

中图分类号: V249

论文编号: 1028703 14-S237

学科分类号: 081101

# 硕士学位论文

## 基于视觉导航小型无人机自主着陆控制策略研究与应用

研究生姓名	刘 刚
学科、专业	控制理论与控制工程
研究 方 向	飞行器控制
指 导 教 师	王彪 副教授

南京航空航天大学

研究生院 自动化学院

二〇一四年三月



Nanjing University of Aeronautics and Astronautics

The Graduate School

College of Automation Engineering

**Control strategy and application for  
vision-based autonomous landing of Micro  
Aircraft Vehicles**

A Thesis in

Control Theory and Control Engineering

by

Liu Gang

Advised by

Associate Prof. Wang Biao

Submitted in Partial Fulfillment

of the Requirements

for the Degree of

Master of Engineering

March, 2014



## 承诺书

本人声明所呈交的硕士学位论文是本人在导师指导下进行的研究工作及取得的研究成果。除了文中特别加以标注和致谢的地方外，论文中不包含其他人已经发表或撰写过的研究成果，也不包含为获得南京航空航天大学或其他教育机构的学位或证书而使用过的材料。

本人授权南京航空航天大学可以将学位论文的全部或部分内容编入有关数据库进行检索，可以采用影印、缩印或扫描等复制手段保存、汇编学位论文。

（保密的学位论文在解密后适用本承诺书）

作者签名：\_\_\_\_\_

日 期：\_\_\_\_\_



## 摘 要

四旋翼飞行器是一种外形新颖、性能卓越的无人直升机，具有独特的飞行能力，已经广泛应用于航拍中。自主着陆是无人机飞行控制系统的重要功能之一，直接影响无人机自主能力和工程应用水平。本文以 X450 四旋翼飞行器为平台，主要研究其飞行控制与基于视觉导航的自主着陆中的控制策略问题。

本文首先对已建立的四旋翼飞行器数学模型进行了悬停工作点的配平及线性化，分析了其线性化结果，通过对模型的分析发现所建模型与实际四旋翼飞行器有一定的误差，所建模型并不精确。分析四旋翼飞行器所做任务，文中考虑四旋翼无人机在巡航、点对点等飞行状态下还是采用 GPS 导航方式进行工作，仅仅在自主着陆状态下采用视觉系统进行着陆导航。

根据所建模型不精确和飞行器易受外界扰动的特点内环姿态控制采用自抗扰控制，外环位置控制采用经典 PID 控制的方法。仿真结果表明，自抗扰具有良好的鲁棒性，可以对内扰（模型参数不确定）和外扰进行估计补偿。PID/ADRC 控制结构能让四旋翼飞行器很好的跟踪预定轨迹。基于视觉系统与 GPS 导航系统的区别，提出视觉着陆控制过程采用单独的控制算法。

根据视觉系统获取信息滞后以及视觉采样频率与控制采样频率不统一的问题，本文提出对视觉信息进行预测和插补。通过采用 AR 模型预测方法对飞行器与着陆场相对位置进行处理建立 AR 模型，再采用遗忘因子递归最小二乘法来估计 AR 模型中的参数，解决系统延迟问题，仿真结果表明此预测方法具有较好的效果。

最后，本文进行了四旋翼飞行器的整个控制系统仿真验证。仿真采用了 Stateflow 工具箱实现状态机进行飞行任务管理，同时采用视景仿真软件 flightgear 对仿真过程可视化。仿真结果表明，本文所设计的控制系统具有较好的控制效果。

**关键词：**四旋翼飞行器， ADRC 控制，视觉着陆，视觉延迟，AR 预测

## ABSTRACT

Quadrotor is a kind of novel appearance, performance excellence UH for unique ability to fly, have been widely used in the aerial photography. Autonomous landing is one of the important functions of UAV flight control system, which influence the UH autonomous ability and the level of the engineering application directly. X450 quadrotor as the platform, this paper mainly studies its flight control and the autonomous landing of the control strategy based on vision navigation.

Firstly, the established quadrotor model is trimmed and linearized, the result show that the mathematical model is not accurate. According to the tasks the quadrotor need to accomplish, quadrotor will adopt GPS navigation in cruise and point-to-point flights, only the vision navigation will be adopted in the autonomous landing task.

In order to solve imprecision problem of model, avoid air turbulence, active disturbances rejection control (ADRC) method is used in inner-loop, and the classical PID control approach is applied in outer-loop. Simulation results show that the control plan is effective, and reducing the modeling workload, and the quadrotor is able to reach destination, achieving attitude and position control. According to the difference between the visual and GPS navigation system, visual landing using separate control algorithm is putted forward.

According to the delayed signals and mismatch between vision and control sample frequency, this paper studied the visual information predication and interpolation. The relative position signals between quadrotor and land field to construct AR prediction model. prediction method of aircraft and landing zone relative position for processing AR model is established, then using forgetting factor recursive least squares method to estimate the parameters of AR model, solve the problem of delay, the simulation results show that the prediction method has a good effect.

Finally, this article give the quadrotor simulation of whole control system. The simulation using the Stateflow toolbox for flight task management, but also uses flightgear for visualization of simulation process. Simulation results show that the designed control system has good effect.

**Key Words:** quadrotor, ADRC control, vision landing, vision delay, AR prediction



## 目 录

第一章	绪论	1
1.1	课题研究背景及意义	1
1.2	国内外研究的技术现状分析	2
1.2.1	国外研究现状	2
1.2.2	国内研究现状	4
1.3	本文主要工作和安排	5
第二章	四旋翼飞行器模型与控制方案分析	7
2.1	常用坐标系定义	7
2.2	微小型四旋翼飞行器模型分析	8
2.2.1	四旋翼飞行器数学模型	8
2.2.2	模型线性化	10
2.2.3	模型与需求分析	11
2.3	控制系统设计方案	13
2.4	本章小结	14
第三章	自主飞行器控制系统设计	15
3.1	内环自抗扰控制	15
3.1.1	自抗扰控制系统结构	16
3.1.2	自抗扰控制器数学模型	17
3.1.3	基于自抗扰控制技术的飞行器姿态控制律设计	21
3.2	外环 PID 控制	25
3.3	四旋翼飞行器控制系统仿真分析	26
3.3.1	内回路自抗扰控制律仿真分析	26
3.3.2	外回路 PID 控制律仿真分析	30
3.4	本章小结	33
第四章	基于视觉导航的自主着陆方案	34
4.1	预测算法	34
4.1.1	AR 模型估计原理	34
4.1.2	基于 AR 模型预测算法设计	35
4.2	基于视觉信号的自主着陆控制策略	36

4.2.1 基于视觉信息的控制结构介绍.....	36
4.2.2 基于视觉信号的自主着陆控制策略设计 .....	37
4.3 仿真分析 .....	41
4.4 本章小结 .....	43
第五章 全过程飞行仿真验证.....	44
5.1 有限状态机的应用.....	44
5.1.1 stateflow 有限状态机 .....	44
5.1.2 stateflow 在全局仿真中的应用 .....	47
5.2 FlightGear 与 simulink 的飞行仿真环境搭建 .....	48
5.3 全局仿真分析.....	51
5.4 本章小结 .....	52
第六章 总结与展望.....	54
6.1 本文工作总结.....	54
6.2 未来研究展望.....	54
参考文献 .....	56
致 谢 .....	59
在学期间的研究成果及发表的学术论文.....	60

## 图目录

图 1.1 Microdrones MD4-3000 .....	3
图 1.2 U8E 无人直升机 .....	5
图 2.1 导航坐标系与机体坐标系 .....	8
图 2.2 四旋翼飞行器系统组成结构 .....	9
图 3.1 ADRC 结构 .....	16
图 3.2 四旋翼自抗扰内环姿态控制框图 .....	21
图 3.3 偏航 $\psi$ 通道自抗扰控制器结构 .....	22
图 3.4 外环控制结构框图 .....	25
图 3.5 俯仰通道 TD 跟踪 .....	27
图 3.6 俯仰通道 TD 微分 .....	27
图 3.7 俯仰通道 ESO 跟踪观测 .....	27
图 3.8 俯仰通道 ESO 微分观测 .....	28
图 3.9 俯仰通道 ESO 干扰估计 .....	28
图 3.10 改变模型参数后俯仰通道 ESO 跟踪观测 .....	29
图 3.11 改变模型参数后俯仰通道 ESO 跟踪观测 .....	29
图 3.12 改变模型参数后俯仰通道 ESO 跟踪观测 .....	29
图 3.13 位置响应曲线 .....	30
图 3.14 线速度响应曲线 .....	30
图 3.15 姿态角响应曲线 .....	31
图 3.16 角速率响应曲线 .....	31
图 3.17 加脉冲干扰情况下位置跟踪曲线 .....	32
图 3.18 加脉冲干扰情况下线速度响应曲线 .....	32
图 3.19 加脉冲干扰情况下姿态角响应曲线 .....	32
图 3.20 加脉冲干扰情况下角速率响应曲线 .....	33
图 4.1 基于位置的视觉伺服结构 .....	37
图 4.2 基于图像的视觉伺服系统结构 .....	37
图 4.3 基于视觉导航的自主着陆切换控制系统结构 .....	38
图 4.4 飞行任务状态流程 .....	39
图 4.5 基于视觉导航的自主着陆控制框图 .....	39

图 4.6 横向位置控制律.....	40
图 4.7 AR 预测算法估计 .....	42
图 4.8 AR 模型参数估计值变化过程 .....	42
图 4.9 插补值 .....	42
图 5.1 Stateflow 状态机的组成 .....	45
图 5.2 互斥状态 .....	46
图 5.3 并行状态 .....	46
图 5.4 飞行模态调度策略.....	48
图 5.5 视觉着陆系统中的飞行状态迁移.....	48
图 5.6 飞行仿真数据传输接口.....	49
图 5.7 生成 FlightGear 运行脚本文件模块 .....	50
图 5.8 FlightGear 可视化仿真界面 .....	50
图 5.9 航迹三维仿真曲线.....	51
图 5.10 航迹 XY 平面曲线.....	51
图 5.11 三方向航迹响应曲线.....	52
图 5.12 对应速度响应曲线.....	52

## 表目录

表 2.1 四旋翼飞行器模型参量值.....	10
表 2.2 悬停状态下状态变量的配平值.....	11
表 2.3 悬停状态下输入变量的配平值.....	11
表 2.4 开环模态及其物理含义.....	13
表 5.1 状态动作类型.....	46
表 5.2 迁移标签字段含义.....	47
表 5.3 着陆模态转移及事件触发表.....	48



## 第一章 绪论

### 1.1 课题研究背景及意义

无人机 (Unmanned Aerial Vehicle) 是一种无人驾驶、可重复使用的航空器的简称。在 1915 年, 采用伺服控制装置和指令制导的滑翔炸弹在德国的西门子公司就研制出来了<sup>[1]</sup>, 这就是无人机的先驱。在 1921 年英国研制成可付诸实用的第一架靶机, 直到 50 年代以后无人机才得到了较大发展。到目前为止, 不论在军事还是民用方面无人机都得到广泛的发展。在军事上可以用于空中侦查、目标锁定、战场环境评估等; 民用上可用于灾情监测地球物理探矿、气象探测、道路巡视等。

旋翼无人直升机, 它的各方面飞行性能良好, 具有优越的机动能力, 能近地面飞行, 更为重要的是它能进行垂直起降, 不仅如此它还能自由悬停完成飞行任务, 飞行起来像蜻蜓一样灵活多变, 既能在高速下飞行也能在很低的速度下飞行, 也能用各种飞行剖面的航路进行飞行, 具有固定翼飞机所不能比拟的优势。因此, 在欧美一些发达国家, 旋翼无人直升机很早就开始进行研制。例如, 在 20 世纪 50 年代, 美国的卡曼公司曾推出旋翼无人直升机, 经过多年的努力研制已经有一些型号投入了实际运用。

旋翼无人机虽然现在已经广泛的应用于各行各业 (如快递、传媒、航拍等), 但还是存在许多问题, 需求也在不断的增加, 因此需要解决的问题也会越来越多。对无人机的最基本要求是它能够安全的起飞悬停, 在空中能很好的保持姿态稳定飞行, 完成任务再安全可靠的下降着陆。这就需要旋翼无人机具有良好的自主飞行能力。所谓自主着陆是指无人飞行器在着陆阶段, 将机载传感器得到的所需数据运用一定的技术手段进行综合处理, 获得具有高精度和信息足够充分的降落信息, 使无人飞行器可以在没有人直接干预的情况下自行完成着陆过程。实现旋翼无人飞行器的自主着陆有以下几个优点: 1) 将着陆过程交由计算机处理能大大提高效率, 降低着陆危险。2) 提高飞行器的自主飞行能力。3) 旋翼无人机的应用越来越广泛, 研究自主着陆可以为旋翼无人机的发展提供有力的技术支持。

旋翼无人机着陆过程要求在近悬停的情况下进行, 而且需要精确地控制无人直升机的姿态角和着陆轨迹, 克服地面效应, 使无人直升机能平稳缓慢且准确地在着陆场上着陆, 不发生侧翻快速地摔向地面。这就要求其具有套良好的控制系统, 要求它具有较强的抗外界干扰 (如阵风) 的能力。要完成这一系列的自主着陆难题, 不仅需要高可靠的飞行控制系统, 还需要高精度高可靠的实时数据信息。随着计算机视觉算法性能和可靠性的不断完善, 计算机硬件技术的发展, 图像处理技术的进步, 为无人直升机进行自主着陆提供了基本的技术保障, 一般而言,

较理想的导航系统应具有自主性强、功能完备、精度高、环境适应性好、体积小、重量轻、造价低廉等优点。因此采用视觉提取着陆场信息的方法是很有必要的。

旋翼无人机的自主着陆是个非常复杂的过程，从发现着陆场地到调整航向进入着陆场上空再实现自主着陆，这对旋翼无人机的自主着陆控制策略提出了很高的要求，因此对无人直升机的自主着陆控制策略技术的研究是很有必要的。综上所述，基于视觉导航的小型旋翼无人机自主着陆控制策略研究是一个极其有实际应用价值的研究课题。

## 1.2 国内外研究的技术现状分析

从国内外旋翼无人机发展史来看，无人机执行的任务更为广泛复杂，如从单一的侦察任务到多样的搜集信号情报、精确目标打击等，这些都需要无人机具备精确的导航系统才能出色的完成这些任务。飞行控制系统的设计又应该和所配备的机载导航传感器密切相关。一般而言，较理想的导航系统应具备自主性强、功能完备、精度高、环境适应性好、体积小、重量轻、造价低廉等优点。

因此，首先介绍下无人机的视觉导航技术特点<sup>[2]</sup>：视觉导航主要运用机器视觉技术来模拟人的眼睛观察能力，从摄像机获取的真实环境的图像中运用计算机技术提取有价值的信息，从而获得飞行器飞行需要的导航信息。视觉导航系统由视觉图像采集、视觉图像处理以及导航跟踪三部分组成。其中视觉信息采集部分是由 CCD 完成对飞行路线图像的高速采集工作；然后对采集的图像进行增强、边缘提取和识别估计等的视觉图像处理工作；最后利用导航跟踪算法，实现飞行器对观测物的智能跟踪导航。通过采用机器视觉处理技术可以从客观真实图像中获取相关的导航信息，实现对图像中的目标物的识别估计，所以视觉导航需要选取合适的参照物作为参考对象，而且只能获得两物体的相对运动状态的信息。由于计算机视觉系统的运用可以得到丰富的环境信息，并且具有环境适应性强、体积小、重量轻、抗干扰性好、功能完备、信息完整以及使飞行器具有更强自主性等优势，因此视觉导航获得了越来越多的重视。

目前，世界上的无人飞行器更多的是具有自动飞行能力，还未达到自主性的要求，实现完全的无人机自主性是一项革命性的科学技术挑战<sup>[3]</sup>。基于视觉导航的自主着陆的研究就是为了赋予旋翼无人机具有更多的自主功能。下面就国外、国内对飞行控制及视觉着陆控制的研究成果来进行分析。

### 1.2.1 国外研究现状

旋翼无人机与有人驾驶旋翼飞机相同，在其整个飞行过程中，由于受到近地面气动环境复杂的影响和外界环境不可预测因素的存在，所以起飞与着陆是很难操控也是相当危险的。与有人驾驶的飞机相比，由于在旋翼无人机上没有人直接参与，所以不存在受制于人体极限的问题，



可以采用更多的降落方式。

随着计算机软硬件技术的发展和控制理论的不断进步，国外无人直升机的着陆控制技术呈现出新的发展方向。德国的 Aircam 公司的 Microdrones MD4-3000（如图 1.1 所示）是目前世界尺寸最大的四旋翼无人飞行器系统，其最大起飞重量 15kg，最大任务载荷 3kg，最大巡航速度 16m/s，较长的续航时间和极具稳定的姿态控制。应用的是一种全球领先的垂直起降微型自动驾驶无人飞行控制系统，可用于实施电力线路检查、抗震救灾、科学考察、航拍等多种常规空中任务。基于全新的专利空气动力学设计以及更强大的电机，md4-3000 拥有更快的速度——在保持了更低风阻系数的同时首次实现了真正的空气动力系数，md4-3000 的机身产生了固定翼飞机机翼的升力作用，因此成为世界上第一架能够在前进飞行中产生气动升力的四旋翼无人机。其具有极其稳定的姿态控制能力，但并未采用基于视觉导航的自主着陆。



图 1.1 Microdrones MD4-3000

美国南加州大学的 AVATAR 微型直升机着陆控制系统<sup>[42]</sup>采用“H”图标，对无人直升机的状态进行估计。其主要的研究方向为三部分：图像处理、状态估计和着陆控制。飞行实验结果表明，该着陆方案可使无人旋翼直升机的着陆精度达到 0.42m，姿态角精度达到 7°。加州大学伯克利分校的垂直起降无人机着陆系统研究工作也取得了一定的进展<sup>[43, 44]</sup>，研究小组通过采用特定的着陆平台图案，运用计算机图像处理技术解算出摄像机在着陆平台坐标系下的位置及姿态，实现着陆的任务。实验结果表明该着陆方案可使旋翼无人机自主着陆的轴向定位精度达到 5cm，姿态角精度达 5°。采用视觉着陆虽然有很好的优势（如抗干扰等），但也发现也存在弊端，即着陆信息的实时性问题。

宾夕法尼亚大学的 HMX4 研究小组采用地面摄像头跟踪并测量标记的位置和面积<sup>[4]</sup>，从而可以获取飞行器的姿态角和位置。飞行器的角速度、姿态角信息由 AHRS 传感器测量获得，主要用于姿态增稳控制。整个系统安装在一个实验平台上，采用 Backstepping 控制方法实现了基于视觉的自主悬停控制。2010 年，HMX4 研究人员开发了一套基于机载和地面双摄像头的视觉定

姿与定位系统，使得飞行器在一个摄像头发生故障的情况下也可以实现自主轨迹跟踪，同时测量精度也得到了有效地提高。此种采用了视觉导航的无人飞行器可以很好的应用于一些特殊任务，例如，进行自主起飞和着陆、战场态势评估、监测侦察、编队协同飞行和目标跟踪等等。说明采用视觉导航很有优势。

欧美国家在自主着陆的控制算法的设计上经过多年的技术储备已经有一定的成果，文献<sup>[5]</sup>提出了一种运用神经网络算法进行在线参数估计的自适应控制系统，重构出旋翼无人机在甲板上进行自动着陆的信息。从仿真结果来看无人直升机在进行自主着陆时具有一定的抗干扰能力，例如无人直升机在遇到风浪很大的情况下，该系统仍能保证在误差容许的范围内将无人直升机安全的降落到具有随机运动性的甲板平台上。本文只说明了直升机的自主着陆控制技术并未采用视觉技术。文献<sup>[6]</sup>采用了预测控制技术来完成基于主动视觉的自主着陆控制系统设计，实验结果表明设计思路是有效地。作者引进了摄像头作为导航设备，控制系统的设计也是依赖于视觉系统提供的信息进行设计的。仅仅停留在仿真阶段，并未进行实物验证。文献<sup>[7]</sup>提出了基于图像的视觉伺服控制系统，实现了四旋翼无人机的姿态稳定，控制器具有一定的鲁棒性，但视觉系统获取数据慢的问题还是没有得到很好的解决。文献<sup>[8]</sup>采用了一种基于动态反馈的鲁棒非线性内模动态调度方法进行旋翼无人机的控制，设计出了具有良好鲁棒性的控制器。但这些控制方法对模型的精度要求较高。由此可以看出，自动控制技术需要不断的向智能控制技术方向发展，未来应用中的无人直升机将会集智能控制技术与先进计算机技术于一身，也会带动无人直升机广泛应用于各行各业中，如果更多的将视觉技术运用到自主着陆任务中去那么将是锦上添花。根据研究现状也可看出无人直升机控制技术与采用视觉技术的无人机自主着陆系统技术并未成熟。

### 1.2.2 国内研究现状

与欧美发达国家相比，国内无人直升机技术起步较晚，在自主着陆控制技术上相对落后，目前技术还未成熟，处于起步发展阶段。中航工业直升机所自主研发的U8E无人机（如图1.2所示）已经出现在迪拜国际航展上，是国内无人直升机队伍里先进的代表。U8E是一个轻型多用途无人机，可实施自主起降、大机动、大速度、预设航线、超视距、低噪音等飞行，具备了发动机安全控制、测控失效、传感器数据融合等故障应急处理能力，但并未装载视觉导航系统，更不具备基于视觉导航的自主着陆功能。



图 1.2 U8E 无人直升机

文献<sup>[9]</sup>主要讲述了对无人机视觉导航的现有算法，主要从视觉处理和状态估计与数据融合两大方面作了分类总结，重点讨论了无人机获取图像的特征提取、视觉传感器同其他传感器的数据融合、以及实时得到状态估计的各种方法。文献<sup>[10]</sup>主要分别对与传感器图像相关的载体姿态提取技术、基于图像匹配算法的定位技术以及基于序列图像的速度测量技术这三种技术进行了全面阐述，重点论述了姿态与参考特征的关系、景像匹配定位和核心算法及速度测量的两类方法，等等。从现有情况来看，在国内基于视觉导航的研究主要是对图像信息的处理和位姿估计，对基于视觉导航信息的飞行控制策略的研究相对较少，且对飞行控制器本身来说，探索鲁棒性更好、抗模型不确定性更优的控制方法也很有实际意义。文献<sup>[44,45,46]</sup>中主要讲述了一套有关无人直升机基于视觉导航的目标跟踪以及自主着舰技术。文中首先设计了一套视觉算法，然后再利用改进的卡尔曼滤波算法进行甲板运动状态预测与目标跟踪，最后运用模糊PI控制技术设计了控制器，其控制器由若干个小的控制行为单元构成，且这些控制行为均是并行关系，各控制器引导无人直升机分阶段的进行安全平稳的自主着舰，仿真结果表明，此套基于视觉的无人直升机自主着舰技术能够以97%的概率正确识别目标，结果显示无人直升机的航向控制最大误差为 $22.6^{\circ}$ 。

