

学号 2014040828  
密级 \_\_\_\_\_

## 哈尔滨工程大学学士学位论文

# 小型倾转四旋翼无人机控制系统设计

院(系)名称: 自动化学院  
专业名称: 探测制导与控制技术  
学生姓名: 张耀坤  
指导教师: 程建华 教授

哈尔滨工程大学

2018年6月

小型倾转四旋翼无人机控制系统设计

张耀坤

哈尔滨工程大学

学号 2014040828  
密级 \_\_\_\_\_

# 小型倾转四旋翼无人机控制系统设计

## Design of Control System for Small-sized Quad Tilt Rotor UAV

学生姓名: 张耀坤  
所在学院: 自动化学院  
所在专业: 探测制导与控制技术  
指导教师: 程建华  
职称: 教授  
所在单位: 哈尔滨工程大学  
论文提交日期: 2018年6月10日  
论文答辩日期: 2018年6月21日  
学位授予单位: 哈尔滨工程大学



## 摘要

倾转四旋翼机是一种融合直升机和固定翼飞机优点的新型飞行器，通过三种不同飞行模式之间的切换，它具备垂直起降、高航速、远航程、大运载量、强机动性等优异的飞行性能，在军事和民用领域具有广阔的应用前景。其特殊的结构和复杂的飞行模式带来诸多飞行控制方面的问题，尤其是如何实现安全高效的倾转过渡，是目前研究关注的重点。因此，本文通过自主研制的小型倾转四旋翼模型机对其控制系统进行设计和研究。

首先，借助 Solidworks 软件设计模型机的机械结构，并对其进行质量属性评估；同时利用 STM32F407 微控制器、飞行参数测量传感器、电源模块及执行元件等设计制作无人机硬件系统，从而构成整个硬件平台系统作为研究对象。其次，根据倾转四旋翼无人机的结构和倾转过程特点，确定无人机在直升机和固定翼模式下的操控方案，并将倾转过渡过程分为姿态变换、非负攻角加速和短舱倾转三个阶段，实现直升机控制和固定翼控制的衔接。然后，利用牛顿经典力学分析，建立无人机运动的简化数学模型，进而得到机体在各个飞行模式下的控制模型；同时，通过理论分析和实验的方法得到系统其他元件的传递函数模型；利用经典控制理论构建无人机各个控制通道的结构框图模型，并仿真设计基于 PID 算法的控制律。最后，在 Keil 编译环境下搭建基于 FreeRTOS 嵌入式操作系统的软件系统，通过编写程序实现与飞行控制相关的各个任务。

通过对倾转四旋翼无人机软硬件系统及所设计控制律的调试，实现了无人机在直升机模式和倾转过渡模式第一阶段的飞行，表明所设计的无人机平台系统稳定可靠，所设计的飞行控制律满足应用要求。

**关键词：**倾转四旋翼无人机；飞行控制；PID 算法；STM32F4；FreeRTOS

## ABSTRACT

The quad tiltrotor is a new type of aircraft that combines the advantages of helicopter and fixed-wing aircraft. Through the switching between three different flight modes, it has excellent flying performance such as vertical take-off and landing, high speed, long range, large capacity, and strong maneuverability. Therefore, it has broad application prospects in the military and civilian fields. Due to special structure and complicated flight modes, there are many problems in its flight control, especially how to achieve a safe and efficient tilt transition, which is the focus of current research. Therefore, this paper designs and researches its control system through a self-developed small quad tiltrotor prototypes.

Firstly, using Solidworks software to design the mechanical structure of the QTR prototypes and evaluate its quality attribute; using STM32F407 microcontroller, flight measurement sensors, power supply modules and actuators to design the hardware system. Secondly, according to the structure and tilting process characteristics of the quad tiltrotor, determine the UAV's control scheme in the helicopter and fixed wing modes; divide the tilting transition process into three stages: attitude transformation, non-negative attack angle acceleration and nacelle tilting. Thirdly, based on the analysis of Newtonian classical mechanics, establish the simplified mathematical model of UAV's motion, and obtain the control models of the UAV under various modes. At the same time, through theoretical analysis and experimental methods, obtain the transfer function models of other components of the system. Then, the block diagram model of each control channel of UAV is constructed using classical control theory, and the control law based on PID algorithm is simulated and designed. Finally, based on the FreeRTOS embedded operating system, build a software system under the Keil compilation environment, and various tasks related to flight control are realized through programming.

Through the debugging of the UAV hardware and software system and the designed control law, the flights in helicopter mode and the first stages of tilting transition mode are achieved, indicating that the UAV platform system is stable and reliable, and the designed flight control law meets the application requirements.

**Key words:** Quad tiltrotor; Flight control; PID algorithm; STM32F4; FreeRTOS

# 目 录

摘 要.....	I
ABSTRACT .....	II
第 1 章 绪论 .....	1
1.1 选题背景和意义 .....	1
1.2 国内外研究现状 .....	2
1.3 本文主要研究内容 .....	4
第 2 章 QTR 无人机硬件平台设计 .....	5
2.1 模型机结构设计 .....	5
2.2 硬件系统总体设计 .....	6
2.3 硬件子系统设计 .....	8
2.3.1 主控制器 .....	8
2.3.2 AHRS 模块 .....	9
2.3.3 无线传输模块 .....	10
2.3.4 执行机构 .....	11
2.3.5 电源系统 .....	13
2.4 本章小结 .....	14
第 3 章 QTR 无人机操控方案与过渡方案 .....	15
3.1 操控方案 .....	15
3.1.1 直升机模式操控方案 .....	15
3.1.2 固定翼模式操控方案 .....	17
3.2 倾转过渡模式过渡方案 .....	18
3.2.1 总体过渡方案 .....	18
3.2.2 过渡段控制与转换流程 .....	20
3.3 本章小结 .....	22
第 4 章 QTR 系统数学模型分析 .....	23
4.1 力学分析 .....	23
4.1.1 坐标系定义及相关假设 .....	23
4.1.2 运动方程建立 .....	25

---

4.1.3 无人机受力情况 .....	27
4.2 各飞行模式的控制模型 .....	28
4.2.1 直升机控制模型 .....	28
4.2.2 倾转过渡模式分析 .....	30
4.2.3 固定翼控制模型 .....	30
4.3 系统元件等效控制模型 .....	32
4.3.1 无刷电机等效模型 .....	32
4.3.2 电动舵机等效模型 .....	34
4.4 本章小结 .....	35
<b>第 5 章 QTR 系统控制律设计 .....</b>	<b>36</b>
5.1 直升机模式控制律 .....	36
5.1.1 俯仰和滚转通道控制律 .....	37
5.1.2 偏航通道控制律 .....	39
5.1.3 高度通道控制律 .....	40
5.2 固定翼模式俯仰通道控制律 .....	42
5.3 倾转过渡模式控制律 .....	43
5.4 本章小结 .....	44
<b>第 6 章 QTR 无人机软件系统 .....</b>	<b>45</b>
6.1 FreeRTOS 简介 .....	45
6.2 软件系统总体结构 .....	45
6.3 软件子系统设计 .....	48
6.3.1 硬件底层配置与初始化 .....	48
6.3.2 指令信号接收与处理任务 .....	48
6.3.3 AHRS 数据接收与处理任务 .....	50
6.3.4 模拟量采样任务 .....	51
6.3.5 飞行模式识别任务 .....	51
6.3.6 控制律执行与输出任务 .....	52
6.3.7 异常情况处理任务 .....	53
6.3.8 飞行状态信息回传任务 .....	53
6.4 地面站软件 .....	54
6.5 本章小结 .....	54

第 7 章 QTR 无人机系统调试与试验 .....	55
7.1 软硬件系统整体调试 .....	55
7.2 控制律验证 .....	57
7.2.1 直升机模式姿态角控制调试 .....	57
7.2.2 倾转过渡过程调试 .....	59
7.3 飞行试验 .....	60
7.4 本章小结 .....	61
结 论 .....	62
参考文献 .....	63
攻读学士学位期间发表的论文和取得的科研成果 .....	错误!未定义书签。
致 谢 .....	66
附录 .....	67
附录 A 硬件系统电路板设计图 .....	67
附录 B 控制算法程序实现 .....	68



# 第1章 绪论

## 1.1 选题背景和意义

倾转旋翼机（Tilt Rotor）是一种新型的飞机，它主要由与机身固连的机翼、舵系统以及能够在竖直和水平位置之间连续旋转的旋翼动力系统组成。由于这种特殊的结构，倾转旋翼机同时具备了直升机和固定翼飞机各自独特的优点——当动力装置位于竖直位置时，旋翼结构充当直升机的螺旋桨，产生竖直方向的拉力，能够像直升机一样垂直起降或在空中悬停；当动力装置位于水平位置时，机体受旋翼结构产生的水平拉力和机翼产生的气动力的共同作用，能够像固定翼飞机一样实现高航速和远航程的飞行。

倾转旋翼机通过倾转发动机短舱实现直升机模式和固定翼模式之间的相互转换，这一过程称为倾转过渡模式。通过三种飞行模式的切换，倾转旋翼机同时具备垂直起降，定点悬停，噪声小，航速高，航程远，运载量大，机动性强等诸多优点，在军事和民用领域应用广泛。在军用方面，倾转旋翼机能够替代直升机，完成特殊的军事侦察和后勤补给任务，特别是在空间有限的舰船上，能大大提升舰船的舰载能力。在民用方面，由于倾转旋翼机的速度和普通民航客机相近，但无需修建大面积的机场，因此未来有希望替代民航客机，成为空中运输的主要力量。尤其在一些重大的自然灾害发生时，倾转旋翼机垂直起降、大运载量、高航速的特点能够节省救援时间，大大降低人民的生命财产损失。可见，倾转旋翼机凭借其优异的飞行性能，必将在未来的高科技战争、国民经济建设和抢险救灾等诸多领域中发挥巨大的作用。

正是由于倾转旋翼机潜在的商业价值和军事潜力，尽管其研发上存在诸多技术难题，自上世纪中叶，美国、加拿大及欧洲的多个国家还是先后开展对倾转旋翼机的研究。其中美国贝尔直升机公司经过长期探索，取得较为显著的进展，先后研发出 V-22（图 1.1 所示）、“鹰眼”及 BA609 等多种军用和民用倾转旋翼机<sup>[1]</sup>。通过不断的技术改进，倾转两旋翼机的技术逐渐发展成熟。2000 年开始，美国逐渐将 V-22 鱼鹰运输机投入军事应用，并将目光转向倾转四旋翼机 V-44（图 1.2 所示）的研究中，引起多个国家的重视。

