌入式系统、传感器、新型材料及导航、控制技术的发展，四旋翼飞行器系统由重新出现在研究人员的视野范围内，并越来越受到人们的关注。四旋翼飞行器的种类、形态和控制方式也随着人们的关注逐渐变的多样化并日趋成熟。一般根据四旋翼飞行器的控制方式分为遥控型和非遥控型，根据其外形分成微型和微小型两种^[4]。



图 1-2 *Draganflyer VTI* 飞行器

美国 *Draganflyer* 公司研发的四旋翼遥控飞行器 *Draganflyer VTI* 是最具代表性的遥控型四旋翼飞行器之一，如图 1-2 所示。它的机架由质量轻盈的碳纤维和高性能塑料等材料做成，机载控制设备能够根据遥控指令控制四个旋翼的转速^[5]。此外，还利用了使用特殊材

料制作的陀螺仪对增加对稳定性的控制，使飞行器飞行更加轻巧、平稳。



图 1-3 STARMAC 四旋翼飞行器

在微型四旋翼飞行器中，技术比较成熟的微型飞行器之一的是斯坦福大学的研究小组设计的 *STARMAC* 四旋翼飞行器，如图 1-3 所示，机身全部采用碳纤维材料，并在周围添加了横梁用以保持垂直方向上的刚度，飞行器能在室内、室外实现稳定的飞行和悬停控制^[6]。



图 1-4 OS4 四旋翼飞行器

微小型四旋翼飞行器自主控制技术的研究主要集中在两个主要方面，分别是基于惯性导航的飞行器自主飞行控制技术研究和基于视觉检测系统的自主飞行控制技术研究^[1]。联邦理工大学自动控制研究小组研究并制作的 *OS4* 系列微小型四旋翼飞行器如上图 1-4 所示。研究小组通过在飞行检测平台上的实验，完成了基于如反步法、滑模控制等多种控制算法的四旋翼飞行器的飞行控制，这一小组所研究的 *OS4II* 型四旋翼无人飞行器能够完成基于惯性导航的自主悬停和跟踪飞行等控制^[7]。

基于视觉信息的四旋翼飞行器的位姿估计技术根据视觉传感器的位置可以分为外部视觉和机载视觉两类^[8]。外部视觉是指主要通过安置在飞行器以外的视觉传感器，采用基于

计算机视觉的技术对飞行器的位姿进行估计，相应的位姿算法有基于彩色标签或 LEDs 的方法^[9]、基于外观模型匹配的方法和基于运动捕捉系统的方法。

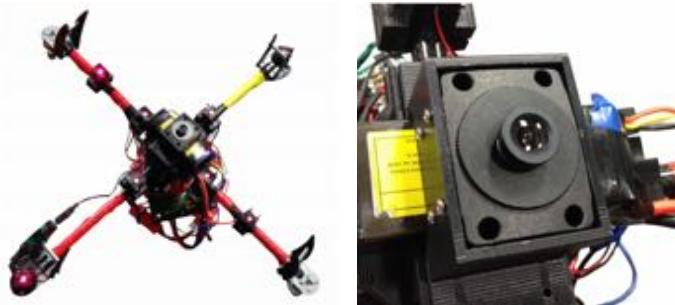


图 1-5 基于机载视觉的四旋翼飞行器

机载视觉是指通过安置在飞行器上的视觉传感器，获得相对于某个参照物的绝对位姿（如图 1-5 所示），这类方法主要有基于人工图标的方法、基于具有先验信息自然场景的方法、基于自然环境特征的方法等。Dougherty J A 等人综合使用了外部视觉和机载视觉实现四旋翼飞行器的控制，使用外部视觉对飞行器定位，使用机载 CMOS 相机和激光传感器识别并判定降落位置^[10]。

基于机载视觉的位姿估计问题可以看作是地标识别问题，从本质上来说，基于视觉信息的地标识别是一种数字图像采集、处理与识别问题，但与传统的文字识别、工件识别等问题不同，四旋翼飞行器的地标识别由于平台的特殊性和识别环境的复杂性，采集到的同一地标图像存在尺度、位置、旋转和几何形态变化，地标识别环境复杂，受噪声干扰大，使整个识别任务非常困难。潘翔、童丸丸等人利用单目视觉信息，根据距离跑道的距离选择不同的检测方法，实现飞行器对跑道的检测和跟踪^[11]。

同时，四旋翼飞行器在多种情形下的控制问题也是国内外科研人员研究的重要问题，虽然现在四旋翼飞行器已经具备基本的自主飞行能力，但是仍然有一些关键的问题尚未解决。文献[12][13]中提出了一种基于 PID 控制器的四旋翼无人机高度控制策略，文献中通过实验证明了 PID 控制足够被用于实现稳定的控制。其他一些研究人员通过一些更复杂的控制方法提高了四旋翼飞行器在各种特定场景下的控制，包括滑模控制算法和反步控制算法等，同时还有许多关于自适应控制在四旋翼飞行器控制上的应用，这类控制算法能用于应对模型的不确定性并适当的抑制外部扰动，文献[14][15]中通过开关模型预测控制实现有随机性的阵风干扰以及各种其他环境变量扰动下的四旋翼飞行器的控制。Binglong Cong 与

Xiangdong Liu 等人设计的用于悬停控制的基于反步法的自适应滑模控制器^[16], 周洪波、裴龙海等人外环采用模型预测算法跟踪参考轨迹, 内环使用反步法实现姿态角稳定控制, 很好的跟踪了复杂的参考飞行轨迹^[17], *Denys Bohdanov* 使用 *PID* 控制实现飞行器的悬停, 用线性二次高斯模型实现飞行器的定位^[18]。*Xiong JJ ,Zheng EH* 等人将四旋翼系统分为全驱动子系统和欠驱动子系统^[19], 分别设计了滑模观测器来估计由风或者模型参数不确定性引起的外部干扰, 提高了系统的鲁棒性。李波波和贾秋玲等人采用一种基于滑模变结构控制的方法设计控制器^[20], 通过仿真实现了该算法下四旋翼飞行器的定高控制与悬停控制。另外, 还有大量的研究集中在基于 *GPS* 的导航控制和路径规划及基于即时定位与地图创建 (*SLAM*) 的控制方法等, 然而, 目前存在的许多控制算法还仅仅停留在理论仿真、离线控制阶段, 还没有用于四旋翼飞行器的机载系统中, 许多先进控制算法还不能直接应用于各类环境下四旋翼飞行器的导航与控制中。

1.3 研究思路与论文安排

本文的研究是建立在四旋翼无人飞行器系统上的, 根据飞行器的飞行动力学模型, 详细了解其基本的飞行机理, 并分别按照各个模块将要实现的功能设计了相应的硬件电路。根据四旋翼飞行器的基本飞行机理, 研究了稳定控制算法, 并将控制算法应用于实际四旋翼飞行器的控制中。提出了两种基于视觉传感器的实时位置检测与估计算法, 并将其应用于飞行中四旋翼飞行器的实时跟踪检测与位置检测与估计中。全文根据层次结构总共分为六章, 内容如下:

第一章是绪论, 介绍了四旋翼飞行器的背景和问题的研究意义, 综述了目前的研究现状, 包括了国内外知名大学对四旋翼飞行器系统以及各种控制算法的研究成果, 论述了本文的研究意义和研究价值;

第二章是关于四旋翼飞行器的飞行机理的讨论, 根据欧拉角和旋转矩阵的定义, 研究了不通过坐标系下的坐标变换方法, 阐述了四旋翼飞行器的基本飞行原理, 并推导了系统的飞行动力学模型;

第三章是系统的总体设计, 介绍了四旋翼飞行器系统的总体结构图和基本设计思想,

根据不同实现功能分模块介绍硬件电路的设计思路，最后简单介绍了用于四旋翼飞行器系统调试的硬件调试平台和上位机的设计；

第四章主要研究四旋翼飞行器的控制算法，根据线性简化的动力学模型，分析了小范围波动下四旋翼飞行器的飞行机理和控制策略，重点研究了四旋翼飞行器的自稳控制与平衡控制算法，并用于实际系统。介绍了传感器定高的方法，并分别通过常规飞行控制实验和有外部扰动下的飞行控制实验验证了控制算法的有效性；

第五章是基于视觉的位置检测与估计算法研究，提出了两种位置检测与估计算法，通过理论分析和实验证明了算法的优劣性，并将算法应用于四旋翼飞行器的实时位置检测与估计；

第六章是总结与展望，总结了已完成的工作，并整理了研究成果，分析了成果的应用价值及仍然存在的问题。

1.4 本章小结

本章首先介绍了无人飞行器的特点和应用，再从能垂直起降的四旋翼飞行器的背景和研究价值展开综述，通过对国内外关于四旋翼无人飞行器的研究现状的讨论和总结论述了本文研究的意义，最后根据文章分布的层次结构分章节介绍了论文的结构安排。

第二章 四旋翼飞行器的飞行机理

四旋翼飞行器控制系统飞行中的各种姿态是通过同时对各旋翼上电机的转速进行控制来实现的。一般情况下，电机转速的变化与四旋翼飞行器的飞行姿态之间不是简单的线性关系，所以，对四旋翼飞行器的数学模型的研究，是了解其飞行机理的重要基础。通过对四旋翼飞行器的飞行动力学模型的研究，能更好地制定相应的控制策略并设计高效的控制算法。

2.1 欧拉角与旋转矩阵

2.1.1 欧拉角定义

空间飞行器姿态描述中最常用的参数是欧拉角，欧拉角使用三个角度描述对象在三维空间中的取向。对于任意一个参考坐标系，刚体在参考系中的姿态是根据一定的顺序，依次旋转三个角度而确定的，旋转的三个角度即为欧拉角。因此，一个刚体在坐标系中的取向能够用三个基本的旋转矩阵（分别围绕 x 轴， y 轴和 z 轴旋转）表示，任意一个关于刚体旋转的矩阵都是由这三个基本的旋转矩阵通过一定规则叠加得而得到的^[21]。

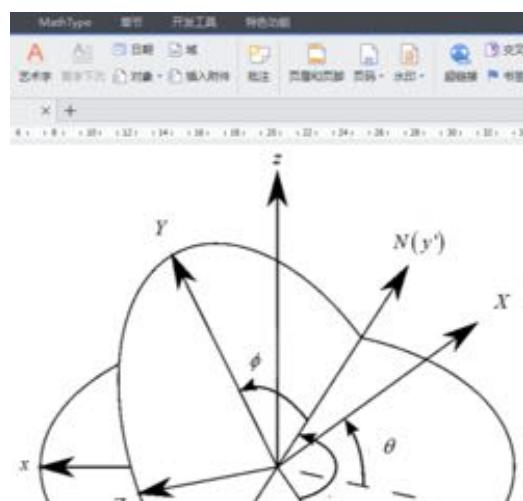


图 2-1 *Tait-Bryan* 角示意图

本文中所用于飞行器姿态描述的角度是 *Tait-Bryan* 角，又称作航空次序欧拉角，是欧拉角多种定义方法中的一种。*Tait-Bryan* 同样也是定义在飞行器所在的机体坐标系中。由上文可知欧拉角的动态定义是把三个角度等价为 3 次连续的转动而得到的，所以根据刚

体旋转围绕的转动轴线的不同及转动顺序的不同，欧拉角总计有 12 种不同的定义方法。其中 *Tait-Bryan* 角是按照围绕 $Z-Y-X$ 方向上转动的顺序定义的，如图 2-1 所示，图中三个角度定义如下：

ψ : 绕 z 轴旋转的角度，表示飞行器的偏航角（*Yaw*）；

θ : 绕 y 轴旋转的角度，表示飞行器的俯仰角（*Pitch*）；

ϕ : 绕 x 轴旋转的角度，表示飞行器的滚转角（*Roll*）。

2.1.2 坐标转换

如果坐标系 B 可以由坐标系 A 沿着某个坐标轴旋转得到，坐标转换就是一个旋转过程，该过程可以用旋转矩阵 R 表示，围绕 x, y, z 三个坐标轴旋转 α 角度的旋转矩阵如下：

$$R(x, \alpha) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \alpha & -\sin \alpha \\ 0 & \sin \alpha & \cos \alpha \end{bmatrix} \quad (2-1)$$

$$R(y, \alpha) = \begin{bmatrix} \cos \alpha & 0 & \sin \alpha \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \alpha & 0 & \cos \alpha \end{bmatrix} \quad (2-2)$$

$$R(z, \alpha) = \begin{bmatrix} \cos \alpha & -\sin \alpha & 0 \\ \sin \alpha & \cos \alpha & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (2-3)$$

根据 2.1.1 中关于 *Tait-Bryan* 角的定义能够得出机体坐标系中的位置坐标信息转换到惯性坐标系中的转换矩阵 R 为：

$$R = \begin{bmatrix} \cos \psi \cos \theta & -\sin \psi \cos \phi + \cos \psi \sin \theta \sin \phi & \sin \psi \sin \phi + \cos \psi \cos \phi \sin \theta \\ \sin \psi \cos \theta & \cos \psi \cos \phi + \sin \psi \sin \theta \sin \phi & -\cos \psi \sin \phi + \sin \theta \sin \psi \cos \phi \\ -\sin \theta & \cos \theta \sin \phi & \cos \theta \cos \phi \end{bmatrix} \quad (2-4)$$

根据上式旋转矩阵的表达式，能够方便地实现变量在两个不同坐标系之间坐标的转换。

2.3 四旋翼飞行器的飞行动力学

四旋翼飞行器是一个典型的欠驱动系统^[1]，通过四组输入量控制具有六个自由度的机

体实现各种动作，四组控制量是对四个电机驱动旋翼产生的升力的控制，六个自由度分别为沿 x 轴、 y 轴、 z 轴三个方向的旋转运动和平移运动，图 2-2 中描述了它的几种基本飞行动作以及相应的控制方法。飞行器在 x 轴和在 y 轴方向上的运动是通过对滚转角和俯仰角的控制来实现的，为了增大滚转角，可以通过增大电机 A 和电机 D 驱动旋翼 A 和 D 所产生的升力，并减小电机 B 和电机 C 驱动的旋翼 B 和 C 的升力的控制方法实现；若要增大俯仰角，需要增大电机 A 和电机 B 的转速，并减小电机 C 和电机 D 的转速，实现旋翼 A 、 B 升力的增大和旋翼 C 、 D 升力的减小；若需要控制飞行器的高度，则需要同时增大或减小全部 4 个电机的转速，而通过增大电机 A 和电机 C 的转速的同时减小反向旋转的电机 B 和电机 D 的升力可以实现对四旋翼飞行器偏航角的控制。

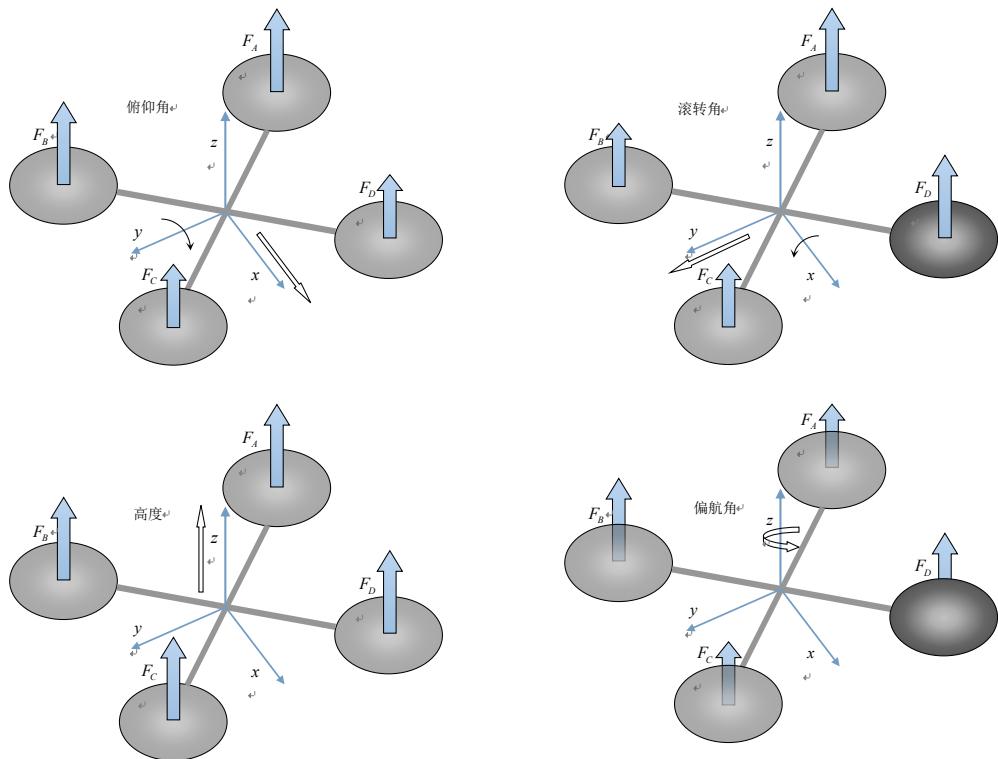


图 2-2 四旋翼的基本飞行方式

为了方便对四旋翼系统进行描述，本文将在两个坐标系中讨论其空气动力学模型，这两个坐标系分别为惯性坐标系和机体坐标系。在惯性坐标系中，四旋翼的位置、速度等量可以很容易的测量并表示出来，而由于四旋翼飞行器的滚转角、俯仰角、偏航角等量的变化方向和变化速率（瞬时角速度）是通过机载陀螺仪或加速度传感器测量的，不易在惯性坐标系中表示出来，但是能够在机体坐标系中很容易地描述。为了方便对整个系统的描述，需要对以上各变量在两个坐标系间转换，定义状态向量如下：

$$\boldsymbol{x}_1 = [x, y, z]^T, \quad \boldsymbol{x}_2 = [\phi, \theta, \psi]^T \quad (2-5)$$

$$\boldsymbol{v} = [v_x, v_y, v_z]^T, \quad \boldsymbol{w} = [w_x, w_y, w_z]^T \quad (2-6)$$

其中 \boldsymbol{x}_1 是惯性坐标系中的位置向量, ϕ 、 θ 、 ψ 表示 *Tait-Bryan* 角, 分别对应滚转角、俯仰角和偏航角, v_x 、 v_y 、 v_z 与 w_x 、 w_y 、 w_z 分别代表四旋翼飞行器在机体坐标系中的速度和角速度, 惯性坐标系和机体坐标系中速度和角速度的转换可以通过如下方式实现:

$$\begin{bmatrix} \dot{\boldsymbol{x}}_1 \\ \dot{\boldsymbol{x}}_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_1 & 0 \\ 0 & C_2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \boldsymbol{v} \\ \boldsymbol{w} \end{bmatrix} \quad (2-7)$$

$$C_1 = R \quad (2-8)$$

上式中 R 为式 2-4 中的旋转矩阵, 为了简化表示, 上式中分别用 s 、 c 、 t 简化表示 \sin 、 \cos 和 \tan 。下面讨论转换矩阵 C_2 的表达式, 设三次旋转的基矢量分别为 $(\vec{i}_1, \vec{j}_1, \vec{k}_1)$ 、 $(\vec{i}_2, \vec{j}_2, \vec{k}_2)$ 和 $(\vec{i}_3, \vec{j}_3, \vec{k}_3)$, 根据 2.1 中关于 *Tait-Bryan* 角的定义, 描述飞行器姿态的三个角度可以看作是先绕基矢量 \vec{k}_1 转过角度 ψ , 再绕基矢量 \vec{j}_2 转过角度 θ , 最后绕基矢量 \vec{i}_3 转过角度 ϕ , 根据角速度的叠加原理及 2.1.2 中旋转矩阵的定义可以得到:

$$\begin{aligned} \vec{k}_3 &= R(x, \phi) R(y, \theta) \vec{k}_1 \\ \vec{j}_3 &= R(x, \phi) \vec{j}_2 \\ \vec{i}_3 &= (1, 0, 0)^T \end{aligned} \quad (2-9)$$

$$\boldsymbol{w} = [\vec{i}_3, \vec{j}_3, \vec{k}_3]^T \dot{\boldsymbol{x}}_2 \quad (2-10)$$

所以 $C_2 = [\vec{k}_3, \vec{j}_3, \vec{i}_3]^{-1}$, 将式 2-9 中表达式带入 2-10 中, 得到转换矩阵 C_2 的具体表达式为:

$$C_2 = \begin{bmatrix} 1 & 0 & \sin \theta \\ 0 & \cos \phi & -\cos \theta \sin \phi \\ 0 & \sin \phi & \cos \theta \cos \phi \end{bmatrix}^{-1} = \begin{bmatrix} 1 & \tan \theta \sin \phi & -\tan \theta \cos \phi \\ 0 & \cos \phi & \sin \phi \\ 0 & -\frac{\sin \phi}{\cos \theta} & \frac{\cos \phi}{\cos \theta} \end{bmatrix} \quad (2-11)$$

使用在机载坐标系下定义的四旋翼飞行器的速度和角速度等参数能更直接地表示出飞

行器的运动状态方程，为了得到这个方程，本文采用了准坐标系下的拉格朗日方法。准坐标系是一种建立在未发生形变的飞行器上的一种固定坐标系，坐标系的坐标原点始终与四旋翼飞行器无变形现象发生时的机体质心重合，三个坐标轴的指向始终不变^[22]。

$$L = T - V \quad (2-12)$$

$$L = \frac{1}{2}mv^T v + \frac{1}{2}w^T I w + mgz \quad (2-13)$$

$$I = \begin{bmatrix} I_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & I_{zz} \end{bmatrix} \quad (2-14)$$

其中 m 和 I 分别表示四旋翼飞行器的质量和转动惯量，假定四旋翼飞行器是一个对称的结构，所以转动惯量矩阵为对角矩阵。另外，由于对称性的原因， x 轴和 y 轴上的转动惯量相同，即 $I_{xx} = I_{yy}$ 。准坐标系下的拉格朗日方程可表示为^[18]：

$$\begin{aligned} \frac{d}{dt} \left(\frac{\partial L}{\partial v} \right)^T + w \times \frac{\partial L}{\partial v} - T_A^T \frac{\partial L}{\partial x_1} &= \tau_1 \\ \frac{d}{dt} \left(\frac{\partial L}{\partial w} \right)^T + v \times \frac{\partial L}{\partial v} + w \times \frac{\partial L}{\partial w} - T_B^T \frac{\partial L}{\partial x_2} &= \tau_2 \end{aligned} \quad (2-15)$$