一般说来，无人直升机所采用的着陆导航方式，直接决定着无人直升机的着陆控制策略及相应的控制算法设计，而基于视觉信息的控制器设计依飞行器和视觉系统的性能及任务的复杂性两方面，可以选择不同的设计方法。由于视觉导航系统对无人机实现自主飞行的先天优势，以及基于视觉导航的无人机自主着陆还未实现广泛的应用，因此基于视觉导航系统的无人机自主着陆是相当值得研究的。

### 1.3 本文主要工作和安排

本文以微小型四旋翼飞行器为平台，研究基于视觉导航的四旋翼无人飞行器自主着陆过程中的若干问题，如自主着陆控制策略、视觉控制器以及视觉系统获取数据慢等问题。并对飞行器全过程仿真进行建模以及仿真平台的搭建工作。

本文各章节研究点如下：

第一章：绪论。介绍本文的研究背景、目地及意义，总结分析了基于视觉导航的自主着陆飞行控制系统研究的国内外研究现状，明确了本论文的主要研究内容。

第二章：四旋翼飞行器模型与控制方案分析。本章对给出的模型进行了通道耦合性分析以及系统稳定性分析。通过分析现有模型的特性和飞行器最终所要完成的任务，制定了控制系统设计方案；通过分析视觉系统的特点，提出了专用于基于视觉导航的自主着陆控制方案。

第三章：飞行控制系统设计。本章针对所建四旋翼飞行器模型的不确定性，采用了自抗扰控制具有抗模型不确定性的优点对飞行器的姿态进行控制，实现姿态稳定；外环采用 PID 控制方法实现四旋翼飞行器的轨迹跟踪控制。PID/ADRC 的控制结构为四旋翼飞行器完成其它的飞行任务打下了坚实基础。

第四章：基于视觉导航的着陆方案。本章首先通过对视觉导航的特点进行了分析，发现采用视觉导航方法会带来信息延迟的问题，并提出了一种基于 AR 模型预测的方法，通过对所获取的视觉信息建立 AR 模型，再采用遗忘因子递归最小二乘法来估计 AR 模型中的参数矩阵  $a_i$ ，解决视觉系统信息延迟问题。本章还研究了基于视觉导航的自主着陆策略问题，为此专门设计了视觉信息着陆的控制器，以便实现四旋翼飞行器的平稳着陆。

第五章：全过程飞行验证。本章采用 stateflow 有限状态机对飞行器全局仿真系统进行建模，实现飞行过程中飞行任务模态的调度，且仿真结果达到预期设想，很好的完成了仿真工作。FlightGear 视景仿真软件可以更直观的观察整个仿真过程中飞行器的飞行状态，而且为以后进行更完善的 flightgear 视景仿真做铺垫。

第六章：本章对全文的主要研究内容进行了回顾，总结了本文的主要技术点，并且针本文的不足与尚未解决的问题提出了进一步的研究工作。

## 第二章 四旋翼飞行器模型与控制方案分析

本实验室四旋翼飞行器属于微小型斜十字型无人飞行器，其优点在于视角比较大，避免机身进入摄像机画面，是基于视觉导航的无人机自主着陆的很好的研究平台。本实验室开发的四旋翼无人机系统主要由飞行控制系统与导引系统、视觉导航系统组成。其采用 450 机架，天行者 20A 电调，新西达 2212/1000KV 电机，飞控计算机上的主控芯片采用基于 CortexM4 内核的 STM32F407 微控制器，wifi 无线通信模块，机载传感器为 FY-AHRS 姿态传感器，配备 GPS，CMOS 摄像头。其中飞控系统的主要任务是实现姿态、位置控制，数据采集和存储，地面站监控，自主/遥控模式切换。导航系统则主要负责为完成飞行任务、自主着陆提供信息。

本章的主要内容是给出四旋翼飞行器数学模型，并对四旋翼飞行器进行分析，其中主要包括模型的耦合性及稳定性分析。由于此微小型四旋翼飞行速度低，属于近悬停点飞行，特性变化较小，所以将模型在悬停点进行线性化。通过将对象特性以及所要实现的任务需求进行综合考虑，提出了控制系统整体设计方案。

### 2.1 常用坐标系定义

本文主要用到的坐标系有：导航坐标系统（NED）、机体坐标系统。以下是各坐标系统的具体定义<sup>[11]</sup>：

#### 1、导航坐标系统（NED）

导航坐标系定义在地球表面的正交坐标系，以下标  $n$  标识，原点为飞行器起飞点，即传感器初始化的地点，记为  $O_n$ 。各坐标轴定义如下：

- 1)、 $x$  轴指向地理北极，记为  $x_n$ ；
- 2)、 $y$  轴指向地理东方，记为  $y_n$ ；
- 3)、 $z$  轴垂直于  $x_n$ - $O$ - $y_n$  平面向下，记为  $z_n$ 。

#### 2、机体坐标系统

机体坐标系固连于无人飞行器，俗称载体坐标系，以下标  $b$  标识。各坐标轴定义如下：

- 1)、原点位置和飞行器重心位置重合，记为  $O_b$ ；
- 2)、 $x$  轴指向机头，记为  $x_b$ ；
- 3)、 $y$  轴指向机身右侧，记为  $y_b$ ；
- 4)、 $z$  轴指向机腹，垂直于  $x_b$ - $O$ - $y_b$  平面，记为  $z_b$ 。

偏航角  $\psi$  为机体轴  $x_b$  在地面上的投影与飞行器初始指向间的夹角，范围为  $(-180^\circ \sim +180^\circ)$ ；俯仰角  $\theta$  为机体轴  $x_b$  与水平面夹角，范围为  $(-90^\circ \sim +90^\circ)$ ；滚转角  $\phi$  为

机体轴  $z_b$  与通过机体轴  $x_b$  的铅垂面夹角, 范围为  $(-90^\circ \sim +90^\circ)$ 。如下图所示<sup>[12]</sup>:

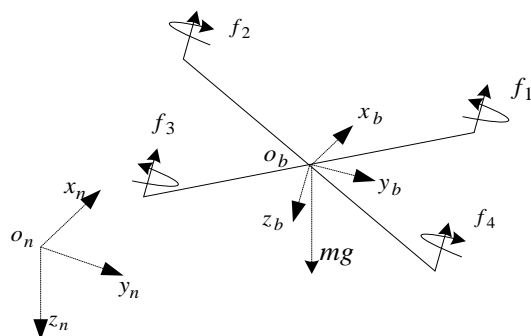


图 2.1 导航坐标系与机体坐标系

## 2.2 微小型四旋翼飞行器模型分析

### 2.2.1 四旋翼飞行器数学模型

小组其他成员负责对四旋翼飞行器进行建模与参数辨识工作, 在机体坐标系中建立的飞行器运动方程如下:

$$\begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{z} \end{bmatrix} = R \cdot \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} \quad (2.1)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{w} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{bmatrix} / m + g \begin{bmatrix} -\sin\theta \\ \sin\phi\cos\theta \\ \cos\phi\cos\theta \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} qw - rv \\ ru - pw \\ pv - qu \end{bmatrix} \quad (2.2)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \sin\phi\tan\theta & \cos\phi\tan\theta \\ 0 & \cos\phi & -\sin\phi \\ 0 & \sin\phi\sec\theta & \cos\phi\sec\theta \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (2.3)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} I_x & 0 & 0 \\ 0 & I_y & 0 \\ 0 & 0 & I_z \end{bmatrix}^{-1} \cdot \begin{bmatrix} Q_x + (I_y - I_z)qr \\ Q_y + (I_z - I_x)rp \\ Q_z + (I_x - I_y)pq \end{bmatrix} \quad (2.4)$$

$$R = \begin{bmatrix} \cos\psi\cos\theta & \cos\psi\sin\theta\sin\phi - \sin\psi\cos\phi & \cos\psi\sin\theta\cos\phi + \sin\psi\sin\phi \\ \sin\psi\cos\theta & \sin\psi\sin\theta\sin\phi + \cos\psi\cos\phi & \sin\psi\sin\theta\cos\phi - \cos\psi\sin\phi \\ -\sin\theta & \cos\theta\sin\phi & \cos\theta\cos\phi \end{bmatrix} \quad (2.5)$$

其中,  $u, v, w$  为机体坐标系下的线速度;  $\phi, \theta, \psi$  为机体坐标系下的滚转角、俯仰角、偏航角;  $p, q, r$  为机体坐标系下的姿态角速率;  $x, y, z$  为导航坐标系下飞行器的位置坐标;  $m$  为飞行器质量;  $g$  为当地重力加速度;  $F_x, F_y, F_z$  为空气动力在机体坐标系下的分量;  $Q_x, Q_y, Q_z$  为外力矩在机体坐标系下的分量;  $I_x, I_y, I_z$  为轴向转动惯量;  $R$  为机体坐标系到导航坐标系的转换矩阵<sup>[13]</sup>。

四旋翼飞行器的力学方程如下式：

$$\begin{cases} F_x = -\rho/2 \cdot S_{fx} \cdot u \cdot |u| \\ F_y = -\rho/2 \cdot S_{fy} \cdot v \cdot |v| \\ F_z = -k_T \cdot \sum_{i=1}^4 \Omega_i^2 - \rho/2 \cdot S_{fz} \cdot w \cdot |w| \end{cases} \quad (2.6)$$

$$\begin{cases} Q_x = J_r(-\Omega_1 + \Omega_2 - \Omega_3 + \Omega_4)q + \tau_\phi \\ Q_y = -J_r(-\Omega_1 + \Omega_2 - \Omega_3 + \Omega_4)p + \tau_\theta \\ Q_z = \tau_\psi \end{cases} \quad (2.7)$$

$$\begin{cases} \tau_\phi = \frac{\sqrt{2}}{2} l k_T (\Omega_2^2 + \Omega_3^2 - \Omega_1^2 - \Omega_4^2) \\ \tau_\theta = \frac{\sqrt{2}}{2} l k_T (\Omega_1^2 + \Omega_2^2 - \Omega_3^2 - \Omega_4^2) \\ \tau_\psi = k_M (\Omega_1^2 - \Omega_2^2 + \Omega_3^2 - \Omega_4^2) \end{cases} \quad (2.8)$$

其中， $\tau_\phi$ 、 $\tau_\theta$ 、 $\tau_\psi$  分别为滚转、俯仰、偏航方向的机身力矩； $k_T$  为电机的拉力系数； $k_M$  为反扭矩系数； $J_r$  为旋翼相对于电机的转动惯量； $\rho$  为空气密度； $S_{fx}$ 、 $S_{fy}$ 、 $S_{fz}$  分别为四旋翼飞行器横向、纵向、垂向三方向的机身面积； $\Omega_i$  为旋翼转速； $l$  为电机到飞行器重心距离。

四旋翼的动力系统是由 4 个电机组成的，小型直流电机近似为如下惯性环节：

$$a\dot{\Omega} + \Omega = bU \quad (2.9)$$

其中， $a$ 、 $b$  为系数， $U$  为输入  $pwm$  信号。

通过以上四旋翼数学模型的建立搭建  $matlab/simulink$  仿真模型（如图 2.2 所示），模型的四个输入量为  $[\delta_{col} \ \delta_{lon} \ \delta_{lat} \ \delta_{ped}]$ ，通过拉力分配及限幅模块输出四个电机的期望电压，从而控制四个电机的转速，四旋翼的四个电机通过各自的转速共同构造四旋翼的动力系统产生四个力矩  $(T \ \tau_\phi \ \tau_\theta \ \tau_\psi)$ ，实现四旋翼的飞行运动。

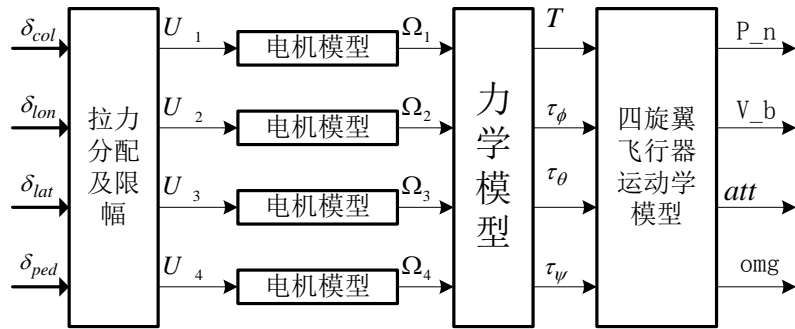


图 2.2 四旋翼飞行器系统组成结构

图中  $P_n = (x \ y \ z)^T$  表示 NED 坐标系内位置向量，单位  $m$ ； $V_b = (u \ v \ w)^T$  表示机体坐标系内线速度向量，单位  $m/s$ ； $att = (\phi \ \theta \ \psi)^T$  为姿态角向量，单位  $rad$ ； $omg = (p \ q \ r)^T$  表示机体坐标系内角速度向量，单位  $rad/s$ ；输入量  $\delta_{col}$  为标准化总距舵机输入，范围为  $(0,1)$ ；输

入量  $\delta_{lon}$  为标准化俯仰舵机输入，范围为  $(-1,1)$ ；输入量  $\delta_{lat}$  为标准化滚转舵机输入，范围为  $(-1,1)$ ；输入量  $\delta_{ped}$  为标准化方向舵机输入，范围为  $(-1,1)$ 。

以上模型中所用到的参数在下表 2.1 中可知。

表 2.1 四旋翼飞行器模型参量值

参数	数值	单位
$g$	9.7643	$m/s^2$
$m$	0.875	$Kg$
$l$	0.225	$m$
$k_T$	$1.005 \times 10^{-5}$	$N.s^2/rad^2$
$k_M$	$2.3992 \times 10^{-7}$	$N.m.s^2/rad^2$
$I_x$	$9.5065 \times 10^{-3}$	$Kg.m^2$
$I_y$	$1.000 \times 10^{-2}$	$Kg.m^2$
$I_z$	$1.658 \times 10^{-2}$	$Kg.m^2$
$J_r$	$6.0000 \times 10^{-5}$	$Kg.m^2$
$a$	0.1950	$s$
$b$	1783	-
$\rho$	1.294	$Kg/m^3$
$S_{fx}$	0.00835	$m^2$
$S_{fy}$	0.0131	$m^2$
$S_{fz}$	0.017	$m^2$

## 2.2.2 模型线性化

需要对以上十六阶模型进行线性化，其数学模型描述形式如下：

$$\begin{cases} \dot{X} = AX + Bu \\ Y = CX \end{cases} \quad (2.10)$$

其中， $A$  为状态矩阵，描述了四旋翼飞行器运动固有动态特性[14]； $B$  是控制矩阵，反映出操纵输入量对机体运动的状态响应； $C$  为单位矩阵。 $X = [x \ y \ z \ u \ v \ w \ \phi \ \theta \ \psi \ p \ q \ r \ \Omega_1 \ \Omega_2 \ \Omega_3 \ \Omega_4]^T$  状态量； $Y$  为测量输出；模型输入量  $u = [\delta_{col} \ \delta_{lon} \ \delta_{lat} \ \delta_{ped}]$ 。

由于四旋翼飞行器为线性时变系统，即飞行器的特性参数（矩阵  $A$ 、 $B$ ）与飞行状态密切相关，因此式（2.7）中系数矩阵  $A$ 、 $B$  会随着飞行状态的变化而变动。一般情况，对飞行器非线性动态模型进行线性化处理时需选取不同的飞行状态对其进行配平。本节采用悬停点模型为分



析对象，主要是由于此微小型四旋翼飞行速度低，属于近悬停点飞行，特性变化较小，因此本文只列举飞行器悬停状态下的线性化状态矩阵。

$$\dot{\tilde{X}} = \tilde{A}\tilde{X} + \tilde{B}\tilde{u} \quad (2.11)$$

其中状态量  $\tilde{X} = [u \ v \ w \ \phi \ \theta \ \psi \ p \ q \ r \ \Omega_1 \ \Omega_2 \ \Omega_3 \ \Omega_4]$ ，控制输入量  $\tilde{u} = [\delta_{col} \ \delta_{lat} \ \delta_{lon} \ \delta_{ped}]$ ，

$$\tilde{A} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & -9.8 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 9.8 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -0.0107 & -0.0107 & -0.0107 & -0.0107 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -0.1573 & 0.1573 & 0.1573 & -0.1573 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0.1495 & 0.1495 & -0.1495 & -0.1495 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0.057 & -0.057 & 0.057 & -0.057 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -5.128 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -5.128 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -5.128 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -5.128 \end{bmatrix}$$

$$\tilde{B} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 5326054 & -5326054 & 5326054 & 5326054 \\ 5326054 & 5326054 & 5326054 & -5326054 \\ 5326054 & 5326054 & -5326054 & 5326054 \\ 5326054 & -5326054 & -5326054 & -5326054 \end{bmatrix}$$

悬停状态下的状态变量与输入变量的配平值列在表 2.2、2.3 中。

表 2.2 悬停状态下状态变量的配平值

u	v	w	$\phi$	$\theta$	$\psi$	p	q	r	$\Omega_1$	$\Omega_2$	$\Omega_3$	$\Omega_4$
0	0	0	0	0	0	0	0	0	492.17	492.17	492.17	492.17

表 2.3 悬停状态下输入变量的配平值

$\delta_{col}$	$\delta_{lat}$	$\delta_{lon}$	$\delta_{ped}$
0.30964	0	0	0

### 2.2.3 模型与需求分析

由于飞行器作为被控对象一般具有较复杂的特性<sup>[15]</sup>：

- (1) 运动参数的时变性：运动参数的时变性是飞行器运动的重要特点，它是由旋翼拉力

变化等因素引起的。参数时变性又给控制器设计带来两个问题：一是变参数的处理方法问题；二是如何适应变参数的问题。

- (2) 参数及干扰的随机性：飞行器结构参数的测量误差、转动惯量测量误差等都将造成飞行器动力学模型的建模误差；飞行器所处环境的气流等都会给飞行器的飞行状态造成干扰。
- (3) 控制对象的非线性：飞行器是非线性系统，系统设计时，必须考虑非线性、多输入/多输出系统的大范围稳定性。

本课题主要研究的是悬停/小速度飞行下的四旋翼飞行器自主着陆控制器，因此在悬停模式下为例分析模型，四旋翼飞行器各通道传递函数阵如下所示：

$$G(s) = \begin{bmatrix} 0 & 0 & \frac{-312127149}{s^3(s+5.128)} & 0 \\ 0 & \frac{328330246}{s^3(s+5.128)} & 0 & 0 \\ \frac{-2287848}{s(s+5.128)} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \frac{33503086}{s^2(s+5.128)} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{31849709}{s^2(s+5.128)} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{12137988}{s^2(s+5.128)} \\ 0 & \frac{33503086}{s(s+5.128)} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{31849709}{s(s+5.128)} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{12137988}{s(s+5.128)} \end{bmatrix}$$

上述传递函数阵  $G(s)$  中第一列为垂向运动通道，可控垂向线速度量，控制输入量为总距输入  $\delta_{col}$ ；第二列为横滚运动通道，可控制滚转角速率  $p$ 、滚转角  $\phi$  以及横向线速度  $v$ ，控制输入量为俯仰舵机输入  $\delta_{lat}$ ；第三列为俯仰通道，可控制俯仰角速率  $q$ 、俯仰角  $\theta$  以及纵向线速度  $u$ ，控制输入量为俯仰舵机输入  $\delta_{lon}$ ；第四列为偏航通道，可控制偏航角速率  $r$ 、偏航角  $\psi$ ，控制输入量为偏航舵机输入  $\delta_{ped}$ 。从传递函数阵  $G(s)$  中可以看出，角速率与角运动只存在一个积分关系，四旋翼飞行器的垂向运动通道主要与控制输入量总距  $\delta_{col}$  有关，即主要与四个旋翼的总拉力有关，而且另外三个通道相互影响很小，因此可以实现解耦分析。

四旋翼飞行器的稳定性与一般物体的稳定性定义是一致的，若四旋翼的定常运动受到某种扰动离开了平衡位置，当扰动去掉后，若能自动返回平衡位置，则称为静稳定，若停留在干扰消失时的偏离状态则称为随遇稳定<sup>[16]</sup>，若偏离原平衡状态越来越大，则称为静不稳定。

飞行器系统的稳定性包括飞行器自身保持固有运动的状态和抵抗外界扰动的能力。飞行器

对象的稳定性可以通过数学模型的特征根来考察。表 2.4 为本文四旋翼飞行器在悬停点的线性模型的特征值。

表 2.4 开环模态及其物理含义

特征值	物理含义
0	垂向速度动态
0	横滚角动态
0	俯仰角动态
0	偏航角动态
0,0,0	欧拉角动态

从所求特征根可以看出，各开环模态特征根存在 0 根，对应过程为随遇稳定过程，例如由于某种干扰使飞行器偏离了给定航向，当干扰消失后，飞行器的偏航角既不会继续增大，也不会自动的回到给定航向。实际系统的横滚角、俯仰角、偏航角以及垂向速度动态应该是稳定的，分析原因可知是由于未考虑阻尼造成的。

分析四旋翼飞行器所做任务，四旋翼无人机在巡航、点对点飞行等飞行状态下还是采用 GPS 导航方式进行工作，仅仅在自主着陆状态下采用视觉系统进行着陆导航。但视觉系统具有数据延迟以及获取位置信息为飞行器与着陆场的相对位置等特点。

## 2.3 控制系统设计方案

根据以上对模型的分析可知，欧拉角  $\phi$ 、 $\theta$ 、 $\psi$ ，角速率  $p$ 、 $q$ 、 $r$  都为内层角运动动态特性，属于同一时间尺度内；位置量  $x$ 、 $y$ 、 $z$  与速度量  $u$ 、 $v$ 、 $w$  都为外层线运动动态特性，属于同一时间尺度。基于四旋翼飞行器各状态变量的时间尺度不同，针对我们的飞行器，采用一个分层控制结构<sup>[17]</sup>的自动飞行控制系统，具体内外环结构见图 3.4 所示，其中内环用于镇定欧拉角  $\phi$ 、 $\theta$ 、 $\psi$ ，角速率  $p$ 、 $q$ 、 $r$  的动态特性；外环控制飞行器的位置  $x$ 、 $y$ 、 $z$ 。总体上，与外环相关的动态特性要比内环慢得多。

通过上一节分析可知，由于建模时未充分考虑阻尼以及建模过程中获取的参数会有一定的误差，所建模型不是十分地精确，因此需要设计一种控制器能弱化建模误差带来的问题，在此本文作者引入了内环控制采用自抗扰控制方法设计，用于保证飞行器运动的渐近稳定，并且较好的抑制扰动。自抗扰控制方法主要是针对抗不确定系统的控制问题而提出的，其核心设计思想是通过采用扩张状态观测器对被控对象中的不确定动态以及所受的外部不确定扰动进行实时估计补偿，因此可以不严重依赖于对象及外部动态精确模型的方式进行非线性动态补偿，从而可以实现对含有较大范围不确定性系统的控制。一般位置控制相对于姿态控制较简单，所以外