倾转四旋翼机（Quad Tilt Rotor，简称 QTR），是从倾转两旋翼机进一步发展而来的新型飞行器。两者的区别主要体现在可倾转的旋翼系统和机翼的数量上。旋翼和机翼数量的增加，使得 QTR 拥有更强的载重能力和更快的巡航速度，同时结构上的对称性，也使其拥有更高的安全性和可靠性，因此 QTR 是倾转旋翼机发展的重要方向，具有广阔的发展前景。图 1.3 为美国贝尔公司倾转旋翼机的发展历程。



图 1.1 V-22 倾转旋翼机



图 1.2 V-44 倾转四旋翼机

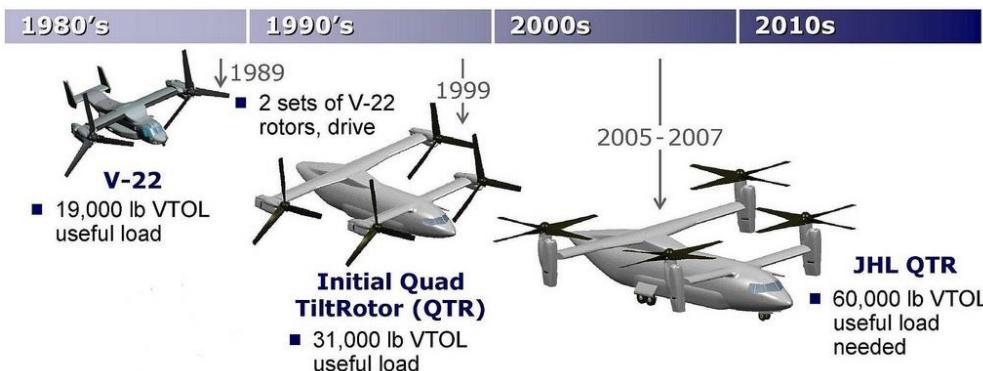


图 1.3 美国贝尔公司倾转旋翼机的发展历程

由于具有两对旋翼和机翼系统，QTR 飞行过程中旋翼和旋翼之间、旋翼和机翼之间的气动干扰更为严重，使得 QTR 飞行控制系统的设计变得更加复杂，尤其是对倾转过渡过程的控制。找到一种安全高效的过渡方案和控制策略，是当前众多研究关注的重点。因此，本文主要针对 QTR 研究中存在的一些问题，通过自主研制的小型 QTR 模型机对 QTR 控制系统进行设计和研究。

## 1.2 国内外研究现状

### (1) 国外研究情况

倾转旋翼机的理念最早是由二战时的德国提出，之后该想法被带回美国进行研究。经过几十年的探索，贝尔公司研发的 XV-3 原型机率先验证了倾转旋翼机的可行性。之后在美国军方的联合支持下，贝尔公司先后研制出 XV-15 和 V-22 倾转旋翼机。到 1989 年，V-22 倾转旋翼机开始进行一系列试飞，在试飞过程中多次发生重大的坠机事故，安全性令人堪忧。但通过不断地改进，到 2000 年 V-22 技术基本发展成熟，最终在国防部的认可下进行量产并于 2007 年开始服役于美国海军陆战队<sup>[2]</sup>。2013 年，在美国陆军“联合多用途旋翼机（JMR）”项目中，贝尔公司又推出了第三代倾转旋翼机 V-280 “勇士”的研究计划（图 1.4 所示）。该机较 V-22 而言，具有更强的低速飞行机动性和更高的运

输效率，成为兼具运输和攻击功能的倾转旋翼机平台<sup>[3]</sup>。除了军事方面，贝尔公司还将倾转旋翼机的技术应用到民航客机和无人机上，相继推出 BA609 民用倾转旋翼机（图 1.5 所示）和用于海事巡逻及侦察的“鹰眼”倾转旋翼无人机<sup>[4][5]</sup>。



图 1.4 V-280 倾转旋翼机



图 1.5 BA609 民用倾转旋翼机

欧洲国家则是从 1990 年前后开始对倾转旋翼机的研究，法国、德国和意大利等直升机公司先后制定倾转旋翼机设计方案，如“Eurotilt”倾转旋翼机计划，“ERICA”倾转旋翼机研究方案等<sup>[6]</sup>。亚洲方面，韩国航空航天研究院于 2011 年开发并测试了 TR-100 倾转旋翼无人机，并于 2015 年推出类似美国 V-22 的 TR-60 倾转旋翼无人机样机。

西方国家对倾转两旋翼机的研究逐渐发展成熟，便率先开始对倾转四旋翼机的研究。如贝尔公司于 2000 年左右开始 V-44 机型的研制<sup>[7]</sup>；钻石飞机公司于 2015 年推出混合电能的倾转四旋翼机项目（图 1.6 所示），并计划在 7 年内得到方案验证；高校方面，Gerardo Flores 等人对四旋翼和固定翼简单结合的模型机进行建模分析并研究 QTR 过渡过程的非线性控制<sup>[8]</sup>；Atsushi Oosedo 对 90 度俯仰角下 QTR 的控制问题进行研究<sup>[9]</sup>；印度理工学院的 Abhishek A. 和 M. Rama Krishna 等人将 QTR 与普通四旋翼的飞行动力载荷作比较，验证了 QTR 的飞行优势，并通过简易的模型机（图 1.7 所示）实现 QTR 的直升机悬停功能<sup>[10]</sup>。



图 1.6 钻石飞机公司的 V-Take off 项目

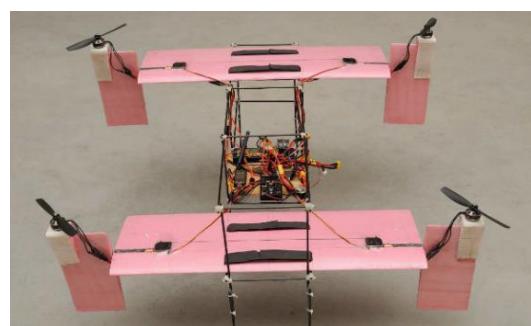


图 1.7 印度理工学院的 QTR 模型机

## (2) 国内研究情况

倾转旋翼机在我国的发展起步较晚，上世纪九十年代才逐渐引起部分高校和院所的

关注,目前相关研究主要集中于以 XV-15 为对象的倾转两旋翼机的理论研究和以自制模型机为研究对象的控制问题的研究上。如南京航空航天大学对倾转两旋翼机的飞行力学模型建立及姿态控制做出大量研究工作;西北工业大学的杨军老师通过参数空间法、最优控制等先进控制理论对倾转两旋翼机的控制律进行仿真研究<sup>[11]</sup>;部分高校还通过自制的模型机对小型 QTR 控制系统进行设计并对其过渡段控制问题进行探索等等<sup>[12]</sup>。值得一提的是,2013 年中航工业研究所在直升机博览会中推出“蓝鲸”概念机(图 1.8 所示),该机和美国的 V-44 在外形上有几分相似,因此被形象地称为中国的“鱼鹰”<sup>[13]</sup>。



图 1.8 “蓝鲸” 倾转旋翼机

### 1.3 本文主要研究内容

本文利用自行设计制作的小型 QTR 模型机对其飞行控制系统进行研究。通过设计相应的硬件和软件子系统搭建起控制系统实验平台,然后设计各飞行模式下的控制律并加以实现。具体研究内容有:

- (1) 设计实现 QTR 无人机硬件平台,主要包括模型机结构与硬件电路两大部分。
- (2) 根据 QTR 无人机的飞行操控原理确定无人机在各模式下的操控方案和倾转过渡模式下的过渡和控制方案。
- (3) 在相应的坐标系和合理的假设条件下利用牛顿经典力学对 QTR 模型机进行力学分析,分别建立机体在各个模式下的控制数学模型及系统各元件的等效控制数学模型。
- (4) 在 Matlab 中构建系统各个控制通道的结构框图模型,使用经典控制理论仿真设计全模式下的飞行控制律。
- (5) 搭建飞行控制软件系统,对所设计的控制律加以实现。
- (6) 通过对设计制作的飞行控制系统进行调试并进行飞行试验,测试系统整体性能,验证并改进所设计的控制律。

## 第2章 QTR 无人机硬件平台设计

为了使研究内容更加具有工程实际意义，搭建一个可靠的实验平台是十分必要的。本章通过对模型机结构和硬件电路两个方面进行设计从而构建整个硬件平台系统，以此硬件平台作为研究对象开展后续相关理论分析和控制问题的研究工作。

### 2.1 模型机结构设计

使用工业机械设计软件 SolidWorks 对模型机进行设计。设计时参考“ERICa”倾转旋翼机方案（图 2.1 所示），并结合 QTR 无人机的特点做出改进，设计过程如下：（1）为了减小前翼螺旋桨气流对后翼的影响，采用前翼下单翼，后翼上单翼的串列翼结构；（2）为了避免负载的阻力配平过程，设计整机的重心位于两机翼水平和竖直位置的中间；（3）为了减小直升机模式飞行时旋翼下洗气流对翼面的阻力，采用机翼外侧附加小机翼的结构；（4）为了简化倾转机构的设计，使用四只大功率舵机直接驱动机翼外侧段和动力系统旋转，实现倾转功能；（5）设计副翼和可差动升降舵作为可操纵的气动舵面，不可操纵垂直尾舵用以平衡气流；（6）为防止倾转时损坏机翼外侧段，设计固定的支撑轮机构充当起落架<sup>[14]</sup>。