经过上式中偏导运算和叉乘运算，得到如下运动方程：

$$m \left[\dot{v}_x - v_y w_z + v_z w_y - gs\theta \right] = 0 \quad (2-16)$$

$$m \left[\dot{v}_y - v_z w_x + v_x w_z + gc\theta s\phi \right] = 0 \quad (2-17)$$

$$m \left[\dot{v}_z - v_x w_y + v_y w_x + gc\theta c\phi \right] = u_1 \quad (2-18)$$

$$I_{xx} \dot{w}_x + (I_{zz} - I_{yy}) w_y w_z = u_2 \quad (2-19)$$

$$I_{yy} \dot{w}_y + (I_{xx} - I_{zz}) w_z w_x = u_3 \quad (2-20)$$

$$I_{zz} \dot{w}_z = u_4 \quad (2-21)$$

$$\tau = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ u_1 \\ u_2 \\ u_3 \\ u_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ T_A + T_B + T_C + T_D \\ \left(\frac{\sqrt{2}}{2} T_A + \frac{\sqrt{2}}{2} T_D - \frac{\sqrt{2}}{2} T_B - \frac{\sqrt{2}}{2} T_C \right) l \\ \left(\frac{\sqrt{2}}{2} T_A + \frac{\sqrt{2}}{2} T_B - \frac{\sqrt{2}}{2} T_C - \frac{\sqrt{2}}{2} T_D \right) l \\ (T_B + T_D - T_A - T_C) \alpha \end{bmatrix} \quad (2-22)$$

其中 T_{A-D} 分别表示四个电机驱动旋翼旋转产生的升力, l 是从四旋翼飞行器中心到任意一个电机的距离, α 表示扭矩系数, 由实验确定, 该参数的取值取决于旋翼叶片的类型、俯仰角、角速度以及空气密度等众多因素。上述运动模型是建立在机体坐标系上的, 因此需要采用旋转矩阵从机体坐标系转换到惯性坐标系中, 所以有以下转换表达式:

$$\begin{bmatrix} C_1^{-1} & 0 \\ 0 & C_2^{-1} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{x}_1 \\ \dot{x}_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} v \\ w \end{bmatrix} \quad (2-23)$$

$$\begin{bmatrix} C_1^{-1} & 0 \\ 0 & C_2^{-1} \end{bmatrix} \left(\begin{bmatrix} \ddot{x}_1 \\ \ddot{x}_2 \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} \dot{C}_1 & 0 \\ 0 & \dot{C}_2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} v \\ w \end{bmatrix} \right) = \begin{bmatrix} \dot{v} \\ \dot{w} \end{bmatrix} \quad (2-24)$$

因此, 惯性坐标系下飞行器的运动方程如下:

$$m\ddot{x} = (\sin \psi \sin \phi + \cos \psi \cos \phi \sin \theta) u_1 \quad (2-25)$$

$$m\ddot{y} = (-\cos \psi \sin \phi + \cos \phi \sin \theta \sin \psi) u_1 \quad (2-26)$$

$$m\ddot{z} = (\cos \theta \cos \phi) u_1 - mg \quad (2-27)$$

$$M_{x_2} \ddot{x}_2 + \frac{1}{2} \dot{M}_{x_2} \dot{x}_2 = \begin{bmatrix} u_2 \\ u_3 \cos \phi - u_4 \sin \phi \\ -u_2 \sin \theta + u_3 \cos \theta \sin \phi + u_4 \cos \theta \cos \phi \end{bmatrix} \quad (2-28)$$

其中:

$$M_{x_2} = \begin{bmatrix} I_{xx} & 0 & -I_{xx} s\theta \\ 0 & I_{yy} s^2 \phi + I_{zz} s^2 \phi & (I_{yy} - I_{zz}) c\phi c\theta s\phi \\ -I_{xx} s\theta & (I_{yy} - I_{zz}) c\phi c\theta s\psi & I_{xx} s^2 \theta + I_{yy} c^2 \theta s^2 \phi + I_{zz} c^2 \theta c^2 \phi \end{bmatrix} \quad (2-29)$$

从以上动力学方程中可以看出, 四旋翼飞行器平移过程中的姿态很容易在惯性坐标系

中表示出来，而旋转过程中的姿态变化很容易在机体坐标系中表示出来，因此，四旋翼飞行器的动力学模型能够用如下等式表示：

$$\begin{aligned} m\ddot{x} &= (\sin \psi \sin \phi + \cos \psi \sin \theta \cos \phi)T \\ m\ddot{y} &= (-\cos \psi \sin \phi + \sin \psi \sin \theta \cos \phi)T \\ m(\ddot{z} + g) &= (\cos \theta \cos \phi)T \\ I_{xx}\dot{w}_x &= M_x - (I_{zz} - I_{yy})w_y w_z \\ I_{yy}\dot{w}_y &= M_y - (I_{xx} - I_{zz})w_z w_x \\ I_{zz}\dot{w}_z &= M_z \end{aligned} \quad (2-30)$$

上式中 (x, y, z) 表示四旋翼飞行器在惯性坐标系中的位置， ϕ 、 θ 和 ψ 分别为滚转角、俯仰角和偏航角， T 是由四个电机产生的升力总和， M_x 、 M_y 和 M_z 表示机体转动力矩， m 是四旋翼飞行器的质量， I_{xx} 、 I_{yy} 和 I_{zz} 分别为飞行器相对于坐标系 x 、 y 、 z 的转动惯量。系统中的四组升力和机体转动力矩定义为：

$$\begin{bmatrix} T \\ M_x \\ M_y \\ M_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 1 & 1 & 1 \\ \frac{\sqrt{2}}{2}l & -\frac{\sqrt{2}}{2}l & -\frac{\sqrt{2}}{2}l & \frac{\sqrt{2}}{2}l \\ \frac{\sqrt{2}}{2}l & \frac{\sqrt{2}}{2}l & -\frac{\sqrt{2}}{2}l & -\frac{\sqrt{2}}{2}l \\ -\alpha & \alpha & -\alpha & \alpha \end{bmatrix} \begin{bmatrix} T_A \\ T_B \\ T_C \\ T_D \end{bmatrix} \quad (2-31)$$

式中 $T_i (i = A, B, C, D)$ 分别表示四旋翼飞行器第 i 个旋翼所产生的升力， l 是电机与四旋翼中心点之间的距离， M_x 、 M_y 和 M_z 分别表示绕机体坐标系 x 轴、 y 轴和 z 轴旋转所产生的转动力矩。

从式 2-30 四旋翼飞行器的动力学模型中能够看出，四旋翼飞行器在空中飞行过程中，飞行器在惯性坐标系中的位姿变化不是随着各个旋翼所产生的升力变化而线性变化的，同时滚转角 ϕ 、俯仰角 θ 和偏航角 ψ 之间是耦合在一起的，一个姿态角的变化会引起整个四旋翼飞行器系统的非线性变化，同时旋转运动是造成系统非线性的重要原因。

2.4 本章小结

本章首先引入常用于描述空间中刚体姿态的欧拉角的概念，说明了本文中使用的

Tait-Bryan 角的定义方法，阐述了使用旋转矩阵实现不同坐标系间坐标转换的方法，分析了飞行器的几种基本飞行姿态及实现的基本控制算法，最后根据飞行器的飞行动力学原理建立了系统的非线性动力学模型，研究了四旋翼飞行器飞行过程中各变量的耦合关系和基本飞行机理。

第三章 四旋翼飞行器系统总体设计

四旋翼飞行器各种飞行姿态的实现都是通过调整四个旋翼旋转所产生的升力大小实现的，而升力的改变又是根据输出给电机 *PWM* 波的占空比的变化而改变的，本章将从脉冲宽度调制的介绍展开，根据系统设计的流程，从四旋翼飞行器系统的需求，设计目标及应用价值能方便论述系统的总体设计方案，并根据系统需求设计软件、硬件实验平台。

3.1 脉冲宽度调制简介

脉冲宽度调制（*Pulse Width Modulation, PWM*），简称脉宽调制，利用微处理器输出数字量信息，并将输出信息用到对模拟电路的控制中^[23]。简而言之，脉宽调制就是对输出脉冲宽度的控制，*PWM*的原理如下图 3-1所示，四旋翼飞行器系统中通过飞控板控制其产生的脉冲宽度的变化来驱动四个轴上电机转速的变化，进而实现对飞行器的各种姿态的控制。

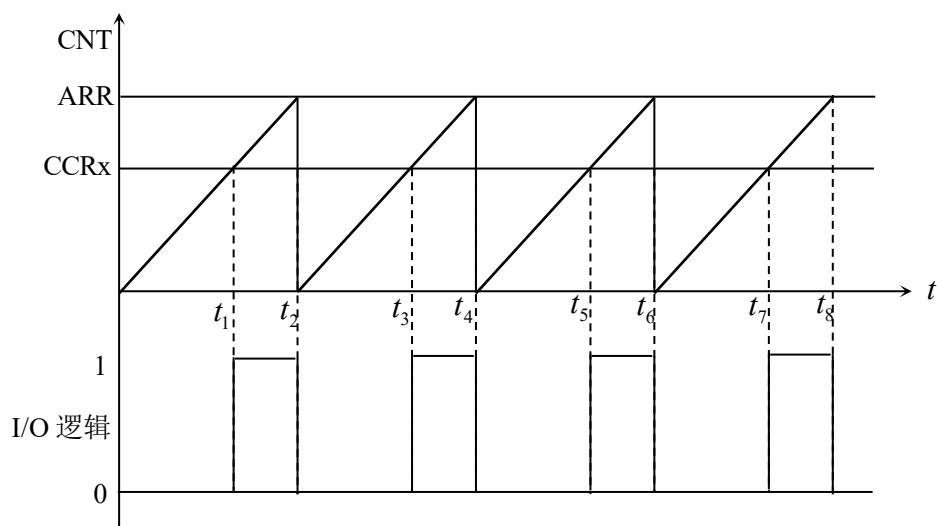


图 3-1 PWM 原理示意图

上图所示是一个简单的 *PWM* 原理示意图，假设计数器工作在向上计数的 *PWM* 工作模式，当 $CNT < CCRx$ 时输出 0，当 $CNT \geq CCRx$ 时输出 1。因此就可以得到图 2-1所示的 *PWM* 原理示意图，其工作原理为：当 CNT 的数值小于 $CCRx$ 的时候， I/O 输出低电平 0，当 CNT 的数值大于或等于 $CCRx$ 时， I/O 输出高电平 1，当 CNT 的数值达到 ARR 的时候，重新归零，然后重新向上计数，按照这种规律循环下去。通过改变图中 $CCRx$ 的值就可以改变输

出 *PWM* 信号的占空比，通过改变 *ARR* 的值，就可以改变 *PWM* 输出信号的频率。

3.2 系统总体设计方案

3.2.1 设计目标

目前国内的四旋翼飞行器大多数依赖于遥控器的控制，飞行器姿态控制效果的优劣很大程度上依赖于控制人的经验。所以大多数飞行器最终只是一个遥控玩具，不易于用于复杂环境或室内环境的导航、控制中。本文的目标是

3.2.2 设计方案

根据飞行器对飞设计一个不完全依赖于遥控器控制四旋翼飞行器系统的初步方案，在实现飞行器的自主稳定飞行的基础上建立视觉反馈机制，为四旋翼飞行器的自主室内导航与定位提供基础。行平稳性和控制精确性的要求，确定系统的总体结构如图 3-2 所示。主控芯片采用的是 ST 公司生产的基于 ARM 内核的 STM32F407 系列芯片，芯片的主频可达到 168M，并自带 FPU、单周期 DSP 指令，方便进行浮点运算。并自带 UART、SPI 和 I2C 等串行接口，满足系统对传感器数据采集、数据处理和位置、姿态数据同步的高速度要求。

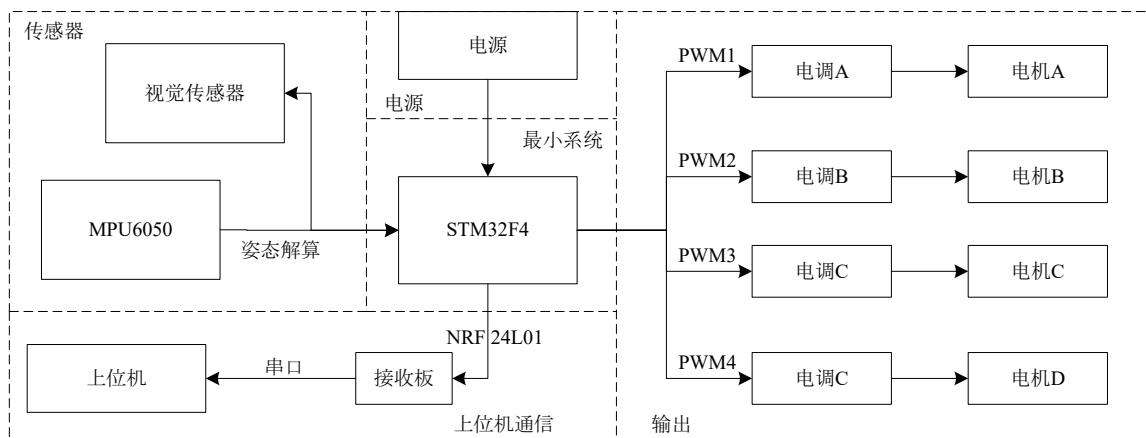


图 3-2 系统结构图

四旋翼飞行器的系统总体设计是根据各个子模块需要实现的功能分别设计实现的，整个硬件系统结构由电源模块、最小系统模块、传感器模块、上位机通信模块、*PWM* 输出模块等子模块组成。主控板由电源模块供电，进入正常工作状态后，六轴传感器 *MPU6050* 采集数据，并将采集到的数据经过滤波后传到主控板上，对数据再进行滤波融合等算法之

后得到三轴加速度、三轴角速度和姿态角等数据，经过四旋翼控制算法的运算，输出相应的调节量，并将其分别输出为四路 *PWM* 信号，计算得出各个电机的 *PWM* 波形的占空比后，*PWM* 信号输出到电机调速器来驱动电机转动，三个方向上的姿态角数据和角速度数据经过无线模块 *NRF24L01* 上传到接收板上，接收板通过串口和上位机通信，并当前数据实时显示在上位机的相应位置，同时，外部视觉传感器采集图像信号，供上位机处理。

3.3 硬件系统设计

3.3.1 电源模块

为了防止电路中出现大电流放电现象，设计的电源模块使用三个稳压芯片，分别是下图 3-3 中的 *U4*、*U5* 和 *U6*，图中 *DC_IN* 用于外部直流电源输入，经过稳压芯片 *U4* 的 *DC-DC* 芯片转换成 5V 的电源输出，其中防反接二极管 *D4* 用于避免外部直流电源极性颠倒的时候烧坏飞控板。*U5* 和 *U6* 是 3.3V 稳压芯片 *AMS1117-3.3*，用于给飞行器的飞控板提供 3.3V 稳压电源。飞控板的总电源开关为 *K1*，*F1* 是 1000mA 的具有自恢复功能的保险丝，能够实现对 *USB* 的保护。

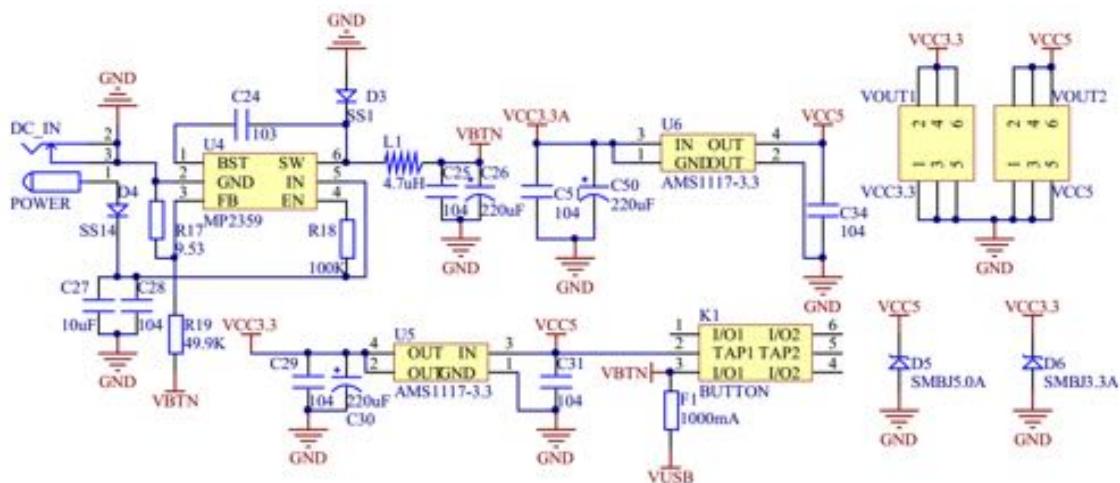


图 3-3 电源模块原理图

另外，飞控板的电源模块还提供了电源输入输出接口，图中 *VOUT1* 和 *VOUT2* 分别是 3.3V 和 5V 的电源输入输出接口，通过这两组接口，可以使用飞行器的电池给飞控板供电，图中 *D5* 和 *D6* 是 *TVS* 管，能够有效的避免 *VOUT* 外接电源或者负载不稳定的时候对飞控板造成损坏，还能一定程度上防止因为外接电源极性接反对飞控板造成的损坏。

3.3.2 最小系统

四旋翼飞行器系统选择 STM32F6ZGT6 作为主控板的 MCU，其最小系统能够原理图如图 3-4 所示。

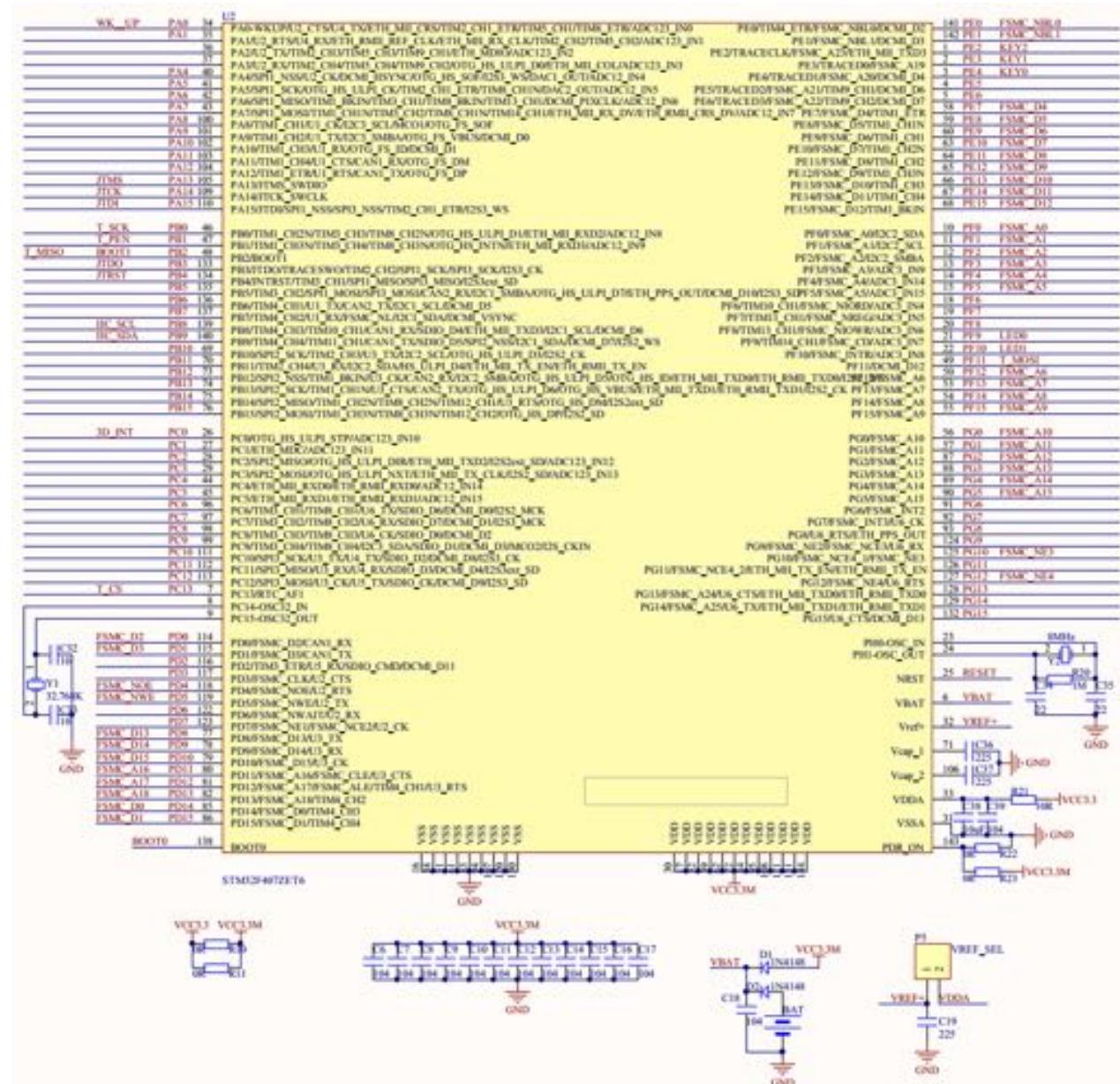


图 3-4 最小系统原理图

系统使用 $3.3V$ 电压作为参考电压，电压由电源模块中的 $VOUT1$ 管脚提供，图中电容 $C6-C17$ 为滤波电容，用于抑制输入、输出电压的波动，为飞控板提供稳定平滑的电压信号。

3.3.3 传感器模块

四旋翼飞行器的传感器系统由两部分组成，分别为用于测量飞行器飞行状态（平衡程

度和稳定程度)的传感器以及用于测量飞行器飞行位姿(惯性坐标系中的位置)的传感器。位姿测量采用视觉传感器实现,飞行状态的测量采用集成加速度传感器和陀螺仪的MPU6050传感器实现六轴的输出测量,MPU6050能测量并输出x轴、y轴和z轴方向上的加速度数据以及四旋翼飞行器沿这三个方向旋转的角速度数据,并自带DMP解算,能够方便的输出解算后的Tait-Bryan, MPU6050模块原理图如下图3-5所示。