环采用经典 PID 控制方法设计，为内环控制生成飞行指令，其中外环控制器的飞行器位置信息是由 GPS 和声纳系统提供。

基于本课题对四旋翼飞行器所需实现的任务需求与机载设备的特性进行综合考量，本文采用分任务控制思想对四旋翼飞行器进行控制律设计，控制结构如图 4.3 所示，即飞行器进入视觉着陆任务后，此时飞行器位置信息是由视觉系统提供的，之前基于 GPS 导航的外环控制器已经不适用于此情况了，因此需专门设计用于视觉着陆任务的外环控制器，以便控制器能适用基于视觉导航的特点。

具体问题分析及所做工作请见下文。

## 2.4 本章小结

本章在 matlab/simulink 中建立四旋翼飞行器仿真模型，并对其进行配平线性化，根据模型对其进行通道耦合性分析以及系统稳定性分析。通过分析模型的特性，最终选择了内环采用自抗扰控制方法，外环采用经典 PID 控制方法的控制结构方案来设计飞行控制系统。最后，对视觉系统的特点进行了分析，并提出了专用于基于视觉导航的自主着陆控制结构方案。

### 第三章 自主飞行器控制系统设计

通过第二章对四旋翼模型的理论分析可得知，四旋翼飞行器是个欠驱动、非线性的复杂系统。由于直升机各状态变量的时间尺度不同<sup>[11]</sup>，我们采用内外环结构的自动飞行控制系统，如下文图 3.4 所示。其中内环用于镇定姿态角  $\phi$ 、 $\theta$ 、 $\psi$ ，角速率  $p$ 、 $q$ 、 $r$ ；外环用于控制本地 NED 坐标系位置  $x_n$ 、 $y_n$ 、 $z_n$ ，和机体坐标系线速度  $u$ 、 $v$ 、 $w$ 。总体上，与外环相关的动态特性要比内环慢得多。

因为本课题组所采用的是微小型四旋翼飞行器平台，此类飞行器重量轻、体积小，有更好的灵活性和机动性，但更容易受外界环境的干扰，如阵风。不仅如此，由于建模的不精确性，使得对控制器的设计工作带来了不小困难。因此，要实现姿态稳定和抗内部扰动（飞行器参数的变化）、抗外部扰动，内环控制可以选择自抗扰控制方法，这是一项控制内外扰动同时保持闭环稳定的控制技术。内环姿态控制实现了飞行器的姿态稳定与抗干扰性，又因为本文中的四旋翼飞行控制系统主要针对小速度范围内飞行而设计的，并不要求进行复杂的机动飞行，所以外环位置控制可以采用传统简单的控制器控制，本文外环采用经典 PID 控制。

#### 3.1 内环自抗扰控制

经典 PID 控制原理在控制工程实践中得到了广泛的应用，其根据系统误差，利用比例、微分和积分计算出控制量设计反馈控制律。正因为其控制原理简单易懂、可靠成熟、稳定性好、使用方便等原因，其成为了控制界最基本的控制方法。但是由于它不能达到高性能的控制要求，其主要缺点如下<sup>[18,19]</sup>：

- 1) 误差的提取方法不合理。直接取参考值和输出值之间的误差不太合理，因为输出值是缓变的，而设定值是跳变的，形成阶跃信号的跟踪。例如当输入指令有跳变时，要求输出来跟踪就不太合理。
- 2) 由误差  $e$  提取微分信号  $de/dt$  的方法使得噪声很大。

自抗扰控制（Active Disturbance Rejection Control, 简称-ADRC）由韩京清教授提出，该控制策略对经典 PID 控制进行了 4 个方面的改进<sup>[20,30]</sup>：

- 1) 安排过渡过程，对输入信号进行柔化；
- 2) 采用跟踪微分器对被控对象提取微分信号，实现了对参考输入信号的无超调跟踪，增强自抗扰控制系统的鲁棒性；
- 3) 由非线性扩张观测器实现对总体扰动的估计并进行相应的补偿，对原有模型进行改造，将非线性、不确定的系统近似线性化及确定性化；

4) 非线性PD控制器由误差的P、D的非线性组合组合而成，调节速度快。

### 3.1.1 自抗扰控制系统结构

设存在未知扰动的不确定被控对象为：

$$\dot{x}^{(n)} = f(x, \dot{x}, \dots, x^{(n-1)}, t) + w(t) + b(t)u(t) \quad (3.1)$$

其中， $w(t)$ 为未知外界扰动（本文中主要由传感器噪音和阵风干扰组成）， $f$ 、 $b$ 为不确定函数， $u$ 为控制信号输出。其自抗扰控制（ADRC）系统组成结构如图3.1所示。

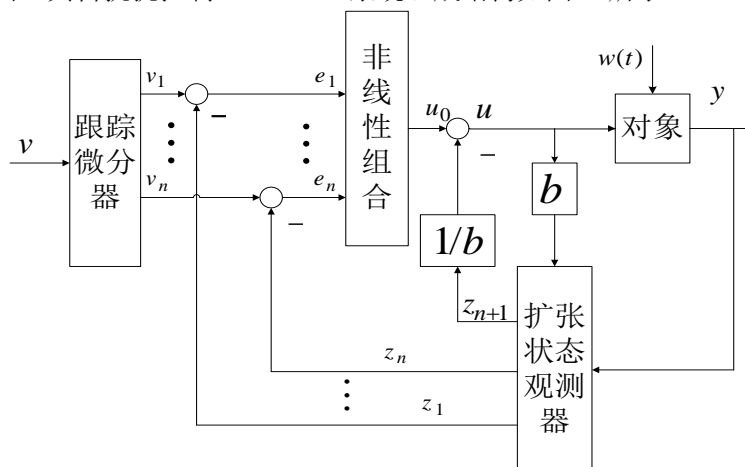


图 3.1 ADRC 结构

由图可知扩张状态观测器(ESO)，跟踪微分器(TD)和非线性状态误差反馈控制律(NLSEF)三部分构成了自抗扰控制器（ADRC）。

其中，扩张状态观测器是自抗扰控制器的最重要环节，利用双通道补偿法重新将对象模型进行改造<sup>[21]</sup>，通过对原有模型的改造将非线性、不确定的系统近似线性化及确定性化。其输出中，将  $z_1(t)$ ， $z_2(t) \dots z_n(t)$  看成对象的状态变量， $z_{n+1}(t)$  为未知外在扰动  $w(t)$  和不确定模型的实时作用值：

$$a(t) = z_{n+1}(t) = f(x, \dot{x}, \dots, x^{(n-1)}, t) + w(t) \quad (3.2)$$

利用  $a(t)$  可对内在扰动和外在扰动进行补偿，则控制量为：

$$u(t) = u_0(t) - a(t) \quad (3.3)$$

由此可知  $u_0(t)$  到  $y(t)$  的开环传递关系变为“ $n$  个积分器串联型”：

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2 \\ \dot{x}_2 = x_3 \\ \vdots \\ x^{(n)} = bu_0 \end{cases} \quad (3.4)$$

所以进行了对不确定性模型的反馈线性化形式转变。

跟踪微分器不仅可以用来对系统参考输入信号  $v(t)$  的跟踪，安排过渡过程外，还主要用于对输入信号  $v(t)$  的柔化，实现了对信号  $v(t)$  的无超调跟踪，增强自抗扰控制系统的鲁棒性。图 3.1

中  $v_1(t)$ ,  $v_2(t) \cdots v_n(t)$  代表柔化后的各阶导数。

非线性状态误差反馈控制律是由一种独立于控制对象模型的非线性控制器组合而成，其利用对象模型跟踪参考输入  $v(t)$  时的状态误差，进行非线性整合来设计  $u_0(t)$ ，控制速度变快，使其能控制经过扩张状态观测器（ESO）改造后的“ $n$  阶积分串联型”对象。

### 3.1.2 自抗扰控制器数学模型

自抗扰控制器的控制方法工作原理主要在于实时估计和补偿控制对象的不确定性，其主要由扩张状态观测器（ESO）、跟踪微分器（TD）和非线性状态误差反馈控制器（NLSEF）三部分组成，三部分相互配合完成对各状态量的控制。

#### 1、跟踪微分器（TD）

在经典 PID 控制中，控制律为  $u(t) = k_p e + k_i \int e dt + k_d \frac{de}{dt}$ ，式中  $k_p$ ,  $k_i$ ,  $k_d$  分别表示比例、积分、微分系数， $e$  为参考输入量和系统输出量之间的差值，即为  $e = v - y$ 。而且式中的参考输入量  $v$  常常会存在不可微甚至出现不连续的情况，且系统输出信号  $y$  的量测值又总是伴随着传感器噪音影响。而且微分信号一般采用差分法进行实现，此法对噪声有很大的放大作用。不仅如此，若取参考输入与系统输出的差值作为误差值还会使系统阶跃产生超调。综合此两点因素，所以构造非线性跟踪微分器来解决这些问题[22,30]，即根据阶跃信号和系统承受能力来选择合适的过渡过程。

文献<sup>[23,24]</sup>中提出了一种跟踪微分器的设计步骤，其原理上是利用二阶最速开关系统构造出了跟踪不连续的参考输入信号，并提取出了近似的微分信号，从而提出了非线性跟踪—微分器的概念，该跟踪微分器的实验效果较好，其数学描述过程如下：

定理 1 若系统

$$\begin{cases} \dot{z}_1 = z_2 \\ \dot{z}_2 = z_3 \\ \vdots \\ \dot{z}_{n-1} = z_n \\ \dot{z}_n = f(z_1, z_2, \dots, z_n) \end{cases} \quad (3.5)$$

的解满足  $z_i(t) \rightarrow 0$ , ( $t \rightarrow \infty$ ,  $i = 1, 2, \dots, n$ )，则对任意有界可积函数  $v(t)$  和任意  $T > 0$ 。

系统

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2 \\ \vdots \\ \dot{x}_{n-1} = x_n \\ \dot{x}_n = R^n f\left(x_1 - v(t), \frac{x_2}{R}, \dots, \frac{x_n}{R^{n-1}}\right) \end{cases} \quad (3.6)$$

的解  $x_1(t)$  满足

$$\lim_{R \rightarrow \infty} \int_0^T x_1(t) - v(t) dt = 0 \quad (3.7)$$

从定理 1 中的式 (3.7) 可以看出  $x_1(t)$  平均收敛于  $v(t)$ 。其中  $v(t)$  为有界可积函数，若将其看成广义函数，则  $x_2(t)$  将弱收敛于  $v(t)$  的广义导数。若如此，如果将系统中式 (3.6) 看成非线性跟踪微分器，那么经由跟踪微分器得到的信号及其微分信号，分别是在平均收敛和弱收敛意义下对原信号及其微分量的平滑逼近[24]。

定理 2：对系统中函数  $f\left(x_1 - v(t), \frac{x_2}{R}, \dots, \frac{x_n}{R^{n-1}}\right)$  的具体形式没有特别的限制，其中只要保证式 (3.5) 中的解满足一般条件  $z_i(t) \rightarrow 0$ ， $(t \rightarrow \infty, i = 1, 2, \dots, n)$  即可。

在此我们将根据定理 2 进行跟踪微分器的设计，一般取函数表达式  $f\left(x_1 - v(t), \frac{x_2}{R}, \dots, \frac{x_n}{R^{n-1}}\right)$  为合适的非线性函数。为了使分析过程简单易懂，这里以二阶系统为例，高阶系统设计过程相似。由二阶最速开关函数可以得到二阶跟踪微分器，跟踪微分器数学表达式如下：

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2 \\ \dot{x}_2 = -r \cdot \text{sig}\left(x_1 - v(t) + \frac{|x_2|x_2}{2r}\right) \end{cases} \quad (3.8)$$

由于该模型在工程实践当中特别容易产生震颤，因此需要再对其进行信号处理，办法是在开关线附近再添加合适的线性区域尽可能的降低震颤，采用线性饱和函数  $\text{sat}$  可以有效的降低震颤，得到的有效二阶跟踪微分器如下：

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2 \\ \dot{x}_2 = -r \cdot \text{sat}\left(x_1 - v(t) + \frac{|x_2|x_2}{2r}, \delta\right) \end{cases} \quad (3.9)$$

其中，

$$\text{sat}(A, \delta) = \begin{cases} \text{sign}(A), |A| > \delta \\ \frac{A}{\delta}, |A| \leq \delta \end{cases} \quad \delta > 0 \quad (3.10)$$

## 2、扩张状态观测器 (ESO)

前文所述的非线性不确定对象 (3.1) 中，把“模型”当成“内部扰动”统一来处理，并将系统的总扰动（内部扰动和外部扰动的总和）在扩张状态观测器中体现，所以可以引入一个新的状态变量，如下所示：

$$x_{n+1} = f\left(x, \dot{x}, \dots, x^{(n-1)}, t\right) + w(t) \quad (3.11)$$

原系统可转换为：



$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2 \\ \vdots \\ \dot{x}_n = x_{n+1} + bu(t) \\ y = x_1 \end{cases} \quad (3.12)$$

扩张状态观测器能由系统输出量  $y$  和控制量  $u$  估计出状态变量  $x_i$ ,  $i = 1, 2, \dots, n+1$ 。构造出 ESO 形式如下:

$$\begin{cases} \dot{z}_1 = z_2 - \beta_{01}f_{c1}(z_1 - y(t)) \\ \vdots \\ \dot{z}_n = z_{n+1} - \beta_{0n}f_{cn}(z_1 - y(t)) + bu(t) \\ \dot{z}_{n+1} = -\beta_{0,n+1}f_{c,n+1}(z_1 - y(t)) \end{cases} \quad (3.13)$$

其中,  $\beta_{01}, \beta_{02}, \dots, \beta_{0,n+1}$  为可调参数,  $f_{ci}(\bullet)$  为适当选取的非线性连续函数。式 (3.13) 跟踪式 (3.12) 各状态变量, 即  $z_1(t) \rightarrow x_1(t)$ ,  $\dots$ ,  $z_n(t) \rightarrow x_n(t)$ ,  $z_{n+1}(t) \rightarrow x_{n+1}(t)$ , 若能实现这些跟踪目地, 令  $a(t) = f(x, \dot{x}, \dots, x^{(n+1)}, t) + w(t)$ , 则有  $z_{n+1}(t) \rightarrow x_{n+1}(t) = a(t)$ 。可得知, 扩张状态观测器的应用很好的解决了在系统模型和外在扰动均不确定的情况下也能估计出系统总扰动量  $a(t)$ , 并给予补偿。

以下用二阶系统为例:

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2 \\ \dot{x}_2 = f(x_1, x_2, t) + bu(t) \\ y = x_1 \end{cases} \quad (3.14)$$

其扩张状态观测器为

$$\begin{cases} e = z_1 - y \\ \dot{z}_1 = z_2 - \beta_{01}e \\ \dot{z}_2 = z_3 - \beta_{02}fal(e, \alpha_1, \delta) + bu \\ \dot{z}_3 = -\beta_{03}fal(e, \alpha_2, \delta) \end{cases} \quad (3.15)$$

其中,  $\beta_{01}, \beta_{02}, \beta_{03} > 0$  为状态观测器可调参数,  $0 < \alpha_1, \alpha_2 < 1$  一般取  $\alpha_1 = 0.5$ ,  $\alpha_2 = 0.25$ ,  $z_3$  是对被控模型的不确定性和外扰的估计。

$$fal(e, \alpha, \delta) = \begin{cases} |e|^\alpha \cdot \text{sign}(e), & |e| > \delta \\ e/\delta^{1-\alpha}, & |e| \leq \delta \end{cases} \quad (3.16)$$

如自抗扰控制系统框图 3.1 所示, 取控制量

$$u = u_0 - z_3/b \quad (3.17)$$

则系统 (3.14) 可转换为积分串联形式

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2 \\ \dot{x}_2 = bu_0 \\ y = x_1 \end{cases} \quad (3.18)$$

为了减少工作量, 可以人为的将被控对象模型分为“已知模型”和“未知模型”, 然后只对定义为未知模型的部分进行估计。例如, 假设  $f = f_0 + f_1$ , 式中  $f_0$  作为已知模型部分, 那么二阶系

统的 ESO 表达式又可改写成：

$$\begin{cases} e = z_1 - y \\ \dot{z}_1 = z_2 - \beta_{01}e \\ \dot{z}_2 = z_3 - \beta_{02}fal(e, \alpha_1, \delta) + f_0(z_1, z_2) + bu \\ \dot{z}_3 = -\beta_{03}fal(e, \alpha_2, \delta) \end{cases} \quad (3.19)$$

调整式 (3.19) 中的各个参数，可使扩张状态观测器对扰动（内扰和外扰）量做很好的实时估计，正因为 ESO 将内扰（模型扰动、参数摄动）和外扰做统一处理，从而将存在不确定性的被控对象确定化，并转换成积分串联型，使得 ESO 具有良好的适应性、鲁棒性。

### 3、非线性状态误差反馈控制律（NLSEF）

对于一阶误差系统

$$\dot{e} = w + u \quad (3.20)$$

对其取非线性反馈：

$$u = -k|e|^\alpha \cdot \text{sign}(e) \quad \alpha > 0 \quad (3.21)$$

则：

$$\dot{e} = -k|e|^\alpha \cdot \text{sign}(e) + w \quad (3.22)$$

也即：

$$\frac{1}{2} \frac{de^2}{dt} < -k|e| \left( |e|^\alpha - \frac{w_0}{k} \right) \quad (3.23)$$

当  $|e|^\alpha > \frac{w_0}{k}$  时， $\frac{de^2}{dt} < 0$ ，因此系统的稳态误差小于  $\left(\frac{w_0}{k}\right)^{\frac{1}{\alpha}}$ ，当  $0 < \alpha < 1$  时，非线性反馈下的稳态误差呈数量级的速度衰减。

令非线性误差函数为：

$$\dot{e} = -k|e|^\alpha \cdot \text{sign}(e), \quad \alpha > 0, \quad e_0 = e(0) \quad (3.24)$$

该式通解是：

$$e(t) = \begin{cases} \frac{\text{sign}(e_0)}{\left( \frac{1}{|e_0|^{\alpha-1}} + (\alpha-1)kt \right)^{1/(\alpha-1)}}, & \alpha > 1 \\ e_0 \cdot \exp(-kt), & \alpha = 1 \quad t \leq \frac{|e_0|^{1-\alpha}}{k(1-\alpha)} \\ \frac{\text{sign}(e_0)}{\left( \frac{1}{|e_0|^{1-\alpha}} - (1-\alpha)kt \right)^{1/(1-\alpha)}}, & \alpha > 1 \end{cases} \quad (3.25)$$

由此得出，当  $\alpha < 1$  时，在  $t = |e_0|^{1-\alpha}/k(1-\alpha)$  时，误差降低到 0，为有限时间衰减；当  $\alpha = 1$  时，误差以  $e^{-kt}$  指数衰减；当  $\alpha > 1$  时，误差以  $1/(kt)^{1/(\alpha-1)}$  的速度衰减。这种导致在有限时间内快速衰

减的非线性反馈我们称之为“非光滑反馈”，其控制思想的主要优点在于它能将扰动量以数量级的方式快速减小，高效的减小扰动量对系统的影响。因此可以只采用比例加微分的控制方式设计控制律，用以防止积分环节带来对系统的不利影响<sup>[26]</sup>。下面采用非线性组合设计非线性控制器，即：

$$u_0 = \beta_1 \cdot fal(e_1, \alpha_1, \delta) + \beta_2 \cdot fal(e_2, \alpha_2, \delta) \quad (3.26)$$

式中将幂函数  $|e|^\alpha \text{sign}(e)$  重新设计成在原点附近具有线性段的连续的幂次函数，即饱和函数  $fal(e, \alpha, \delta)$ ，是为了避免产生高频振荡现象对系统引起不利影响。其中， $0 < \alpha_1 < 1 < \alpha_2$ ； $e_1$  为参考指令信号与被控对象位置输出量的差值； $e_2$  为参考指令信号微分量与被控对象速度输出量的差值。

### 3.1.3 基于自抗扰控制技术的飞行器姿态控制律设计

自抗扰控制有着动态补偿系统内部扰动和外部扰动的优势，鲁棒性强等优点。在四旋翼飞行器的内环自抗扰控制中，各通道间的耦合看作外扰，将其姿态控制分成三个子系统，整个四旋翼飞行器内环姿态控制框图如图 3.2 所示。

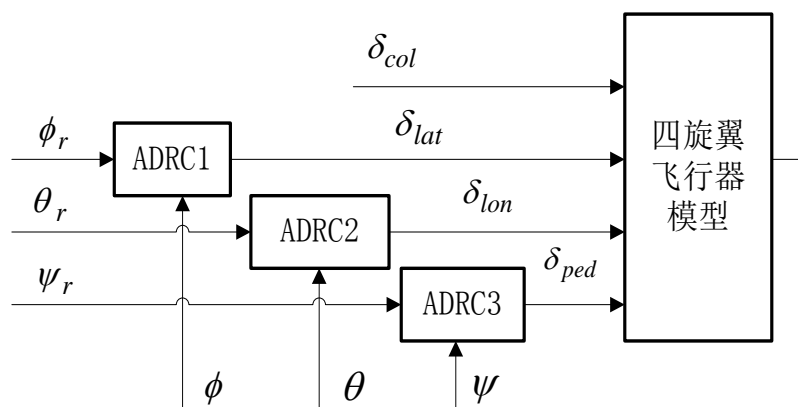
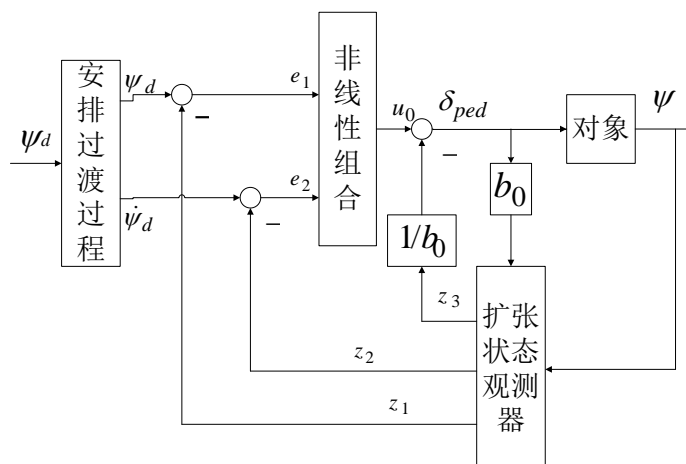


图 3.2 四旋翼自抗扰内环姿态控制框图

上图中四旋翼飞行器的四个输入分别表示  $\delta_{col}$  总距舵机输入， $\delta_{lat}$  横滚舵机输入， $\delta_{lon}$  俯仰舵机输入， $\delta_{ped}$  偏航舵机输入。四旋翼飞行器的自抗扰控制中，分别对姿态（滚转、俯仰、偏航）控制三个子系统进行设计。由于各通道设计方法一样，因此下面以偏航  $\psi$  通道为例说明自抗扰控制器的设计方法，图 3.3 为偏航通道自抗扰控制器结构。