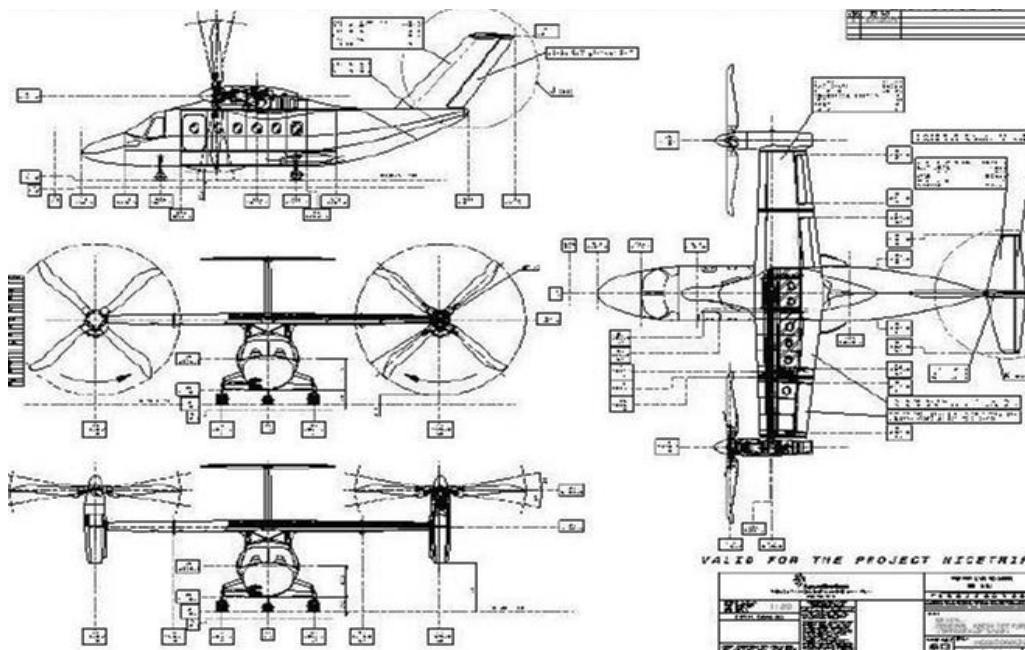


图 2.1 “ERICa” 倾转旋翼机方案示意图

基于上述设计原则，设计模型机整体机械结构如图 2.2 所示，图中（a）（b）（c）分别为 QTR 无人机三种飞行模式下的示意图。



(a) 直升机模式示意图

(b) 倾转过渡模式示意图

(c) 固定翼模式示意图

图 2.2 模型机机械结构设计图

所设计模型机的主要尺寸参数如表 2.1 所示。

表 2.1 模型机的主要尺寸参数

机身总长	800	前后翼间距	450
机身直径	110	前后翼高度差	120
机体最大高度	400	舵参考面积	8550
前(后)翼展	720	舵弦长	45
翼弦长	190	起落架高度	120
外侧小翼翼展	100	起飞重量	2400

注：表中各参数中的长度单位为 mm；面积单位为  $\text{mm}^2$ ；质量单位为 g。

对系统控制律进行设计时，需要对所设计的模型机的关键属性参数（如质量、转动惯量等）进行测量以便得到具体的数学模型，但通过实验的方法很难测得这些参数。由于 SolidWorks 软件具有“质量评估”的功能，因此通过配置模型机设计图中各个模块的质量属性和参数输出坐标系，通过软件进行质量评估可获得相关参数的参考值。

通过电子秤测量各个元件和模块的重量；设置模型机质量评估时的参数输出坐标系为机体坐标系（图 4.1 所示），最终得到模型机三种飞行模式下的质量属性结果如表 2.2 所示。对比可知倾转过程对模型机各轴的惯性张量存在影响，但对于模型机而言，该影响较小，因此折中选取倾转过渡模式下的惯性张量作为模型机的惯性张量。

表 2.2 模型机三种飞行模式下的质量属性

质量属性	直升机模式	倾转过渡模式	固定翼模式
重心位置坐标	(0,1.3,0)	(0.09,1.1,0)	(0.37,0,0)
对 X 轴的转动惯量	0.109	0.108	0.107
对 Y 轴的转动惯量	0.196	0.198	0.199
对 Z 轴的转动惯量	0.109	0.109	0.108

注：表中坐标的单位为 cm；转动惯量的单位为  $\text{kg} \cdot \text{m}^2$ 。

## 2.2 硬件系统总体设计

小型无人机系统由于体积、质量及功耗等方面的要求，一般采用微控制器构成闭环

数字控制系统实现飞行控制。对 QTR 无人机硬件系统进行设计时首先分析系统的结构以确定系统所需元件。所设计的小型 QTR 无人机系统的结构原理图如图 2.3 所示。

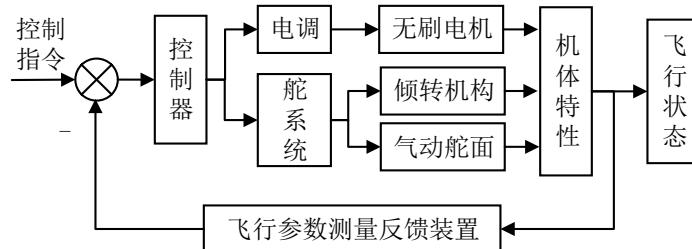


图 2.3 QTR 控制系统的结构原理图

根据图 2.3 所示的系统结构并结合控制系统的预期指标要求选择各类元件的参数与型号，然后按照模块化的设计思想，划分出各个功能模块，最后根据各模块之间的通信方式协调各部分硬件，设计合理的体系结构，从而使整个硬件系统在实现系统功能的同时更加稳定可靠。QTR 无人机控制系统硬件总体结构设计图如图 2.4 所示。

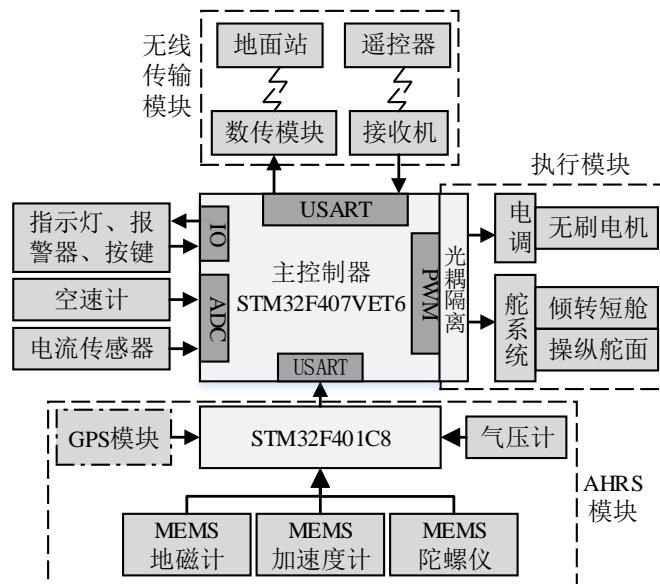


图 2.4 QTR 无人机硬件系统总体结构图

系统使用 STM32F407 单片机作为微控制器；使用电子调速器、直流无刷电机和舵机等作为执行元件；使用 MEMS 传感器和 STM32F401 单片机构成 AHRS 子系统作为测量元件；使用遥控器和数传模块等无线装置收发指令信号和飞行数据。各类元件配合相应的信号处理电路组成整个硬件系统<sup>[15]</sup>。同时，为了对无人机的工作异常及时作出反应，使用霍尔电流传感器监测电机的运行功率，使用空速计提供空速的参考值；使用指示灯、报警器等装置反映系统实时运行情况，从而能够在地面端对无人机实施快速有效的控制，实现更好的人机交互。

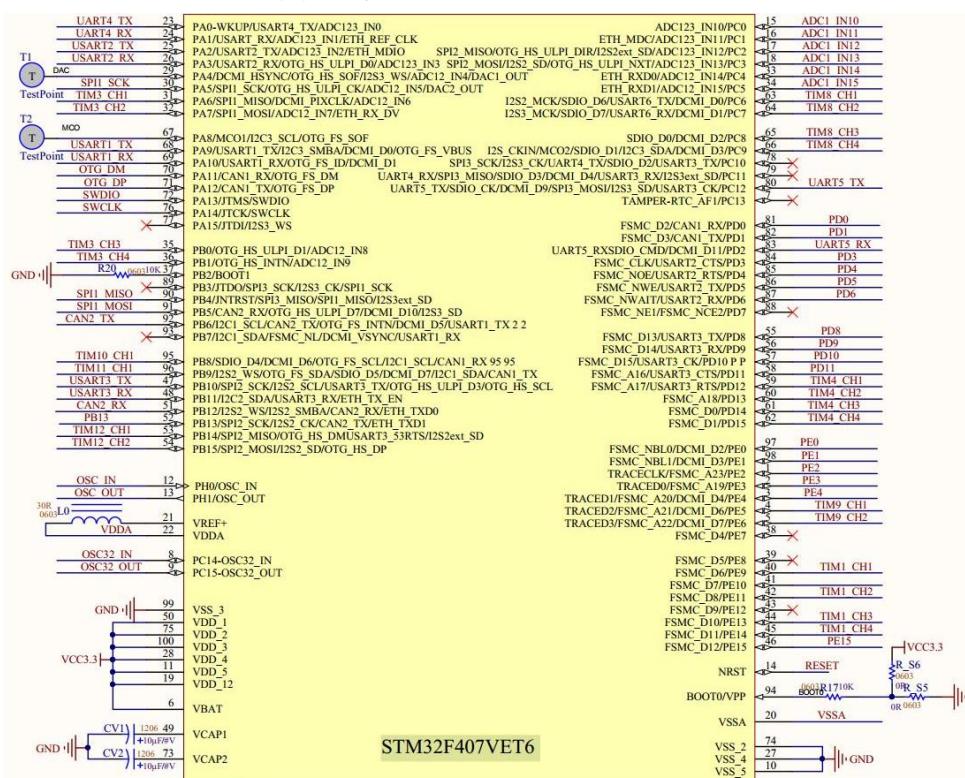
系统工作时，多通道无线遥控器发送指令信号，被接收机接收解码后发给主控制器。

主控制器按照通信协议解算得到遥控器各个通道的控制信息，根据由 AHRS 模块和各传感器反馈的当前无人机的飞行状态信息，执行控制算法并以 PWM 波的形式输出各通道的控制信号，通过电子调速器的放大作用驱动直流无刷电机或驱动舵机带动短舱倾转和气动舵面转动，最终对无人机产生力和力矩的调节作用。