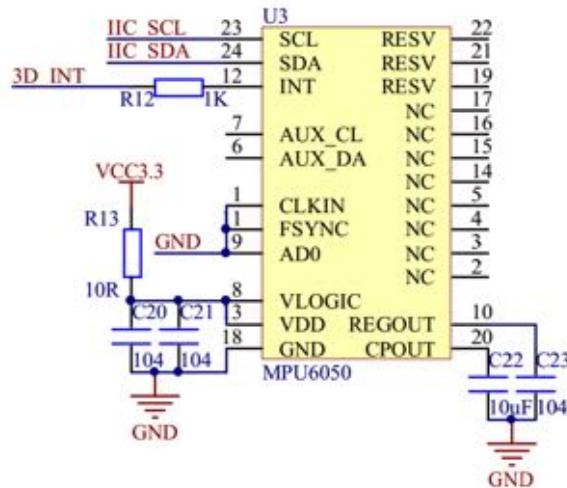


图 3-5 传感器原理图

MPU6050传感器模块采用三个普通I/O口实现与MCU的连接,SCL和SDA是连接MCU的IIC接口,MCU通过这个IIC接口来控制MPU6050,另外还有一个IIC接口AUX_CL和AUX_DA,这个接口能够用来连接其他的外部设备,如连接磁力传感器,就可以组成一个九轴传感器,本文中没有用到这个接口,只使用了六轴传感器。

3.3.4 USB串口

为了调试程序时方便显示调试状态,飞控板硬件电路中设计了USB转串口模块,选用CH340G芯片实现USB转串口功能,如图3-6所示。

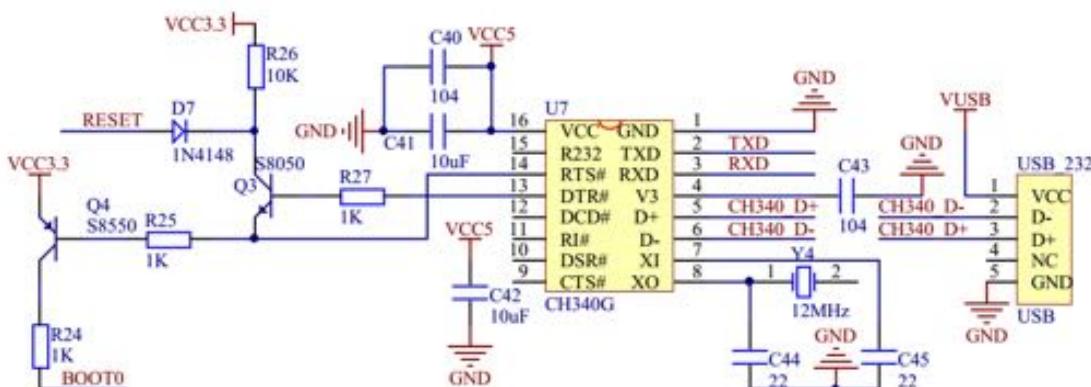


图 3-6 USB 串口模块

上图中 *USB232* 是一个 *USB* 插座，提供 *CH430G* 与电脑通信的接口，同时还可以给飞控板供电，飞控板就是通过这个 *USB* 转串口的接口与上位机连接，将 *MPU6050* 传感器测量并处理得到的加速度值和角速度值数据传送给电脑上的上位机中显示姿态信息。

3.3.6 无线模块接口与无线模块

飞控板上预留出 1×6 的排座（图 3-7）作为无线通信模块接口，连接模块很简单，将无线模块按照正确的方向插在排座上就可以开始正常的工作。

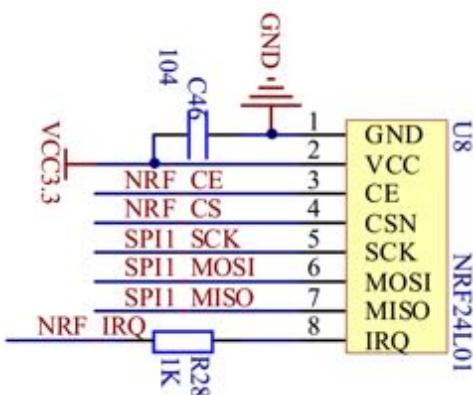


图 3-7 无线模块接口

无线通信功能是通过 *NRF2401* 无线模块实现的，它通过 *SPI* 与 *MCU* 通信。无线通信模块 *NRF24L01* 的最大传输速度能够达到 $2Mbps$ ，在无干扰的空旷环境内，它的最大传输距离能够达到 30 米左右。

3.4 硬件调试平台设计

3.4.1 四旋翼飞行器的型号



图 3-8 四旋翼飞行器实物

本文中的四旋翼飞行器控制系统中选用的是 650 的机架，即机架的质心到任意一个电机的距离为 $65cm$ ，机架总体使用碳纤维材料，重量轻，刚度好，如上图 3-8 所示。正反旋翼型号均为 1047，表示桨叶的大小为 10 英寸，螺距为 47，旋翼自带动平衡功能，使四旋翼飞行器飞行过程中更加稳定。电机采用无刷电机，通过电子调速器驱动。为了调试过程中的安全，上图中右图用玻纤维杆将飞行器四周包围起来，以减少实验及飞行过程中造成的伤害，提高系统的安全系数。

3.4.2 四旋翼飞行器调试平台

因为四旋翼飞行器本身有六个自由度，分别是沿坐标轴 x 轴、 y 轴、 z 轴三个方向上的平移运动和围绕 x 轴、 y 轴、 z 轴的旋转运动，因此四旋翼本身是一个欠驱动的系统，为了方便调试，本文所使用硬件调试平台限制四旋翼飞行器的运动，将其自由度减少为三个。



图 3-9 四旋翼飞行器调试平台

如图 3-9 中左图所示，将万向云台的一端固定，云台的另一端固定在四旋翼飞行器的底部，四旋翼飞行器在调试平台上能够自由旋转和作一定角度的倾斜。通过这种调试方法，限制了飞行器沿坐标轴 x 轴、 y 轴和 z 轴方向的平移运动，而沿坐标轴 x 轴、 y 轴和 z 轴的旋转运动却没有受到任何影响。此时的四旋翼飞行器系统就等价于只具有三个自由度的系统，通过四组电机的输出来控制具有三个自由度的四旋翼飞行器系统，方便了控制算法的调试。

3.5 上位机设计

为了方便系统在调试过程中能够实时地了解到飞行器的飞行状态和位姿信息，本文使用 *MATLAB* 中设计了三个上位机界面，分别用于实时显示四旋翼飞行器系统的姿态参数和基于视觉传感器两种位置检测与估计算法的实验结果。

3.5.1 四旋翼上位机系统设计

串口上位机用于显示四旋翼飞行器飞行过程中的姿态信息和姿态角曲线，界面如下图 3-10 所示。

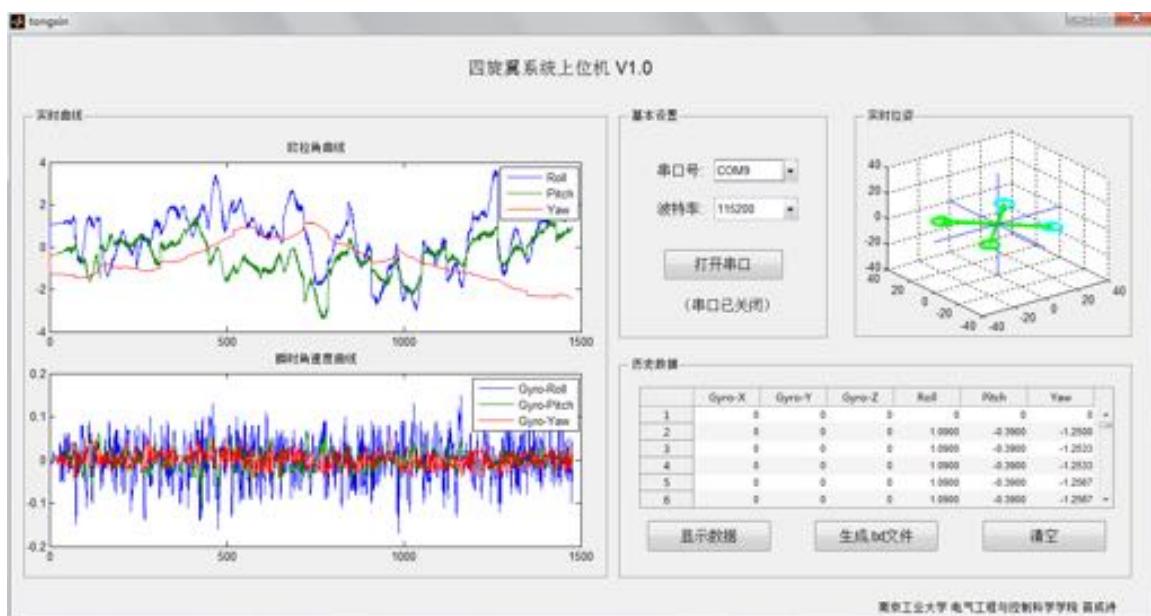


图 3-10 四旋翼飞行器上位机系统

上位机界面由基本设置、实时曲线、实时位姿、历史数据等四个部分组成，上位机数据由 *MPU6050* 获得，其工作原理如下图 3-11 所示。

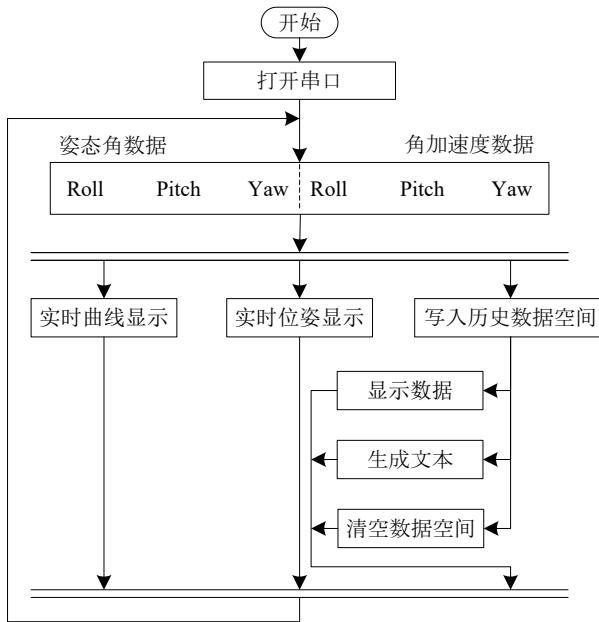


图 3-11 上位机工作原理图

基本设置用于设置串口通信的参数，如串口端口选择和波特率选择等，参数设置完成后单击打开串口按钮，上位机开始运行并接收数据。实时曲线显示包括当前欧拉角曲线和当前瞬时角速度曲线，分别用于实现实时欧拉角及角速度的显示，通过该曲线能观察到四旋翼飞行器飞行过程中的抖动情况和自稳程度，欧拉角曲线波动越大表示震动越大，角加速度曲线波动幅度越大则表示自稳能力越差，反之，欧拉角曲线波动程度越小，角加速度曲线趋于在小幅度范围内波动，则表示控制效果越好，四旋翼飞行器的自稳程度越高。实时位姿显示窗口能以动态画面的形式显示四旋翼飞行器当前位姿，通过这个显示窗口可以直观地看出四旋翼飞行器飞行姿态的变化。历史数据显示部分用于显示飞行过程中的历史数据，下设三个选择按键：显示数据、生成 .txt 文件与清空，单击按钮“显示数据”，用于显示已经传输完成的历史数据，单击按钮“生成 .txt 文件”能够将历史数据导出并生成一个文本文件，程序执行完毕后，还可以通过生成的文本文件查看历史数据。单击“清空”按钮能够清空当前工作空间中的全部历史数据。

3.5.2 位置检测与估计上位机系统设计

本文的设计目标是为实现四旋翼飞行器的自主飞行奠定基础，但是仅仅依赖于系统内部传感器是难以实现稳定的自主飞行的，所以这里通过视觉反馈来估算四旋翼飞行器的位置，以期达到四旋翼飞行器的稳定控制。本文设计了基于目标点数量的位置检测与估计和

基于色块属性的位置检测与估计两种上位机系统，分别如图 3-12 和 3-13 所示。

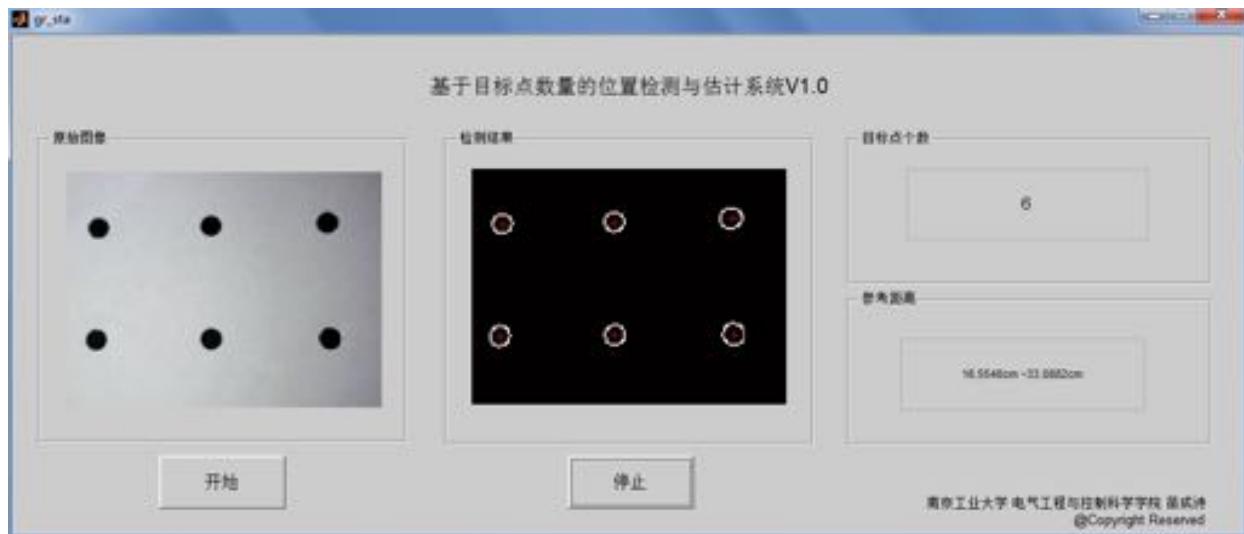


图 3-12 基于目标点数量的位置检测与估计系统上位机界面

图 3-12 中上位机用于标定并显示视觉传感器视野范围内的目标点及目标点数量，并能显示出参考距离，单击开始按钮后上位机开始运行，图像信息有通过 *USB* 连接在计算机上的视觉传感器提供，单击停止按钮时，视觉传感停止采集视频数据，上位机暂停工作。

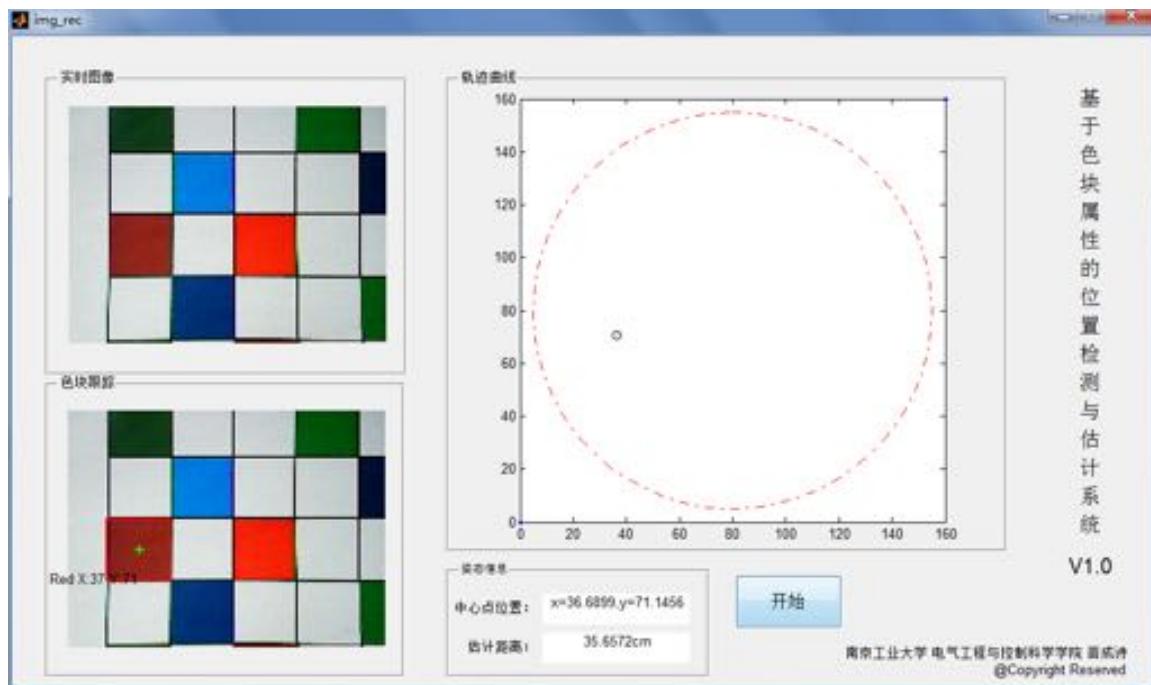


图 3-13 基于色块属性的位置检测与估计系统上位机界面

图 3-13 所示是另一种基于色块属性的位置检测与估计系统上位机，单击开始按钮后，系统开始运行，能够实现对四旋翼飞行器的跟踪显示，并在右侧轨迹曲线模块中显示出飞

行器的运动轨迹，同时在姿态信息中显示飞行器中心点的位置和估计距离。

3.6 本章小结

本章首先引入脉冲宽度调制的概念和基本原理，从实际需求、应用价值和目标等角度论述了四旋翼飞行器系统的设计过程，介绍了系统设计的总体思想和系统设计框架，分别从电源模块、最小系统模块、传感器模块、串口通信模块、无线通信接口与无线通信模块等子模块的设计展开讨论，并介绍了用于系统调试的综合测试平台和上机的设计与使用方法。

第四章 四旋翼飞行器的控制算法

四旋翼飞行器总体上是一个典型的非线性欠驱动系统，系统中的多个变量之间都存在相互耦合的关系，而一般 *PID* 控制器是一个线性的控制器，通常不能直接用于非线性系统的控制，所以需要将非线性的动力学模型简化。飞行器在悬停过程中姿态变化不大，各变量在小变化率内波动，在这种前提下，将系统的动力学模型近似简化成为线性系统，通过多级 *PID* 控制器实现近似线性化的四旋翼飞行器的稳定控制。

4.1 四旋翼力学模型的线性化

由第二章四旋翼飞行器的飞行动力学模型可以看出，四旋翼飞行器各自由度变量之间是互相耦合的，整个系统是一个典型的非线性系统，因此为了实现四旋翼飞行器的稳定控制，本节采用将四旋翼飞行器线性化的方法将问题简化。以式 2-30 的动力学模型为基础，采用上述线性化方法，根据角速度与姿态角的关系得到以下模型：

$$\begin{aligned} I_{xx}\ddot{\phi} &= M_x - (I_{zz} - I_{yy})\dot{\theta}\dot{\psi} \\ I_{yy}\ddot{\theta} &= M_y - (I_{xx} - I_{zz})\dot{\psi}\dot{\phi} \\ I_{zz}\ddot{\psi} &= M_z \end{aligned} \quad (4-1)$$

四旋翼飞行器的稳定控制中选择 *PID* 控制将四旋翼飞行器控制在期望的滚转角、俯仰角和偏航角处，当角度 α 变化不大时， $\sin \alpha$ 或 $\tan \alpha$ 能够近似 α 表示， $\cos \alpha$ 能够近似用常数 1 表示，原本非线性的系统就能够用线性化的表达式表示了。因此当飞行器的姿态角的变化率很小时，式 2-30 中的四旋翼飞行器的动力学模型可以线性化为如下形式：

$$\begin{aligned} \ddot{x} &= g\theta \\ \ddot{y} &= -g\phi \\ \ddot{z} &= 0 \end{aligned} \quad (4-2)$$

其中 θ 和 ϕ 分别是四旋翼飞行器的滚转角和俯仰角， x 、 y 、 z 表示飞行器在惯性坐标系中的位置坐标。从上式小角度下线性化的动力学模型中能够得出，当四旋翼飞行器姿态波动不大时，偏航角的控制能独立于其他两个姿态的控制，即能够通过两种不同的控制方法分别控制四旋翼飞行器在 XOY 平面内姿态的稳定与在 Z 轴所在平面内姿态的稳定^[24]。

4.2 四旋翼飞行器的平衡控制原理

本文中讨论为四旋翼飞行器的飞行方式是 X 型的，如图 4-1 所示，四个电机分别位于 XOY 坐标平面的四个区间内， Z 轴垂直于四个电机所在的平面。图 4-1 中所示的三个角度 ϕ 、 θ 和 ψ 分别代表用于描述飞行器姿态的 *Tait-Bryan* 角，分别对应表示四旋翼飞行器的飞行过程中的滚转角、俯仰角和偏航角。前文中已经说明，如果期望四旋翼飞行器保持悬停状态，理想的控制方法是 A 、 B 、 C 、 D 四组电机以相同的转速转动，对四个轴上施加的升力相等，四旋翼悬停在空中。但是，实际飞行过程飞行器并不会绝对稳定在一个平面上，因此 *Tait-Bryan* 角会不断发生变化。

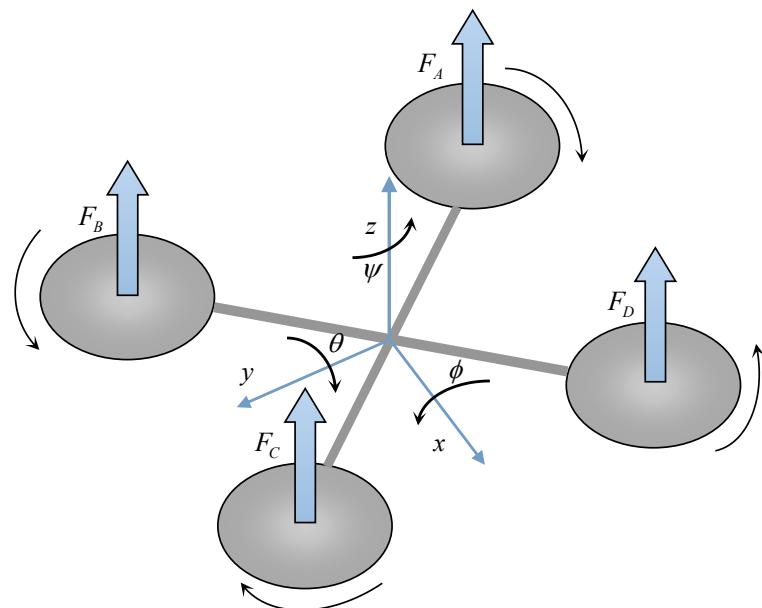


图 4-1 X 型四旋翼飞行器

以上图中的变化方向为例，滚转角 ϕ 沿正向增大时，需要增大电机 B 、 C 的转速，减小电机 A 、 B 的转速；同样的原理，俯仰角 θ 沿正方向增大时，需要增大电机 C 、 D 的转速，并同时减小电机 A 、 B 的转速；偏航角 ψ 沿着正方向增大时，表明当前四旋翼飞行器在惯性坐标系下沿 Z 轴逆时针旋转，这种情况的出现是由于电机 A 与电机 C 旋转产生的陀螺效应大于电机 B 与电机 D 的，从而造成四旋翼飞行器沿一个方向自转，所以此时需要通过调节增大电机 A 和电机 D 的转速，减小电机 B 和电机 D 的转速。当三个 *Tait-Bryan* 角沿反方向变化时，控制调节方法与上述情形类似，下表 4-1 中描述了上述几种情形下相对应的控制方法。