 图 3.3 偏航  $\psi$  通道自抗扰控制器结构

由于飞行器在平衡点附近小角度飞行，因此姿态角  $[\phi \ \theta \ \psi]$  和角速率  $[p \ q \ r]$  是准积分关系，则可将姿态角回路近似为二阶积分串联型系统。令  $x_1 = \psi$ ， $x_2 = \dot{\psi} \approx r$  则偏航角运动方程可写成如下式：

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2 \\ \dot{x}_2 = f + b_0 \delta_{ped} \\ y = x_1 \end{cases} \quad (3.27)$$

其中， $b_0 = k_M / I_z$ 。

#### 1) 偏航运动 ADRC 的跟踪微分器 (TD) 设计及参数整定

当指令信号  $\psi_d$  与被控对象的输出量  $\psi$  的差值较大时，为了加快跟踪效果，势必要加大控制增益，这就必然产生较大的超调，从而造成很大的初始冲击。为了降低初始误差，需要设计一个合适的过渡过程。由于跟踪微分器能实现真实信号的提取及求导，故可采用跟踪微分器实现信号的过渡过程。又由于非线性误差状态反馈控制器只需要  $\psi_d$  及其微分信号，因此采用二阶跟踪微分器进行设计。

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2 \\ \dot{x}_2 = -R \operatorname{sat} \left( x_1 - \psi_d + \frac{|x_2| x_2}{2R}, \alpha \right) \end{cases} \quad (3.28)$$

其中，

$$\operatorname{sat}(A, \alpha) = \begin{cases} \operatorname{sign}(A), & |A| > \alpha \\ \frac{A}{\alpha}, & |A| \leq \alpha, \alpha > 0 \end{cases}$$

上式为偏航通道的跟踪微分器的数学表达式，其整个动态过程描述为：对 TD 输入一个期望的偏航角  $\psi_d$ ，它将输出两个信号  $x_1$  和  $x_2$ ，其中  $x_1$  用于跟踪  $\psi_d$ ，且  $x_2$  可被看作是  $\psi_d$  的广义微分，这样可以将信号的噪声进行降低，从而降低了信号的突变，实现信号的平缓过渡。 $R$ 、 $\alpha$  为

可调参数。TD 除了用于跟踪参考输入信号与安排预期过渡过程外，其主要作用还在于可以快速的柔化输入信号的变化，可以有效地减小系统输出的超调量，而且 ADRC 的鲁棒性也得到了增强<sup>[15]</sup>。

跟踪微分器的性能主要取决于参数的合理选取，此模块只有两个参数需要调节，分别是：快速因子  $R$  和柔化因子  $\alpha$ 。由于跟踪微分器只是跟踪输入信号，即只用于跟踪参考姿态角信号量，与非线性状态误差反馈控制器（NLSEF）、扩张状态观测器（ESO）以及被控对象都无关，因此可以单独调试 TD 的参数。两参数的调整经验是：当参数  $R$  值越大，信号跟踪速度越快，但调整不当又会引起震荡；当  $\alpha$  越大，跟踪信号变化越平滑，但调整不当会引起超调。为了获得较好的滤波效果，应协调调整  $R$  和  $\alpha$ 。

## 2) 偏航运动 ADRC 的扩张状态观测器（ESO）设计及参数整定

扩张状态观测器是自抗扰控制器的核心，其基本的设计思想是首先通过取得系统总扰动（阵风干扰及传感器测量噪声）的观测值，再将四旋翼偏航通道的模型和总扰动合在一起进行处理改造成线性、确定的系统。在自抗扰控制器设计思想中，系统的“模型”和“外扰”被看成同等的地位，都可以经由 ESO 模块进行估计并适时进行补偿，使系统具有很强的鲁棒性<sup>[15,25]</sup>。在控制工程实际应用中，还可采用本扩张状态观测器进行无需速度测量的控制，减少测量值，更重要的是还可实现对不确定性和外在干扰的实时估计补偿。

$$\begin{cases} e = z_1 - \psi \\ \dot{z}_1 = z_2 - \beta_1 \cdot e \\ \dot{z}_2 = z_3 - \beta_2 \cdot fal(e, \alpha_1, \delta) + b_0 \delta_{ped} \\ \dot{z}_3 = -\beta_3 \cdot fal(e, \alpha_2, \delta) \end{cases} \quad (3.29)$$

其中，

$$fal(e, \alpha, \delta) = \begin{cases} |e|^\alpha \cdot sign(e), & |e| > \delta \\ e / \delta^{1-\alpha}, & |e| \leq \delta \end{cases}$$

式中， $\beta_1$ 、 $\beta_2$ 、 $\beta_3$  为状态误差反馈增益，主要影响 ESO 的收敛速度； $z_1$  跟踪四旋翼模型输出量  $\psi$ ； $z_2$  用于估计偏航角速率  $r$ ； $z_3$  用于估计内扰和外扰，并给予相应的补偿量。式中需要调节的参数为  $\beta_1$ 、 $\beta_2$ 、 $\beta_3$  和  $\alpha_1$ 、 $\alpha_2$ 、 $\delta$ 。从偏航通道中非线性扩张状态观测器的数学表达式中的非线性切换部分可获知，当误差存在较大值时，通过对其绝对值进行开方使其切换增益降低，可以有效地防止产生超调；当误差存在较小值时，再对其绝对值进行开方使其切换到较大增益，又可以有效地加快收敛过程。

扩张状态观测器参数的整定情况直接影响控制器的效果<sup>[27]</sup>，其直接估计扰动量的大小并给出补偿量。从大家的经验来看<sup>[28]</sup>，其中  $\alpha_1$  一般取 0.5， $\alpha_2$  一般取 0.25 为宜，这条经验在本文中也得到验证。

式中  $\delta$  为  $\text{fal}$  函数的线性区间宽度，在实际系统中一般取 0.01 左右，用以防止误差特性曲线在靠近零点附近存在斜率过大的问题，从而有效地消除高频脉冲的产生。

状态误差反馈增益  $\beta_1$ 、 $\beta_2$ 、 $\beta_3$  主要影响扩张状态观测器 (ESO) 的收敛速度，参数调试中发现参数越大，对扰动估计的滞后相对越小，会加快收敛速度；但参数也不是一味的求大，如果取值过大，又容易引起观测器的震荡现象，而且对噪声的抑制作用也相对会随着减弱，调参过程中需要对其进行权衡。调参数时可以先在系统开环条件下进行，由于此被控对象的姿态角速率  $[p \ q \ r]$  是可以被测量的，因此可先进行  $\beta_1$ 、 $\beta_2$  的整定使观测值与实际值吻合，最后调  $\beta_3$  的值。根据文献<sup>[29]</sup>，当控制周期  $h$  确定时，取  $\beta_1 \approx 1/h$ ， $\beta_2 \approx 1/1.6h^{1.5}$ ， $\beta_3 \approx 1/8.6h^{2.2}$ ，则 ESO 可以很好的估计扰动。

### 3) 偏航运动 ADRC 的非线性状态误差反馈 (NLSEF) 控制器设计及参数整定

TD 是将参考偏航输入信号进行处理产生各阶导数，ESO 是对被控对象各状态量和扰动量进行估计，最后，NLSEF 将 TD 和 ESO 的各输出量进行非线性组合组成偏航通道控制信号。然而传统的经典 PID 控制思想为：将误差的现在 (P)、过去 (I) 和变化趋势 (D) 的三种控制方式的进行简单的线性组合。通过大量的工程实践我们可以发现，这种经典 PID 控制方法中将 P、I、D 进行简单的线性组合并不是最佳的组合方式，可以试着在非线性的范围内寻求更高效、更合适的组合形式。

$$\begin{cases} e_1 = x_1 - z_1 \\ e_2 = x_2 - z_2 \\ u_0 = k_1 \cdot \text{fal}(e_1, \alpha_3, \delta) + k_2 \cdot \text{fal}(e_2, \alpha_4, \delta) \\ \delta_{ped} = u_0 - z_3 / b_0 \end{cases} \quad (3.30)$$

上式中饱和函数  $\text{fal}(e, \alpha, \delta)$  的作用为抑制信号抖振，表示为：

$$\text{fal}(e, \alpha, \delta) = \begin{cases} e / \delta^{1-\alpha}, & |e| \leq \delta \\ |e|^\alpha \cdot \text{sign}(e), & |e| > \delta \end{cases} \quad (3.31)$$

式中  $\delta$  为  $\text{fal}$  函数的线性区间宽度； $k_1$ 、 $k_2$  分别为比例和微分增益。在此将幂函数  $|e|^\alpha \text{sign}(e)$  改造成为在原点附近具有连续线性段的幂次函数，用来有效地避免高频振荡现象的发生，即为饱和函数  $\text{fal}(e, \alpha, \delta)$ 。

非线性状态误差反馈控制器的控制思想和经典 PD 控制思想相似，其整定方法和 PD 控制器整定方法也类似， $k_1$  值越大，可以加快系统响应速度，但过大易引起震荡； $k_2$  值可以改善动态性能和抑制超调。由于 ESO 对扰动进行了估计并补偿，当扰动在一定范围内，完全可以对扰动实现较精确的补偿。因此，可首先假设扰动量为零，然后对控制器的  $k_1$  和  $k_2$  参数值进行设定。其整定经验可以总结成以下几点<sup>[28]</sup>：

(1) 当  $b_0$  较大时，则  $k_1$  和  $k_2$  取较小值；反之当  $b_0$  较小时，则  $k_1$  和  $k_2$  取较大值，此为参

数  $k_I$  和  $k_2$  整定的基本规律。

(2) 又当  $b_0 < 100$  时, 根据经验可使  $b_0$  和  $k_I$  的乘积近似为 100; 若当  $b_0 > 100$  时, 可使  $b_0$  和  $k_I$  的乘积近似为 20。

(3) 当  $k_I > 1$  时,  $k_I$  近似为  $k_2$  的 10 倍; 当  $k_I < 1$  时,  $k_I$  近似为  $k_2$  的 1/100。

由以上偏航通道设计过程可知, 自抗扰控制器的设计没有苛刻的条件限制, 使用起来较方便。

### 3.2 外环 PID 控制

本文自动飞行控制系统的外环是要控制无人机在本地 NED 坐标系内的位置, 跟踪期望的轨迹, 考虑到:

- 1) 阵风干扰直接影响姿态, 主要引起角运动的变化;
- 2) 自抗扰控制数据运算量大, 易影响控制系统处理速度, 如果外环也采用自抗扰控制将会影响整个控制系统的效率;
- 3) 本课题的任务并不需要使飞行器进行复杂的机动飞行。

综合考虑, 因此外环完全可以采用简单的 PID 控制方法进行设计。

在实现内环姿态控制的基础上, 设计四旋翼无人直升机的外环位置控制。其结构如图 3.4 所示<sup>[11,31]</sup>。

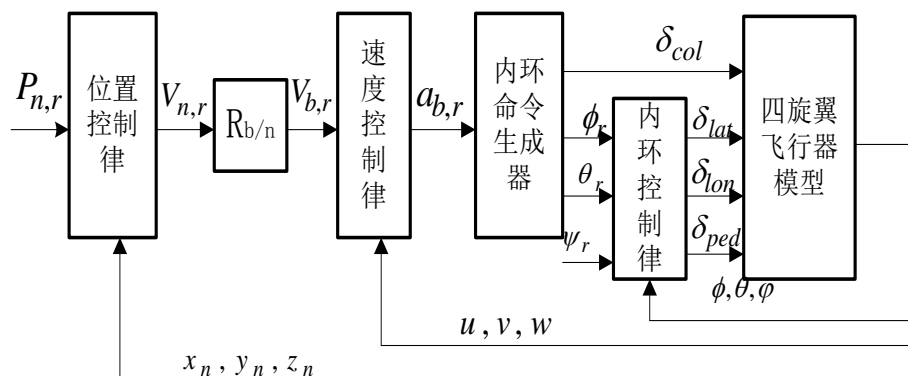


图 3.4 外环控制结构框图

此种控制结构可以保证在期望位置误差很大时确保飞行器以中等速度飞行, 当期望位置误差足够小时确保飞行器以小速度飞行。下面详细讲述外环控制器的设计过程。由上图可以看出外环控制律包含线速度控制和位置控制两部分。惯性坐标系内三方向位置控制如下:

$$\begin{cases} V_{n,r}^x = k_p^x(x_{n,r} - x_n) + k_i^x \int (x_{n,r} - x_n) dt + k_d^x(\dot{x}_{n,r} - \dot{x}_n) \\ V_{n,r}^y = k_p^y(y_{n,r} - y_n) + k_i^y \int (y_{n,r} - y_n) dt + k_d^y(\dot{y}_{n,r} - \dot{y}_n) \\ V_{n,r}^z = k_p^z(z_{n,r} - z_n) + k_i^z \int (z_{n,r} - z_n) dt + k_d^z(\dot{z}_{n,r} - \dot{z}_n) \end{cases} \quad (3.32)$$

其中,  $V_{n,r} = [v_{n,r}^x \ v_{n,r}^y \ v_{n,r}^z]^T$  为惯性系下的三方向期望线加速度控制量。

期望的机体系下线速度:

$$\begin{bmatrix} u_r \\ v_r \\ w_r \end{bmatrix} = V_{b,r} = R_{b/n} \cdot V_{n,r} \quad (3.33)$$

其中,  $V_{b,r} = [u_r \ v_r \ w_r]^T$  为机体系下的期望线速度;  $R_{b/n}$  为惯性系到机体系的转换矩阵。

三方向线速度控制律如下:

$$\begin{cases} a_{b,r}^x = k_p^u(u_r - u) + k_i^u \int (u_r - u)dt + k_d^u(\dot{u}_r - \dot{u}) \\ a_{b,r}^y = k_p^v(v_r - v) + k_i^v \int (v_r - v)dt + k_d^v(\dot{v}_r - \dot{v}) \\ a_{b,r}^z = k_p^w(w_r - w) + k_i^w \int (w_r - w)dt + k_d^w(\dot{w}_r - \dot{w}) \end{cases} \quad (3.34)$$

其中,  $a_{b,r} = [a_{b,r}^x \ a_{b,r}^y \ a_{b,r}^z]^T$  为机体系下三方向期望线加速度控制量。

由于本文中采用的四旋翼飞行器运动姿态变化不大, 所以通过所得的机体系下三方向期望线加速度控制量可以近似推导出期望的滚转角控制量  $\phi_r$ 、期望的俯仰角控制量  $\theta_r$  和垂向控制量总距  $\delta_{col}$ 。如下式:

$$\begin{cases} ma_{b,r}^x = -mg \sin \theta \approx -mg \theta \\ ma_{b,r}^y = mg \sin \phi \cos \theta \approx mg \phi \\ ma_{b,r}^z = mg \cos \theta \cos \phi - \delta_{col} \end{cases} \quad (3.35)$$

整理后可得控制量:

$$\begin{cases} \theta_r = -a_{b,r}^x / g \\ \phi_r = a_{b,r}^y / g \\ \delta_{col} = mg \cos \theta \cos \phi - ma_{b,r}^z \end{cases} \quad (3.36)$$

其中, 四旋翼飞行器在悬停点附近小角度飞行  $\cos \theta \cos \phi$  项可以补偿机体在俯仰和滚转运动时的升力损失, 增强高度通道的稳定性。

### 3.3 四旋翼飞行器控制系统仿真分析

实验室所采用的原型样机的主要参数见表 2.1, 我们针对它建立了四旋翼飞行器系统仿真模型, 以对 PID/ADRC 飞行控制器的控制性能进行验证。

#### 3.3.1 内回路自抗扰控制律仿真分析

下面通过仿真说明 ADRC 是如何安排过渡过程 (TD) 和对各状态量进行观测的 (ESO)。在小角度下仿真, 设飞行器初始各姿态角和角速率为 0, 给定各姿态角期望值为  $\phi_d = 0.1$ ,  $\theta_d = 0.2$ ,  $\psi_d = -0.2$ , 并且对状态反馈量加入 5% 的高斯白噪声。

由于滚装、俯仰和偏航三个通道的跟踪微分器 (TD) 的性能一样, 因此可以使用相同的参



数, 经过整定后  $R=4$ ,  $\alpha=1$ 。下面以俯仰通道的跟踪微分器 (TD) 的跟踪情况分析 TD 的性能。

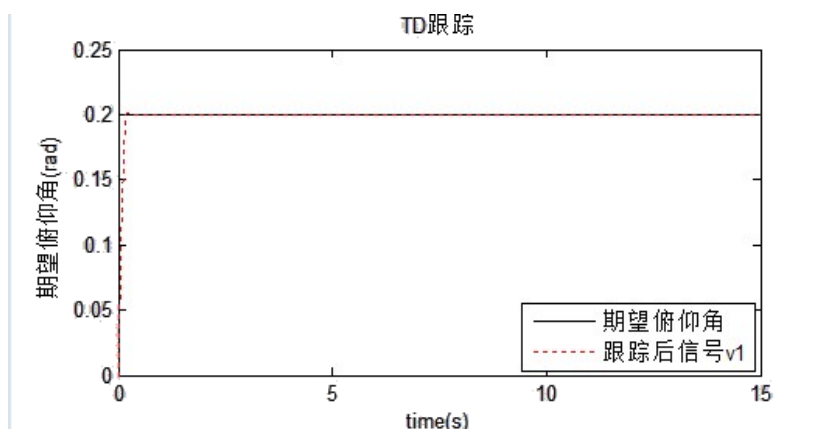


图 3.5 俯仰通道 TD 跟踪

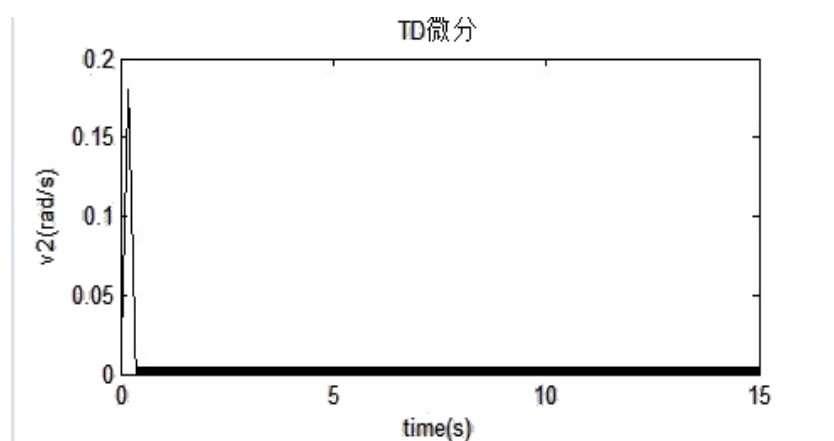


图 3.6 俯仰通道 TD 微分

由图 3.5 和 3.6 所示,  $v_1$  信号能快速跟踪  $\theta_d$  信号, 信号  $v_2$  是输入  $\theta_d$  的广义微分; 可以看出 TD 跟踪期望输入信号速度快, 且平滑了  $\theta_d$  的变化, 几乎没有超调, 增强了自抗扰控制器 (ADRC) 的鲁棒性。

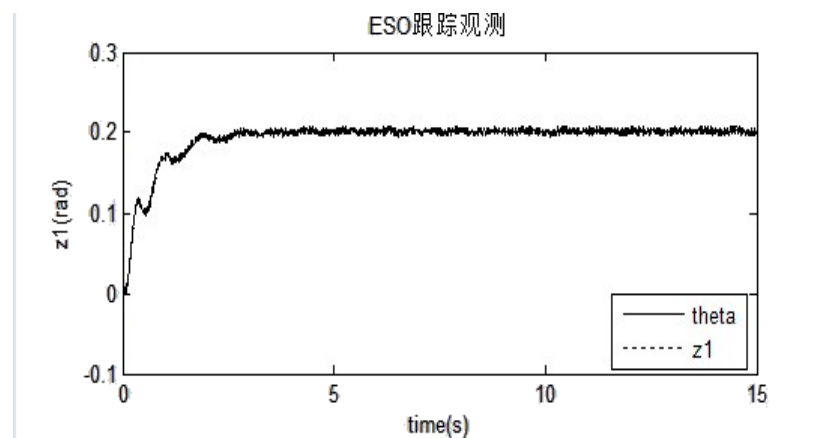


图 3.7 俯仰通道 ESO 跟踪观测

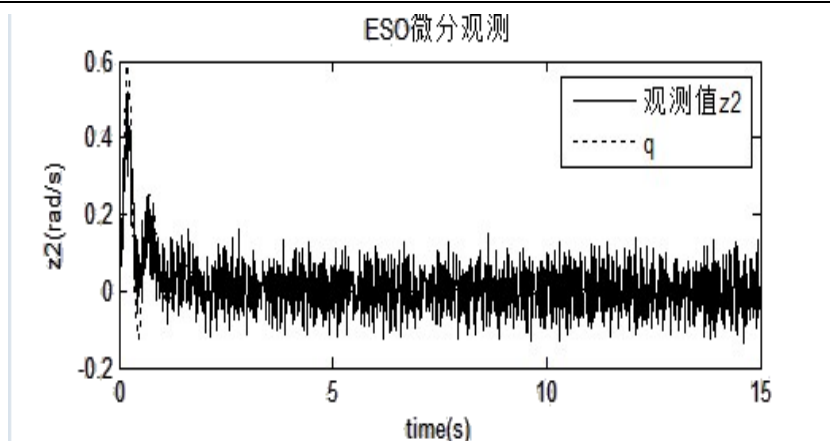


图 3.8 俯仰通道 ESO 微分观测

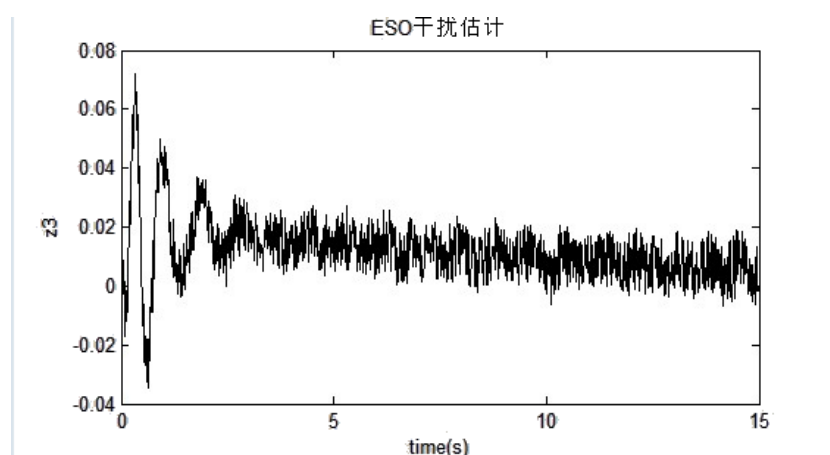


图 3.9 俯仰通道 ESO 干扰估计

ESO 是整个 ADRC 的核心部分，ESO 的观测效果直接影响整个 ADRC 的使用情况。如图 3.7 和图 3.8 所示，ESO 模块能很好的观测出俯仰角  $\theta$  及其角速率  $q$  的量，图 3.9 是 ESO 模块实时估计的系统扰动量。通过 ESO 能将系统改造成串联积分型，达到改造对象模型的目的，并对系统扰动量进行实时估计并补偿，将非线性的系统近似线性化。因此可以看出内环采用自抗扰控制可以对外扰进行估计补偿。不仅如此，从图 3.7 中还可以得知，在零状态初始条件下，四旋翼飞行器能够在 2s 内到达稳定状态，基本不存在稳态误差，系统超调量极小，各基本指标都较好，自抗扰控制器的控制效果良好。