## 2.3 硬件子系统设计

### 2.3.1 主控制器

控制器作为控制系统的中心，担负着信号量的采集、控制算法的执行、控制指令的输出以及其他系统功能的实现等多重任务，因此控制器的选取至关重要。系统选用基于 Cortex-M4 内核的 STM32F4 系列单片机作为控制器与处理器。该种单片机自带硬件 FPU 单元和 DSP 指令集，具有多达 192KB 的片内 SRAM，最高运行频率可达 168MHz，同时拥有丰富的外设功能，而且其 IO 口的复用功能使用起来十分灵活方便<sup>[16]</sup>。因此根据硬件设计思路和系统的总体需求，选择 STM32F407VET6 作为主控制器。该种型号的单片机采用 LQFP100 封装，拥有 82 个可操作 IO 引脚，片内带有 192KB 的 SRAM 和 512KB 的 Flash 存储器，外设资源包括 16 位通用定时器、SPI 通信单元、IIC 通信单元、串口通信单元、12 位 ADC 单元等众多模块。芯片的最小系统原理图如图 2.5 所示。



按照控制器工作电路的要求，设计中采用 RC 电路与按键组成外部复位单元，实现系统随时复位；使用 8MHz 石英晶振作为外部时钟信号发生器，经芯片内部锁相环时钟倍频电路，倍频至 168MHz 作为系统运行频率；采用 JTAG 调试器和 SWD 接口对系统进行程序下载和代码调试，避免占用过多 IO 口，极大地节约了片上资源。

根据硬件设计结构图，合理分配控制器的外设接口，并设计各传感器的工作电路及其他信号处理转换电路，绘制原理图和 PCB，电路板设计图如附录 A 中 A1 图所示。通过焊接与调试，最终制作出飞行控制电路板实物图如图 2.6 所示。

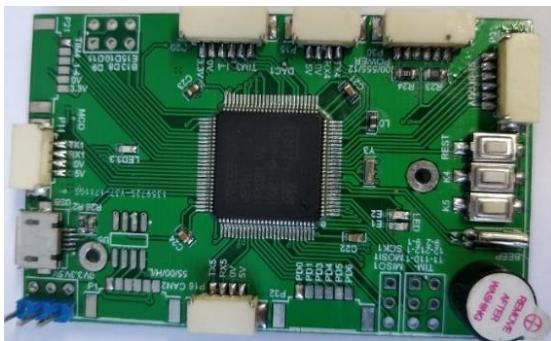


图 2.6 控制器电路板实物图

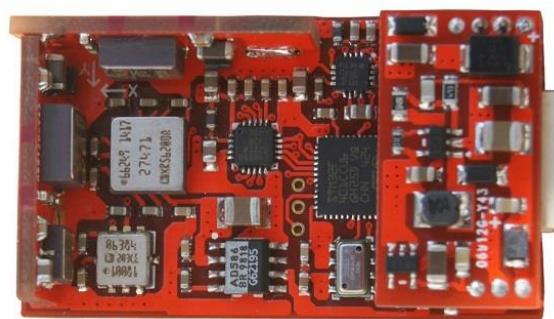


图 2.7 AHRS 模块实物图

### 2.3.2 AHRS 模块

AHRS(Attitude and Heading Reference System)模块为无人机提供姿态角和飞行位置信息，是系统中重要的传感器设备。AHRS 模块采用 ADXRS620 陀螺仪和 ADXL203 加速度计等 MEMS 惯性元件测量机体角速度和加速度；采用 HMC5983 三轴磁力计获得方位信息；采用气压计 MS5611 测量飞行高度；采用 16 位高精度数模转换芯片 AD7689 采集模拟量，采用高性能芯片 STM32F401 作为处理器。主要传感器参数如表 2.3 所示。

表 2.3 AHRS 模块参数特性

参数特性	三轴陀螺仪	三轴加速度计	三轴磁力计
启动时间	100ms	100ms	50ms
最小量程	±300° /s	±1.7G	±1 Gauss
最大量程	—	—	±8 Gauss
ADC 位数	16Bit	16Bit	12Bit
分辨率(最小量程下)	78.6LSB/(° /s)	13107LSB/g	0.73 mGauss
更新频率	4~2000Hz	4~2000Hz	220Hz

模块工作时，STM32F401 处理器对各个传感器的输出信号进行采集与算法处理，得到无人机的飞行姿态和位置信息，然后将这些信息按照所制订的通信协议通过串口以一定频率发送给主控制器<sup>[17]</sup>，既保证了有效信号的及时更新，也减轻了主控制器的负担。

整个 AHRS 系统供电电压为 3.0~6.0V, 信号输出频率能够在 10~2000Hz 任意设置。AHRS 模块实物图如图 2.7 所示。

### 2.3.3 无线传输模块

#### (1) 2.4G 遥控器

无人机在遥控飞行模式下, 控制指令由地面操控者的遥控器给出。遥控器各个通道的摇杆和拨杆的拨动情况被转化为模拟量或数字量信号, 这些信号被遥控器编码处理后以一定的频率的电磁波向外发送, 相应频段的接收机接收到信号后通过解码获得遥控指令信息, 并将指令信息以标准协议 (如 S-bus 协议、PPM 协议等) 输出, 控制器按照协议解析数据即可得到最终的传输指令。

系统采用乐迪公司的 AT9 遥控器, 该遥控器有 9 个可操作的控制通道或开关, 配套基于 DSSS-2.4G 直扩技术的九通道接收机使用, 遥控理想有效范围可达 2Km。当使用 S-bus 协议输出指令信号时, 数据帧中每个通道信号使用 11bit 表示, 具有较高的精度。遥控器和接收机的实物如图 2.8 所示。



图 2.8 乐迪 AT9 遥控器和接收机

根据系统所需功能, 分配遥控器各个通道所控制的飞行动作情况如表 2.4 所示。

表 2.4 遥控器控制指令的分配情况

遥控器通道	指令信号有效值	通道功能
CH1	-700~-+700	直升机模式: 左右运动; 定翼机模式: 滚转操控
CH2	-700~-+700	直升机模式: 前后运动; 定翼机模式: 俯仰操控
CH3	-700~-+700	直升机模式: 上下运动; 定翼机模式: 油门操控
CH4	-700~-+700	直升机模式: 旋转运动; 定翼机模式: 偏航操控
CH5	0,1	0 代表手动操控模式; 1 代表自动操控模式
CH6	0,1	0 代表禁止飞行, 1 代表允许飞行
CH7	-1,0,1	使能倾转过渡模式, 手动模式下有效
CH8	-700~-+700	旋钮有效值小于-300 无人机锁定; 大于 300 解锁

## (2) 无线数传模块

为了在地面站中对无人机飞行状态进行实时的监控，需要获得无人机飞行过程中姿态角、飞行模式、系统功率及电池剩余电量等信息。系统采用基于 SEMTECH 公司 SX1278 射频芯片的无线串口模块传输飞行信息。该数传模块工作在 410-441MHz 频段，可设置 1200~115200 的波特率，并输出 5V 的 TTL 电平；模块使用 LORA 直序扩频技术，理想环境下可达到 1000 米以上的通讯距离；同时模块使用软件 FEC 前向纠错算法，配合数据加密和压缩功能，大大提高了抗干扰能力和传输效率。

模块使用时，位于无人机上的发射端连接主控制器的串行通信接口，将控制器要回传的数据编码发送；地面上的接收端收到对应信号后解码输出 TTL 电平信号，经过通信电平的转换，最终将信号发送到 PC 端。PC 端地面站按照规定的协议处理接收到的信号并显示出有效的飞行信息。模块实物图如图 2.9 所示。

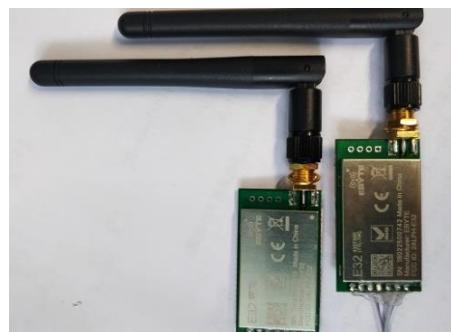


图 2.9 数传模块实物图

## 2.3.4 执行机构

### (1) 执行元件

系统采用朗宇 X2216 无刷电机，其工作电压范围是 7.4~16.8V，KV 值为 880，最大功率 320W；采用好盈天行者电子调速器，其连续工作电流可达 40A。查阅产品参数手册可知，单只 X2216 电机在 3S 锂电池供电、装配 1147 规格的螺旋桨的工作条件下的最大升力约为 1100g。无刷电机与电子调速器的实物图分别如图 2.10 (a) 和 (b) 所示。



(a) 直流无刷电机实物图

(b) 电子调速器实物图

图 2.10 直流无刷电机与电子调速器的实物图

系统采用大功率舵机用于驱动短舱倾转，其额定电压为 4.8~7.2V，在 6V 电压下的最大扭矩为 20Kg/cm，响应速度为 0.16Sec/60°；采用小型舵机用于操纵气动舵面偏转，其额定电压为 4.8~6V，在 4.8V 电压下最大扭力为 1.5Kg/cm，响应速度为 0.12Sec/60°。两种舵机实物图分别如图 2.11 中（a）和（b）所示。

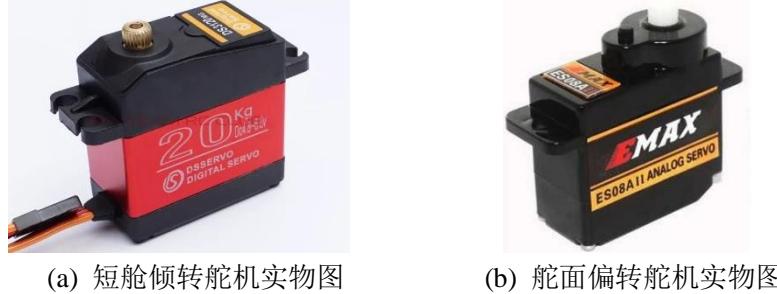


图 2.11 舵机实物图

### （2）信号隔离

由于执行元件工作环境变化剧烈，为防止脉动电压对控制系统造成影响，应将控制器产生的 PWM 信号进行隔离后输出。系统采用 ADUM1200 数字隔离器将控制器与动力系统隔离开来，该隔离器融合高速 CMOS 与单芯片变压器技术，具有优于光电耦合器件的出色性能。隔离电路如图 2.12 所示。