表 4-1 几种基本情况下的电机控制方法

	滚转角正（反）向增大	俯仰角正（反）向增大	偏航角正（反）向增大
电机 A	- (+)	- (+)	- (+)
电机 B	+ (-)	- (+)	+ (-)
电机 C	+ (-)	+ (-)	- (+)
电机 D	- (+)	+ (-)	+ (-)

表中符号 +、 - 分别表示飞行器对应电机转速的增加或者减少，所以为了同时实现对 *Tait-Bryan* 三个角度的控制，采用下式所述的电机控制方法：

$$T_A = -T_{roll} - T_{pitch} - T_{yaw} \quad (4-3)$$

$$T_B = T_{roll} - T_{pitch} + T_{yaw} \quad (4-4)$$

$$T_C = T_{roll} + T_{pitch} - T_{yaw} \quad (4-5)$$

$$T_D = -T_{roll} + T_{pitch} + T_{yaw} \quad (4-6)$$

式中 T_{roll} 、 T_{pitch} 和 T_{yaw} 分别表示由于 ϕ 、 θ 、 ψ 三个角度的变化导致的输出量，这个输出量的大小是由控制算法输出的调节量决定的。这个等式能够将滚转角、 俯仰角和偏航角三个角度之间的耦合关系表示出来，四组电机的控制量之间相互关联、 相互制约，共同调节到稳定值。

4.3 四元数与姿态角

4.3.1 四元数的定义

四元数可以看作是三维空间中旋转的另外一种表示方法^[25]，一个单位四元数 q 表示绕一个轴的旋转，定义如下：

$$q = [q_0, q_1, q_2, q_3]^T \quad (4-7)$$

$$|q| = q_0^2 + q_1^2 + q_2^2 + q_3^2 = 1 \quad (4-8)$$

本质上，一个四元数等价于由一个实数加上三个虚数单位组成，即四元数的另一种

表示方法为：

$$q = q_0 + q_1 \vec{i} + q_2 \vec{j} + q_3 \vec{k} \quad (4-9)$$

一般情况下，要得到一个四元数，只需要只需要两个基本条件：具有一个旋转轴，以及绕轴旋转一定的角度。通过这种方法构造四元数如下：

$$\begin{bmatrix} q_0 \\ q_1 \\ q_2 \\ q_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \frac{\alpha}{2} \\ \sin \frac{\alpha}{2} \cos \beta_x \\ \sin \frac{\alpha}{2} \cos \beta_y \\ \sin \frac{\alpha}{2} \cos \beta_z \end{bmatrix} \quad (4-10)$$

上式中角度 α 表示物体围绕旋转轴旋转经过的角度， $\cos \beta_x$ 、 $\cos \beta_y$ 和 $\cos \beta_z$ 分别表示旋转坐标轴在坐标轴 x 、 y 、 z 上的分量，因此，通过这几组数值能够确定出旋转的坐标轴的具体位置。本文中讨论的四元数发主要用于对姿态角的解算，简化计算量，提高程序的运行效率。

4.3.2 方向余弦矩阵

方向余弦矩阵用 C_b^n 表示，矩阵规模是 3×3 的，矩阵中的列向量表示机载坐标系的单位矢量在参考坐标系的投影^[26]，方向余弦矩阵的分量形式表示如下：

$$C_b^n = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} \\ C_{21} & C_{22} & C_{23} \\ C_{31} & C_{32} & C_{33} \end{bmatrix} \quad (4-11)$$

上述矩阵中的第 i 行第 j 列表示参考坐标系 i 轴方向与与机载坐标系 j 轴方向夹角的余弦值。根据第二章中关于四旋翼飞行器姿态角的描述，文中所提出的机载坐标系到惯性坐标系的的旋转矩阵也是方向余弦，所以方向余弦的姿态角表示形式为：

$$C_b^n = R \quad (4-12)$$

上式中 R 为式 2-4 中的旋转矩阵，三角函数 \cos 、 \sin 分别简化表示为 c 与 s 。如果在机载坐标系下定义一个矢量 r^b ，那么这个矢量在参考坐标系中就表示为 r^n 。下面讨论利用

四元数进行矢量变换的具体方法。

首先定义一个四元数 r^b , 其中, 这个四元数的虚部定义为矢量 r^b 相对应的各个分量, 实部定义为零, 即若 $r^b = x\bar{i} + y\bar{j} + z\bar{k}$, 那么 $r^{b'} = 0 + x\bar{i} + y\bar{j} + z\bar{k}$, 所以在参考坐标系中上述矢量表示为:

$$r^{n'} = qr^{b'}\bar{q} \quad (4-13)$$

式中的 \bar{q} 表示复数矢量 q 的共轭, 分别将相关表达式带入上式得到参考坐标系下的矢量表达式如下:

$$\begin{aligned} r^{n'} = & (q_0 + q_1\bar{i} + q_2\bar{j} + q_3\bar{k})(0 + x\bar{i} + y\bar{j} + z\bar{k})(q_0 - q_1\bar{i} + q_2\bar{j} + q_3\bar{k}) = 0 + \\ & \{(q_0^2 + q_1^2 + q_2^2 + q_3^2)x + 2(q_1q_2 - q_0q_3)y + 2(q_1q_3 + q_0q_2)z\}\bar{i} + \\ & \{2(q_1q_2 + q_0q_3)x + (q_0^2 - q_1^2 + q_2^2 - q_3^2)y + 2(q_2q_3 - q_0q_1)z\}\bar{j} + \\ & \{2(q_1q_3 + q_0q_2)x + 2(q_2q_3 - q_0q_1)y + (q_0^2 - q_1^2 - q_2^2 + q_3^2)z\}\bar{k} \end{aligned} \quad (4-14)$$

上式是以复数的形式表示的参考坐标系下的矢量 $r^{n'}$, 直观起见, 上式还能够表示为矩阵的形式为: $r^{n'} = C'r^{b'}$, 其中

$$C' = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & C \end{bmatrix}, r^{b'} = \begin{bmatrix} 0 \\ r^b \end{bmatrix} \quad (4-15)$$

$$C = \begin{bmatrix} q_0^2 + q_1^2 + q_2^2 + q_3^2 & 2(q_1q_2 - q_0q_3) & 2(q_1q_3 + q_0q_2) \\ 2(q_1q_2 + q_0q_3) & q_0^2 - q_1^2 + q_2^2 - q_3^2 & 2(q_2q_3 - q_0q_1) \\ 2(q_1q_3 + q_0q_2) & 2(q_2q_3 - q_0q_1) & q_0^2 - q_1^2 - q_2^2 + q_3^2 \end{bmatrix} \quad (4-16)$$

上式等价于 $r^n = Cr^b$, 所以式 4-16 也是方向余弦的另一种表示方式, 式中矩阵 C 就等价于方向余弦矩阵 C_b^n 。

4.3.3 四元数与姿态角

根据上一节的讨论, 方向余弦矩阵有三种表示方式, 分别为分量形式表示、姿态角表示和四元数表示, 所以有以下等式表示:

$$\begin{aligned}
C_b^n &= \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} \\ C_{21} & C_{22} & C_{23} \\ C_{31} & C_{32} & C_{33} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} c\psi c\theta & -s\psi c\phi + c\psi s\theta s\phi & s\psi s\phi + c\psi c\phi s\theta \\ s\psi c\theta & c\psi c\phi + s\psi s\theta s\phi & -c\psi s\phi + s\theta s\psi c\phi \\ -s\theta & c\theta s\phi & c\theta c\phi \end{bmatrix} \\
&= \begin{bmatrix} q_0^2 + q_1^2 + q_2^2 + q_3^2 & 2(q_1 q_2 - q_0 q_3) & 2(q_1 q_3 + q_0 q_2) \\ 2(q_1 q_2 + q_0 q_3) & q_0^2 - q_1^2 + q_2^2 - q_3^2 & 2(q_2 q_3 - q_0 q_1) \\ 2(q_1 q_3 + q_0 q_2) & 2(q_2 q_3 - q_0 q_1) & q_0^2 - q_1^2 - q_2^2 + q_3^2 \end{bmatrix}
\end{aligned} \tag{4-17}$$

比较上述表达式的各个组成部分可以看出,四元数与欧拉角之间可以实现相互的转换,用姿态角表示四元数的表达式为:

$$\begin{bmatrix} q_0 \\ q_1 \\ q_2 \\ q_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \frac{\phi}{2} \cos \frac{\theta}{2} \cos \frac{\psi}{2} + \sin \frac{\phi}{2} \sin \frac{\theta}{2} \sin \frac{\psi}{2} \\ \sin \frac{\phi}{2} \cos \frac{\theta}{2} \cos \frac{\psi}{2} - \cos \frac{\phi}{2} \sin \frac{\theta}{2} \sin \frac{\psi}{2} \\ \cos \frac{\phi}{2} \sin \frac{\theta}{2} \cos \frac{\psi}{2} + \sin \frac{\phi}{2} \cos \frac{\theta}{2} \sin \frac{\psi}{2} \\ \cos \frac{\phi}{2} \cos \frac{\theta}{2} \sin \frac{\psi}{2} + \sin \frac{\phi}{2} \sin \frac{\theta}{2} \cos \frac{\psi}{2} \end{bmatrix} \tag{4-18}$$

同理, 姿态角的四旋翼表达如下:

$$\begin{bmatrix} \phi \\ \theta \\ \psi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \arctan \frac{2(q_0 q_1 + q_2 q_3)}{1 - 2(q_2^2 + q_3^2)} \\ \arcsin(2(q_0 q_2 - q_3 q_1)) \\ \arctan \frac{2(q_0 q_3 + q_1 q_2)}{1 - 2(q_2^2 + q_3^2)} \end{bmatrix} \tag{4-19}$$

然而, 通常情况下, 反正切函数 \arctan 和反正弦函数 \arcsin 的值域在 $\left[-\frac{\pi}{2}, \frac{\pi}{2}\right]$ 上, 而四旋翼飞行器各姿态角的范围在 $(-180^\circ, 180^\circ)$ 内, 上式 4-19 不能完整的描述出含四旋翼飞行器实际飞行过程中可能会出现的多种基本姿态情况, 所以不能满足实际控制过程中的要求, 因此采用 $\arctan 2$ 代替 \arctan 作为运算中的三角函数, 这个函数的值域在 $[-\pi, \pi]$ 上, 能满足实验的基本要求, 因此, 式 4-19 四元数转化为姿态角的转换表达式变形为如下形式:

$$\begin{bmatrix} \phi \\ \theta \\ \psi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \arctan 2(2(q_0 q_1 + q_2 q_3), 1 - 2(q_2^2 + q_3^2)) \\ \arcsin(2(q_0 q_2 - q_3 q_1)) \\ \arctan 2(2(q_0 q_3 + q_1 q_2), 1 - 2(q_2^2 + q_3^2)) \end{bmatrix} \tag{4-20}$$

因此，根据上式，能够很容易的实现姿态角与四元数之间的相互转换，为后期控制算法的设计提供了方便。

4.4 离散 PID 控制器

离散化的 *PID* 控制器有两种基本形式，分别是位置式 *PID* 和增量式 *PID*，位置式 *PID* 的离散化表达式为：

$$u(k) = K_p e(k) + K_i \sum_{j=0}^k e(j) + K_d [e(k) - e(k-1)] \quad (4-21)$$

式 4-21 中 K_p 表示比例系数， K_i 表示积分系数， K_d 表示微分系数，表示第 k 次 *PID* 控制中设定值与被控变量的偏差， $u(k)$ 表示第 k 次 *PID* 控制输出的调节量。位置式 *PID*，顾名思义，就是输出执行机构的实际位置，从上式中能够看出，表达式中有一个误差累积的部分，从而导致位置式 *PID* 控制器在采样时间 k 时的输出值 $u(k)$ 与过去一段时间的控制器所有状态都有关系。因此，由于误差的不断累计，会造成运算量增大，而且一旦运算过程中出现故障，会造成控制器输出的大幅度变化，影响控制效果。

$$\Delta u(k) = K_p \Delta e(k) + K_i e(k) + K_d (\Delta e(k) - \Delta e(k-1)) \quad (4-22)$$

上式是增量式 *PID* 的数学表达式，式中 $\Delta e(k) = e(k) - e(k-1)$ ，与位置式 *PID* 相比，增量式 *PID* 控制器的输出是控制量的增量 $\Delta u(k)$ ，而不是相对应的执行机构的实际位置，因此，使用增量式 *PID* 控制器之前，首先需要确定执行机构具有对控制量的累加功能。由于增量式 *PID* 控制器仅与最近三次误差量的累计有关系，所以运算过程中一旦出现故障，不会对输出增量造成很大影响，容易获得较好的控制效果。

综上所述，位置式 *PID* 控制器输出实际的控制值，与过去所有状态有关。计算时需要对每一次的控制误差进行累积，导致运算过程中计算量很大。增量式 *PID* 控制器输出每次运算之后的增量，与过去三次的状态有关。四旋翼飞行器的控制过程中需要的输出值并不是绝对的位置量，而是通过输出的变化量决定每次 *PWM* 需要变化多少，因此控制算法中选择增量式 *PID* 控制作为四旋翼飞行器的控制算法。

4.5 无线发送与接收

为了能够在四旋翼飞行器的飞行过程中能够方便得到其位置信息和姿态信息，控制系统中使用 *NRF24L01* 无线通信模块实现飞控板与上位机的通信，下图 4-2 为无线发送与接收部分算法流程图。

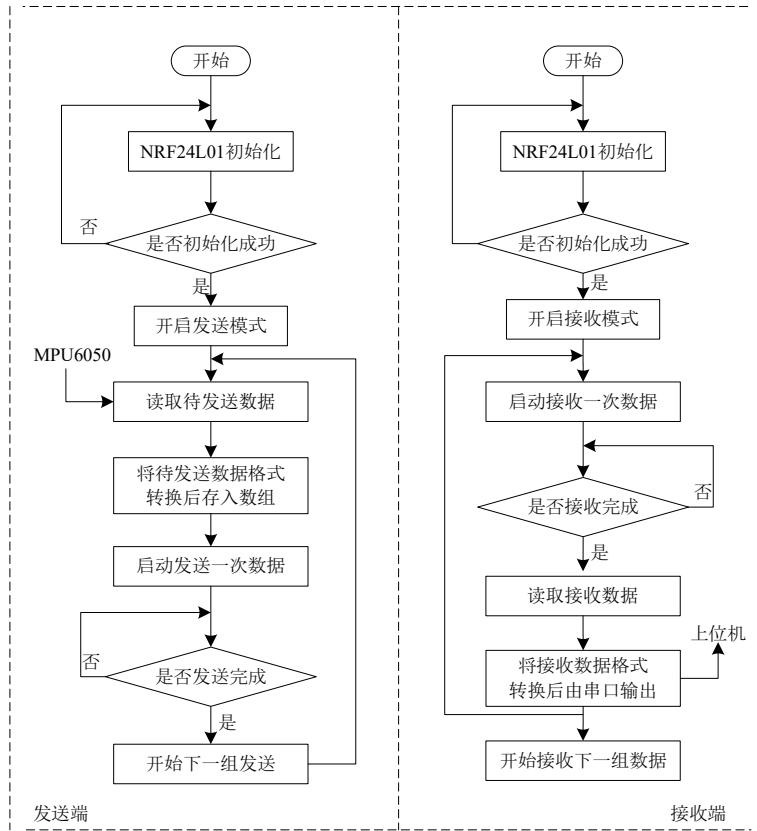


图 4-2 无线模块工作程序流程图

四旋翼飞行器系统的无线通信功能正常工作时需要两个 *NRF24L01* 无线模块，其中一个作为发送端，另一个作为接收端，两个无线模块进入各自的工作模式前都需要先进行初始化，初始化成功后分别开启发送模式和接收模式，同时设定频道，为了能够实现两个模块之间的通信，需要将两个无线模块设置在相同的频道上。完成上述初始化和基本设定过程之后，才能开始无线通信，以发送姿态角和加速度为例，要发送的数据经过 *MPU6050* 传感器测得之后存放在待发送的数组里，并启动一次数据发送，接收端接到数据包之后，将数据读取出来，然后通过串口将其上传到上位机上，从而实现下位机（四旋翼飞行器）与上位机（计算机）之间的信息传递。

4.6 四旋翼飞行器控制器设计

根据四旋翼飞行器的数学模型看出，飞行器在空间中的运动可分成两个部分，分别是在机体坐标系下四旋翼飞行器沿三个坐标轴的转动以及在惯性坐标系下，四旋翼飞行器质心的平移运动，即姿态和位置，姿态控制用于控制飞行器的稳定程度，位置控制用于控制其沿特定轨迹运动，如上升、下降、前进、后退、定高悬停等。通常四旋翼飞行器的控制采用双环嵌套的控制方法，控制环分为内环和外环，对飞行姿态的控制在内环，而对位置的控制在外环，控制结构如下图 4-3 所示。

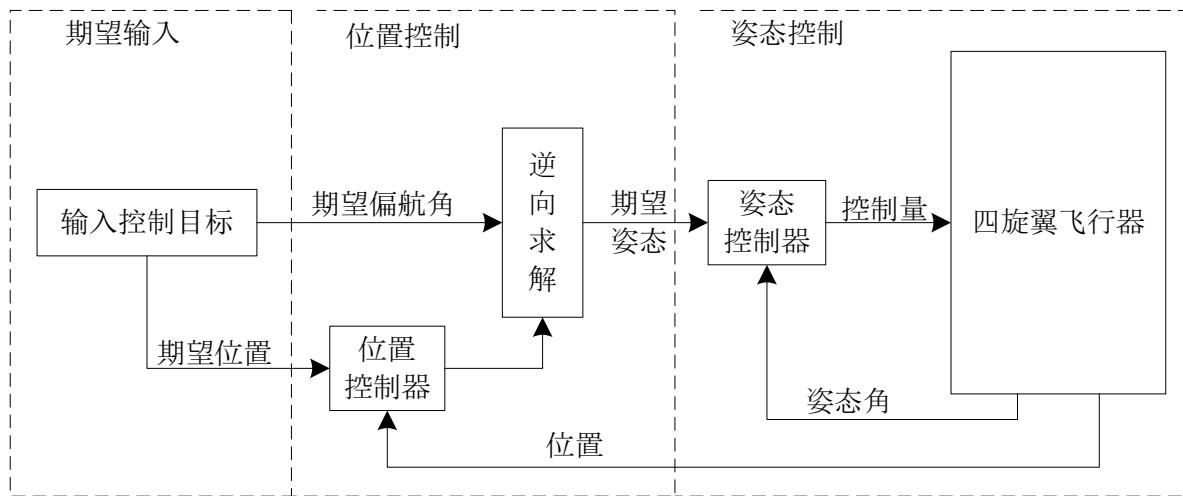


图 4-3 控制结构图

首先输入控制目标，即期望位置和期望姿态，四旋翼飞行器的位置包括坐标值和航向，即惯性坐标系下的期望位置坐标和期望航向角，位置控制器通过四旋翼飞行器传回的位置信息与期望位置的比较实现对其位置的控制；同时经过逆向求解过程求出输入控制目标中的期望姿态，将期望姿态输出给姿态控制器，姿态控制器对比当前姿态角与期望姿态角采用相应的控制策略实现对姿态的控制。

4.6.1 姿态位置数据采集

为了测得飞行器飞行过程中的姿态信息和位置信息，控制系统中采用 *Invensense* 公司的整合性六轴运动处理组件 *MPU6050*，该传感器内部集整合了三轴陀螺仪和三轴加速度传感器，并可以利用自带的数字运动处理器（*Digital Motion Processor, DMP*）硬件加速引擎，通过 *IIC* 接口输出完整的六轴融合演算数据，有了 *DMP*，姿态解算的实现能够很大

程度上降低系统的负荷，提高系统的流畅度。

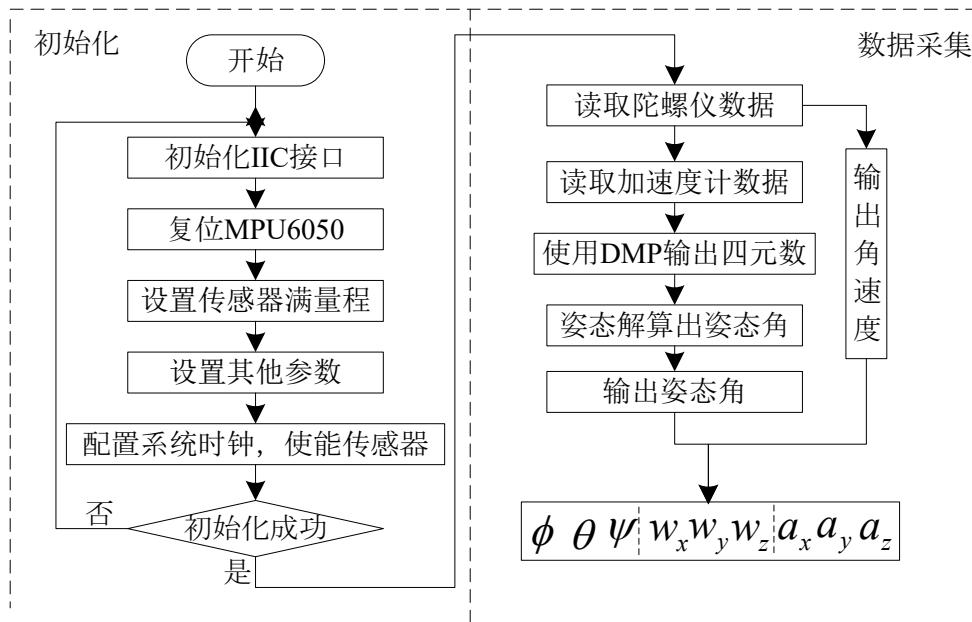


图 4-4 姿态位置采集流程

六轴传感器 *MPU6050* 的工作流程如图 4-4 所示，*MPU6050* 采用 *IIC* 与 *STM32F4* 通信，所以使用传感器之前首先初始化 *IIC* 接口，然后复位 *MPU6050*，让其内部所有寄存器恢复默认值，以进入正常工作状态，第三步设置陀螺仪和加速度传感器的满量程范围，防止出现数据溢出情况的出现。基本方面的配置完整需要再设置其他参数，包括关闭中断、禁止 *FIFO*、设置陀螺仪采样率、设置数字低通滤波器等等，最后配置系统时钟，并使能陀螺仪和加速度传感器，这样就完成了 *MPU6050* 初始化的过程，接下来就可以通过读取相关的传感器，获得陀螺仪和加速度传感器的相关数据了。