下面将在初始状态、目标状态都相同的情况下，适当改变四旋翼飞行器模型的参数，再进行仿真，观察仿真结果，下图 3.10—3.12 是改变模型参数后俯仰通道 ESO 数值。

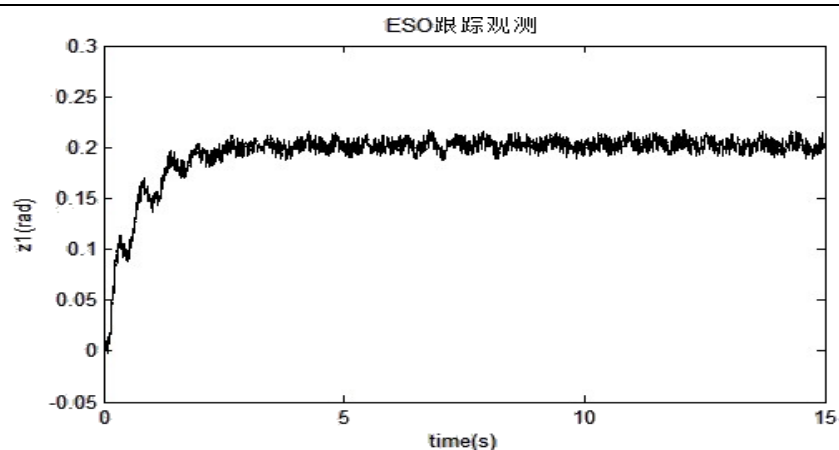


图 3.10 改变模型参数后俯仰通道 ESO 跟踪观测

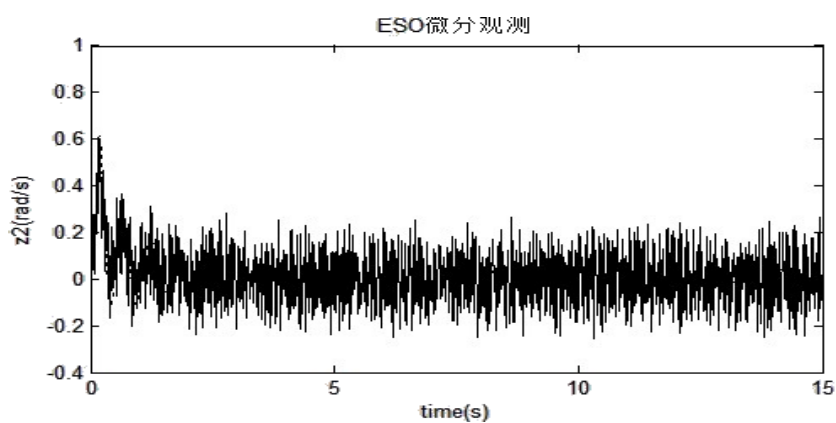


图 3.11 改变模型参数后俯仰通道 ESO 跟踪观测

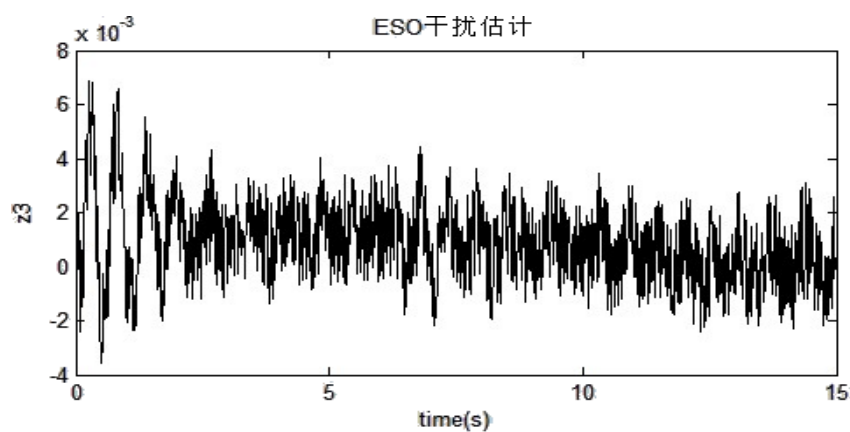


图 3.12 改变模型参数后俯仰通道 ESO 跟踪观测

从图 3.10 中还可以得知，在零状态初始条件下，四旋翼飞行器能够在 2s 内到达稳定状态，基本不存在稳态误差，系统超调量极小（低于 5%），各基本指标都较好。通过 ESO 能将系统改造成串联积分型，并对系统内部扰动进行实时估计并补偿，有效地达到了对对象模型进行改造的目的，将不确定性的系统对象近似确定性化。

综上所述，可以看出内环采用自抗扰控制可以对内扰（模型参数不确定）和外扰进行估计补偿。自抗扰控制器的控制效果达到预期。

### 3.3.2 外回路 PID 控制律仿真分析

为了验证上文所设计的基于 PID/ADRC 控制算法的飞行控制系统的控制效果，设计了两组仿真实验，两组仿真实验中第二组实验相较于第一组仿真实验只是在通道  $\delta_{lon}$ ， $\delta_{lat}$  和  $\delta_{ped}$  上施加了 0.1 的脉冲输入。

第一组实验将飞行器从悬停点  $[x \ y \ z]^T = [0 \ 0 \ 0]^T$  位置飞到悬停点  $[x \ y \ z]^T = [10 \ 8 \ 5]^T$  位置，仿真时未加任何干扰的情况下，检验其控制性能。下图为仿真曲线。

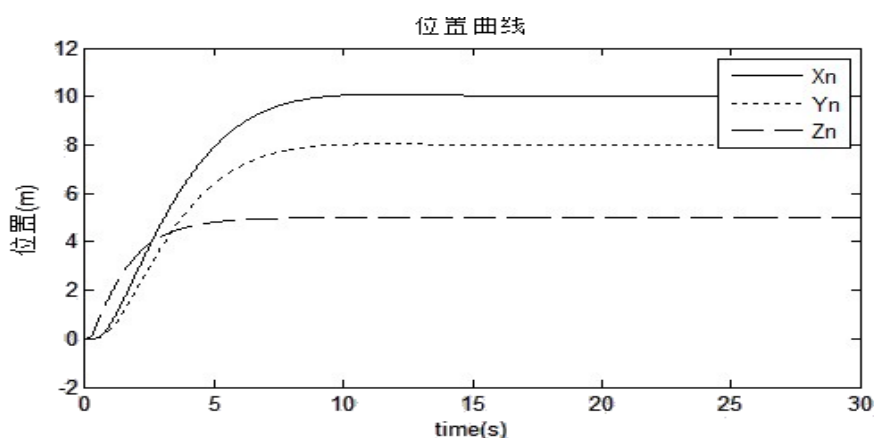


图 3.13 位置响应曲线

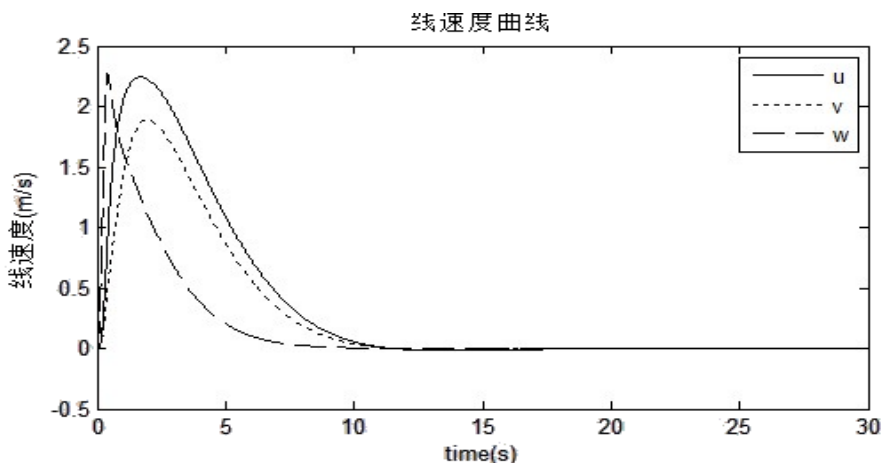


图 3.14 线速度响应曲线

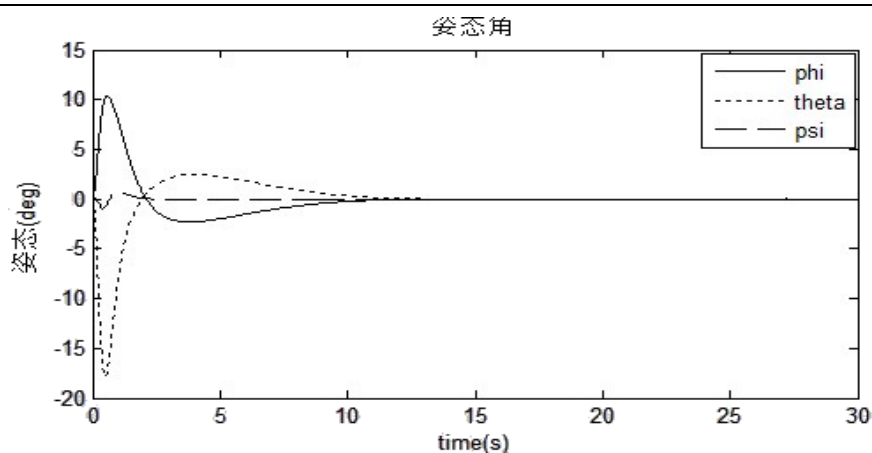


图 3.15 姿态角响应曲线

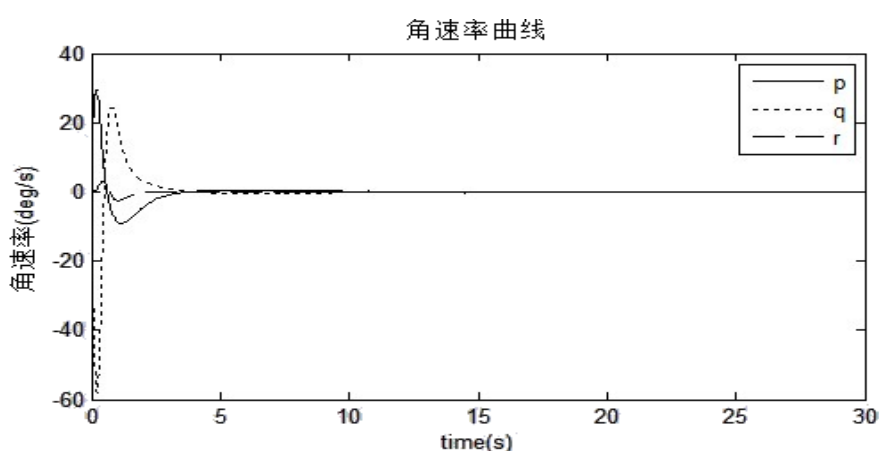


图 3.16 角速率响应曲线

从图 3.13—图 3.16 的仿真曲线可以看出，四旋翼飞行器能在 7s 内到达期望位置，无超调，且能够平滑的到达期望位置并悬停于此。相应的姿态角变化在 20deg 以内，角速率变化也在 60deg/s 以内，变化不剧烈，很好的验证了其位置跟踪性能。

下面进行第二组仿真实验，仿真实验安排和第一组基本一样，只是在通道  $\delta_{lon}$ ， $\delta_{lat}$  和  $\delta_{ped}$  上施加了 0.1 的脉冲输入，验证飞行器即使在输入通道存在脉冲干扰的情况下 PID/ADRC 的控制效果。

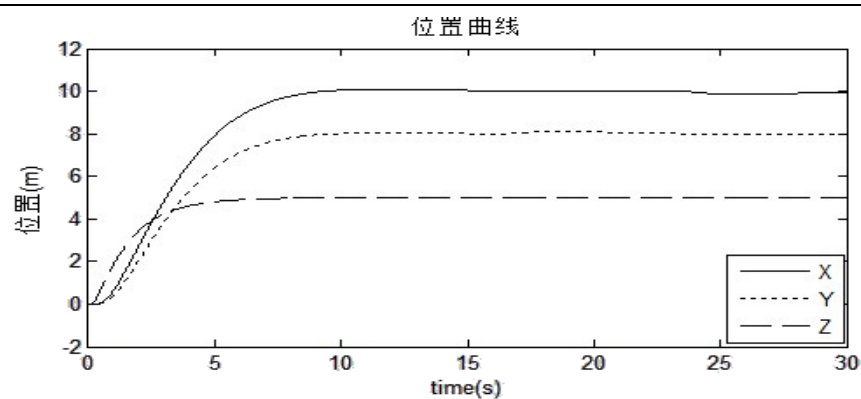


图 3.17 加脉冲干扰情况下位置跟踪曲线

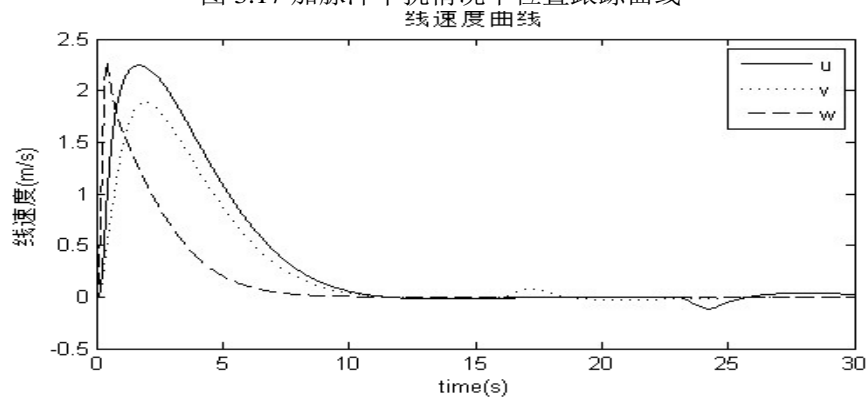


图 3.18 加脉冲干扰情况下线速度响应曲线

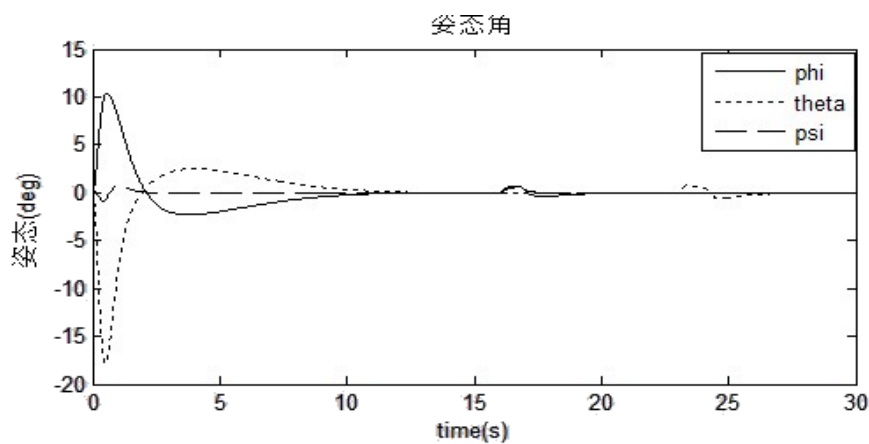


图 3.19 加脉冲干扰情况下姿态角响应曲线

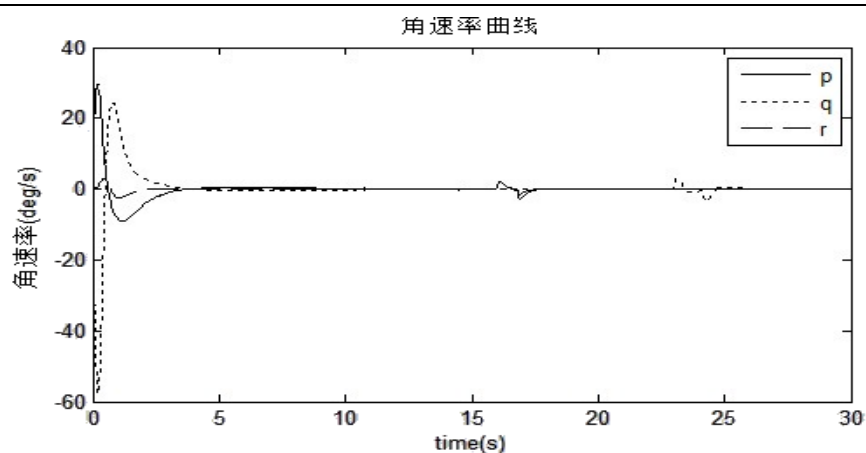


图 3.20 加脉冲干扰情况下角速率响应曲线

从图 3.18—图 3.20 中可以看出在 16s 时对通道  $\delta_{lon}$  和  $\delta_{ped}$  加入大小为 0.1 的脉冲干扰，与在 23s 时对通道  $\delta_{lat}$  加入大小为 0.1 的脉冲干扰的情况下线速度、姿态角和角速率会产生一定的影响，但系统能快速的稳定下来，位置跟踪基本上未受到影响，控制效果达到预期。

### 3.4 本章小结

在本章中分析了四旋翼飞行控制需求，详细介绍了自抗扰控制器原理，并且设计了内外环控制器，内环采用自抗扰控制方法稳定飞行器姿态，外环采用 PID 控制方法实现四旋翼飞行器的轨迹跟踪控制。仿真结果表明，PID/ADRC 的控制结构具有一定的抗干扰能力，四旋翼能很好的跟踪输入指令，且有一定的跟踪精度，为四旋翼完成其它的飞行任务打下了坚实基础。

## 第四章 基于视觉导航的自主着陆方案

GPS 读取的位置信息误差比较大,四旋翼飞行器自主着陆过程对飞行器位置控制要求较高,因此我们考虑在着陆环节引入视觉系统保障着陆精度。

视觉导航主要运用机器视觉技术来模拟人的眼睛观察能力,从摄像机获取的真实环境的图像中运用计算机技术提取有价值的信息,从而获得飞行器飞行需要的导航信息。视觉导航系统由视觉图像采集、视觉图像处理以及导航跟踪三部分组成。其中视觉信息采集部分是由 CCD 完成对飞行路线图像的高速采集工作;然后对采集的图像进行增强、边缘提取和识别估计等的视觉图像处理工作;最后利用导航跟踪算法,实现飞行器对观测物的智能跟踪导航<sup>[32]</sup>。通过采用机器视觉处理技术可以从客观真实图像中获取相关的导航信息,实现对图像中的目标物的识别估计,所以视觉导航需要选取合适的参照物作为参考对象,而且只能获得两物体的相对运动状态的信息。由于计算机视觉系统的运用可以得到丰富的环境信息,并且具有环境适应性强、体积小、重量轻、抗干扰性好、功能完备、信息完整以及使飞行器具有更强自主性等优势<sup>[33]</sup>,因此视觉导航获得了越来越多的重视。

由于不同的导航技术有其特有的适用范围和使用条件,因而应根据现有条件综合考虑视觉导航技术的特点和四旋翼无人机需要担负的不同任务选择合适的导航策略与制导算法。由以上分析可知视觉导航获得的飞行参数是相对于目标物的位置。

根据现有技术分析可知,由于计算机在处理图像时需要耗用的时间比较多,当这段处理时间过去后,四旋翼飞行器的状态已经发生了较大的改变,若此时还继续按照已经过去的状态加以处理,飞行器的状态便会永远掉在时间的后面,这就引起控制量的相对滞后,导致导航精度下降。为了获得高性能的控制,需要考虑视觉系统的大延时,要对视觉信息进行预测和插补,即建立相对位置的数学模型,由此预测下一采样时刻的相对位置。

### 4.1 预测算法

#### 4.1.1 AR 模型估计原理

首先介绍 AR-MA 模型 (Auto-Regressive and Moving-Average, 简称-AR-MA),它是研究时间序列的重要方法,其由自回归模型 (AR) 和滑动平均模型 (MA) 为基础“混合”构成,其数学表达式为:

$$y(t)=b_1y(t-1)+b_2y(t-2)+\cdots+b_ny(t-n)+e_0(t)+c_1e_1(t)+\cdots+c_ne_n(t) \quad (4.1)$$

其中,  $e_i(t)$  为均值为 0, 方差为  $\sigma^2$  的白噪声序列;  $b_i$  为自回归系数;  $c_i$  为自回归滑动系数。

上式 (4.1) 中, 假设  $b_i$  为 0, 则等式可以写成:



$$y(t) = e_0(t) + c_1 e_1(t) + \dots + c_n e_n(t) \quad (4.2)$$

称为  $n$  阶滑动模型。

上式 (4.1) 中, 如果假设  $c_i$  为 0, 则等式可以写为:

$$y(t) = b_1 y(t-1) + b_2 y(t-2) + \dots + b_n y(t-n) + e_0(t) \quad (4.3)$$

称为  $n$  阶自回归模型。

通过对式 (4.3) 可知, 在时间序列  $\{y(t)\}$  中, 任一时刻的观测值  $y(t)$  都可用前  $n$  个时刻的观测值通过线性组合再加上  $n$  时刻的白噪声的方式来表示。

由式 (4.3) 可知, 需要估计出  $b_i$  和  $\sigma^2$  的值。由于  $\sigma^2 = \frac{1}{N-n} \sum_{t=n+1}^N \left( y(t) - \sum_{i=1}^n b_i y(t-i) \right)^2$ , 所以只要一旦估计出  $b_i$ , 带入上式就可得出  $\sigma^2$  的值。因此 AR 模型的参数估计即是指对参数  $b_i$  这  $n$  个参数的估计。

常用的参数估计方法有最大似然估计法、自回归逼近法、最小二乘法等等。

#### 4.1.2 基于 AR 模型预测算法设计

由于 AR-MA 模型都可以用无穷阶的 AR 过程来表示, 由于为了简化估计过程, 因此本文将采用 AR 模型对视觉系统读出的数据进行预测。

根据 AR 模型预测的跟踪算法的核心设计思想是先存储记忆前帧和本帧的信息<sup>[34,35]</sup>, 与此同时再利用预测算法外推下一帧的参数。在视觉系统图像处理, 得到序列飞行器与着陆场的相对位置信息, 然后通过插值算法理论获得较准确的预测结果。