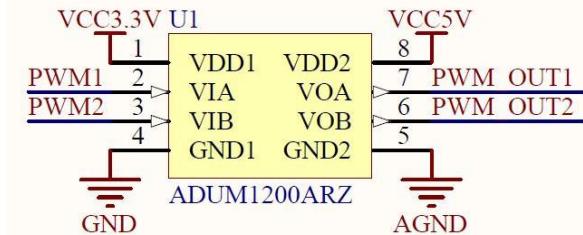


图 2.12 ADUM1200 隔离电路

### （3）电流采样

为监测系统运行时的功率，采用基于霍尔效应的 ACS758LCB 电流传感器。根据系统实际电流情况选用 50A 的量程，电流检测精度为 40mV/A，控制器通过对输出的模拟信号采样量化，即可获得系统运行的电流情况。电流采样电路如图 2.13 所示。

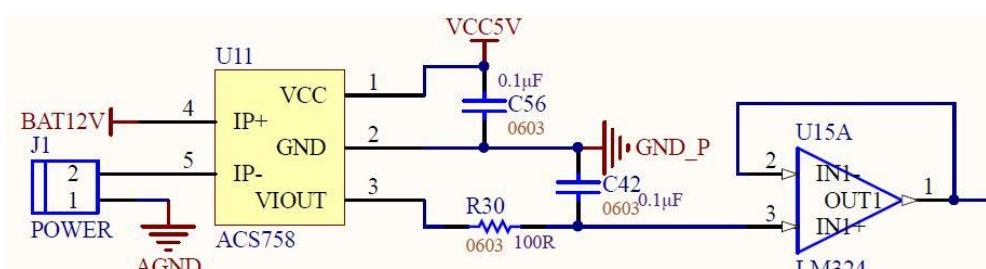


图 2.13 ACS758 电流采样电路

### 2.3.5 电源系统

由组成硬件系统的各个模块的工作情况可知，各模块的供电电压不尽相同：主控制器由于低功耗的要求，使用 3.3V 电源供电；传感器模块大多使用 5V 电源供电；直流无刷电机额定电压为 12V；舵机的额定电压范围为 4.8~7.2V。而实际系统中的小型无人机大多使用 12V~24V 的动力锂电池供电，因此需要设计稳压电源系统产生各种所需电压。电源系统结构设计图如图 2.14 所示。

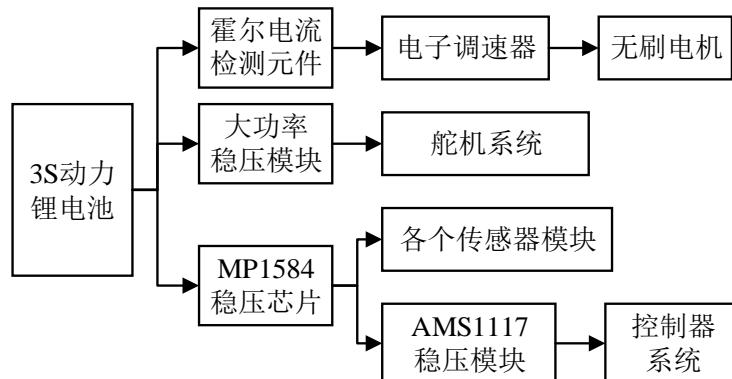


图 2.14 电源系统结构图

系统选用容量 5200mAh，放电能力 30C 的 3S 动力锂电池作为系统的总电源，一方面直接作为无刷电机的动力电源；另一方面，通过稳压模块将其转换得到需要的电压源为其余元件供电：采用大功率降压稳压电源模块得到 6V 电源为舵机供电；使用 MP1584EN 稳压芯片得到所需的 5V 电源，相应的稳压电路原理图如图 2.15 所示；使用 AMS1117 稳压芯片得到 3.3V 电源为控制器系统供电，相应的稳压电路原理图如图 2.16 所示。

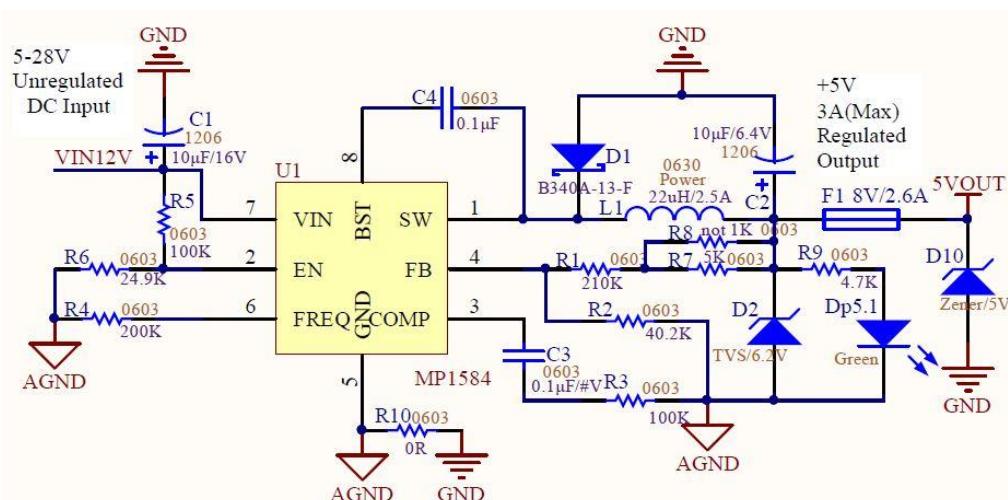


图 2.15 系统 5V 电源稳压电路

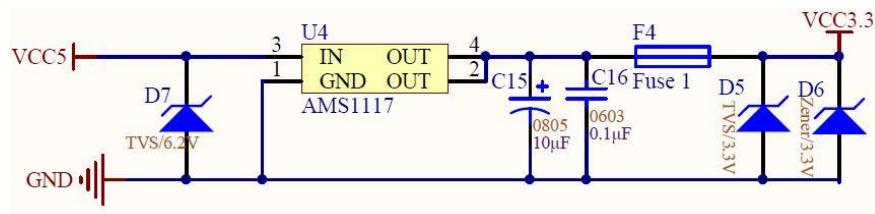


图 2.16 系统 3.3V 电源稳压电路

综合 PWM 信号隔离电路、电流采样电路以及各个电源稳压电路，最终绘制电源与信号接口电路板设计图如附录 A 中 A2 图所示，通过焊接与调试，最终完成电路板实物图如图 2.17 所示。

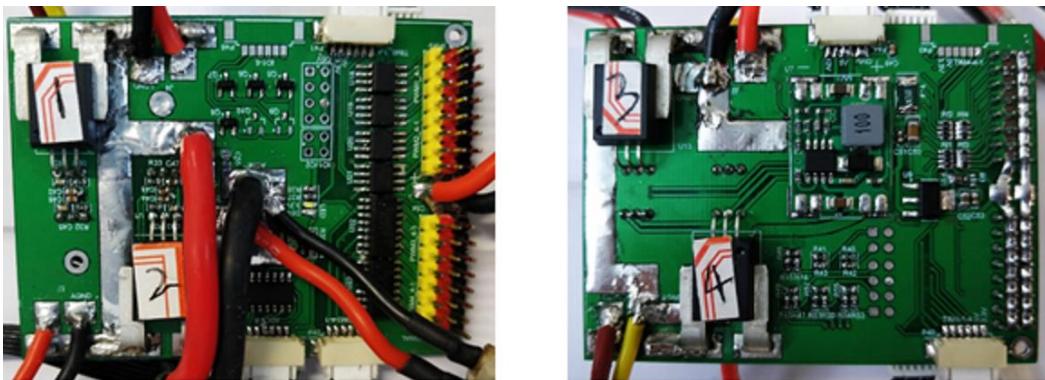


图 2.17 电源及信号接口电路板

## 2.4 本章小结

本章设计完成 QTR 无人机控制系统的硬件系统，首先利用机械设计软件 SolidWorks 设计 QTR 无人机的三维结构，并对所设计的模型机进行惯量估计，为建立 QTR 无人机具体的数学模型提供了参考数据。其次对硬件系统的总体结构进行设计，划分出各个功能模块，然后对具体的主控制器模块、AHRS 模块、无线传输模块、执行机构以及电源系统等进行了元器件的选型和相关电路的设计，进而绘制出电路板。通过对各个模块进行逐一调试，最终搭建起完整的硬件系统平台，为控制系统的软件实现提供了基础。

## 第3章 QTR 无人机操控方案与过渡方案

QTR 无人机能够通过倾转过渡模式在直升机和固定翼这两种飞行模式之间相互转换，这种特殊的飞行方式，使 QTR 无人机的操控变得复杂。所以本章主要确定 QTR 无人机在各个飞行模式下的操控方案和倾转过渡模式的转换方案，为飞行控制系统的深入研究奠定基础。

### 3.1 操控方案

无人机操控飞行的过程原理图如图 3.1 所示。控制器接收到无人机的姿态、位置等指令信号后，根据期望的运动参数和测量得到的当前飞行参数之间的偏差，做出决策并输出控制信号，控制发动机工作和操纵舵面偏转，从而使得作用在无人机机体上的力和力矩发生改变，实现对飞行状态的调节<sup>[18]</sup>。

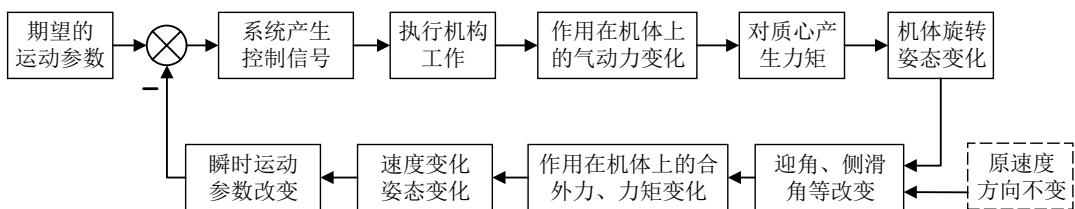


图 3.1 无人机操控飞行过程原理图

按照飞行指令信号的来源，无人机的飞行操控有两种方式：通过接收遥控设备发送的无线指令信号的手动飞行和通过读取飞行控制程序的自动飞行。由于直升机和固定翼模式下的自动飞行分别涉及空间定位、复杂控制算法及控制策略等诸多关键技术，本文不做深入研究，因此这两个模式下主要使用手动控制和半自动控制结合的方式，即遥控器发送控制指令起主要操控作用，而控制程序用来增加飞行稳定性，起稳定器作用。在过渡模式下，由于飞行过渡过程复杂，人为操控比较困难，因此使用自动控制的方式。