六轴传感器 *MPU6050* 初始化成功后就可以得到陀螺仪和加速度传感器的数据了，但是此时读取到的都是原始数据，对于系统的姿态描述和位置检测与估计没有什么作用，因此需要进行姿态融合运算，通过传感器内部自带的数字运动处理器，将原始数据转换成四元数，再通过式 4-19 中的转换矩阵将四元数转换成 *Tait-Bryan* 姿态角输出，即得到滚转角 ϕ 、俯仰角 θ 及偏航角 ψ ，同时，也能够通过陀螺仪得到受控对象沿坐标轴 x 、 y 、 z 旋转的角速度分量 w_x 、 w_y 和 w_z ，以及沿各坐标轴方向上的加速度分量 a_x 、 a_y 和 a_z ，根据以上三组数据就能实现对被控对象的位置检测与估计。

4.6.2 姿态控制

本文中姿态控制采用 *PID* 控制实现，首先 *PID* 控制器是一个线性的控制器，所谓线性控制器就是用于线性系统控制的控制器，因为一般只有在系统是线性系统或者系统能表现出线性特征的情形下，经典 *PID* 控制才能实现对其较为精准的控制，根据前文知道，本文中所讨论的四旋翼飞行器系统是一个很典型的非线性系统，不适宜用 *PID* 控制实现，然而当系统 *Tait - Bryan* 角在小范围内波动时，可以近似把其看作是线性系统。四旋翼飞行器的 *PID* 控制本质上就是对电机的控制，直接控制电机的输出力矩，所以要求控制量的输出与电机的输出力矩间是近似线性关系的，否则，使用 *PID* 控制器就不容易达到预期的控制效果。

四旋翼飞行器的姿态控制主要在于对其输出姿态角的控制和自稳控制，姿态角即 *Tait - Bryan* 角，是由加速度传感器测的原始数据之后，经过四元数法解算后得到的，而自稳控制是通过对姿态角变化的角加速度的控制实现的，程序工作原理图如图 4-5 所示。

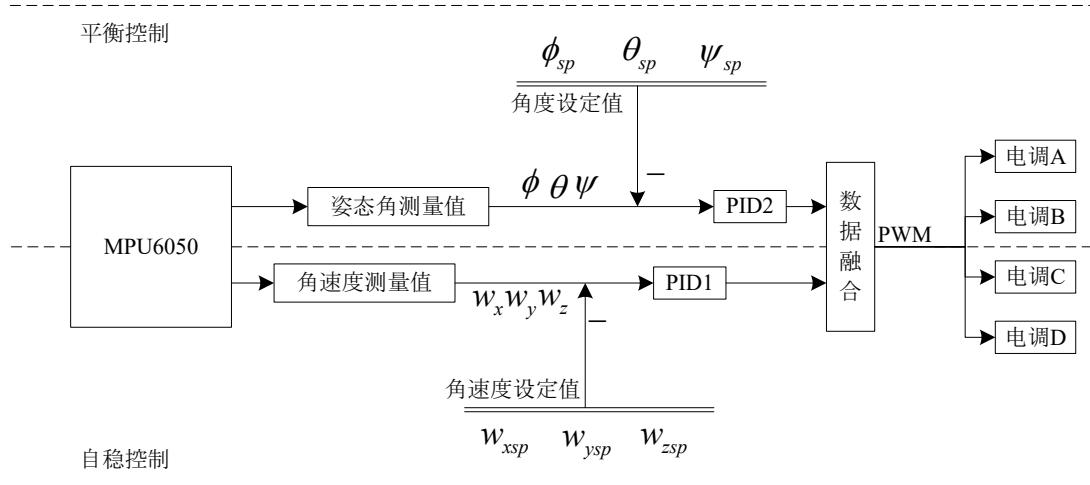


图 4-5 姿态控制程序框图

四旋翼飞行器的姿态控制由两个部分组成，分别是自稳控制和平衡控制，自稳控制是通过对机体沿三个坐标轴旋转的角速度进行控制，将其控制在设定值附近，一般设定值设为零，控制器 *PID* 对偏差量进行控制，一旦四旋翼飞行器沿坐标轴将会有很大的波动，通过调整相应电机转速，在飞行器上施加相应的反作用力，抑制并减小波动的趋势，从而实现自稳控制，因此，使用自稳控制的作用是减小四旋翼飞行器飞行过程中的高频振荡现象。然而如果沿一个方向上转速变化的波动很小，*PID* 控制器没能准确识别出波动程度，随着

时间的累积，四旋翼飞行器会渐渐倾斜，单独的自稳控制是不能满足四旋翼飞行器姿态控制的要求的，所以本文控制算法中还采用了平衡控制，如图 4-5 所示，平衡控制通过对姿态角的控制实现，根据传感器 MPU6050 采集、解算到的姿态角，与输入设定值比较，再通过控制器 PID2 控制偏差量，如果姿态角有变化，就会有相应控制量的输出，所以平衡控制在四旋翼飞行器控制系统中的作用是减小飞行器飞行过程中出现抖动幅度过大的情况。自稳控制和平衡控制两种控制方法相结合就可以实现对四旋翼飞行器飞行过程中稳定的姿态控制。

4.6.3 高度控制

四旋翼飞行器的高度控制用于飞行器的悬停、起降控制，使其在一定的高度范围内运动，本节中对四旋翼飞行器高度的控制是基于加速度传感器的数值，MPU6050 传感器测得的加速度值包含三个数据，分别是加速度沿机体坐标系的 x 、 y 、 z 轴的加速度分量，而在四旋翼飞行器的定高控制中，对飞行器位置信息的描述在惯性坐标系中实现的，所以控制过程中对其高度的估计值需要四旋翼飞行器机体加速度在惯性坐标系中沿 z 轴方向上的分量。在机体坐标系中，四旋翼飞行器的加速度及各分量表示为：

$$Acc_b = \begin{bmatrix} a_x & 0 & 0 \\ 0 & a_y & 0 \\ 0 & 0 & a_z \end{bmatrix} \quad (4-23)$$

根据第二章中机体坐标系转到惯性坐标系的转换方法，得到各分量在惯性坐标系中的值 Acc_i 的表达式为：

$$Acc_i = R * Acc_b \quad (4-24)$$

上式中 R 为式 2-4 中的旋转矩阵，滚转角、俯仰角和偏航角分别用 ϕ 、 θ 和 ψ 表示。所以，惯性坐标系中加速度的值为：

$$Acc_i = \begin{bmatrix} s\psi c\theta * a_x & (-s\psi c\phi + c\psi s\theta s\phi) * a_y & (s\psi s\phi + c\psi c\phi s\theta) * a_z \\ s\psi c\theta * a_x & (c\psi c\phi + s\psi s\theta s\phi) * a_y & (-c\psi s\phi + s\theta s\psi c\phi) * a_z \\ -s\theta * a_x & c\theta s\phi * a_y & c\theta c\phi * a_z \end{bmatrix} \quad (4-25)$$

根据上文所述，四旋翼飞行器的定高控制只需要加速度在惯性坐标系 z 轴上的分量，

由式 4-26 能够得出，飞行器在惯性坐标系下沿着 z 轴的正方向运动的加速度为：

$$Acc = -s\theta * a_x + c\theta s\phi * a_y + c\theta c\phi * a_z \quad (4-26)$$

由于四旋翼飞行器正常飞行中的高度是连续变化的，然而计算机只能处理离散变化的事件，所以为了方便在定高控制算法中实现相应的控制策略，以传感器度一组加速度数据为采样时间，将四旋翼飞行器的高度变化离散化，由于采样时间很短，所以在一个采样时间间隔里，将四旋翼飞行的运动近似为加速度恒定的加速或减速运动，相应的加速度值就是这段采样时间里测得的加速度值在惯性坐标系 z 轴上的分量，设初始速度为零，从而得出系统离散化的速度表达式和高度表达式：

$$v(k) = T_s \sum_{i=1}^k Acc(i) \quad (4-27)$$

$$H(k) = T_s^2 \sum_{i=1}^k \frac{2(k-i)+1}{2} Acc(i) \quad (4-28)$$

式中 T_s 为采样时间， $Acc(k)$ 表示第 k 的采样间隔中 MPU6050 测得的加速度数据在惯性坐标系 z 轴上的分量，使用上式即可测得 kT_s 时刻飞行器的飞行高度，高度控制采用增量式 PID 控制，输出的增量直接叠加到油门值上。根据以上描述，使用飞控板模拟出高度变化的过程，并将加速度值通过串口发送到上位机上，经过上述运算得出高度变化曲线、速度变化曲线和加速度变化曲线如下图所示。

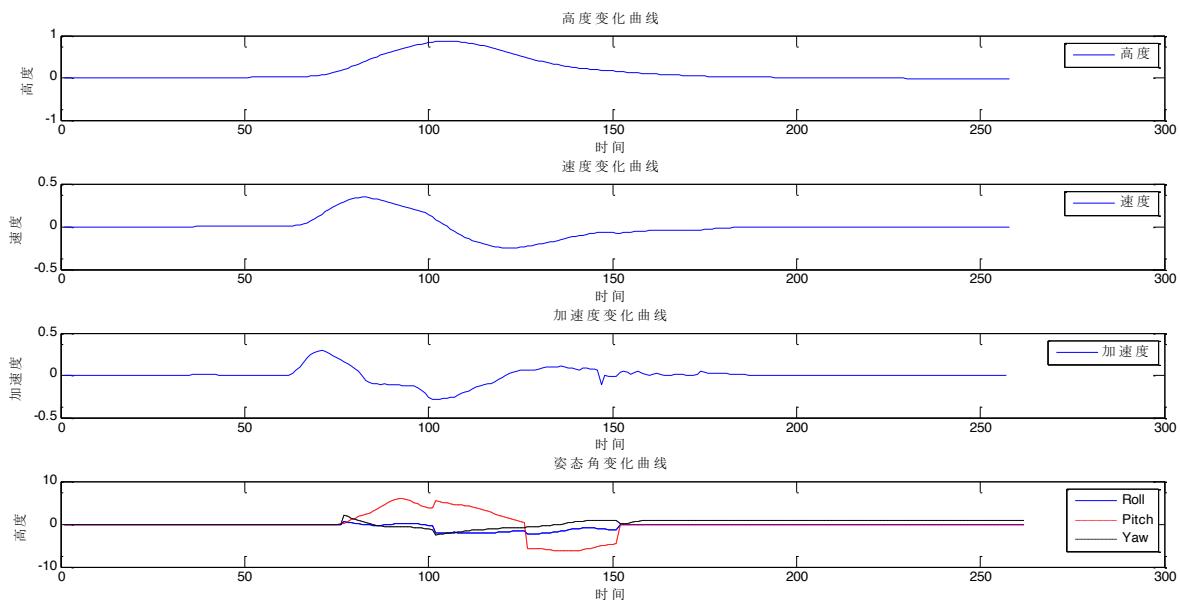


图 4-6 模拟位置变化曲线

根据上图中曲线的变化情况可以看出其运动情况，开始时速度为零，随着加速度的增大，速度开始增大，高度曲线的斜率逐渐增大，接着加速度开始减小，高度曲线趋于平缓，对比高度变化曲线和姿态角变化曲线发现，虽然在运动过程中俯仰角有较大的变化，即沿机体坐标系 y 有一定的旋转角度，但是因为计算公式中有相应的坐标转换矩阵，能将角度的变化值转成对应于惯性坐标系中 z 轴方向上加速度的投影值，方便进行不平衡状态下的高度控制。

4.7 控制算法的 PID 整定

PID 整定是调整 *PID* 参数，使控制系统达到最优的控制目标^[12]。*PID* 控制器的参数整定是控制系统设计过程中控制器设计的核心内容，整定过程是将被控变量的实际输出值与被控对象的期望输出值（期望值）比较，根据控制效果确定 *PID* 控制器中的比例系数、积分系数和微分系数的过程^[13]，控制系统控制质量的好坏和 *PID* 参数有着密切的关系。一般情况下，*PID* 控制器的参数整定有两种基本类型，一种是通过理论计算的方法获得需要整定 *PID* 参数，这类整定方法是基于被控系统的数学模型或传递函数，通过理论上的计算来确定 *PID* 控制器的参数，但是由于通常情况下，控制系统的数学模型都是理想化了的，所以使用这种整定方法得到的控制参数通常都不能直接应用于实际系统的控制中。另一种 *PID* 控制器的参数整定方法是工程整定方法，这种方法依赖于工程经验，整定时根据系统的实际响应情况或响应曲线调整比例系数、积分系数和微分系数，方法是在实际工程控制的基础上进行的，所以这种控制方法整定获得的 *PID* 参数基本上能够直接应用与工程实际控制中去。本文采用在线整定的方法，通过在线调试的方法获得四旋翼飞行器控制系统的控制参数，*PID* 整定的先后顺序分别是自稳控制的 *PID* 整定、姿态控制的 *PID* 整定和位置控制的 *PID* 整定。

4.7.1 自稳控制的 *PID* 整定

根据上文所述，姿态控制主要是对四旋翼飞行器绕机体坐标系 x 、 y 、 z 轴的角速度的控制，同时，绕机体坐标系 x 轴旋转的滚转角和绕机体坐标系 y 轴旋转的俯仰角的控制

能够近似地看作独立于绕机体坐标系 z 轴旋转的偏航角的控制量，所以滚转角、俯仰角的控制和偏航角的控制分别采用两个 PID 控制器实现自稳控制。根据四旋翼飞行器的数学模型中的描述，当系统在小的范围内变化时，系统能够近似看作是线性系统，所以 PID 控制以比例控制为主要的控制方法，适当地辅助以积分控制用于减小控制系统的稳态误差，用微分控制用于提高系统的响应速度，经过多次实验，设置自稳控制的 PID 参数如下：

表 4-2 自稳控制的 PID 参数

	滚转角速度	俯仰角速度	偏航角速度
P	10.86	10.86	10.0
I	0.0	0.0	0.0
D	1.0	1.0	0.0

自稳控制下，四旋翼飞行器仍然不能平衡，但是能够以一个反作用力的形式将施加在飞行器上的扰动减小，所以飞行器不会出现大幅度扰动的情况。

4.7.2 平衡控制的 PID 整定

平衡控制就是对四旋翼飞行器姿态角的控制，姿态角包括绕机体坐标系 x 轴旋转的滚转角 ϕ ，绕 y 轴旋转的俯仰角 θ 和绕 z 轴旋转的偏航角 ψ ，同样的方法，平衡控制中也采用两个 PID 控制，一组用于控制滚转角和俯仰角的变化，另一组用于控制偏航角的变化，首先选择比例控制作为平衡控制的控制方法，滚转角和俯仰角的比例系数 $P_1 = 5$ ，偏航角的比例系数 $P_2 = 6$ ，上述 PID 参数得到的姿态角曲线如下图所示：

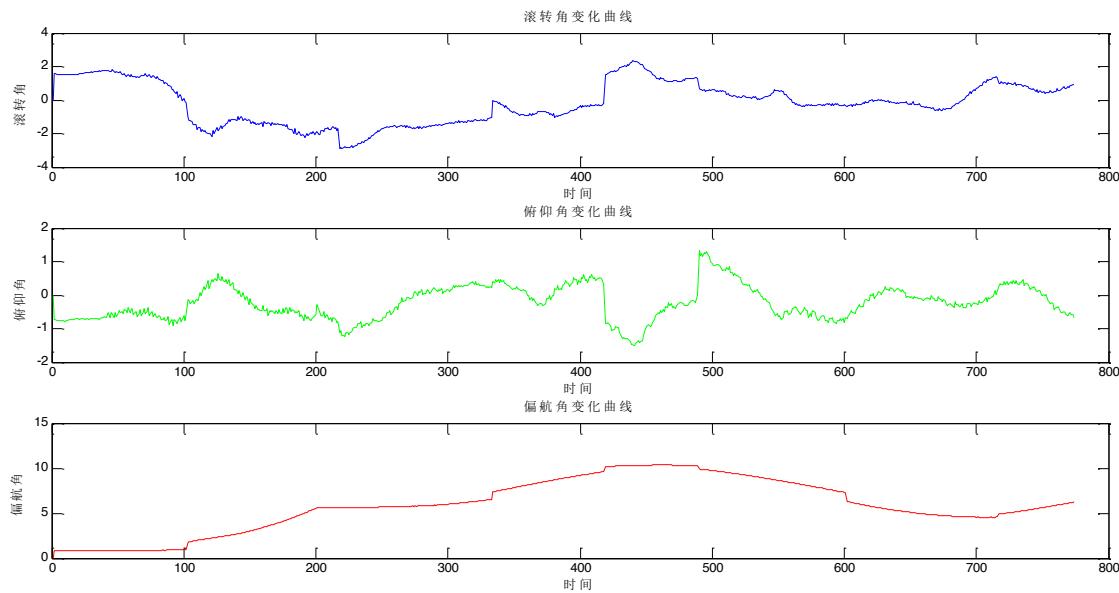


图 4-7 比例控制下姿态角曲线

以上姿态角曲线中可以看出，比例控制作用下不能达到预期的控制效果，偏航角和滚转角的控制存在稳态误差，同时滚转角的控制响应时间较长，所以考虑在现有控制策略中的滚转角和俯仰角的控制下增加积分控制，以消除稳态误差，在偏航角的控制下添加积分控制和微分控制消除稳态误差并增大响应速度，重新整定后的平衡控制的 PID 参数如下表 4-3 所示。

表 4-3 平衡控制的 PID 参数

	滚转角	俯仰角	偏航角
P	5.0	5.0	6.0
I	0.01	0.01	0.06
D	0.0	0.0	3.0

使用上表中参数做为姿态控制参数整定的 PID 参数，得出飞行器的飞行中的姿态角变化曲线如下：

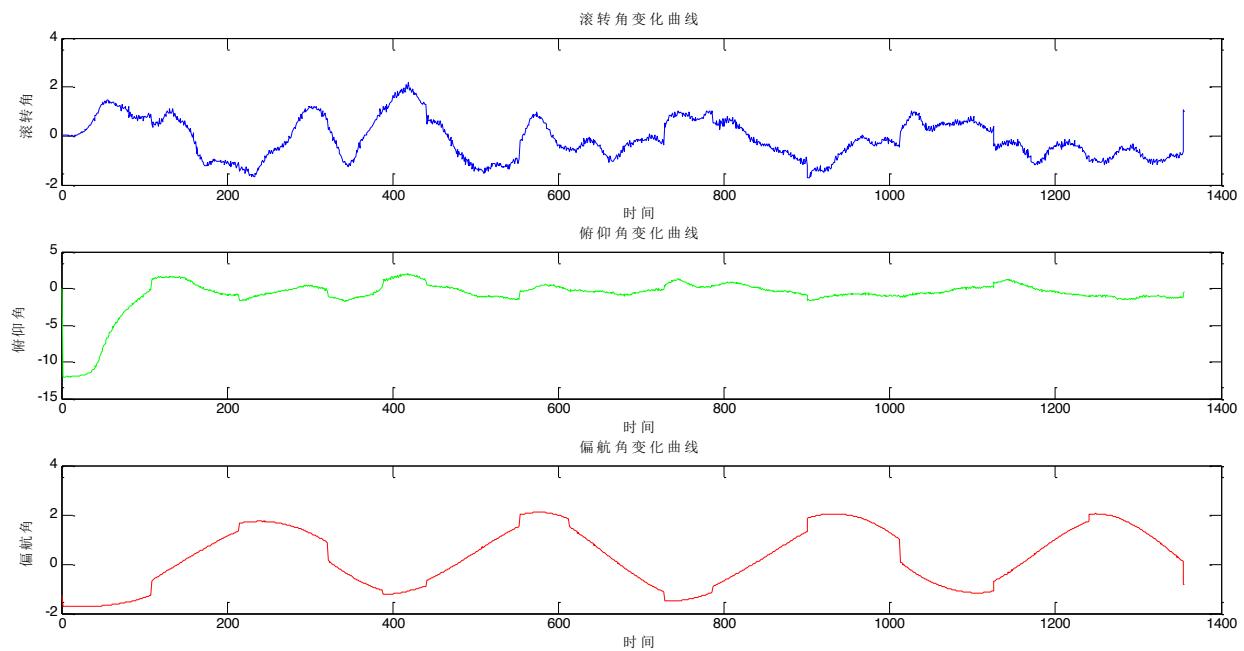


图 4-8 姿态角变化曲线

由于控制作用中积分控制和微分控制作用的存在，飞行器姿态控制的效果得到了明显的改善，各个姿态角的变化不存在有稳态误差或者响应太慢的情况，说明上述 *PID* 整定方法是可行的。

4.8 四旋翼飞行器控制实验

经过上述几个小节的 *PID* 整定过程，确定一组 *PID* 控制参数如下表 4-4 所示，在该组参数的控制下，能够实现对四旋翼飞行器较稳定的控制。

表 4-4 控制系统的 *PID* 参数

	滚转、俯仰角速度	偏航角速度	滚转、俯仰角	偏航角
<i>P</i>	10.86	10.0	5.0	6.0
<i>I</i>	0.0	0.0	0.01	0.06
<i>D</i>	1.0	0.0	0.0	3.0

上表中能够看出，飞行器的自稳控制采用 *PD* 控制与 *P* 控制相结合的控制方法，平衡控制采用 *PI* 控制与 *PID* 控制相结合的控制方法，将上述整定后的 *PID* 参数作为控制系统的控制参数，通过无线模块将四旋翼飞行器的姿态上传到上位机并显示出来。