工程实践中确定 AR 模型阶数的方法主要分为直接法和间接法两类: 其中直接法包括最小二乘法、解 Yule-Walker 方程法等; 间接法包括 LUD 法、Burg 法等。由于视觉系统的时延模型阶次比较低且为了使其工程上较好实现, 所以本文将采用三阶 AR 模型, 不需要采用算法来获得其模型阶数。

设视觉系统的采样时间为  $T_v$ , 飞行器与着陆场的相对位置采样值如下式所示:

$$W(kT_v) = [p_x(kT_v) \ p_y(kT_v) \ p_z(kT_v)]^T \quad (4.4)$$

式中  $k=0,1, \dots, n$ ;  $W(kT_v)$  为  $x$ 、 $y$ 、 $z$  三方向上的相对位移向量。

由于飞行器与着陆场的实时相对位置是动态变化的, 因此采用 AR 模型预测方法来预测下一刻采样值。AR 模型选取为:

$$W(kT_v) = A(z^{-1})W(kT_v) + e(kT_v) \quad (4.5)$$

式中,  $e(kT_v)$  表示均值为 0, 方差为某值的白噪声信号;  $A(z^{-1})$  表示矩阵多项式,  $z^{-1}$  表示与视觉采样有关的延迟因子, 如  $z^{-1}W(kT_v) = W[(k-1)T_v]$ 。具体见式 (4.6) 所示。

$$A(z^{-1}) = A_1 z^{-1} + A_2 z^{-2} + A_3 z^{-3} \quad (4.6)$$

式中, 矩阵  $A_i$  表示  $3 \times 3$  的参数矩阵,  $i=1,2,3$  表示模型阶次。

为了估计未知参数矩阵  $A_i$  的值, 下面需引入以下定义:

$$M(k-1) = \begin{bmatrix} (w(k-1))^T & (w(k-2))^T & (w(k-3))^T \end{bmatrix}^T \quad (4.7)$$

$$a = [A_1 \ A_2 \ A_3]^T = [a_1 \ a_2 \ a_3] \quad (4.8)$$

$$a_i = [a_{i1}^1 \ \cdots \ a_{i3}^1 \ \cdots \ a_{i1}^3 \ \cdots \ a_{i3}^3]^T \quad (4.9)$$

式中,  $i=1,2,3$ 。

根据式 (4.7) (4.8) (4.9) 可将式 (4.5) 改写为:

$$W(k) = a^T M(k-1) + e(k) \quad (4.10)$$

一般可以通过遗忘因子递归最小二乘法来估计参数矩阵  $a_i$  的值, 其递归方程为:

$$\hat{a}_i(k) = \hat{a}_i(k-1) + P(k)M(k-1)\{W(k) - [\hat{a}_i(k-1)]^T M(k-1)\} \quad (4.11)$$

$$P(k) = \frac{1}{\mu} \left[ P(k-1) - \frac{P(k-1)M(k-1)[M(k-1)]^T P(k-1)}{\mu + [M(k-1)]^T P(k-1)M(k-1)} \right] \quad (4.12)$$

式中,  $0 < \mu \leq 1$  为遗忘因子, 用于补偿视觉采样数据的衰减,  $P(k)$  是对称的镇定矩阵。通过式 (4.11) (4.12) 和式 (4.10) 可以即时的计算出估计值。后来任意一时刻  $(k-1+r)T_v$  的相对位置信息可以通过式 (4.13) (4.14) 预测估计出来, 其中  $r=1,2,\dots$ 。

$$\hat{W}(k-1+r|k-1) = [\hat{a}(k-1)]^T \hat{M}(k-2+r|k-1) \quad (4.13)$$

$$\hat{M}(k-2+r|k-1) = \begin{bmatrix} (\hat{W}(k-2+r|k-1))^T & \cdots & (\hat{W}(k|k-1))^T (W(k-1))^T & \cdots & (W(k-1+r-n))^T \end{bmatrix}^T \quad (4.14)$$

以上算法很好的解决了视觉采样数据带来的延时问题, 但视觉采样时间大于控制采样时间 ( $T_v > T_c$ ) 的问题还是存在的, 即控制实时性问题。为了解决此问题, 本文引入了速度估计量  $\hat{v}$ , 如式 (4.15) 所示:

$$\hat{v}(k-1+r|k-1) = [\hat{W}(k-1+r|k-1) - \hat{W}(k-2+r|k-1)]/T_v \quad (4.15)$$

控制采样周期为  $T_c$ , 采样点为  $(k-1+r)T_v + mT_c$ ,  $m=1,2,\dots,T_v/T_c$ 。飞行器飞行速度在短时间  $[(k-1+r)T_v, (k+r)T_v]$  内变化很小, 假设为匀速运动, 则采样时刻  $(k-1+r)T_v + mT_c$  的值就可以通过下式 (4.16) 估计出来。

$$\hat{W}[(k-1+r)T_v + mT_c|(k-1)T_v] = \hat{W}[(k-1+r)T_v|(k-1)T_v] + \hat{v}[(k-1+r)T_v|(k-1)T_v]mT_c \quad (4.16)$$

## 4.2 基于视觉信号的自主着陆控制策略

### 4.2.1 基于视觉信息的控制结构介绍

基于视觉信息的飞行器控制, 也称为飞行器视觉伺服。根据视觉系统反馈信号类型, 可将基于视觉信号的控制方法概括为以下两种, 它们是基于位置的视觉伺服方法与基于图像的视觉伺服方法<sup>[36,37]</sup>:

- 1) 基于位置的视觉伺服方法是将误差信号定义在三维世界坐标系中, 控制结构如图 4.1 所示, 首先需要在运用图像处理技术获得目标物的三维模型的前提下然后才能估计出飞行器相对于目标物的位姿。此方法中, 摄像机作为视觉传感器主要用于估计目标体和摄像机之间的三维相对位姿, 不直接参与机器人控制, 这种系统设计方式将控制分

离开来。

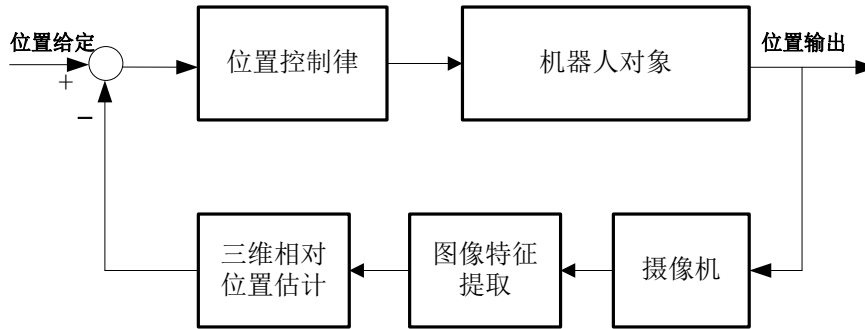


图 4.1 基于位置的视觉伺服结构

- 2) 基于图像的视觉伺服系统将误差定义在二维图像平面内（如图 4.2），控制信号是通过比较当前图像和期望图像之间的对应点的像素坐标误差实现控制目的，这样系统就不需要进行三维位姿估计，将摄像机观察到的图像信息直接用于反馈。用于描述二维特征图像和三维空间坐标间转换关系的雅可比矩阵的计算结果作为基于图像的视觉伺服方法实现的关键点，所以雅可比矩阵的计算结果会直接影响控制系统控制效果的好坏。然而系统是存在耦合性和非线性因素的，所以雅可比矩阵的运用很可能会出现奇异值的情况，因此基于图像的视觉伺服控制并不能保证其在整个系统任务空间内都收敛。

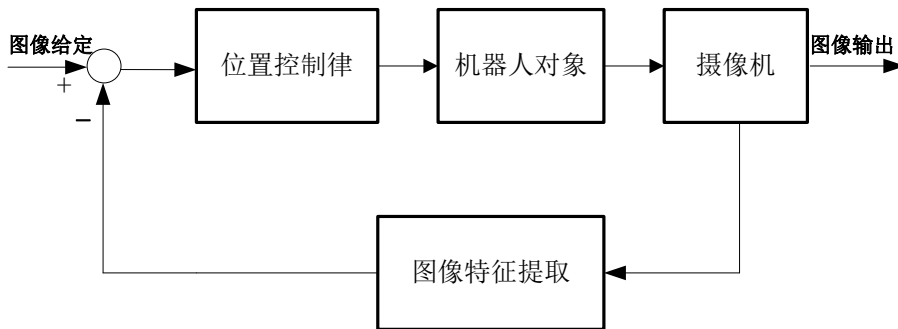


图 4.2 基于图像的视觉伺服系统结构

综上所述，四旋翼飞行器基于视觉导航的着陆系统设计更适合采用基于位置的视觉伺服方法来设计。以下章节将会围绕基于位置的视觉伺服方法来展开系统设计过程。

## 4.2.2 基于视觉信号的自主着陆控制策略设计

### 4.2.2.1 控制器切换策略

通过以上对导航方式的分析可知，上一章节所讲述的控制结构（如图 3.4）不适合用于基于视觉反馈信息的控制，因此，需要专门设计另外的控制方案用于视觉着陆的控制。

分析本论文所做工作，四旋翼无人机在巡航、点对点飞行等飞行状态下还是采用 GPS 导航方式进行工作，仅仅在自主着陆状态下采用视觉系统进行着陆导航。因此，本文采用双控制结

构进行设计四旋翼飞行控制器，控制结构如下图 4.3 所示。

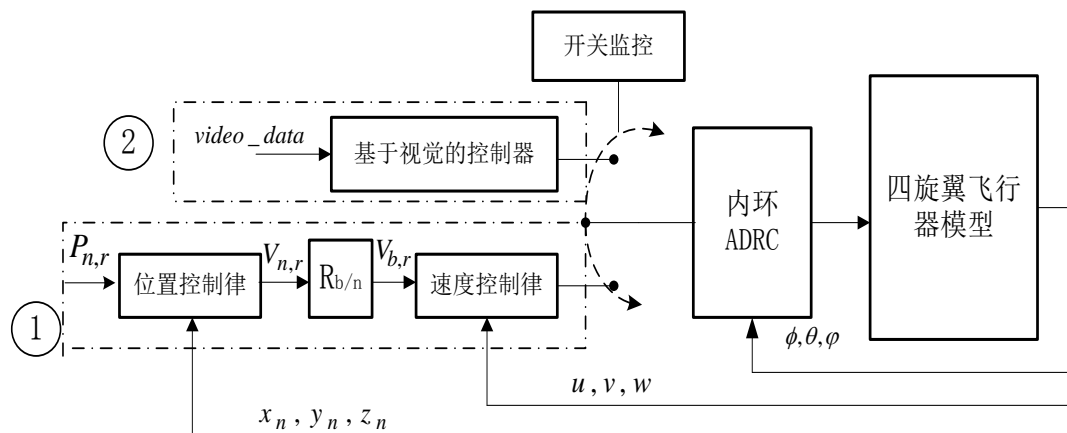


图 4.3 基于视觉导航的自主着陆切换控制系统结构

由于视觉系统仅仅与四旋翼飞行器外环位置控制有关，但所获位置信息又与 GPS 传感器所获信息不同，因此内环控制器采用同种 ADRC 进行控制，外环控制器需要重新设计用以适应视觉系统。图 4.3 中有两种控制通道，实现不同任务的切换，第一种是用于 GPS 导航方式的控制回路，主要实现航路点跟踪，其具体实现过程请见上一章节；第二种是专门用于视觉导航的控制回路，主要完成基于视觉导航的自主着陆任务。以上两种控制回路中内环姿态控制算法是一样的，都是采用自抗扰控制（ADRC）实现姿态的稳定。当四旋翼飞行器要从普通飞行任务进入基于视觉导航的自主着陆任务时，需要快速平稳的切换控制器，那么图中的开关监控模块是两种控制回路进行切换的切换模块，下面来讲述基于视觉导航的控制方式以及两种回路的切换策略。

假设四旋翼飞行器刚开始采用第一种控制回路进行飞行，当飞行器接收到自主着陆命令时飞行器开启视觉系统进行着陆场搜索、检测，当检测到着陆场并完成飞行器与着陆场相对位置解算时紧接着进入利用视觉信息导引完成飞行器自主着陆的模式，流程如图 4.4 所示。由于这两种模式中所采用的外环轨迹跟踪控制律是不一样的，所以需要进行控制结构的切换，即从第一种控制结构切换到第二种控制结构。正如大家所知道的那样，若基于视觉信号控制结构的参考输出值与传统控制结构的参考输出值相差比较大时，会使控制量产生突变，非常容易导致飞行器产生事故<sup>[38,39]</sup>，因此需要尽量避免此种情况的发生。为了解决此类问题，本文引入了开关监控模块，此模块一直监控结构切换的时机，当切换条件成熟时控制器立马切换进入视觉自主着陆模式。

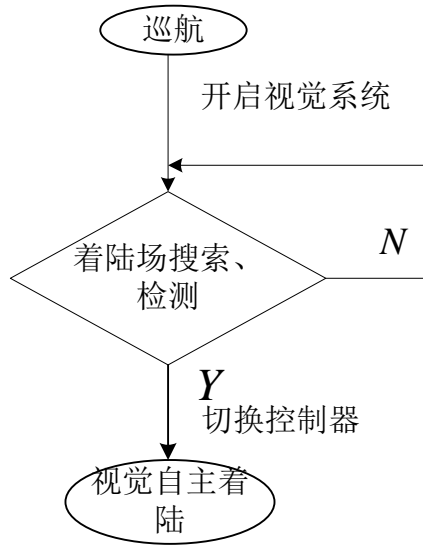


图 4.4 飞行任务状态流程

通过以上分析，想进行平稳的切换，只有当四旋翼飞行器在稳定悬停情况下姿态角和线速度都趋近于零时才符合切换条件，实现控制量的平稳过渡。

#### 4.2.2.2 视觉导航控制器设计

控制器切换后进入自主着陆阶段，由于基于视觉信号的自主着陆控制需要满足利用视觉信息带来的约束条件。图 4.5 为基于视觉导航的自主着陆控制框图，图中视觉系统获得着陆场与无人机的相对位置信息，由于视觉系统获得信号有延迟，所以需要预测器将视觉信息处理 ( $\hat{x}_v$   $\hat{y}_v$   $\hat{z}_v$ ) 再进行着陆轨迹规划获得期望的控制信号，完成自主着陆任务。

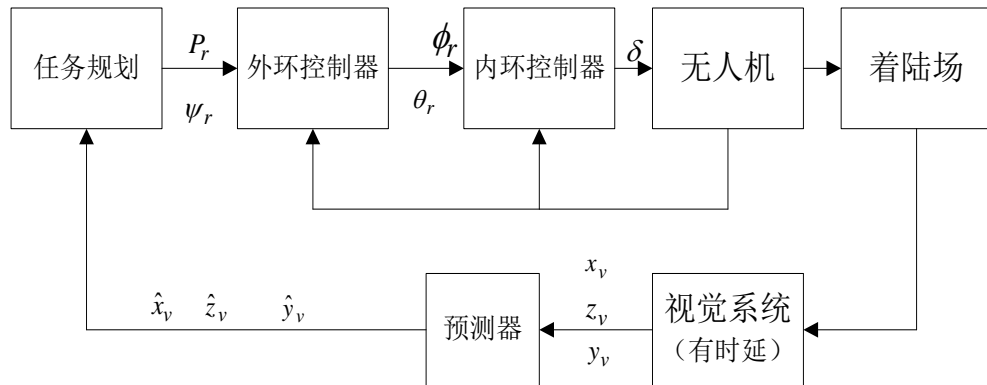


图 4.5 基于视觉导航的自主着陆控制框图

图 4.5 中的外环控制器中横纵向控制律如式 (4.17) 所示。

$$\begin{cases} \theta_r = -(k_x \cdot \Delta x + k_u \cdot (u_r - u)) \\ \phi_r = k_y \cdot \Delta y + k_v \cdot (v_r - v) \end{cases} \quad (4.17)$$

式中  $\Delta x$ 、 $\Delta y$  为视觉系统检测出的飞行器与着陆场的当前相对水平距离。控制律中速度比例项

用于增加位置控制的阻尼和稳定性。控制结构如图 4.6 所示。速度指令  $u_r$ 、 $v_r$  根据飞行器与着陆场间的相对位移  $\Delta x$ 、 $\Delta y$  给定。

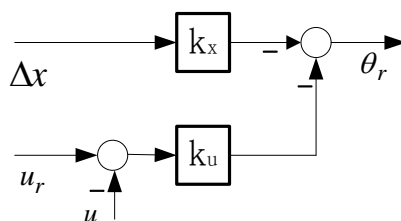


图 4.6 横向位置控制律

四旋翼飞行器自主着陆过程就是在保持机身稳定的基础上，即俯仰横滚通道的姿态角一直保持为零，通过高度通道的控制来牵引四旋翼飞行器的下降达到着陆的目的。控制律如式 (4.18) 所示。

$$\delta_{col} = -(k_z(0.2 - z) + k_w(w_r - w)) \quad (4.18)$$

式中垂向速度指令  $w_r$  根据飞行器离着陆场高度  $z$  给定。

### 4.2.2.3 着陆策略

飞行器着陆任务由飞行任务调度，在自主着陆任务里有四个子模态，分别是“平移”、“下降”、“悬停”和“着陆”，本课题组的摄像头检测范围为 5 米。有关有限状态机的自主着陆过程第五章将详细讲述。

(1) “平移”子模态主要是使飞行器平移到着陆场正上方稳定悬停，为平稳下降提供缓冲。为使悬停性能平稳，而且使视觉系统测量信号变化平缓，因此平移速度设定值按飞行器与目标物的相对距离分级给定，公式 (4.19)、(4.20) 为横向速度设定值  $u_r$ 、 $v_r$  与相对位置的关系。

$$u_r = \begin{cases} 1 & 4 \leq \Delta x \\ 0.6 & 1 \leq \Delta x < 4 \\ 0.2 & 0.2 \leq \Delta x < 1 \\ 0 & \Delta x < 0.2 \end{cases} \quad (4.19)$$

$$v_r = \begin{cases} 1 & 4 \leq \Delta x \\ 0.6 & 1 \leq \Delta x < 4 \\ 0.2 & 0.2 \leq \Delta x < 1 \\ 0 & \Delta x < 0.2 \end{cases} \quad (4.20)$$

(2) “下降”子模态主要是控制下降过程中的垂向速度和横纵向速度，横纵向速度为 0。公式 (4.21) 为垂向速度设定值  $w_r$  与离地高度的关系。

$$w_r = \begin{cases} 1 & 3 \leq z \\ 0.6 & 1 \leq z < 3 \\ 0.2 & 0.3 \leq z < 1 \\ 0 & z < 0.3 \end{cases} \quad (4.21)$$

(3) “悬停”子模态在控制器切换进入视觉着陆任务后、平移到着陆正上方准备下降时会触发，这样有助于飞行器能平稳安全的进行任务调度，以免发生事故。

(4) “着陆”子模态是降落任务中的最后一个阶段,当下降到离地高 0.1 米的时候，飞行器掉电完成着陆。

### 4.3 仿真分析

为了验证 AR 预测算法是否能解决视觉系统延迟的问题，需要设计仿真实验。假设视觉系统计算出的相对位置信息滞后 1s，控制周期  $T_c=20\text{ms}$ ，运用 AR 模型预测算法估计飞行器与着陆场的相对距离，为了提高预测精度，设定飞行器最大速度为 1m/s（符合 4.2.2.3 节中设计的着陆要求），使飞行器与着陆场相对距离变化平缓，经过反复调试取式 (4.12) 中的遗忘因子  $\mu=0.6$ 。仿真设定一段飞行轨迹，仿真结果见图 4.7—4.9。

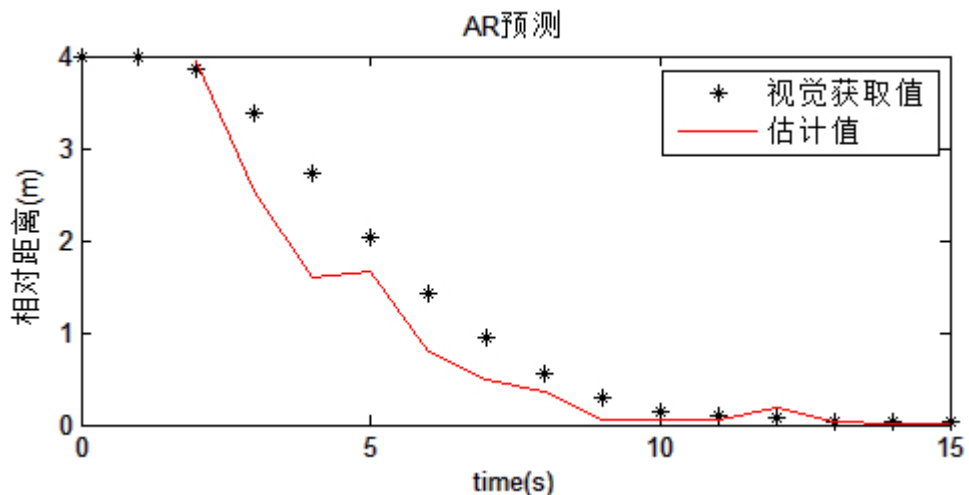


图 4.7 AR 预测算法估计

图 4.7 中视觉获取值 (\*) 为给定值，实线为 AR 模型估计值，从仿真波形来看估计的 14 个值相较视觉获取值超前了，由此可见本章 4.1.2 小节中的方法可以缓解视觉信息延迟的问题。图 4.8 中为 AR 模型中参数  $a_1$ 、 $a_2$ 、 $a_3$  的值，由带遗忘因子最小二乘法估计得到。