#### 3.1.1 直升机模式操控方案

在直升机模式下，QTR 无人机的发动机处于竖直状态，由于此时的飞行速度不高，可以忽略飞行过程中机翼和舵面产生的空气动力，因此对其的操控可参考四旋翼飞行器的方式，即通过调节四只电机的转速，改变各拉力的大小，从而对无人机质心产生相应的力矩作用<sup>[19]</sup>。直升机模式下的操控方案示意图如图 3.2 所示，图中箭头的旋向和大小分别表示无刷电机的转向和转速。

图 3.2 中 (a) 图为对高度通道的操控方法。无人机四个方位两两相邻的电机的旋转

方向及装配的螺旋桨的旋向均相反，这样由螺旋桨旋转产生的横向反扭力相互抵消，很大程度上抑制了无人机的自旋，而螺旋桨旋转产生的竖直方向的拉力则用来驱动无人机运动。当调节电机转速使螺旋桨产生的总拉力等于机体重量时，无人机悬停在空中；当总拉力大于机体重量时，无人机高度上升；反之，则高度下降。

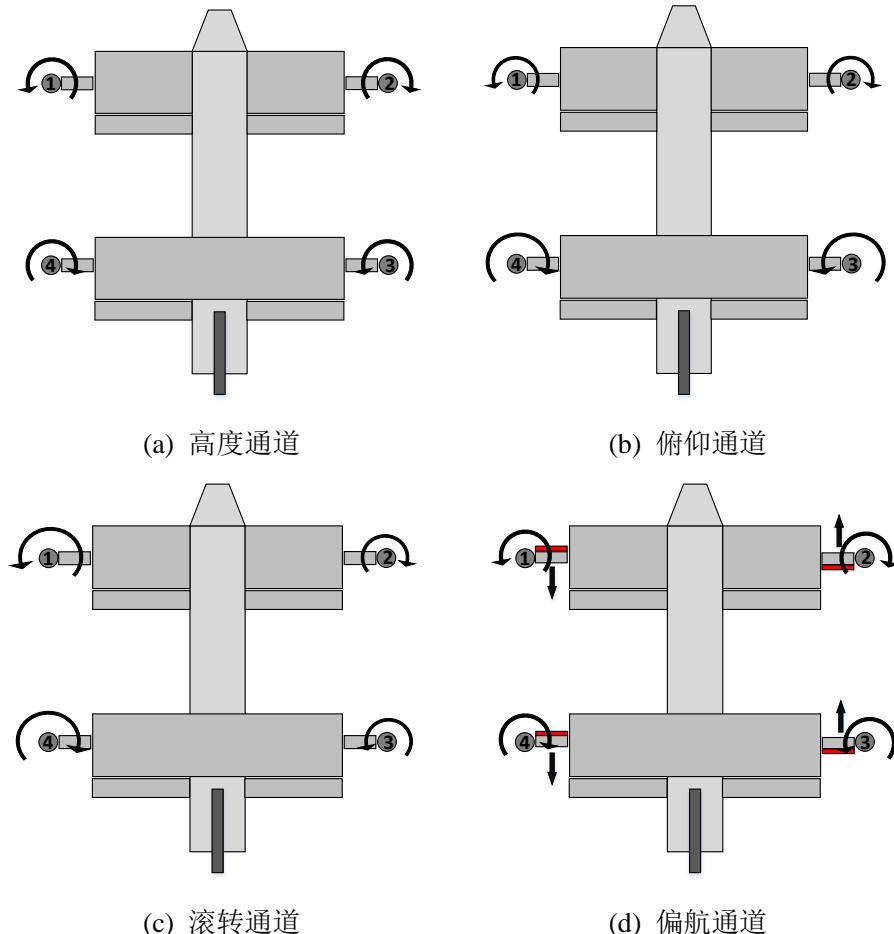


图 3.2 直升机模式操控方案示意图

(b) 图和 (c) 图分别为对俯仰通道和滚转通道的操控方法，两者的原理相似。以俯仰通道为例，若无人机后排 3、4 号电机的转速比前排 1、2 号电机的转速高，后排电机产生的升力更大，形成使无人机低头的俯仰力矩；相反地，若前排电机比后排电机的转速高，则形成使无人机抬头的俯仰力矩。同样的，滚转通道是通过操控左右排电机差速来形成滚转力矩。

(d) 图为对偏航通道的操控方法。该方式与四旋翼飞行器的对角线电机差速的方式不同，而是通过倾转机构使机身两侧的短舱分别向相反的方向倾转一定的角度，这样升力在水平方向的分力形成力偶，而相邻螺旋桨的反向扭力依然相互抵消，从而使无人机产生偏航运动。如图中示例，当左侧短舱向后倾转，右侧短舱向前倾转，此时形成左

偏航力矩使无人机逆时针旋转（俯视机身）。

### 3.1.2 固定翼模式操控方案

固定翼模式下，QTR 无人机的动力装置从竖直位置向前倾转 90 度，从而提供平行于机身纵向轴线的拉力；通过机翼产生的气动升力改变飞行高度，通过操纵气动舵面改变飞行姿态，对其操控示意图如图 3.3 所示。由于所设计的模型机有两对独立的气动舵面，分别实现副翼和升降舵的功能，同时由于无人机的重心位于两机翼的中间位置，因此可同时操纵前后翼的舵面，从而对飞行器实现更高效的操控。

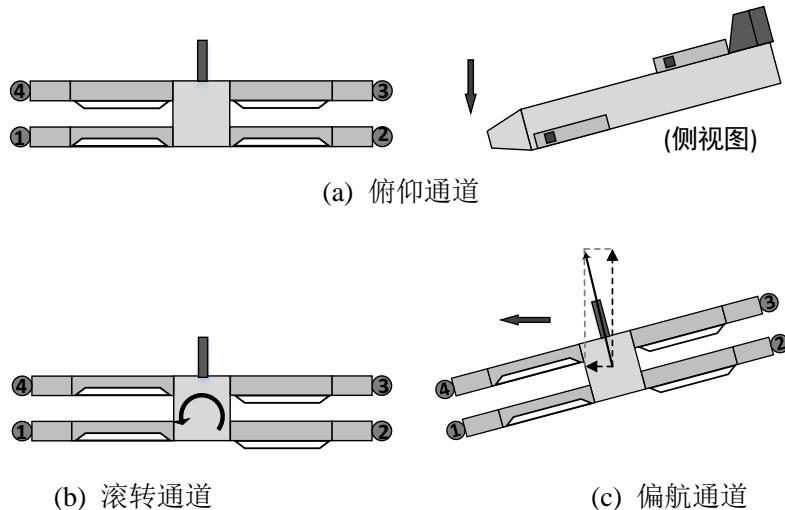


图 3.3 固定翼飞机模式操控方案示意图

如图 3.3 中 (a) 图所示，当操纵左右副翼后缘均向上，同时操纵左右升降舵后缘均向下，气流对舵面的气动力将产生使机体低头的俯仰力矩，反之，则产生使机体抬头的俯仰力矩。(b) 图所示，操纵左右副翼和升降舵反向差动偏转时，气流对舵面的气动力将产生使机体绕纵轴旋转的滚转力矩。(c) 图所示，当左侧舵面后缘均向上，右侧舵面后缘均向下，机体逆时针滚转，此时垂直于机翼的升力存在水平分量，该分力使得飞行器向左偏转，引起飞行路线的改变。由于本文所设计的模型机没有可操纵的方向舵，因此采用副翼偏转产生滚转角进而引起机体航向改变的方法实现对偏航通道的操控。对于飞行高度的控制，则是通过调节俯仰角和空速使无人机爬升到预定高度，而空速的调节，则是通过改变电机的转速，即给定的油门大小来实现。例如，当当前飞行高度低于预定高度时，则增大俯仰角使飞机爬升以消除高度偏差，而由于高度的增加导致空速降低，因此要同时增大油门。

## 3.2 倾转过渡模式过渡方案

QTR 无人机的倾转过渡飞行模式处于直升机模式和固定翼模式之间，该模式下按照飞行模式转换的方向，可分为直升机向固定翼转换的正向过渡过程和固定翼向直升机转换的逆向过渡过程。为了方便研究，认为两个过程是完全可逆的，即正向过渡过程的控制规律可以反向用于逆向过渡过程。因此，对倾转过渡过程控制规律的分析，仅分析正向过渡过程。

### 3.2.1 总体过渡方案

正向转换时，由于旋翼产生的拉力的方向从竖直位置不断向水平变化，使得飞行速度不断增大，机翼上产生的空气动力不能再忽略。因此，倾转过渡模式下无人机受到旋翼拉力和空气动力的共同作用，且两者的作用的权重随短舱倾转角度和飞行速度的变化而变化，变化规律是非线性的。

经典倾转两旋翼机过渡段的操控方案是采用直升机操控和固定翼操控按一定权重复合对无人机的过渡过程进行操控<sup>[20]</sup>。例如对某一姿态角的调节，若单独在直升机模式下通过调节电机转速应产生拉力控制效果为  $\eta_v$ ，单独在固定翼模式下调节舵偏角应产生气动力控制效果为  $\eta_\delta$ ，则在过渡模式下应采取的总体控制作用  $\eta$  可表示为

$$\eta = \lambda \eta_v + (1 - \lambda) \eta_\delta \quad (3-1)$$

式中  $\lambda$  为旋翼拉力控制作用所占的比重，其范围为 0~1。 $\lambda$  在控制律中的具体取值可凭借经验确定。并且根据现有研究的实践经验，认为当短舱倾转角  $\varphi$ （定义见图 3.6）大于某一临界偏角  $\varphi_0$  时（ $\varphi_0$  的经验取值为  $5^\circ \sim 10^\circ$ ），无人机的前飞速度已足够使其在气动力的单独控制作用下飞行，即此后  $\lambda$  可设为 0。

仔细分析这种方案时，发现有以下几个缺点：

首先，按照这种复合操控的方案，在过渡控制时，不仅要给出直升机模式下的操纵控制量，还要给出固定翼模式下的操纵控制量，例如对俯仰角进行控制时，要同时调节前后排电机差速和升降舵偏角。可见其操控方式繁琐，人为操控时十分不安全，只能借助遥控的方式自动倾转。