4.8.1 常规飞行控制实验

四旋翼飞行器的常规飞行控制实验通过对飞行器的自稳控制和平衡控制，实现了飞行器简单的起飞与降落，飞行过程中上位机显示的实验结果如下图所示：

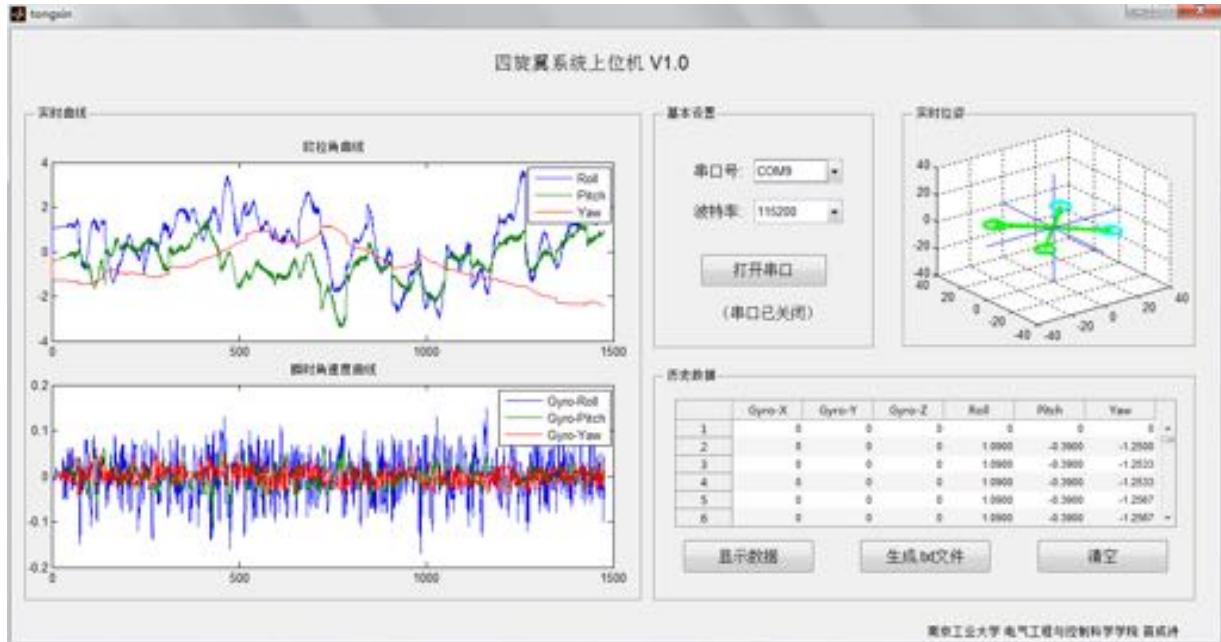


图 4-9 上位机显示实验结果

为了方便控制效果的分析，将上图 4-9 中实时曲线中的六条曲线分别显示出来如下图 4-10 所示。图中分别表示自稳控制和平衡控制对应的被控变量的变化趋势，从上到下分别为姿态角度和姿态角速度随调整时间变化的曲线。上图能够看出，各被控变量均能够平衡在设定值零附近波动，其中角度值在 $\pm 5^\circ$ 内变换，加速度值在 $\pm 0.2^\circ / s$ 范围内变化，控制效果较好，飞行器能实现较稳定的起飞降落控制。

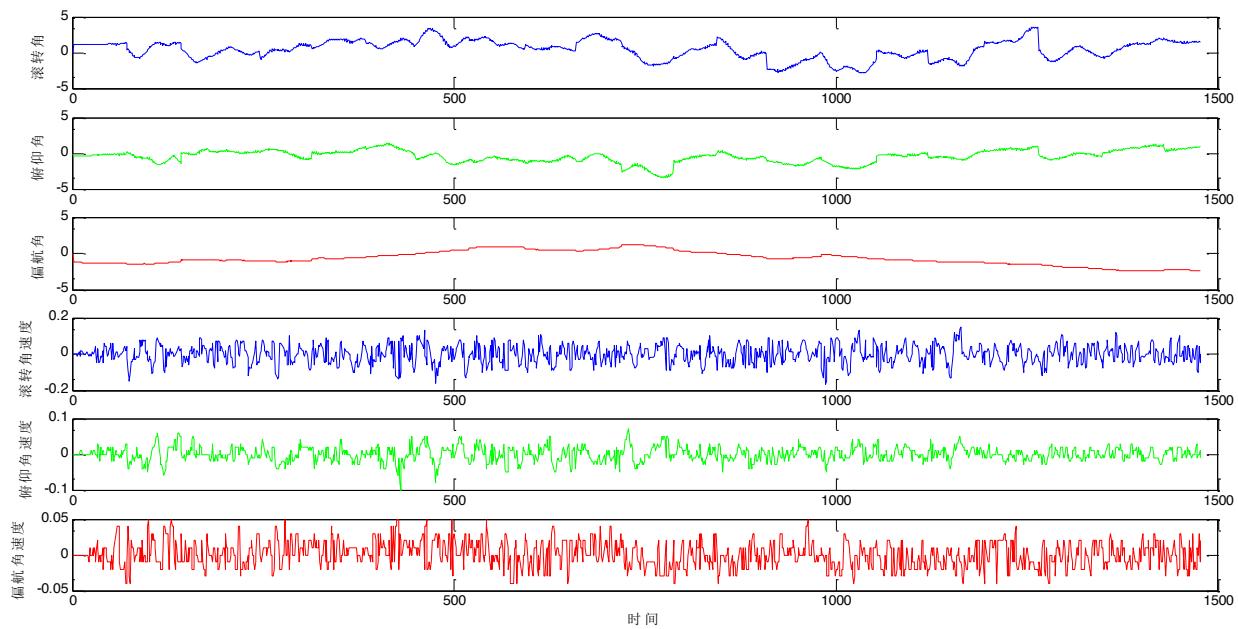


图 4-10 姿态变化曲线

4.8.2 扰动作用下的飞行控制实验

为了验证算法的鲁棒性，在飞行控制实验中增加扰动作用下的飞行器控制实验，通过人为的给飞行中的飞行器施加一个角度方向上的扰动，观察控制效果如下图。

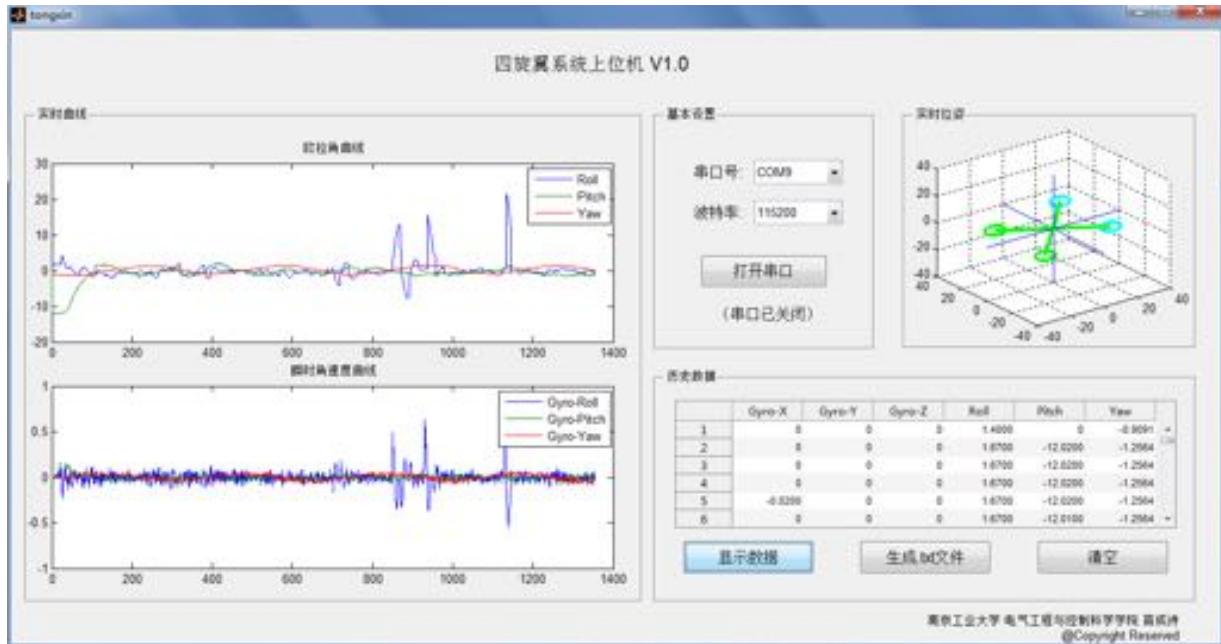


图 4-11 扰动作用下四旋翼飞行器控制效果

扰动作用下的四旋翼飞行器控制实验过程中，扰动主要添加在滚转角度 *Roll* 上，为了方便讨论，将上图中的滚转角和滚转角速度随时间变化的曲线单独描绘出来，如下图 4-12 所示。

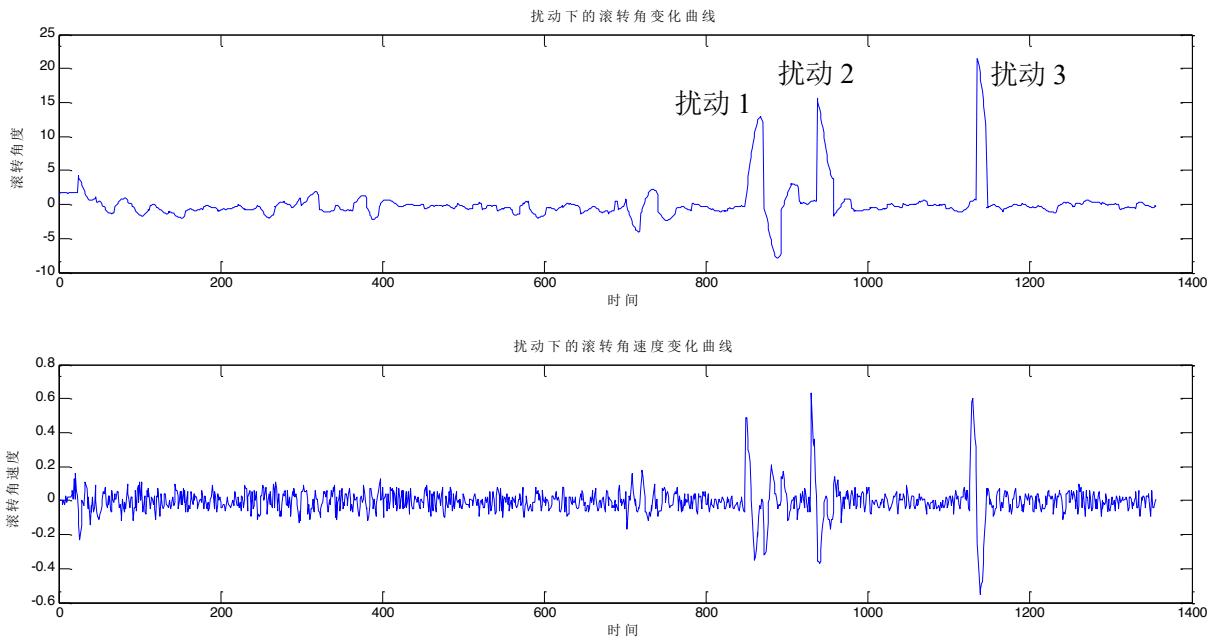


图 4-12 扰动作用下的滚转角变化曲线

如图中扰动作用下的滚转角变化曲线所示，飞行器飞行过程中添加了三个扰动量，扰动对飞行器造成角度偏移极值如表 4-5 所示。扰动情况分为两类，一类是在短时间内连续施加两个扰动，如图中扰动 1 和扰动 2 所示；另一类是直接施加一个单独的扰动在飞行器上，如图中扰动 3 所示。当有扰动施加在飞行器控制系统上时，主要体现在角度变化上，另外，施加扰动力的大小还能够间接地通过角速度变化曲线反映出来，扰动位置的角速度数值波动越大，表示施加的外界扰动力越大，图中得出扰动 2 相比于扰动 1 和扰动 3 对飞行器的作用更强烈，扰动 3 相比于扰动 1，其作用更强烈。

表 4-5 扰动参数

扰动类型	扰动作用下角度偏移峰值
扰动 1	12.87°
扰动 2	15.59°
扰动 3	21.45°

根据滚转角随时间变化曲线分析，飞行器开始时处于稳定飞行的状态，当短时间内在滚转角方向上施加两个扰动后，四旋翼飞行器控制系统能迅速克服外界扰动，系统重新恢复到稳定状态。当单独施加一个较大扰动时，系统同样能够在短时间内克服扰动的作用，

稳定后角度变化稳定在 $\pm 5^\circ$ 以内，角速度变化稳定在 $\pm 0.2^\circ$ 之内，系统没有出现大幅抖动和高频振荡，说明控制算法的鲁棒性较好。

4.9 本章小结

本章首先将四旋翼飞行器的非线性动力学模型简化，对其做线性化处理后得到新的线性模型，分析其控制原理，用于研究小抖动下四旋翼飞行器的飞行动力学。介绍了四旋翼飞行器的飞行机理和控制策略，介绍了四元数的概念并推算了四元数与姿态角的相互转换方法，设计了基于多个 PID 控制器的四旋翼飞行器自稳控制、和姿态控制算法，介绍了基于传感器的定高控制策略，并根据输出结果在线整定 PID 参数，并将算法应用于四旋翼飞行器控制系统，分别通过常规飞行控制实验和有人为扰动下的飞行控制实验证明了算法能实现四旋翼飞行器的平稳控制。

第五章 基于视觉的四旋翼飞行器位置检测与估计

视觉传感器能为四旋翼飞行器系统提供更多可靠的信息^{[10][18][28]}，这些视觉信息能够通过一些图像处理算法转化为可供四旋翼飞行器在飞行过程中直接调用的控制量，通过视觉传感器实现飞行器的位置检测与估计便于更精确实现其导航和定位，尤其适合于室内自主飞行的控制。

5.1 视觉检测模块设计

本文在前面章节中已经实现了通过机载飞控板对四旋翼飞行器系统的稳定控制，但是只通过内部控制难以实现其它更加复杂的飞行姿态，因此本节设计了四旋翼飞行器的视觉检测模块，为飞行器基于视觉导航的自主飞行提供基础。

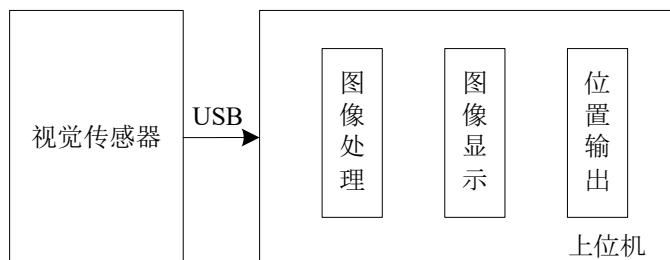


图 5-1 视觉检测模块

视觉检测模块由视觉采集和上位机处理，如图所示，为了方便通过视觉传感器实现位置检测与估计，选用 *CREATIVE* 公司的 *VF0470* 固定焦距视觉传感器，该视觉传感器焦距不会自动调整，简化的位置估计的实现过程。视觉传感器通过 *USB* 与用户计算机上的上位机连接，通过如形态学处理等算法提取目标供系统做进一步处理，最终实现位置检测与估计。

5.2 图像的形态学处理

因为视觉传感器采集到的图像信息通常情况下都是彩色图像或彩色视频，一般彩色图像的格式为 *RGB* 格式，使用这种格式直接进行图像处理的过程中，针对一个色点，需要同时考虑它的 *R*、*G*、*B* 三个分量，然而，这三个分量只是反映出来的当前色点的光学特征，如果想要处理色点的图像特征，通常采用将图像转化成灰度图像或二值图像的方式，这样

计算机所需要处理的信息量就能够大大减少，同样如果需要对图像进行检测等处理，还需要对图像最形态学处理，常用的形态学处理方法有膨胀、腐蚀、边缘检测等^[27]。

5.2.1 图像的灰度化和二值化

图像的灰度化有四种基本的灰度化算法，分别为分量法、最大值法、平均值法和加权平均值法^[29]。假设一幅 *RGB* 图像的各个色点分布在一个坐标轴里，左上角的色点位于坐标轴(1,1)的位置，该点定义为第一个色点，沿第一个色点向右运动的方向定义为坐标轴的 *y* 轴的正方向，表示色点矩阵的行数；向下运动的方向定义为坐标轴 *x* 轴的正方向，每两个色点之间的间距为一个单位长度，表示色点矩阵的列数。*RGB* 图像中第 *i* 行 *j* 列的色点表示为：

$$RGB(i, j) = f_{RGB}(R(i, j), G(i, j), B(i, j)) \quad (5-1)$$

其中 *R*(*i*, *j*)、*G*(*i*, *j*) 和 *B*(*i*, *j*) 表示在三个颜色空间上的分量，为了方便下文表述，分别用 *Gray*₁(*i*, *j*)、*Gray*₂(*i*, *j*)、*Gray*₃(*i*, *j*) 和 *Gray*₄(*i*, *j*) 表示色点 *RGB*(*i*, *j*) 分别经过分量法、最大值法、平均值法和加权平均值法变换之后的点。四种方法分别对应的转换方程表示如下：

$$Gray_1(i, j) = R(i, j) | G(i, j) | B(i, j) \quad (5-2)$$

$$Gray_2(i, j) = \max(R(i, j), G(i, j), B(i, j)) \quad (5-3)$$

$$Gray_3(i, j) = (R(i, j) + G(i, j) + B(i, j)) / 3 \quad (5-4)$$

$$Gray_4(i, j) = R(i, j)r + G(i, j)g + B(i, j)b \quad (5-5)$$

灰度变换的分量法是根据进行图像处理的具体需求，选择 *RGB* 三个分量中的一个作为灰度量，如果对图像做灰度化转换时，选择作为转换后的灰度值的分量不同，那么得到的灰度图像的亮度也不相同。最大值法是选择三个分量中最大的一个作为会变换后的灰度值，平均值法是通过求取 *RGB* 三个分量的几何平均值作为灰度值，而灰度变换的加权平均值法则给每一个分量赋一个权值分别为式 5-5 中的权值变量 *r*、*g* 和 *b*，一般情况下，权重的取值为：

$$[r, g, b] = [0.2989, 0.5870, 0.1140] \quad (5-6)$$

图像的二值化是将灰度图像再做一次变换，是每一个色点的值只有两种可能，分别是0和1，首先设定一个阈值，根据阈值判断每一个点的亮度，灰度值低于阈值则设为0（黑色），否则为1（白色），即：

$$BW(i, j) = \begin{cases} 0 & Gray(i, j) < dir \\ 1 & Gray(i, j) \geq dir \end{cases} \quad (5-7)$$

式中 dir 为灰度图像变换为二值图像时的阈值。一般图像的灰度化中采用上述的第四种灰度化方法，即加权平均值法。



图 5-2 图像的灰度化和二值化

上图中的三个图片分别为 RGB 格式的原图、加权平均值法灰度变换得到的灰度值，以及相应的二值化图像。

5.2.2 图像腐蚀与边缘检测

图像的腐蚀是形态学中的基本操作，其作用是将二值图像中的图形缩小一圈，可用于图像中噪声点的滤除。定义一个规模为 $n \times n$ 的操作数矩阵 O ， n 为奇数，操作矩阵中数为操作数，初始时操作矩阵中所有元素都为 1。

$$O = \begin{bmatrix} 1 & 1 & \cdots & 1 \\ 1 & 1 & \cdots & 1 \\ \vdots & \vdots & \ddots & 1 \\ 1 & 1 & 1 & 1 \end{bmatrix} \quad (5-8)$$

开始图像腐蚀操作时，起始点为操作数矩阵的中心点，前景像素为 1，背景为 0，操作数矩阵在二值图像矩阵上运动，如果一个操作数矩阵中有一个操作数下的像素点是背景像

素点，则操作矩阵的中心像素点下的像素点数值为 0，否则保持不变。

3	7	5	121	117	120	6	6
---	---	---	-----	-----	-----	---	---

图 5-3 灰度变化数据

图像的边缘检测能够用于检测图形边缘，方便特征提取。边缘检测的原理是根据图像中相邻两个点的亮度变化进行边缘的检测的，如用上图一组数据描述图形中的一行色点的灰度变化，从上图中可以明显的看出，第三个像素点和第四个像素点之间，以及第 6 个像素点与第 7 个像素点之间有一个图像的边缘，上述描述即为边缘检测的基本算法。



图 5-4 图像腐蚀与边缘检测

上图中中间的图像为腐蚀后的图像，如果原始图像中存在大量的孤立噪声点，使用这种方法就可以方便的将噪声点滤除，最右侧的图像为边缘检测算子运算之后的边缘图像，通过图中边缘图像能清晰的分辨出原图的形态学特征。

5.2.3 联通区域标记

图像的联通区域标记是用于识别二值图像中连通的区域的一种方法，其中，图像的联通区域标记中根据连通的定义有两种最基本的标记方法，分别是四连通和八连通。四连通的定义为：如果一个像素点与其上、下、左、右四个点的像素值相同，则表示这五个点是连通的，而即使其四个角上的像素值与其相同，也不是连通的，八连通相比四连通就是增加了与上述四个角像素值的比较。

以下式二值矩阵作为一个二值图像像素点矩阵，如果用四连通的定义方法，则图中有三个连通区域，而如果使用增加了对角线数值判断的八连通的定义方法，则图中有两个连通区域。

$$BW = \begin{bmatrix} 1 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 1 & 1 & 0 & 1 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 1 & 1 & 0 & 1 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 1 & 1 & 0 & 1 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 1 & 1 & 0 & 0 & 0 & 1 & 1 & 0 \\ 1 & 1 & 0 & 0 & 0 & 1 & 1 & 0 \\ 1 & 1 & 1 & 1 & 0 & 1 & 1 & 0 \\ 1 & 1 & 1 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (5-9)$$

5.3 基于目标点数量的位置检测与估计

5.3.1 基于目标点数量的位置检测与估计原理

基于目标点数量的四旋翼飞行器位置检测与估计算法将视觉传感器与四旋翼飞行器的控制结合在一起，使用视觉传感器采集数据，采用相应的图像处理算法实现粗略的位置检测与估计。基于目标点数量的位置检测与估计算法，以均匀分布在平面上的黑色圆点为参考基准，不考虑四旋翼飞行器偏航角的改变，即飞行器不会绕机体坐标系的 z 轴旋转，参考平面如下图 5-5 所示。