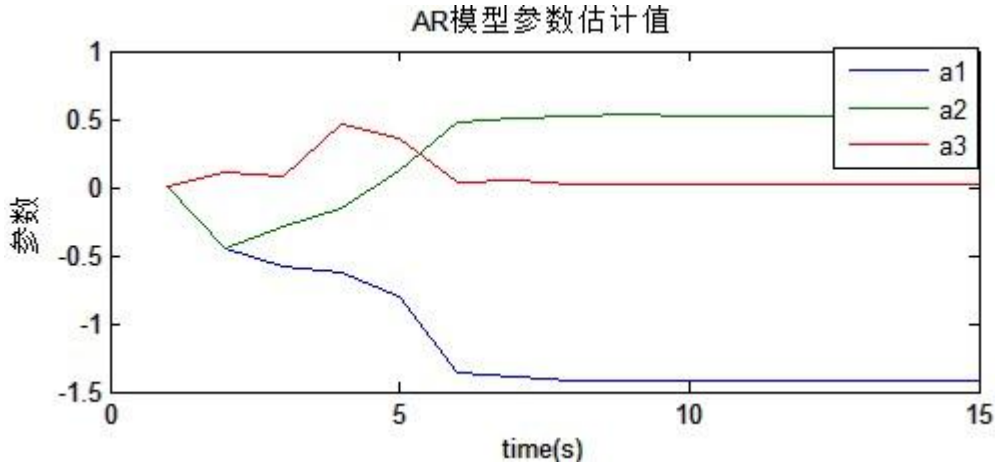


图 4.8 AR 模型参数估计值变化过程

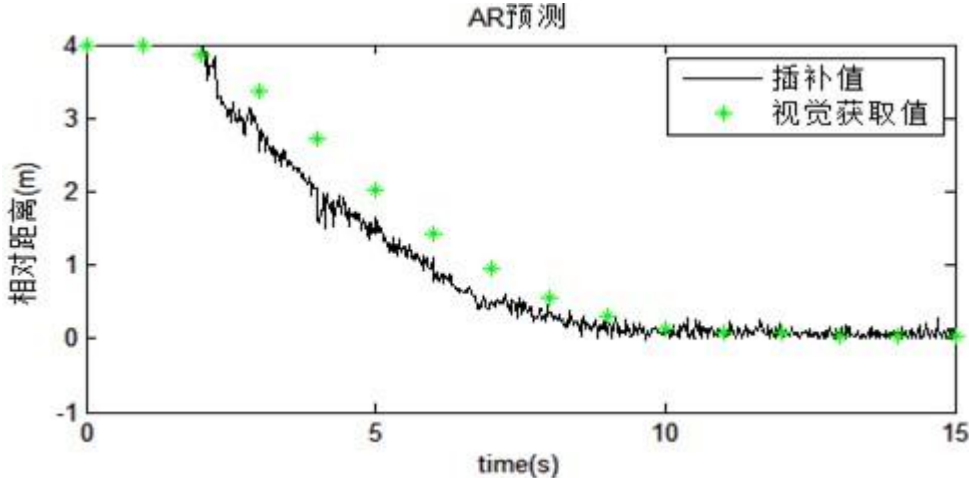


图 4.9 插补值



预测出各点的值后，由于视觉系统是 1s 送一次数据而控制采样周期是 20ms，造成了采样周期不匹配，因此需要对采样值进行插补。图 4.9 中实线为插补值，可以看出采用 AR 预测算法和带遗忘因子最小二乘法的结合可以缓解视觉系统延迟的问题。

#### 4.4 本章小结

本章通过分析视觉导航的优势，以及采用视觉导航方法带来的信息延迟问题，并提出了一种基于 AR 模型预测的方法，通过对所获取的视觉信息建立 AR 模型，再采用遗忘因子递归最小二乘法来估计 AR 模型中的参数矩阵  $a_i$ ，解决视觉系统信息延迟问题，仿真效果表明此预测方法的效果很好。本章还设计了基于视觉导航的自主着陆策略，为此专门设计了视觉信息着陆的控制器，以便实现四旋翼飞行器的平稳着陆。

## 第五章 全过程飞行仿真验证

四旋翼飞行器的整个控制器的设计工作已经在前面章节中讲述，下面需要进行全局仿真，验证方案可靠性。要想进行多任务（包含航段和飞行状态）仿真，stateflow 工具箱图形化驱动的特点，完全适合全局仿真。Stateflow 工具箱使用简单，省去了复杂的底层代码开发，可使算法开发者专注于导航控制的设计，减少错误。加之，仿真中 FlightGear 的应用使得仿真效果更加直观，对系统设计开发有非常重要的意义。

### 5.1 有限状态机的应用

称为有限状态机（finite state machine）顾名思义是具有有限组模式或是状态的系统。Matlab/simulink 中的 Stateflow 工具箱是有限状态机的图形工具<sup>[40]</sup>，主要用于解决复杂的逻辑问题，它通过开发有限状态机和流程图扩展了 Simulink 的功能。Stateflow 工具箱有着使用方便、可读和简单易懂的形式，在系统设计当中可使复杂的逻辑问题变得清晰简单，不仅如此它还与 MATLAB\Simulink 紧密集成，广泛地被各类研究人员所运用。特别是当包含控制结构、任务管理和工作模式逻辑的系统设计时，它呈现出了明显的设计优势。

#### 5.1.1 stateflow 有限状态机

一个 Stateflow 对象可以嵌套其它的 Stateflow 对象，我们称之为基于容器的层次结构管理方式，这也是 Stateflow 工具箱有别于其它工具箱的一个明显优势。其中最高级的对象是 Stateflow 状态机，它包含了所有的 Stateflow 对象，而且 Stateflow 对象中又包含了 Stateflow 状态图，因此 Stateflow 状态机中也就包含了 Simulink 中的所有 Stateflow 状态图，包括所有的数据、事件和目标对象，实现对象的嵌套。同理，状态图中可以涵盖状态、盒函数、函数、数据、事件、迁移条件、节点与注释事件（note events）等。用户可以建立有限个状态以及状态转移的条件，从而绘制出有限状态机系统。而具体到每一个状态，它也可以包含上述的对象。图 5.1 则具体地说明了 stateflow 状态机的组成。仿真执行时 stateflow 会把流程图自动转成 simulink 的内部 S-function 描述。

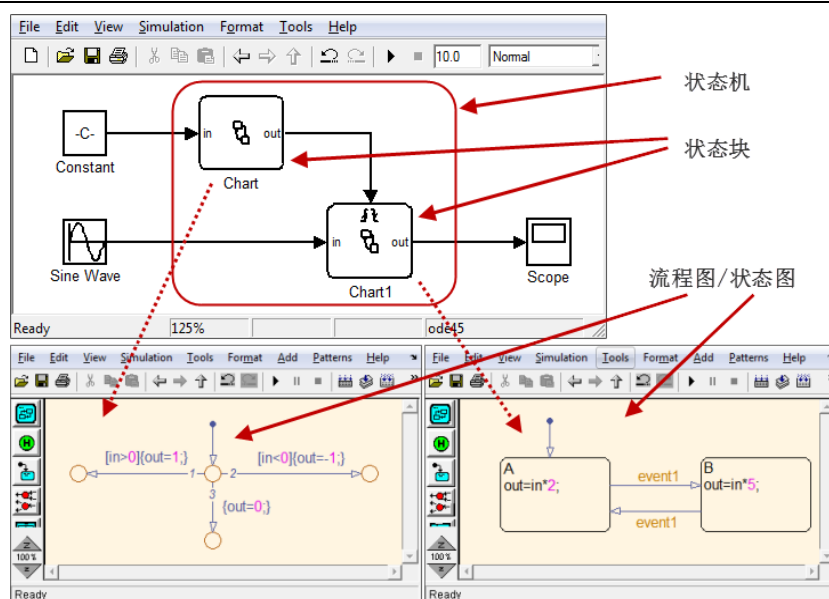


图 5.1 Stateflow 状态机的组成

### 1、状态间的联系

Stateflow 的对象具有层次性，一个 Stateflow 对象可以包含其他 Stateflow 对象，例如状态内若包含其他状态，则形成父状态，其内部状态称为子状态。当状态具有第二个层次时，状态就构成了层次。

在状态图中采用嵌套结构有如下几个优势：

- 嵌套结构的使用，可以将相关的若干个对象组合在一起，形成族群；
- 增加各状态间的逻辑联系，使系统逻辑紧凑；
- 可以将一些通用的迁移路径或者动作重新组合成为一个新的迁移动作或路径，确实达到简化模型的效果；
- 适当地使用嵌套，不仅可以减小代码量，还有助于提高代码执行效率增加代码的可读性。

在 Stateflow 状态图的顶层或某一个超状态情形下，通常可以并存有多个互斥或并行关系的状态。

#### (1) 互斥状态（OR）

在状态图中，互斥状态的矩形框边缘显示为实线，同一级的互斥状态，最多只允许存在一个状态处于运行情况下。如图 5.2 中的状态图所示，状态 A 与状态 B 处于互斥的情况下，它们只能有一个处于运行状态；同样道理若当状态 A 被激活时，其子状态 A1 与 A2 也只能存在一个处于运行状态中。

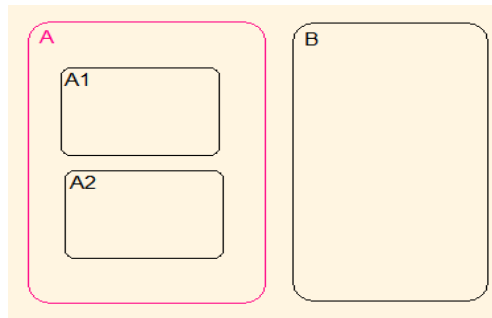


图 5.2 互斥状态

## (2) 并行状态 (AND)

在状态图中，并行状态的矩形框边缘显示为虚线，表示属于同一级的并行状态，所有状态可以在同一时间内处于运行情况下。如图 5.3 所示的状态图所示，状态 A 与状态 B 是并行的，它们可同时处于运行状态下；图中子状态 A1 与 A2 是同一级的两个并行状态，所以它们可以同时处于激活状态，而子状态 B1 与 B2 属于同一级的两个互斥状态，所以只能有一个处于激活状态。

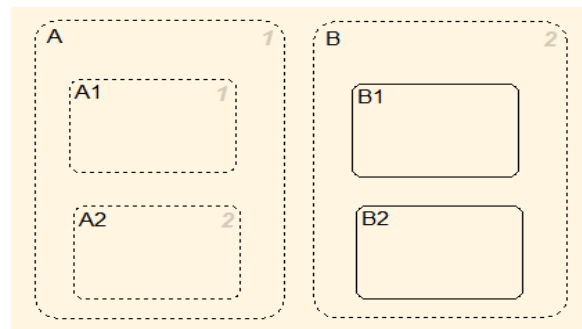


图 5.3 并行状态

在 Stateflow 中的每个状态中，都可以自定义的赋予其相应的多个具体状态动作，其中几个基本的状态动作类型表如表 5.1 所列。

表 5.1 状态动作类型

动作类型	缩写	说明
exit	ex	离开当前状态时的动作
during	du	处于当前状态，并且某事件发生时的动作
entry	en	进入当前状态时的动作
bind	无	约束一个事件或数据，使得仅当前状态及其子状态有权限广播该事件或修改该数据
on after(n,event_name)	无	当前状态完整接收 n 次广播事件后的动作
on every(n,event_name)	无	当前状态每接收 n 次广播事件时的动作
on at(n, event_name)	无	当前状态完整接收 n 次广播事件时的动作
on before(n,event_name)	无	当前状态完整接收 n 次广播事件前的动作
on event_name	无	当前状态接收 1 次广播事件时的动作

## 2、状态迁移

Stateflow 状态图中使用一条单向箭头曲线用于表示状态迁移方向，它可将两个图形对象连接起来实现状态的迁移。在迁移曲线上加上标签，可以指定系统在何种条件下从当前状态向下一状态转移，在大多数情况下，迁移是指系统从源状态向目标状态的转移。Stateflow 中迁移标签的完整格式如下所述，其中各字段的具体含义如表 5.2 所示。

event[condition]{condition\_action}/transition\_action

事件名[条件]{条件操作}/转移操作

表 5.2 迁移标签字段含义

标签字段	含义
event	引发迁移的事件
{condition_action}	当条件为真时，执行的动作
[condition]	条件动作与迁移的发生条件
/transition_action	发生迁移，进入目标状态前所执行的动作

条件操作总是在转移操作之前运行完成，转移操作和条件操作的区别在于：转移操作是整个转移通路都满足条件时才执行，条件操作则是当条件都有效时立即执行。

Stateflow 允许在具有不同层次的状态间存在转移，如果状态具有了层次，那么迁移自然也具有了层次。如果父状态迁移穿越了边界直接到达了低层次的子状态中，则此种现象我们被称之为超迁移。迁移所属的层次是由其父状态、源状态和目标状态决定的。因此，当多个迁移同时有效时，Stateflow 需要有一个层次化的迁移优先级机制来判断迁移顺序。

层次化迁移的优先级规则为：

- 1) 从高层次到低层次检测；
- 2) 从外部迁移到内部迁移检测；
- 3) 同一层次内，超转移优先。

### 5.1.2 stateflow 在全局仿真中的应用

有限状态机是通过有限个状态描述复杂离散事件系统的数学模型。四旋翼飞行器的飞行任务是由多个飞行模态组成，执行飞行任务时需要对其进行各飞行模块的调度，从任务规划层上它可以被认为是由多个离散事件组成的复杂系统，因此可以采用 stateflow 有限状态机对其进行系统逻辑建模，实现各任务模块的调度。

四旋翼飞行器有着优秀的机动能力，因此可以设计出多种多样的飞行模态，但为了验证本文所设计的控制结构及控制律的性能，在此仅设计简单的航线飞行模态、自主悬停模态以及基于视觉导航的自主着陆任务模态，如图 5.4 所示。

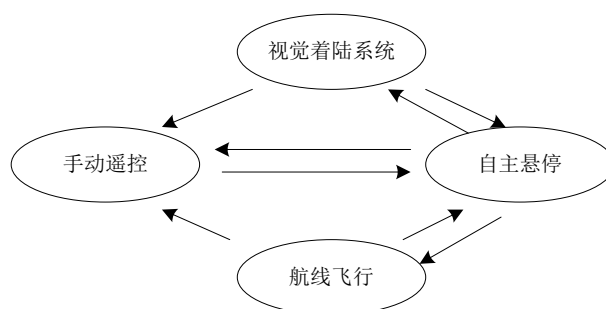


图 5.4 飞行模式调度策略

手动遥控模式的设计是为了当飞行器在失控的情况下可以立马进行遥控飞行以免飞行器坠毁，因此视觉着陆、自主悬停以及航线飞行模式都可由地面站发出指令进入手动遥控飞行模式。当手动遥控飞行模式进入自主飞行时为了飞行器平稳过渡必须先进入自主悬停模式，等飞行器悬停于空中某位置时再切换进入其它模式飞行。由于本文方案中进入基于视觉导航的自主着陆模式有个控制器切换的问题，因此要进入视觉着陆环节必须先进入自主悬停模式确定飞行器稳定悬停后再切换控制器进入视觉着陆模式（详细分析请见第四章内容）。

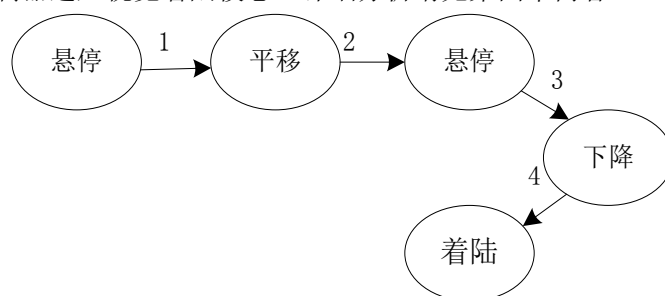


图 5.5 视觉着陆系统中的飞行状态迁移

图 5.5 为视觉着陆系统模式中的子模式，假设进入视觉着陆系统后视觉系统已经搜索检测出着陆场并且在着陆过程中摄像头视野不丢失着陆场。各飞行任务中的悬停、平移、下降、着陆模式之间转移时的触发条件在表 5.3 中说明。

表 5.3 着陆模式转移及事件触发表

标号	状态迁移	事件触发条件
1	自主悬停->自主平移	飞行器与着陆场在水平方向上存在位置差
2	自主平移->自主悬停	悬停状态平稳或悬停时间到
3	自主悬停->降落	离地高度大于 0.2 米
4	降落->着陆	离地高度小于 0.2 米或飞行器掉电指令

## 5.2 FlightGear 与 simulink 的飞行仿真环境搭建

FlightGear 是一款大型的飞行模拟软件<sup>[41]</sup>，最初由 Curt Olson 开发设计，由于其具有灵活性、开源性以及免费性，今年越来越多的人将其应用于学术研究。随着用户的不断增加以及应用需求的增长，逐渐引入了飞行环境特性、平显、仪表板操作界面、电子导航系统、机场以

及网络互联操作等众多特性，并具有跨平台、多机型和可交互等特点。

FlightGear 中采用 SimGear 作为软件引擎，通过 Plib 包实现了多平台模拟和网络通信等功能，为了使仿真环境更逼真，图像处理通过 OpenGL 提供，音效则采用 OpenAL，含有多个子系统，且各个子系统之间相互支持联系紧密。

FlightGear 支持许多 3D 文件模型，包括 VRML、AC3D、DXF 等，本文采用的三维模型是使用 AC3D 制作的.ac 文件。FlightGear 一般采用 xml 文档作为配置文件，且本系统中四旋翼无人机模型命名为 quadrotor，因此主配置文件命名为“quadrotor-set.xml”。配置文件主要用来指定飞行器模型、飞行器动力学模型以及 simulink 调用 FlightGear 的配置信息等。

若要在 simulink 中运行 FlightGear，不仅须在 FlightGear 对应的四旋翼飞行器模型配置文件 quadrotor-set.xml 中添加配置信息，而且还要在 simulink 中使用专门的模块，如图 5.6 所示。

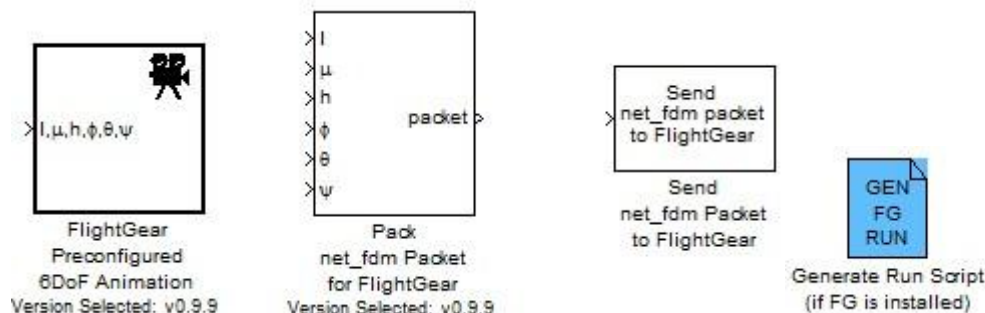


图 5.6 飞行仿真数据传输接口

图 5.6 中的 FlightGear Preconfigured 6DoF Animation 模块用来传递经纬度、高度以及三个姿态角信息。Pack net\_fdm Packet for FlightGear 模块将数据格式化为 FlightGear 模型输入需要的文件格式。默认情况下仅显示 6Dof 的端口，但这个接口支持多达 50 项配置，本文紧使用四旋翼飞行器的三个位置和三个姿态角作为数据传送。Send net\_fdm Packet to FlightGear 模块通过 UDP 将数据流发送到指定的 IP 端口。

要让 FlightGear 按照指定的初始条件运行，如位置、场地等，可以使用 simulink 中的 Generate Run Script 模块（如图 5.6）完成。Generate Run Script 模块设置界面如图 5.7 所示，其生成的脚本文件就是“runfg.bat”文件，在 matlab 命令窗输入“dos(‘runfg.bat’)”命令就可以运行 FlightGear 软件，图 5.8 为 FlightGear 运行仿真界面。Simulink 中进行四旋翼飞行器仿真飞行将位置和姿态信息通过通信模块实时传输给 FlightGear，通过 FlightGear 直观的观察飞行器的飞行状态。

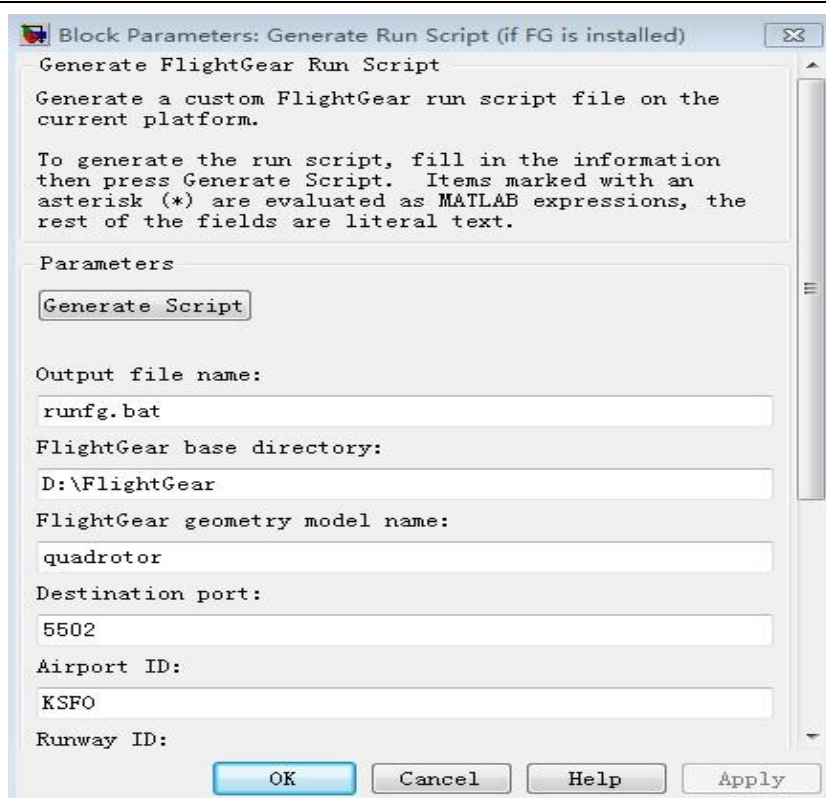


图 5.7 生成 FlightGear 运行脚本文件模块

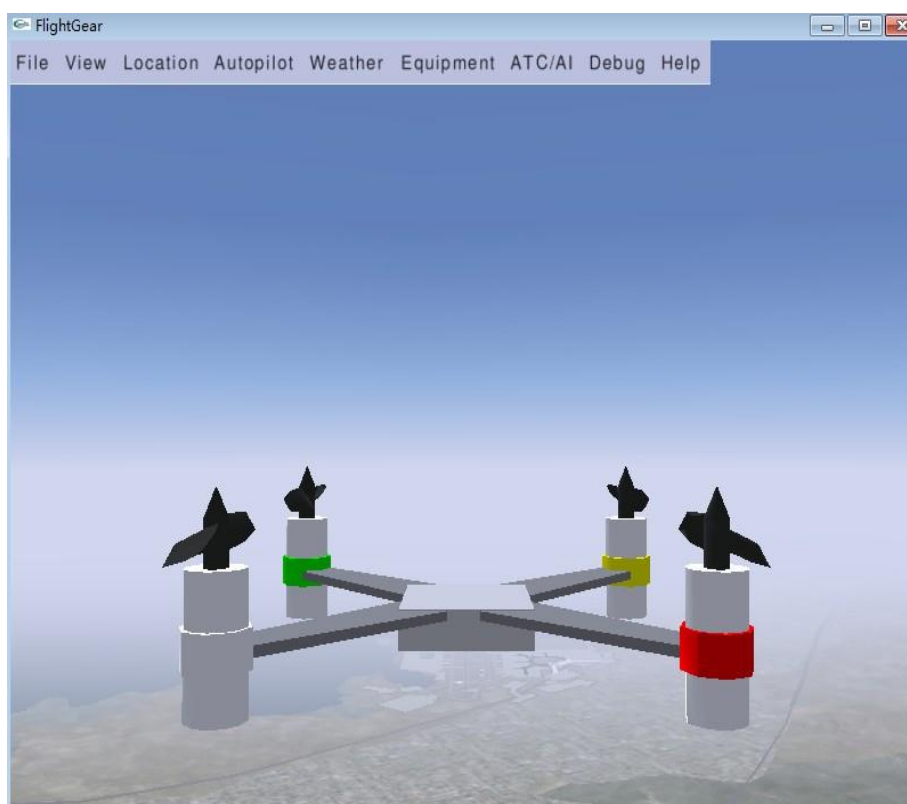


图 5.8 FlightGear 可视化仿真界面



### 5.3 全局仿真分析

四旋翼飞行器的飞行过程是由多模态飞行任务相互切换组合而成，可看成是由各飞行任务驱动的有限状态机系统。通过 stateflow 设定好航线任务，经由位置控制器和姿态控制器得出控制量，控制飞行器按设定航线任务飞行，并通过 FlightGear 观察仿真时四旋翼飞行器的运动。四旋翼初始位置设为原点  $(0,0,0)$ ，起飞到  $(0,0,5)$  再进行航点飞行爬升到点  $(5,2,10)$  后下滑到位置  $(8,5,4)$  悬停；切换进入视觉系统着陆模式发现着陆场，假设着陆场坐标为  $(10,3,0)$  则先平飞至着陆场正上方  $(10,3,4)$  并悬停，稳定后再进行垂直着陆至着陆场上方  $0.15\text{m}$  坐标  $(10,3,0.2)$  四旋翼掉电完成整个飞行任务。