其次，由于过渡过程中包含固定翼飞行部分的控制量，涉及到气动力的作用，因此有较多的非线性环节和时变参量，这对控制模型的建立有很大干扰，使得控制律的设计变得复杂。由于目前国内关于 QTR 倾转过渡段的理论研究并不完善，因此其过渡过程中自动控制的飞行控制律设计存在很大困难。

另外，由于无人机在过渡模式时不能像直升机那样在空中悬停，而是要使空气动力尽快发挥作用，因此要对最小倾转起始速度加以限制。为了达到过渡过程要求的起始速度，在此种过渡方案下，无人机要先在直升机模式下，以负的攻角加速飞行一段时间，但随着速度的增大，机身和机翼受到的阻力也变大，要想维持加速状态，无人机就必须继续低头，同时增大发动机功率。而当加速到倾转起始速度时，要想产生正的气动升力，又必须将无人机调整为正攻角姿态，这样不仅会使加速过程变缓，而且大幅度的姿态角调节容易造成系统不稳定。如图 3.4 为相关研究对倾转两旋翼机全模式下的前飞速度与俯仰角关系的仿真结果<sup>[21]</sup>。

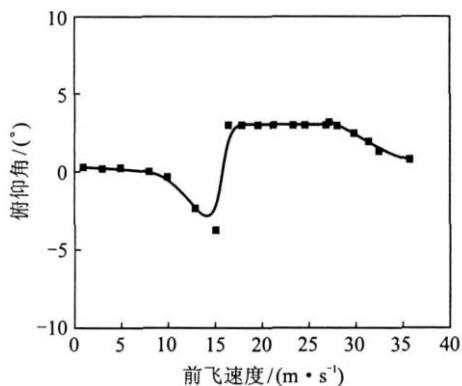


图 3.4 相关研究中全模式下前飞速度与俯仰角关系

针对上述问题，结合 QTR 无人机的结构和倾转过程特点，提出一种新型的倾转过渡方案如图 3.5 所示。

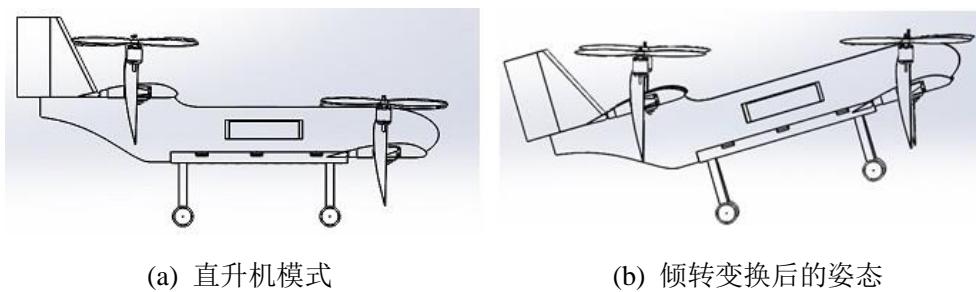


图 3.5 倾转过渡时的姿态变换示意图

在此过渡方案中将无人机的倾转过程和加速过程分离。无人机在直升机模式的悬停状态下先不加速，而是通过倾转短舱进行飞行姿态变换：在进行短舱倾转的同时，反向调节无人机姿态，使电机及旋翼系统始终处于竖直指向，这样无人机的拉力不会有相对于地面的水平分量，从而不会有水平位移的改变。变化过程如图 3.5 中（a）到（b）的变换。在这种操控方式下，随着短舱的倾转，机体相对于地面逐渐抬头。当短舱倾角达到临界倾角  $\varphi_0$  时，再通过直升机模式下的加速方式进行纵向加速，此时无人机纵向加速的低头动作与加速前的仰角相互抵消，从而无人机能够以一个非负的攻角加速。

非负攻角加速有很多优点：（1）由于攻角非负，过渡过程对初始转换速度的要求降低，缩短了加速所需的时间；（2）由于无人机加速时有较小的仰角，减小了无人机机身和机翼带来的阻力，加速更快，使总的过渡时间变短；（3）由于不必在达到初始转换速度时做大幅度俯仰角的调节，过渡过程的稳定性得到改善。

对于控制律的设计，姿态变换过程的控制与直升机模式的姿态控制相似：短舱倾角偏转某一小角度  $\varphi$  时，无人机纵向方向上调节俯仰角也为  $\varphi$ ，从而保证旋翼拉力方向始终处于竖直状态。加速过程控制也类似直升机模式下的前飞加速控制。而正式倾转过程时，由于短舱倾角已经大于前文所说的临界倾角，且飞行速度已经较大，因此只需按照固定翼模式下的飞行进行控制即可。可见此种倾转过渡方案通过前期的姿态变换实现直升机控制和固定翼控制的衔接，简化了控制律的设计。

综上所述，所提出的 QTR 无人机倾转过渡方案，将过渡过程分成了姿态变换、非负攻角加速和短舱倾转三个阶段，解决了传统倾转旋翼机过渡过程中存在的问题。

### 3.2.2 过渡段控制与转换流程

如前文所述，QTR 无人机的倾转过渡过程分为姿态变换、非负攻角加速和短舱倾转三个阶段。姿态变换阶段和非负攻角加速阶段的控制类似直升机模式下的姿态角控制，不同的是两种形态下的坐标系有细微差别，控制律设计时需要进行坐标变换。而对于短舱倾转阶段，由于倾转过渡过程不是瞬间完成的，过渡过程中的飞行参数要按照一定的规律加以控制，才能保证飞行模式的顺利转换。

考虑到实际情况下，QTR 倾转过渡时仅进行纵向运动，即过渡过程不涉及偏航或滚转动作，因此将倾转过渡过程限制在机体纵向平面内进行分析。对于纵向运动而言，可以有定速转换、定功率转换和定高转换等多种控制方案可选<sup>[22]</sup>。

为了便于说明，假设无人机过渡过程的某时刻俯仰角为零，在地面坐标系（图 4.1 所示）下对其进行纵向运动的受力分析，无人机受力情况如图 3.6 所示。

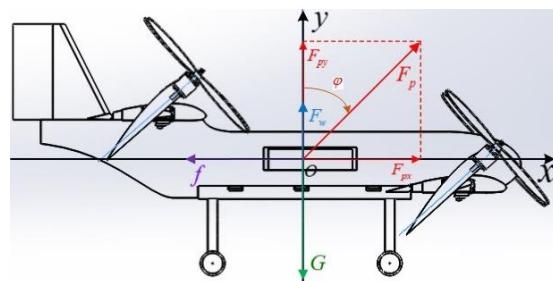


图 3.6 无人机纵向运动的受力分析图

无人机受到竖直向下的重力  $G$ ；竖直向上的气动升力  $F_w$ ；沿  $x$  轴负向的阻力  $f$ ；

旋翼拉力  $F_p$ ，其沿水平和竖直方向的分力分别为  $F_{px}$ 、 $F_{py}$ 。定义短舱倾角  $\varphi$  为短舱竖直轴线与垂直机身纵轴方向的夹角，且由垂直方向转向水平方向的角度为正。

当进行定速转换时，无人机在过渡段匀速平飞，此时  $x$  轴方向上所受合外力为零，即有  $F_{px} = F_p \sin \varphi = f$ 。可知，随着短舱倾角的变化，要实时调整电机输出功率由大到小变化，且为了维持飞行高度，无人机的攻角要在大范围内变化，不易控制。另外，由于整个过渡过程飞行速度维持初始转换速度不变，导致过渡过程耗时较长，效率不高。

当进行定功率飞行时，无人机在整个过渡段电机转速始终不变，此时有

$$F_p = \text{const}; m \frac{dv_x}{dt} = F_p \sin \varphi - f; m \frac{dv_y}{dt} = F_p \cos \varphi + G - F_w \quad (3-2)$$

可知，这种情况下两个方向上均有速度的变化，且在整个过渡过程中，无人机始终处于加速状态，大大缩短过渡时间。此种方案电机在开环状态下工作，虽然避免了复杂的控制，但对外界环境的干扰适应性差。

当进行定高转换时，无人机在过渡段保持飞行高度不变，此时  $y$  轴方向上所受合外力为零，有  $F_w + F_p \cos \varphi = G$ 。可知，过渡过程中随着短舱倾角的变化和飞行速度的增加，作用在机体上的气动升力逐渐变大，因此要实时调整电机转速以保证竖直方向受力平衡。由于引入实时高度测量值进行反馈调节，这种方案在工程上较容易实现。

综上分析，选择定高转换方案进行过渡过程的控制。

由于过渡过程有飞行速度的最小限制，而且随着短舱倾角的增大，飞行速度也不断变化，因此在定高转换的同时也还要关注飞行速度大小。不同倾转角下的速度变化范围，用速度过渡走廊表示。如图 3.7 为贝尔公司 XV-15 倾转旋翼机的速度走廊曲线<sup>[23]</sup>。从该曲线可以看出，不同短舱倾角对应的飞行速度都有一定的限制范围。

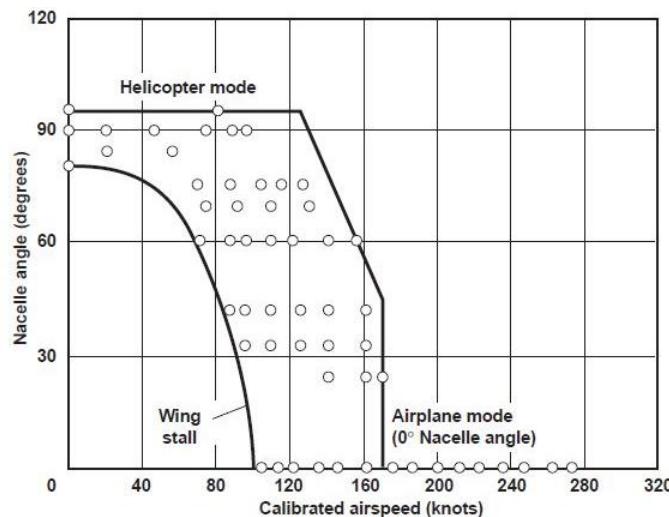


图 3.7 XV-15 过渡过程的速度走廊曲线

按照前文所述的过渡方案，由于无人机在倾转状态下，旋翼拉力的水平分量逐渐增大，无人机速度必定会不断变大，直到进入固定翼模式；同时由于使用定高转换的控制方案，旋翼拉力会根据气动升力的变大而逐渐变小，即过渡段速度不会一直增大而超出最大速度限制。因此只需要确定初始转换的最小速度，就能保证整个过渡过程的速度变化在走廊曲线内。由于所制作的模型机在直升机模式下最大速度约为 6m/s，固定翼模式下最大飞行速度约为 15m/s，因此设定过渡过程的起始速度为 4m/s。