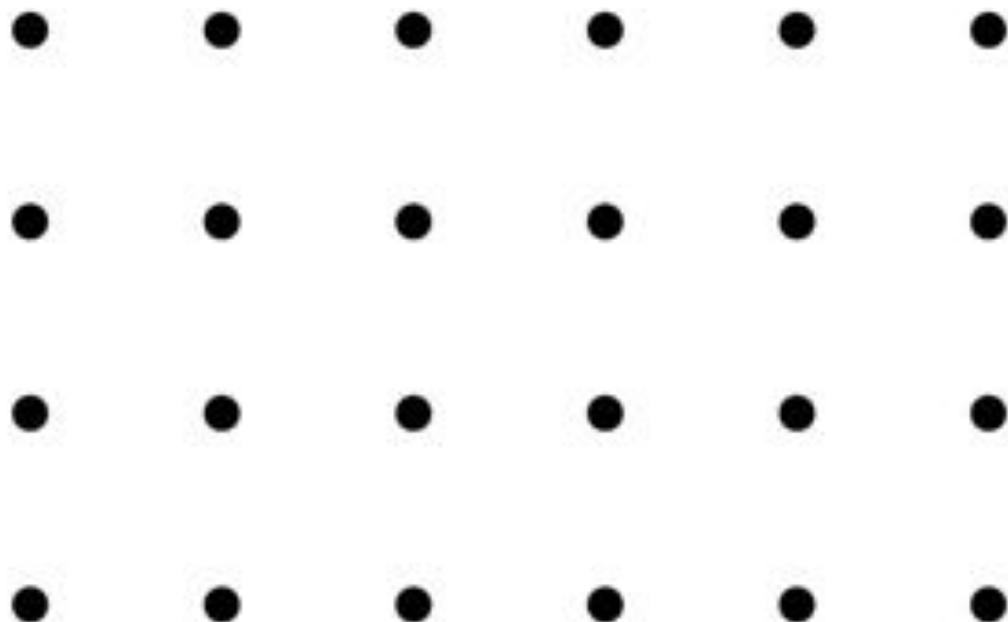


图 5-5 参考平面目标点示意图

由于不考虑偏航角的变化，视觉传感器采集到的是一帧一帧的方形图像，用正方形表示传感器的有效视觉范围，正方形的大小表示视觉传感器距离参考平面的距离，传感器距

离参考平面越远，正方形的边长也越大，所以视觉传感器有效视觉范围内的圆点的个数的变化规律为：

$$0, 1, 2, 4, 9, 16, \dots, k^2 \quad (5-10)$$

其中 k 为正整数。分别用符号 r 和 d 表示参考平面中圆点的半径和水平方向相邻两个圆点圆心之间的距离，视觉传感器有效视觉范围的边长为 a 。

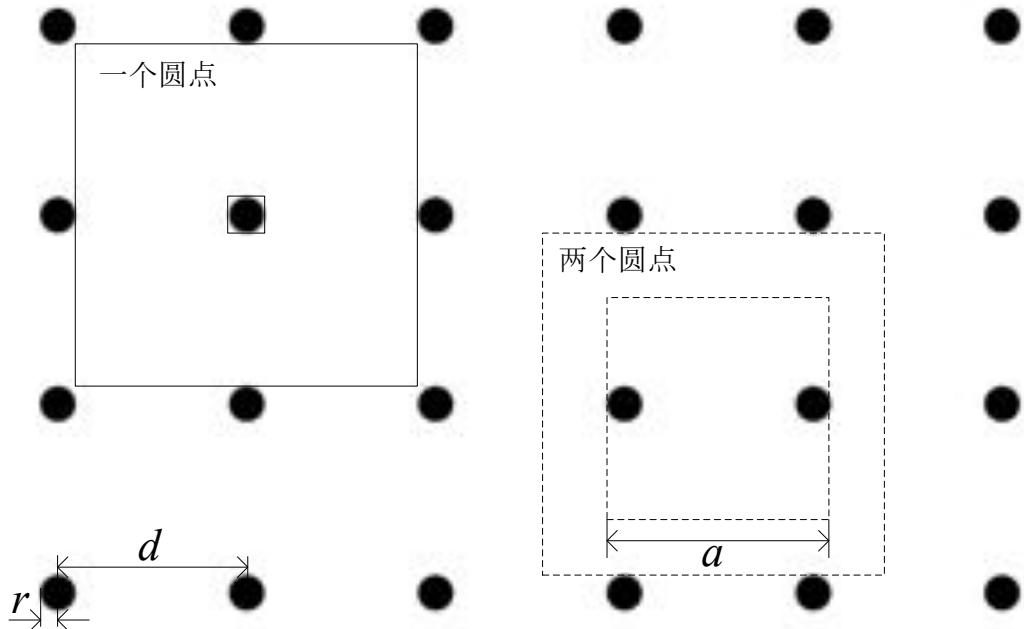


图 5-6 圆点小于 4 个的位置检测与估计原理

上图中为视觉传感器视野内有一个圆点和两个圆点的情况，为了防止混淆，视野范围内有 n 个圆点时，正方形的边长为 a_n 。根据上图中的几何特征，有一个圆点和有两个圆点时，边长 a_1 和 a_2 分别对应的变化范围是：

$$2r < a_1 < 2d - 2r \quad (5-11)$$

$$d + 2r < a_2 < 2d - 2r \quad (5-12)$$

当视觉传感器有效视野范围内有四个或以上个数的圆点时，圆点的个数呈有规律的变化，圆点个数为 4 个和 9 个时位置检测与估计原理图如下。

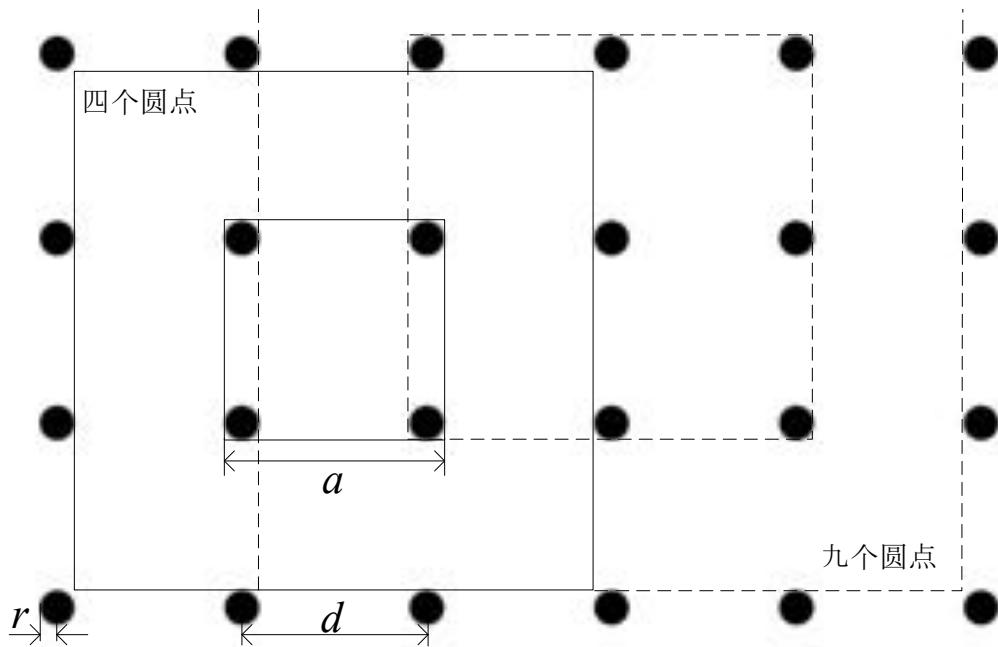


图 5-7 圆点个数 4 个与 9 个的位置检测与估计原理

上述原理图中能够看出，视野范围内有 4 个圆点和 9 个圆点时，正方形的边长范围分别是：

$$d + 2r < a_4 < 3d - 2r \quad (5-13)$$

$$2d + 2r < a_9 < 4d - 2r \quad (5-14)$$

所以，圆点个数与有效视野正方形边长范围的关系为：

$$a_n \in \begin{cases} (d + 2r, 2d - 2r) & n = 2 \\ ((k-1)d + 2r, (k+1)d - 2r) & n = k \quad k = 1, 2, 3 \dots \end{cases} \quad (5-15)$$

将其在坐标轴上表示成下图：

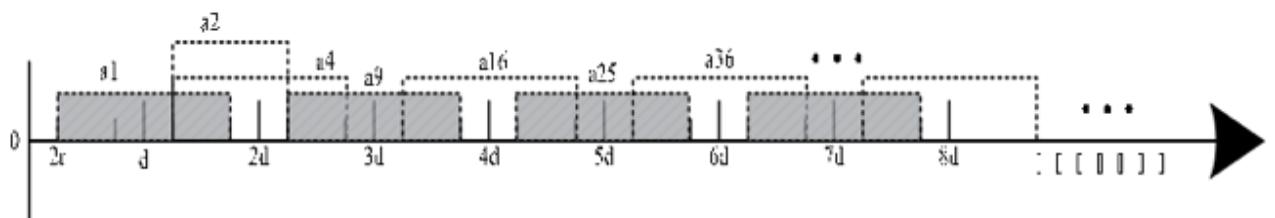


图 5-8 圆点个数与有效视野正方形关系图

得到圆点个数与视野关系之后，需要将圆点个数转化成实际的距离，实现位置检测与估计。首先需要求得视觉传感器的初始参数，假设视觉传感器的焦距是固定不变的，如果

当视觉范围正方形边长为 a_m 时, 视觉传感器与参考平面间的距离是 $dist_m$, 那么距离变化范围 $dist_n$ 与圆点的个数的关系为:

$$dist_n \in \begin{cases} \frac{dist_m}{a_m}(d + 2r, 2d - 2r) & n = 2 \\ \frac{dist_m}{a_m}((k-1)d + 2r, (k+1)d - 2r) & n = k \quad k = 1, 2, 3 \dots \end{cases} \quad (5-16)$$

5.3.2 基于目标点数量的位置检测与估计算法

基于目标点数量的位置检测与估计系统框图如下图所示:

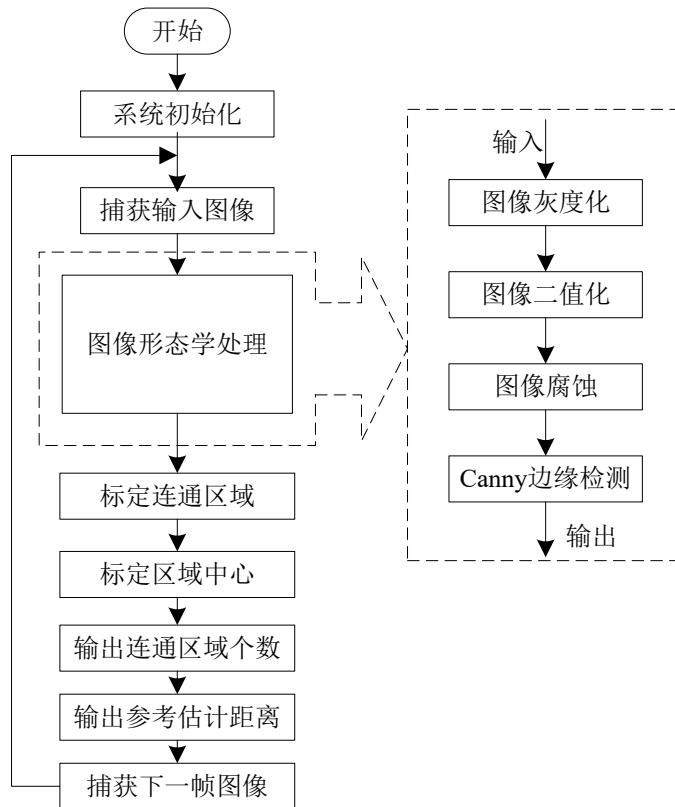


图 5-9 基于目标点数量的位置检测与估计流程图

系统运行前首先进行系统的初始化, 以获得视觉传感器的初始参数, 并开启视觉传感器开始捕获输入图像, 输入图像经过形态学处理、滤波之后得到图像边缘, 根据边缘识别连通区域及连通区域的个数, 再根据上一小节的公式计算得到参考估计距离, 输出并显示出来。

实验过程中使用的参考平面以及视觉传感器的初始化参数如下表。

表 5-1 实验参数表

参数名称	参数值
圆点的半径 r	$0.35cm$
水平方向相邻圆点距离 d	$3.8cm$
4 个圆点对应边长下限 $d + 2r$	$4.5cm$
4 个圆点对应实际距离下限 $dist4$	$12cm$

将上述实验参数代入算法实现中，得到实验结果为：



图 5-10 基于目标点数量的位置检测与估计实验结果

上图中检测到视野范围内有四个圆点时，输出的预估距离为 $12cm \sim 28.53cm$ 。当检测到有九个圆点时，输出的预估距离为 $22.13cm \sim 38.67cm$ ，实际距离在输出的预估距离范围内，但是范围波动较大，估计结果不能用于精确的位置检测。

5.4 基于色块属性的位置检测与估计

上一节中讨论了基于目标点数量的位置检测与估计算法，但由于视觉传感器捕获的输入图像的特征是离散的，不能准确的测量传感器与参考平面的距离，所以本节提出一种改进的方法，通过提取色块的属性实现位置检测与估计，由于色块属性的变化是连续的^[30]，所以相比上一节的方法，本节的位置检测与估计算法更具有实用价值。

5.4.1 基于色块属性的位置检测与估计原理

基于色块属性的位置检测与估计方法通过分析视觉传感器捕获图像的颜色属性，对特定颜色的目标进行跟踪，该方法是基于图像的颜色信息，待处理图像为 RGB 格式，跟踪目

标的颜色信息 Cor_t 为:

$$Cor_t = f_{RGB}(R_t, G_t, B_t) \quad (5-17)$$

待处理图像色点的颜色信息为:

$$RGB(i, j) = f_{RGB}(R(i, j), G(i, j), B(i, j)) \quad (5-18)$$

为了减小光线原因对视觉传感器对颜色识别能力的影响, 设定一个目标跟踪阈值 Thr , 阈值的大小根据实验结果调整, 所以得到颜色信息跟踪的算式:

$$Val(i, j) = (\lvert R(i, j) - R_t \rvert < Thr) \& (\lvert G(i, j) - G_t \rvert < Thr) \& (\lvert B(i, j) - B_t \rvert < Thr) \quad (5-19)$$

式中符号 $\&$ 表示与运算。根据上述运算方法, 上中的像素点矩阵 Val 是一个二值矩阵, 对应一个二值图像, 图像中标定出了待跟踪色块的位置。如果视觉传感器有效视觉范围内有一个待跟踪色块, 色块边长为 l , 视觉传感器的焦距是固定的, 定值为 f , 待跟踪色块的实际边长为 l_r 。

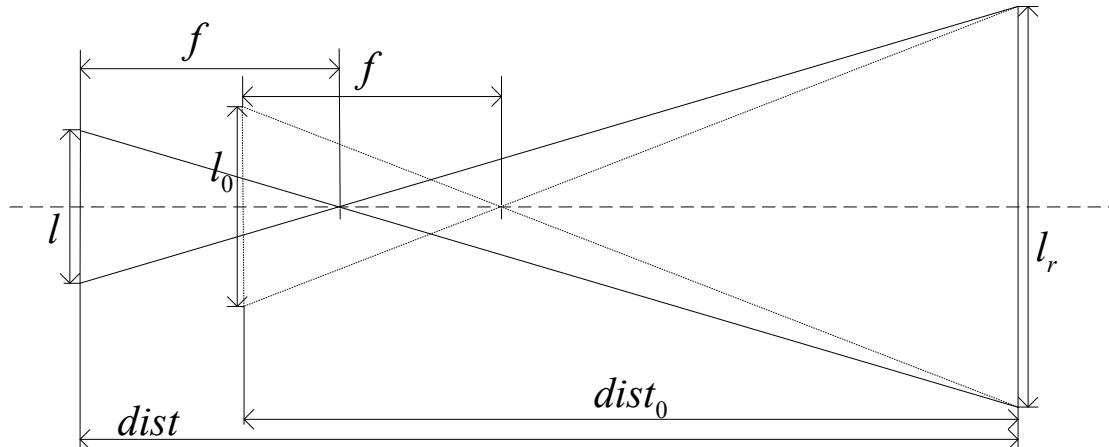


图 5-11 基于色块属性的位置检测与估计原理图

上图是基于色块属性的位置检测与估计原理图, 图中 l_0 和 $dist_0$ 为算法初始化时测的视觉范围内的色块边长和视觉传感器距离实际参考平面的距离, 则传感器的焦距表示为:

$$f = \frac{l_0}{l_0 + l_r} dist_0 \quad (5-20)$$

获得视觉传感器的焦距之后就可以进行测量, 如果测的视觉范围内色块的面积为 A 时, 视觉传感器与待跟踪色块之间的估计距离为:

$$dist = \frac{(\sqrt{A} + l_r)l_0}{\sqrt{A}(l_0 + l_r)} dist_0 \quad (5-21)$$

5.4.2 基于色块属性的位置检测与估计算法

算法中以彩色方块作为跟踪目标，通过提取彩色方块特有的属性特征实现特定色块的检测与跟踪，算法实现原理如下图所示。

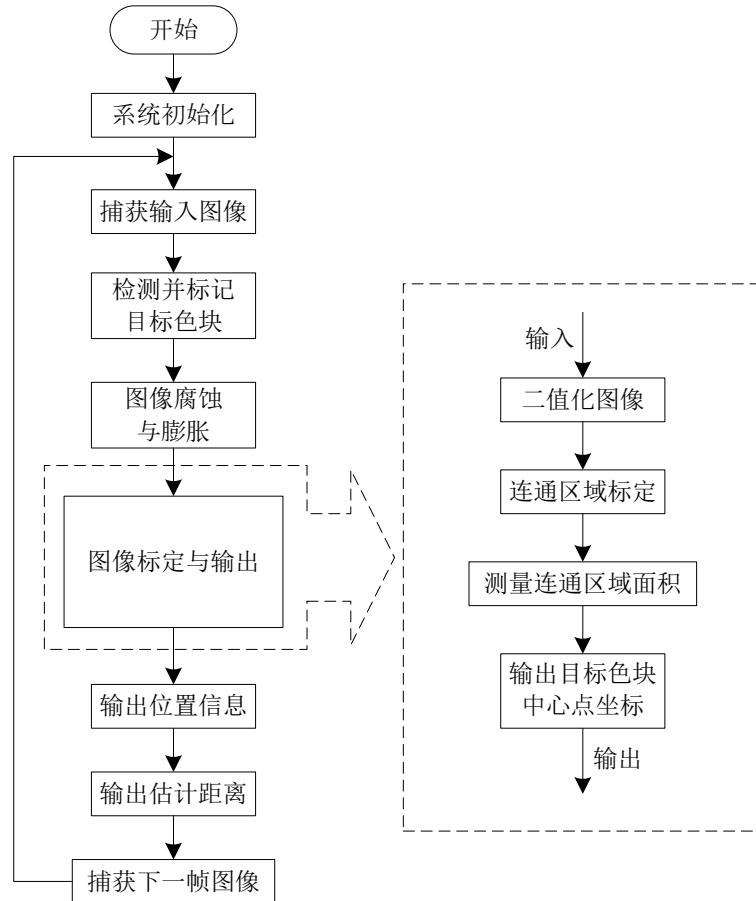


图 5-12 基于色块属性的位置检测与估计算法原理

算法运行时首先进行系统初始化，通过初始化参数获得视觉传感器的焦距 f ，初始化完成后视觉传感器开始捕获输入图像，根据事先设置好的目标跟踪阈值 Thr 和待检测目标点的颜色属性 Cor_T 开始检测，并标记目标位置，通过图像腐蚀、膨胀等形态学滤波方法输出得到二值化的目标色块位置矩阵，再标定连通区域并输出测的的连通区域的属性，包括连通区域面积和目标色块中心点的位置等信息，通过距离估算表达式计算输出估计距离，并开始下一帧输入图像的捕获。使用上述色块跟踪检测算法得到检测结果如下图。

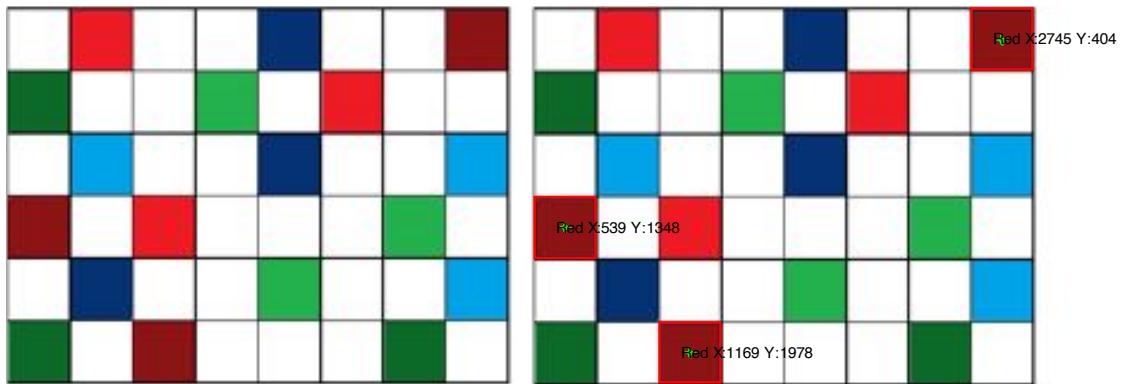


图 5-13 色块检测实验结果

上图是目标色块的检测结果根据设置好的色块颜色属性，参考平面上有三种符合条件的色块，检测结果中能够将目标色块及其中心点的位置标定出来，检测结果准确，实验中使用的参数如下面表格所示。

表 5-2 基于色块属性目标标定实验参数表

参数名称	参数值
目标检测阈值 Thr	50
目标色块属性 Cor_T	$(R_T, G_T, B_T) = (140, 20, 20)$
连通区域标定方法	四连通

算法用于单色块目标检测时，可以估计出色块与视觉传感器的距离，并将目标色块中心点运动的轨迹实时绘制出来，实现位置检测与估计的目标，设置参数如下表所示。

表 5-3 基于色块属性的位置检测与估计实验参数表

参数名称	参数值
色块实际边长 l_r	9.6cm
目标检测阈值 Thr	50
目标色块属性 Cor_T	$(R_T, G_T, B_T) = (140, 20, 20)$
连通区域标定方法	四连通
初始化检测色块边长 l_0	92.6像素点
初始化检测距离 $dist_0$	30cm