三维轨迹曲线

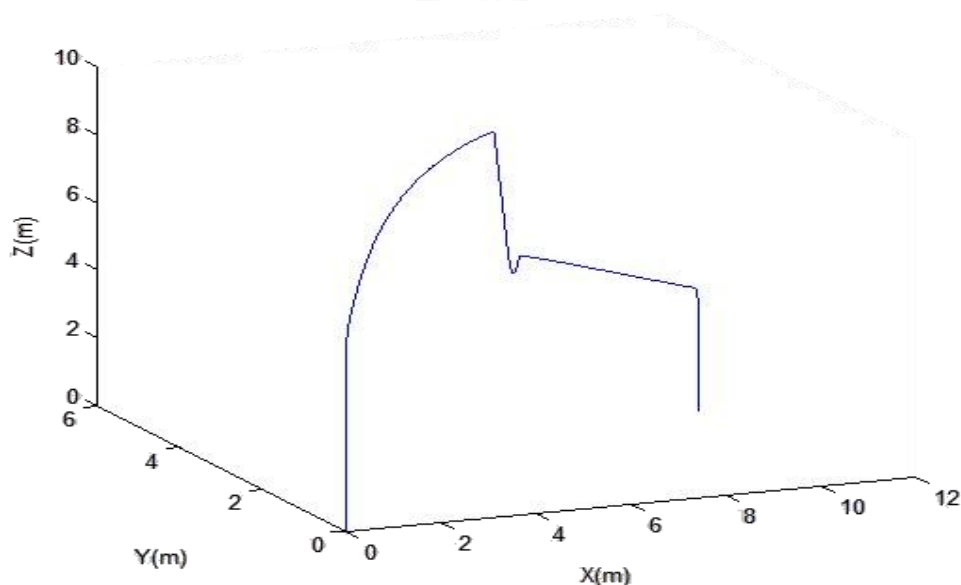


图 5.9 航迹三维仿真曲线

XY平面轨迹曲线

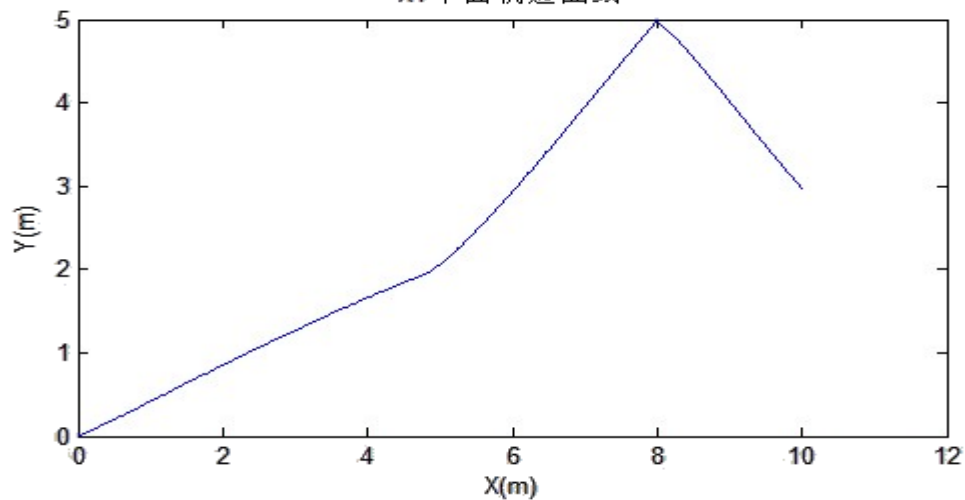


图 5.10 航迹 XY 平面曲线

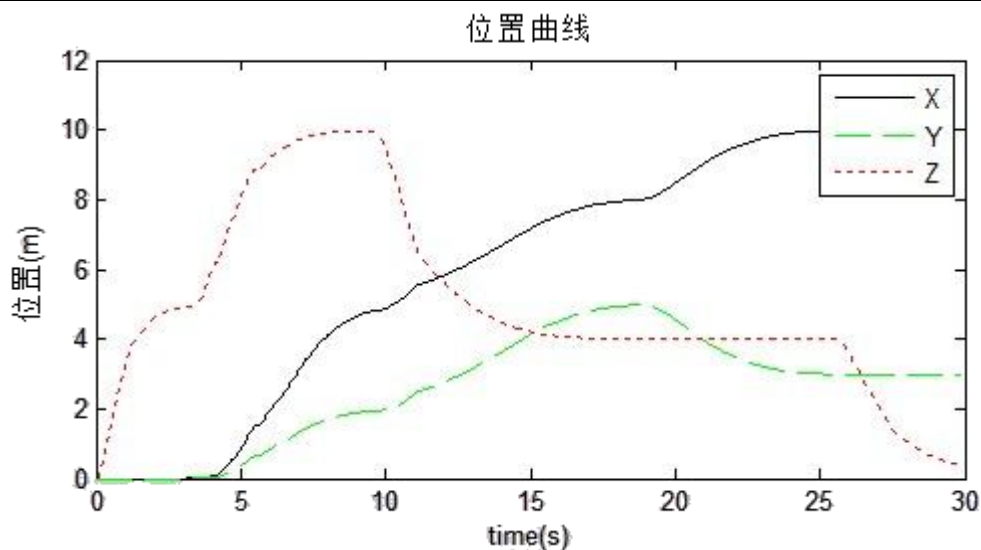


图 5.11 三方向航迹响应曲线

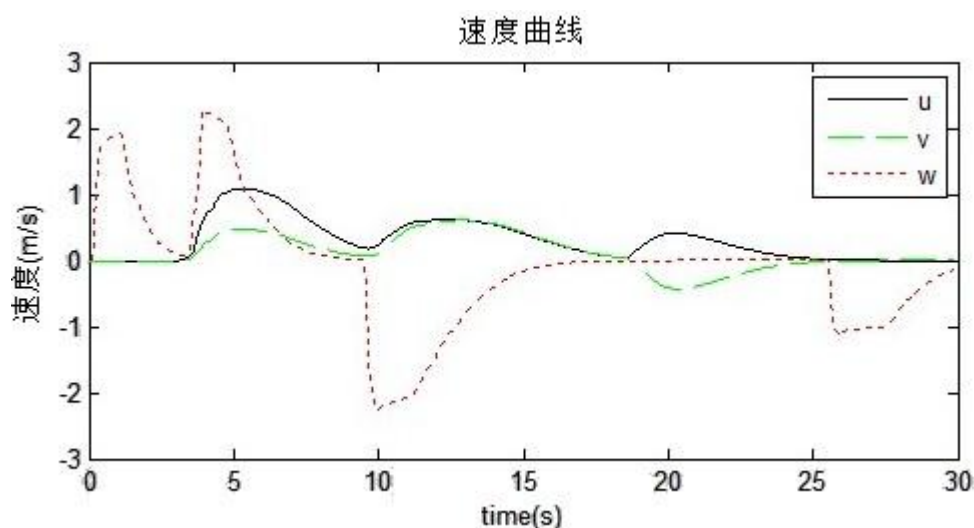


图 5.12 对应速度响应曲线

图 5.9—5.10 中飞行器根据所设航路点进行飞行飞行轨迹平滑，图 5.11 显示所设计控制器能很好的跟踪所设定的航路点，大概在 19s 时飞行器从悬停状态切换控制器进入视觉着陆过程，从图中可以看到飞行器并没有发生明显的震荡现象，切换过程平稳，因此证明所设计的方案合理有效。图 5.12 为整个飞行过程四旋翼飞行器的相应速度变化，最大飞行速度在 2m/s 左右，符合微小型飞行器的飞行速度要求。当飞行器进入垂直着陆段时飞行器最大速度在 1m/s 左右，并且随着离地高度的减小相应的减小，符合 4.2.2.3 节的设计要求。

## 5.4 本章小结

本章主要介绍了 stateflow 有限状态机、FlightGear 视景仿真软件进行仿真的优点，有限状态机通过有限个状态描述复杂离散事件系统的数学模型，四旋翼飞行器的飞行任务是由不同的

飞行模态组成，因此采用 stateflow 有限状态机对飞行器全局仿真系统进行建模，实现飞行过程中飞行任务模态的调度，且仿真结果达到预期设想，很好的完成了仿真工作。FlightGear 视景仿真软件可以更直观的观察整个仿真过程中飞行器的飞行状态，而且为以后进行更完善的 flightgear 视景仿真做铺垫。最后仿真结果表明了整个仿真系统平台的搭建效果良好。

## 第六章 总结与展望

### 6.1 本文工作总结

由于计算机技术的不断成熟完善，计算机视觉技术的运用可以得到丰富的环境信息，并且具有独立性、可靠性、信息完整性以及使飞行器具有更强的自主性等优势，因此基于视觉导航的无人机自主着陆系统近年来一直是热门研究内容。但随之与其它导航系统的不同又对控制系统提出了一定的要求。本文以四旋翼飞行器为平台，对基于视觉导航的自主着陆控制策略进行一系列探讨与研究，论文主要有如下几个方面的工作：

1) 四旋翼飞行器模型与控制方案分析。本章在 `matlab/simulink` 中建立四旋翼飞行器仿真模型，并对其进行配平线性化，根据模型对其进行通道耦合性分析以及系统稳定性分析。通过分析模型的特性，最终选择了内环采用自抗扰控制方法，外环采用经典 `PID` 控制方法的两层控制结构方案来设计控制系统。通过分析视觉系统的特点，提出了专用于基于视觉导航的自主着陆控制方案。

2) 通过前文对四旋翼飞行控制要求的分析，以及当前世界飞行器控制系统设计工程领域所面对的建模不精确、抗干扰性差、实现难等问题，基于四旋翼飞行器各状态变量的时间尺度不同设计了内外环控制器，根据建模不精确、抗干扰性等问题提出了内环采用自抗扰控制方法稳定飞行器姿态，外环采用 `PID` 控制方法实现四旋翼飞行器的轨迹跟踪控制。通过数学仿真验证了所设计的 `PID/ADRC` 的控制系统具有较好的鲁棒性。

3) 研究了基于视觉导航的着陆方案。本章首先对视觉导航的优势，以及采用视觉导航方法带来的信息延迟问题进行了分析，并提出了一种运用基于 `AR` 模型预测的方法，通过对所获取的视觉信息建立 `AR` 模型，再采用遗忘因子递归最小二乘法来估计 `AR` 模型中的参数矩阵  $a_i$ ，解决视觉系统信息延迟问题。本章还研究了基于视觉导航的自主着陆策略问题，为此专门设计了视觉信息着陆的控制器，以便实现四旋翼飞行器的平稳着陆。

4) 搭建了全局仿真系统。采用了 `stateflow` 有限状态机对飞行器全局仿真系统进行建模，实现飞行过程中飞行任务模态的调度，且仿真结果达到预期设想，很好的完成了仿真工作。`FlightGear` 视景仿真环境的加入更直观的观察整个仿真过程中飞行器的飞行状态，而且为以后进行更完善的 `flightgear` 视景仿真做铺垫。最后仿真结果表明了整个仿真系统平台的搭建效果良好，本文所设计的控制系统能很好的完成仿真任务。

### 6.2 未来研究展望

虽然本文设计的飞行控制系统以及自主着陆控制策略仿真效果良好，但还有许多工作需要

进一步的完善，如：

（1） 完善航线设计。由于本人的工作重点不在航线算法设计上，因此未来研究工作可以着重研究航线生成算法，使无人机进行更合理有效的航线任务。

（2） 本文控制器设计是考虑四旋翼飞行器在无大机动飞行情况下设计的，因此本文外环采用了 PID 控制方法设计控制器，然而想要使四旋翼飞行器进行复杂的机动动作时，通常需要更先进的控制器提高飞行器的控制性能，所以外环可以采用其它的先进控制方法设计控制器。

（3） 建立地面效应的模型。本文仿真时未加入地效模型，然而着陆过程地面效应的影响又比较大，因此，未来工作可以考虑加入地效模型以提高仿真的逼真度。

（4） 建立视觉着陆可视验证系统。在 flightgear 中建立机载摄像机模型，实时计算着陆场与飞行器的相对位姿，进行视觉着陆系统验证。

## 参考文献

- [1] [http://www.csuav.com/\\_d275854847.htm](http://www.csuav.com/_d275854847.htm)
- [2] 程龙, 周树道, 叶松, 等. 无人机导航技术及其特点分析[J]. 飞航导弹, 2011 (2): 59-62.
- [3] 陈宗基, 张汝麟, 张平, 等. 飞行器控制面临的机遇与挑战[J]. 自动化学报, 2013, 39(6): 703-710.
- [4] Michael Nathan, Mellinger Daniel, Lindsey Quentin, Kumar Vijay. The GRASP Multiple micro UAV testbed[J]. IEEE Robotics and Automation Magazine, 2010, 17(3): 56~65.
- [5] Ward D, Monaco J, Schierman J. Reconfigurable Control for VTOL UAV Shipboard Landing. Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, 1999, 12(3): 76~85.
- [6] Frezza R, Altafini C. Autonomous landing by computer vision: an application of path following in SE (3)[C]. Proceedings of the 39th IEEE Conference on. IEEE, 2000, 3: 2527-2532.
- [7] Nicoals Guenard, Tarek Hamel, Member IEEE. A practical visual servo control for a unmanned aerial vehicle. IEEE Transactions on Robotics, 2011, 24(2): 513-520.
- [8] Marconi L, Isidori A. Robust output regulation for autonomous vertical landing[C]. Proceedings of the 39th IEEE Conference on. IEEE, 2000, 4: 3590-3595.
- [9] 吴显亮, 石宗英, 钟宜生. 无人机视觉导航研究综述[J]. 系统仿真学报, 2010 (A01): 62-65.
- [10] 王先敏, 曾庆化, 熊智, 等. 视觉导航技术的发展及其研究分析[J]. 信息与控制, 2010, 39(5): 607-613.
- [11] 蔡国玮, 陈本美, 李崇兴, 王彪. 无人驾驶旋翼飞行器系统[M]. 北京: 清华大学出版社, 2011: 103.
- [12] 申珊颖. 斜十字四旋翼飞行器实验建模与控制技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2013.
- [13] 吴森堂, 费玉华. 飞行控制系统[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2007: 35.
- [14] 丁锐. 无人直升机飞控技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2007.
- [15] 曾庆华, 郭振云. 无人飞行控制技术与工程[M]. 北京: 国防工业出版社, 2011: 78.
- [16] 单海燕. 四旋翼无人直升机飞行控制技术研究[D], 南京: 南京航空航天大学, 2008.
- [17] Srikanth Saripalli, James F. Montgomery, and Gaurav S. Sukhatme. Visually Guided Landing of an Unmanned Aerial Vehicle. IEEE TRANSACTIONS ON ROBOTICS AND AUTOMATION, 2003, 19(3): 531-537.
- [18] J Han. From PID to active disturbance rejection control. Industrial Electronics, IEEE transactions

- on, 2009 , 56(3): 900-906.
- [19] 陈慧琴. 基于自抗扰控制器的永磁同步电动机交流调速系统的研究[D]. 天津: 天津大学, 2004
- [20] 刘金琨. 先进 PID 控制 MATLAB 仿真[M].北京: 电子工业出版社, 2011:218.
- [21] 陈新龙, 杨涤, 耿斌斌. 自抗扰控制在某型导弹上的应用. 飞行力学, 2006, 24(1): 81-84.
- [22] Jingqing H, Wenge Z. ADRC Control for Large Time-delay Systems [J]. Control and Decision, 1999, 4.
- [23] 韩京清, 王伟. 非线性跟踪——微分器[J]. 系统科学与数学, 1994,14 (2) : 177-183.
- [24] 韩京清, 袁露林.跟踪——微分器的离散形式[J].系统科学与数学, 1999, 19(3) : 268-273.
- [25] 熊治国, 孙秀霞, 尹晖, 等. 飞机俯仰运动自抗扰控制器设计[J]. 信息与控制, 2006, 34(5): 576-579.
- [26] 韩京清. 非线性状态误差反馈控制律—NLSEF[J]. 控制与决策, 1995, 10(3): 221-225.
- [27] 王辰昱. 自抗扰控制器的参数整定及应用[D]. 北京: 华北电力大学, 2009.
- [28] 石晨曦. 自抗扰控制及控制器参数整定方法的研究[D]. 无锡: 江南大学, 2008.
- [29] 李海生, 朱学峰. 自抗扰控制器参数整定与优化方法研究[J]. 控制工程, 2005, 11(5): 419-423.
- [30] Gao Z. Active disturbance rejection control: a paradigm shift in feedback control system design[C]. American Control Conference. IEEE, 2006: 7 pp.
- [31] Wang B, Chen B M, Lee T H. An RPT approach to time-critical path following of an unmanned helicopter[C]. Control Conference (ASCC), 2011 8th Asian. IEEE, 2011: 211-216.
- [32] Guenard N, Hamel T, Mahony R. A practical visual servo control for an unmanned aerial vehicle[J]. Robotics, IEEE Transactions on, 2008, 24(2): 331-340.
- [33] Wenzel K E, Rosset P, Zell A. Low-cost visual tracking of a landing place and hovering flight control with a microcontroller[C]. Selected papers from the 2nd International Symposium on UAVs, Reno, Nevada, USA. Springer Netherlands, 2010: 297-311.
- [34] A.J.Koivo. On adaptive vision feedback control of robotic manipulators. Proceedings of the 30<sup>th</sup> Conference on Decision and Control, Brighton, England, 1991:3(6),1883-1888.
- [35] Koivo A J, Houshangi N. Real-time vision feedback for servoing robotic manipulator with self-tuning controller[J]. Systems, Man and Cybernetics, IEEE Transactions on, 1991, 21(1): 134-142.
- [36] Chaumette F, Hutchinson S. Visual servo control part I: basic approaches. IEEE Robot Automat

Mag 2006; 13: 82-90.

- [37] Chaumette F, Hutchinson S. Visual servo control part I: advanced approaches. IEEE Robot Automat Mag 2007; 14: 109-18.
- [38] Cesetti A, Frontoni E, Mancini A, et al. Vision-based autonomous navigation and landing of an unmanned aerial vehicle using natural landmarks[C]. Control and Automation, MED'09. 17th Mediterranean Conference on. IEEE, 2009: 910-915.
- [39] Cesetti A, Frontoni E, Mancini A, et al. A vision-based guidance system for UAV navigation and safe landing using natural landmarks[C]. Selected papers from the 2nd International Symposium on UAVs, Reno, Nevada, Springer Netherlands, 2010: 233-257.
- [40] 张威. Stateflow 逻辑系统建模[M]. 西安: 西安电子科技大学出版社, 2007:15-25.
- [41] 段鏢, 严峰, 赖水清. 基于 FlightGear 的无人直升机飞行控制系统仿真环境建设[J]. 直升机技术, 2012 (4): 58-63.
- [42] Saripalli S, Montgomery J F, Sukhatme G. Vision-based autonomous landing of an unmanned aerial vehicle[C]. Robotics and automation, IEEE international conference on. IEEE, 2002, 3: 2799-2804.
- [43] Sharp C S, Shakernia O, Sastry S S. A vision system for landing an unmanned aerial vehicle[C]. Robotics and Automation, IEEE International Conference on. IEEE, 2001, 2: 1720-1727.
- [44] 乌兰巴根, 胡继忠, 徐元铭. 无人直升机自主着舰的目标定位视觉算法[J]. 计算机工程与应用, 2007, 43(34): 243-245.
- [45] 乌兰巴根, 胡继忠, 徐元铭. 无人直升机在移动目标上的自主降落[J]. 计算机工程与应用. 2010, 46( 23):227-230.
- [46] 乌兰巴根, 胡继忠, 徐元铭. 无人直升机自主着舰系统设计及仿真实验[J]. 北京航空航天大学学报. 2010, 36( 28):986-990.



## 致 谢

光阴似箭，转眼间两年半的研究生学习和生活即将结束，在论文即将完成之际，我要向那些曾给予我帮助和支持的人们表示深深的谢意。

首先感谢我的导师王彪教授在课题和论文上给我提供的巨大的帮助，王老师严谨的治学态度、良好的学术作风以及深刻独特的见解为我们树立了很好的榜样。王老师敏锐的思维、渊博的知识、丰富的经验使我获益良多；王老师对整个系统的全局性把握也给我以深深的启发；同时，王老师为我提供了良好的学习环境和实验环境，使我可以顺利地完成相关的研究工作和论文的撰写。

感谢曹云峰教授在学习上对我的帮助，曹老师对整个系统的全局性把握给我以深深地启发，丰富的科研经验令我受益匪浅。

感谢实验室各位师兄、师姐的帮助和指导，他们在两年半的学习生活中，对我的工作提出了许多宝贵的意见。感谢实验室孙刚、刘莉欣、张琴等同学在课题研究中给予的无私帮助与关怀。感谢实验室各位师弟、师妹的帮助。

感谢我的室友（鬲随甲、张海波、胡芝军），研究生生涯里，大家在一起共同度过了这难忘的两年半。在这两年半中，大家从陌生到熟悉，共同创造了许多美好的回忆。

感谢我的父母及所有亲友，他们给予我学习上一贯的支持，对我的生活以无微不至的关怀，他们的殷切期望和无私的爱，是我漫长求学之路的最大动力。浓浓亲情，无以言报。

最后，衷心感谢百忙中抽出宝贵时间评审论文的各位专家、学者，并致以崇高的敬意！

刘 刚

2014 年 2 月

南京航空航天大学

## 在学期间的研究成果及发表的学术论文

### 攻读硕士学位期间发表（录用）论文情况

1. 刘刚，王彪，曹云峰. PID/ADRC 控制器在四旋翼无人飞行控制中的应用. 云南民族大学学报（自然科学版），2013.