使用上表中的参数作为实验中的初始化参数，根据图 5-11 中基于色块属性的位置检测与估计算法流程图，得到色块跟踪实验结果如下图所示。

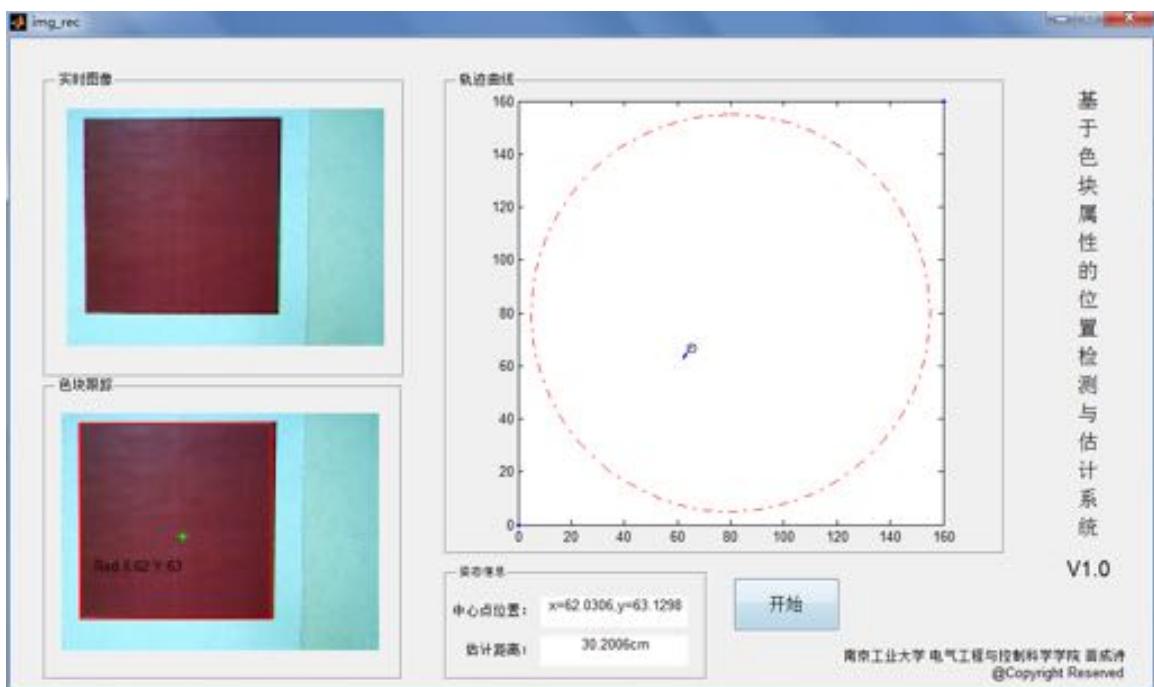


图 5-14 基于色块属性的目标跟踪检测实验结果

实验结果显示，本算法很好的跟踪并检测到了目标色块，运动目标的中心点位置为 $x = 52.0306, y = 63.1298$ ，估计距离 $dist = 30.2006cm$ ，检测结果较准确，图中轨迹曲线反映目标色块的中心点的运动情况，由于实验过程中存在视觉传感器的抖动现象，所以实验结果中的轨迹曲线图里也能够看出中心点的轻微抖动现象。

5.5 基于视觉的四旋翼飞行器位置检测与估计实验

根据前面两小节的讨论，基于目标点数量的位置检测与估计算法使用均匀分布在参考平面上的散点作为检测目标，只能根据视觉传感器中散点的数量进行估计传感器距离目标点的距离，不能估计出目标的位置，同时由于目标点的变化是离散的，会存在检测结果跳变等情况。基于色块属性的位置检测与估计算法以具有特定颜色属性的色块作为检测跟踪目标，以视觉传感器检测到的色块形状大小估算距离，由于视觉传感器焦距固定，色块距离传感器变化时，跟踪检测到的色块形状是连续变化的，适用于连续飞行的四旋翼飞行器的位置检测与估计，因此基于视觉的飞行器位置检测与估计方法选择第二种，即基于色块

属性的位置检测与估计算法，将色块固定在四旋翼飞行器上，视觉传感器位于飞行器上方，如下图所示。

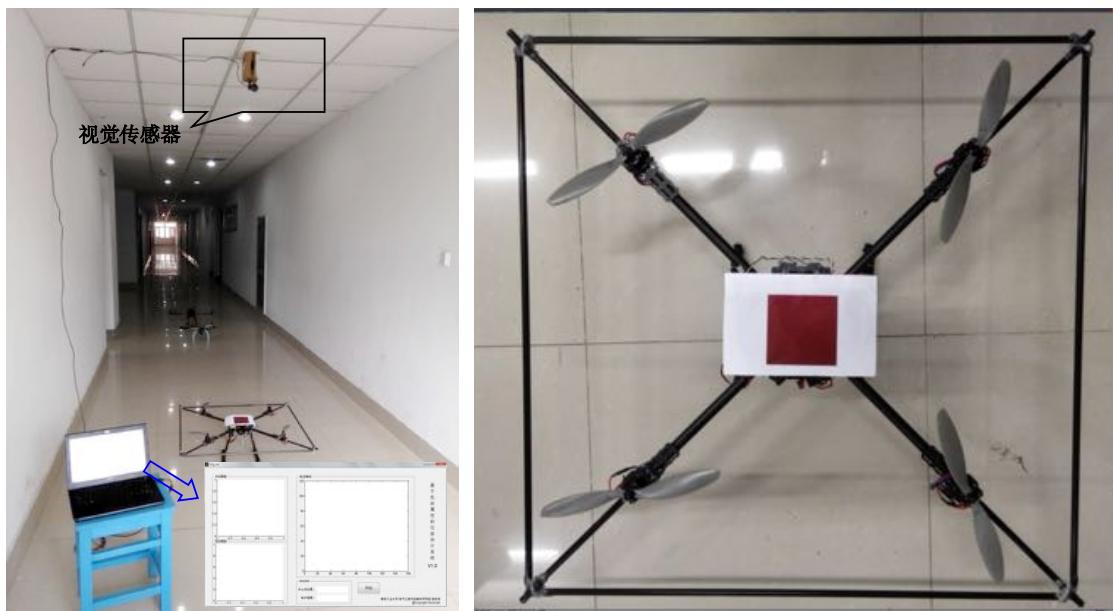


图 5-15 基于视觉的四旋翼位置检测与估计平台

基于视觉的四旋翼飞行器位置检测与估计平台由四旋翼飞行器、视觉传感器、计算机和上位机四个主要部分组成，视觉传感器通过 USB 与计算机连接，上位机通过 USB 捕获输入图像，并将处理结果在上位机显示出来，如下图所示。

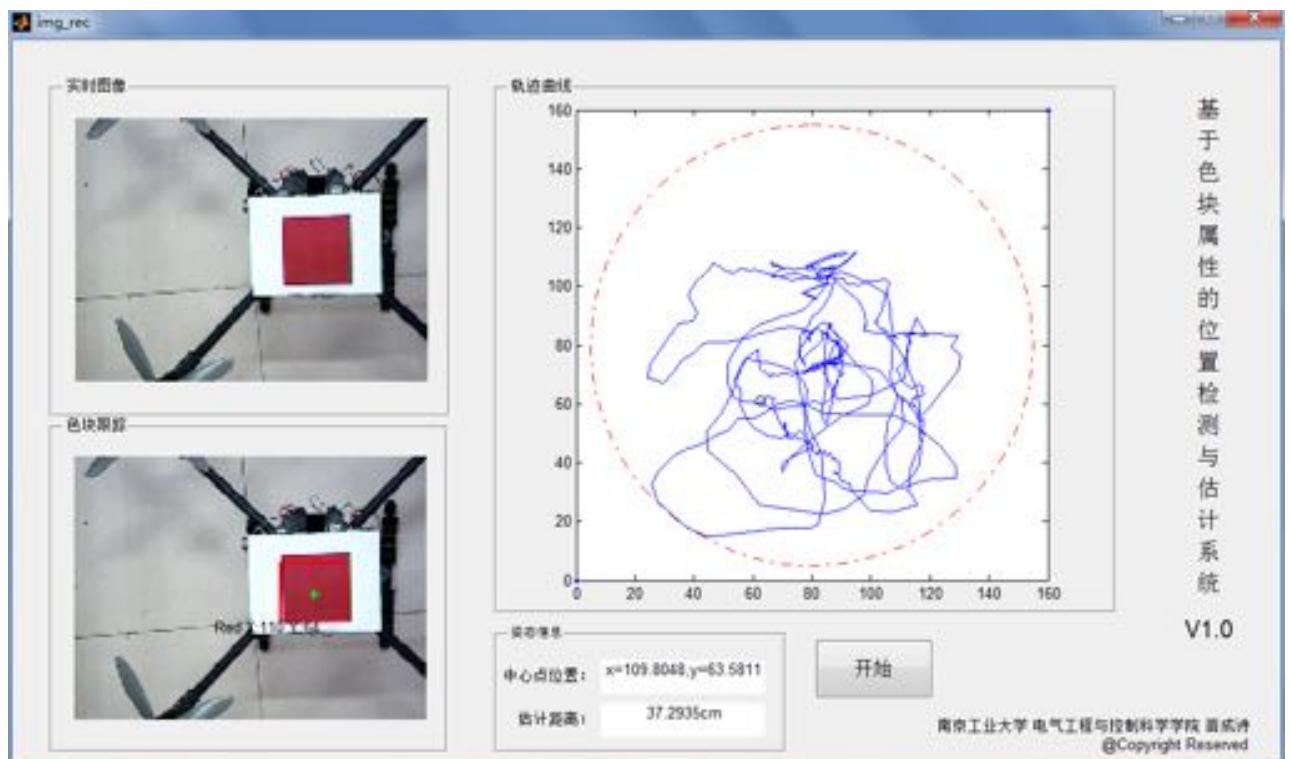


图 5-16 基于色块属性的四旋翼位置检测与估计实验结果

上图中黑色圆点表示飞行器的初始位置，红色圆圈曲线拟用于作为限定飞行器的飞行范围，实验结果显示，该方法能够成功应用与四旋翼飞行器飞行的过程中的位置检测与估计，并将其运动轨迹在平面上的投影绘制出来，通过系统初始化时设置的初始化参数，系统还能输出四旋翼飞行器距离视觉传感器的估计距离，效果较好，适用于连续飞行系统的位置检测与估计的与监测。

5.6 本章小结

本章首先介绍了四旋翼飞行器系统视觉检测模块的设计及视觉处理算法中涉及到的常见的形态学处理问题，然后提出了两种基于视觉传感器的实时位置检测与估计算法，分别讨论了基于目标点数量的位置检测与估计方法和基于色块属性的位置检测与估计算法原理和工作流程，并根据两种位置检测与估计算法的算法原理设计验证试验，实验证明，基于色块属性的位置检测与估计算法更具有可靠性，最后将该方法成功应用于四旋翼飞行器的位置检测与估计中，实验结果显示，该算法能实现飞行中的四旋翼飞行器的实时位置检测与估计与显示。

第六章 总结与展望

四旋翼飞行器是一个多输入多输出、耦合性强、欠驱动的非线性系统^[9]，其系统的设计是一个复杂的过程。本文围绕四旋翼飞行器的控制系统和位置检测与估计系统展开研究和讨论，分别开展了飞行器空气动力学建模、非线性模型的简化、自稳和平衡控制算法的设计以及基于视觉传感器的跟踪检测与位置检测与估计等工作，为后续四旋翼飞行器的视觉导航与自主姿态控制和路径规划奠定了基础。

6.1 论文工作总结

本文的研究内容总结为以下几点：

1. 飞行器系统建模与分析

四旋翼飞行器在运动过程中有多种位置和姿态描述方法，本文在建立飞行器动力学模型中，分别根据各个运动变量的定义方法，将其在合适的坐标系（惯性坐标系或机体坐标系）中表示出来，再根据坐标系之间的变换矩阵实现各运动变量表示方法的统一。建模过程中根据四旋翼飞行器特有的高度对称的特点，将模型的建立过程简化，得到了详细的空气动力学模型。通过对模型的分析发现一个姿态角的变化会引起整个四旋翼飞行器系统的非线性变化，同时飞行器飞行过程中绕各坐标轴的旋转运动是造成整个系统非线性的重要原因。

2. 四旋翼飞行器系统总体规划

根据课题的研究目标，将四旋翼飞行器系统规划为传感器模块、主控板模块、无线通信模块、电机驱动模块等子模块，各个子模块根据系统的需求分别实现了特定的功能，通过对当前研究现状的分析，规划建立视觉反馈系统，为使用视觉实验四旋翼飞行的方向和姿态控制提供基础。

3. 系统综合调试平台设计

由于四旋翼飞行器系统的欠驱动性，本文设计系统硬件调试平台，采用减少自由度的方法将系统转化成一个三自由度系统。设计了串口上位机、基于目标点数量的位置检测与估计上位机系统和基于色块属性的位置检测与估计上位机系统，与硬件调试平台共同组成

四旋翼飞行器系统的综合调试平台，平台能够实现 *PID* 控制算法的参数整定、四旋翼飞行器飞行状态显示、姿态角曲线（数据）输出、飞行器飞行过程中的跟踪与位置检测与估计等功能。

4. 四旋翼飞行器的自稳与平衡控制算法设计

由于四旋翼飞行器非线性的特征，不能直接将 *PID* 控制器用于系统控制中，本文采用将非线性模型线性化的理论方法，将不同运动变量解耦，在小角度变化范围内使用多级 *PID* 控制。对自稳控制中的滚转角速度和俯仰角速度采用 *PD* 控制，对偏航角速度采用 *P* 控制，对平衡控制中的滚转角和俯仰角采用 *PI* 控制，对偏航角采用 *PID* 控制，得到了较稳定的控制效果，控制系统能够对所施加的外部扰动快速做出响应，并通过算法的自动调节，克服扰动对系统平稳程度的影响。

5. 四旋翼飞行器位置检测与估计

文中提出了两种基于视觉传感器的位置检测与估计算法，一种是基于视觉传感器视野范围内目标点数量的位置检测与估计算法，利用形态学处理算法提取出所捕获的图像中目标点的数量，估计四旋翼飞行器的位置。另一种是基于色块属性的位置检测与估计算法，通过对机载的具有固定特征的正方形色块中心点的位置的检测及色块由视觉传感器测得的边长（色点个数），估算四旋翼飞行器的位置，并将其运动轨迹绘制出来。位置检测与估计算法能够有效迅速地检测并跟踪运动中的飞行器，并绘制其相应的运动轨迹，同时通过上位机输出视觉传感器与飞行器中心点间的距离信息。

6.2 本文的创新点

采用系统化的设计方法，根据系统需求设计总体方案，再按照各个模块需要实现的具体功能，研究了四旋翼飞行器的飞行机理，并设计了用于飞行器自稳和平衡控制控制算法，采用多级 *PID* 控制的方法分别实现各待控制系统的稳定，算法鲁棒性较好；

搭建了系统调试平台，使用 MATLAB 设计了四旋翼飞行器系统串口上位机和用于视觉检测模块结果显示的位置检测与估计上位机；

将视觉检测系统融入四旋翼飞行器的飞行控制系统中。提出了两种基于视觉信息的位

姿控制算法，并将算法应用于四旋翼飞行器系统的位置检测与估计上，能够实现运动中飞行器的跟踪检测。

6.3 展望

四旋翼飞行器控制系统是一个复杂的系统，要完成完整可靠的设计，需要进行许多工作，其中到模型建立、控制算法设计、图像识别、信息与信号处理等。本文仅完成了小角度波动下的四旋翼飞行器稳定控制系统的设计以及飞行过程的姿态估计与轨迹跟踪，为系统整体设计建立了基础，为了实现最终的目标，还需要继续完善控制算法，提高系统对多种环境、多种扰动的适应性，同时需要建立基于视觉反馈的闭环控制系统，利用四旋翼飞行器的位姿和轨迹信息实现系统对四旋翼飞行器的自主控制。

参考文献

- [1] 聂博文, 马宏绪, 王剑, 等. 微小型四旋翼飞行器的研究现状与关键技术[J]. 电光与控制, 2007, 14(6): 113-117.
- [2] 程广明. 四旋翼直升机的建模与飞行控制研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨理工大学, 2011.
- [3] Leishman J G. The breguet-richet quad-rotor helicopter of 1907[J]. Vertiflite, 2002, 47(3): 58-60.
- [4] 何环飞. 四旋翼无人直升机飞行控制系统的研究与设计 [D]. 南京: 南京理工大学, 2009.
- [5] 甄红涛, 齐晓慧, 夏明旗等. 四旋翼无人直升机飞行控制技术综述[J]. 飞行力学, 2012, 30(4):295-299.
- [6] 于卫卫. 三自由度四旋翼盘旋系统控制问题研究[D]. 沈阳: 东北大学, 2008.
- [7] Hoffmann G M, Huang H, Waslander S L. Quadrotor helicopter flight dynamics and control: Theory and experiment[C]//Proc. of the AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference. 2007, 1-20..
- [8] 郑伟. 基于视觉的微小型四旋翼飞行机器人位置检测与估计与导航研究[D]. 合肥 中国科学技术大学, 2014.
- [9] 杜建福. 基于预测控制的小型无人直升机自主飞行研究[D]. 上海 上海交通大学, 2008.
- [10] Dougherty J A. Laser-based Guidance of a Quadrotor UAV for Precise Landing on an Inclined Surface[D]. The George Washington University, 2014.
- [11] Nagaty A, Saeedi S, Thibault C, et al. Control and navigation framework for quadrotor helicopters[J]. Journal of Intelligent & Robotic Systems, 2013, 70(1-4): 1-12.
- [12] Li J, Li Y. Dynamic analysis and PID control for a quadrotor[C]//Mechatronics and Automation (ICMA), 2011 International Conference on. IEEE, 2011: 573-578.
- [13] Zul Azfar A, Hazry D. A simple approach on implementing IMU sensor fusion in PID controller for stabilizing quadrotor flight control[C]//Signal Processing and its Applications (CSPA), 2011 IEEE 7th International Colloquium on. IEEE, 2011: 28-32.
- [14] Alexis K, Papachristos C, Nikolakopoulos G, et al. Model predictive quadrotor indoor position control[C]//Control & Automation (MED), 2011 19th Mediterranean Conference on. IEEE, 2011: 1247-1252.
- [15] Altug E, Ostrowski J P, Taylor C J. Quadrotor control using dual camera visual feedback[C]//Robotics and Automation, 2003. Proceedings. ICRA'03. IEEE International Conference on. IEEE, 2003, 3: 4294-4299.
- [16] Cong B, Liu X, Chen Z. Backstepping based adaptive sliding mode control for spacecraft attitude maneuvers[J]. Aerospace Science and Technology, 2013, 30(1): 1-7.
- [17] 周洪波, 裴海龙, 贺跃帮. 基于模型预测和反步法的小型无人直升机分层控制[C]//第 30 届中国过程控制会议. 烟台, 2011: 147-151.
- [18] Bohdanov D. Quadrotor UAV Control for Vision-based Moving Target Tracking Task[D]. University of Toronto, 2012.
- [19] Xiong J J, Zheng E H. Position and attitude tracking control for a quadrotor UAV[J]. ISA transactions, 2014, 53(3): 725-731.
- [20] 李波波, 贾秋玲. 基于滑模控制的四旋翼飞行器控制器设计[J]. 电子设计工程, 2013, 21(16): 76-78.
- [21] 赵晓颖, 温立书, 么彩莲. 欧拉角参数表示下姿态的二阶运动奇异性[J]. 科学技术与工程, 2012,

- 20(3): 634-637.
- [22] 郭东, 徐敏, 陈士橹, 等. 准坐标系下的弹性飞行器飞行动力学建模[J]. 系统仿真学报, 2010 (11): 2492-2495.
- [23] 吴铁峰. 基于 PWM 控制方式的电源管理芯片设计与实现[D]. 西安: 西安电子科技大学, 2011.
- [24] 黄兴宏, 徐世杰. 欠驱动航天器的分段解耦姿态控制[J]. 宇航学报, 2007, 28(3): 531-534.
- [25] 廖启征, 倪振松. 四元数的复数形式及其在 6R 机器人反解中的应用[J]. 系统科学与数学, 2009 (9): 1286-1296.
- [26] David H. Titterton, John L. Weston[英国]. 捷联惯性导航技术[M]. 张天光, 王秀萍, 王丽霞.北京:国防工业出版社, 2007.
- [27] 董然, 师卫. 基于边缘检测和形态学处理的车牌定位[J]. 机械工程与自动化, 2010, 6: 45-47.
- [28] Hou Y, Yu C. Autonomous target localization using quadrotor[C]// Control and Decision Conference (2014 CCDC), The 26th Chinese. IEEE, 2014:864 - 869.
- [29] 陈海峰. 数字图像中基本几何形状检测算法的研究与应用[D]. 浙江大学, 2007.
- [30] 赵汝进, 张启衡, 左颤睿,等. 一种基于直线特征的单目视觉位姿测量方法[J]. 光电子: 激光, 2010, (6):894-897.

致 谢

大学四年的生活转瞬即逝，键盘敲下致谢两个字的时候突然百感交集，即将结束持续数月的毕业设计，也即将告别四年的本科生活，有很多不舍，也有很多回忆。毕业设计刚开始的时候，我曾经告诉自己，毕业论文是我四年本科生活里能够留在南京工业大学的最后一个重要的东西，我一定要尽自己最大的努力做到最好，让四年学习的知识最大化的体现在这篇毕业设计论文里，在正文结束的那一刻，我感觉也许我做到了，可能不是很完美，但是我一直在努力，在这个过程中，我得到了很多指导和帮助。

首先感谢我的导师王莉副教授，毕业设计过程中她为我提供了很多信息，保证了我论文的按时完成。还要感谢导师沈捷副教授，我从本科二年级开始就在沈老师的实验室中做项目，期间他对我造成了很大的正面影响，除了无私的指导我做研究，还为我的生活和学习提供了很多帮助，同时，毕业设计过程中为我提供了很大的支持，论文从初稿到定稿，都离不开他的辛勤指导。还要感谢 *Ryad Chellali* 教授，他为我的四旋翼飞行器系统的设计提供了很多有价值的建议，并提供了多种视觉检测方案。还要感谢实验室里的张鹏学长、吴承建学长、许世健同学和单一同学，他们都对我的毕业设计工作给予了很大的帮助。

感谢我的家人，有他们的支持，我才能有机会在南京工业大学里完成学业。

最后，再一次真心地向所有关心、帮助、支持过我的老师、同学、朋友和亲人们表示最衷心的感谢！

苗成诗

2015 年 6 月于南京工业大学