综合过渡过程的操控方案和转换方案，给出 QTR 无人机倾转过渡模式正向转换的流程图如图 3.8 所示。

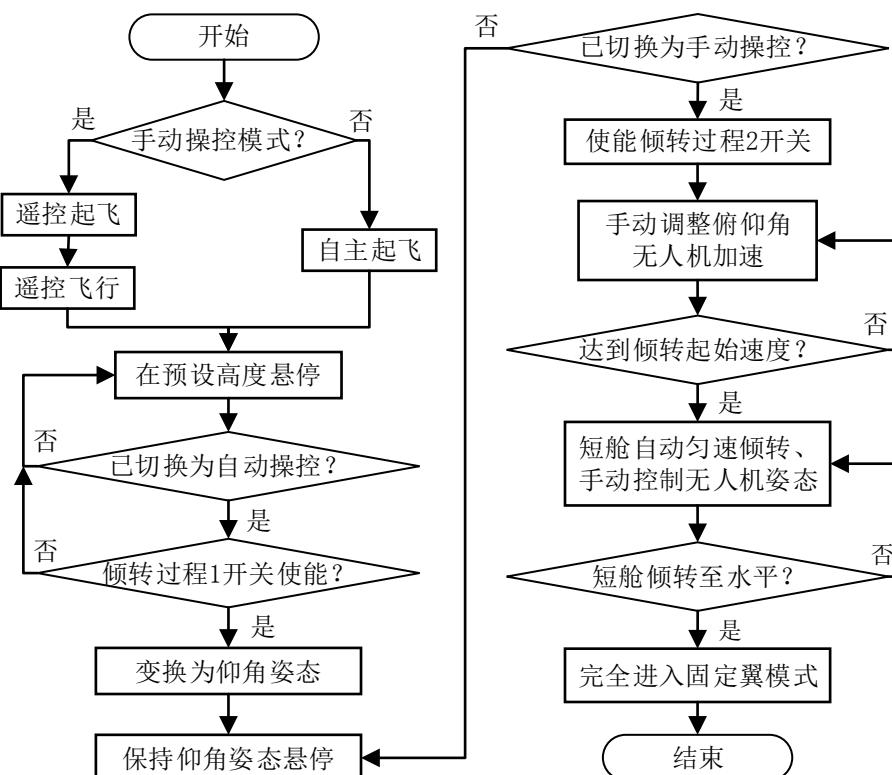


图 3.8 QTR 无人机过渡模式正向转换流程图

### 3.3 本章小结

本章首先分析了 QTR 无人机的操纵飞行过程原理，然后分别确立其在直升机和固定翼模式下的飞行操控方案，并将倾转过渡模式下的过渡过程分成了姿态变换阶段、加速阶段和倾转阶段三个阶段，解决了传统倾转旋翼机过渡过程中存在的问题。最后确定倾转过渡过程的控制方案并给出具体的过渡流程，为后续的控制律设计打下基础。

## 第4章 QTR系统数学模型分析

QTR无人机控制系统的控制律设计的前提是明确系统的数学模型。由于QTR无人机的实际飞行过程十分复杂，各个飞行参数之间又相互作用，为了避免过于复杂的理论，本章对所设计模型机的数学模型做简要分析，建立机体的动力学和运动学方程以及机身各元件的等效传递函数，为后续控制律设计工作奠定基础。

### 4.1 力学分析

#### 4.1.1 坐标系定义及相关假设

对无人机的位置以及运动规律的研究应在合适的坐标系中进行。为了方便问题的分析，根据系统的需要采取不同的坐标系，因此分别建立地面坐标系  $ox_g y_g z_g$ 、机体坐标系  $ox_b y_b z_b$ 、速度坐标系  $ox_c y_c z_c$  和桨轴坐标系  $ox_s y_s z_s$  如图 4.1 所示<sup>[24]</sup>。

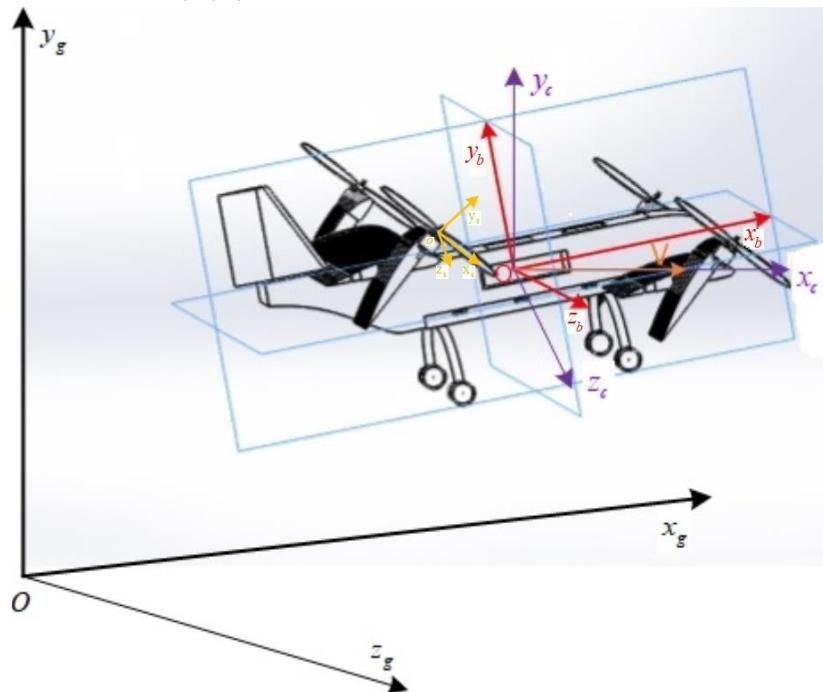


图 4.1 各坐标系示意图

地面坐标系的定义为：坐标系与地球表面固连，原点  $O$  位于无人机起飞区域中一点； $ox_g$  轴指向水平面内某一方向； $oy_g$  轴垂直向上； $oz_g$  轴垂直其余两轴，三者构成右手系。地面坐标系主要用来研究无人机在空间中的飞行轨迹和姿态变化。

机体坐标系的定义为：坐标系与机体固连，原点  $O$  位于机体质心位置； $ox_b$  轴与机体纵轴重合，指向机头为正； $oy_b$  轴在机身纵向对称平面内，垂直于  $ox_b$  轴，向上为正；

$oz_b$  轴垂直于纵向对称平面  $ox_b y_b$  并与其余两轴构成右手系。机体系反映无人机相对于地面坐标系的空间姿态：机体纵轴  $ox_b$  与水平面  $ox_g y_g$  间的夹角为俯仰角  $\vartheta$ ，机体纵轴指向水平面上方（机体抬头）时， $\vartheta$  角为正；机体纵轴  $ox_b$  在水平面内的投影与地面系  $ox_g$  轴之间的夹角为偏航角  $\psi$ ，机体左偏航时， $\psi$  角为正；机体纵向对称平面与包含纵轴的铅锤平面间的夹角为滚转角  $\gamma$ ，从尾部沿机身纵轴前视，机体向右倾转时， $\gamma$  为正。

速度坐标系的定义为：坐标系与无人机的速度矢量固连，原点  $O$  位于无人机质心上； $ox_c$  轴与无人机质心的速度矢量  $\mathbf{V}$  重合； $oy_c$  轴位于机体纵向对称平面内与  $ox_c$  轴垂直，向上为正； $oz_c$  轴垂直于其余两轴构成右手系。速度系主要用于分析作用在机体上的气动力。速度系和机体系的关系由攻角  $\alpha$  和侧滑角  $\beta$  确定，其定义为：机体纵轴  $ox_b$  与速度矢量  $\mathbf{V}$  在机体纵向对称平面内的投影  $ox_c$  之间的夹角为攻角，当  $ox_b$  轴位于  $\mathbf{V}$  的投影线上方时， $\alpha$  为正，此时产生正升力；速度矢量  $\mathbf{V}$  与机体纵向对称平面之间的夹角为侧滑角，当来流从右侧流向机体时，对应的侧滑角  $\beta$  为正，此时产生负的侧向力<sup>[25]</sup>。

桨轴坐标系的定义为：坐标系固连在螺旋桨上，随短舱倾转而转动，原点  $O$  位于旋翼桨毂中心； $oy_s$  轴沿旋翼中心轴向上； $ox_s$  轴平行于机体纵向对称平面且与  $oy_s$  垂直； $oz_s$  轴垂直于  $ox_s$ ，两者构成旋翼平面并与  $oy_s$  轴构成右手系。桨轴系反映了短舱倾转情况，短舱倾角  $\varphi$  也可以定义为  $oy_s$  轴在机体纵向对称平面内的投影与机体系中  $oy_b$  轴之间的夹角，从机身右侧看，当  $oy_s$  轴的投影逆时针转向  $oy_b$  轴时， $\varphi$  角为正。

由于无人机不同的运动参量定义在不同的坐标系下，如空气动力定义在速度系中，推力和力矩在机体系中表示比较方便，研究飞行轨迹应地面系中进行等等，因此为了得到机体运动的标量方程，根据各个坐标系在空间中的联系，按照连续旋转的方法进行坐标变换，从而将不同坐标系下的参量值投影到同一个坐标系中。

地面系  $ox_g y_g z_g$  到机体系  $ox_b y_b z_b$  的转换矩阵  $T_g^b$  可由地面系统绕相应的轴依次旋转  $\psi$  角、 $\vartheta$  角、 $\gamma$  角得到，即  $T_g^b = \mathbf{L}(\gamma)\mathbf{L}(\vartheta)\mathbf{L}(\psi) = \mathbf{L}(\gamma, \vartheta, \psi)$ ，相应的坐标转换情况为

$$\begin{bmatrix} x_b \\ y_b \\ z_b \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \gamma & \sin \gamma \\ 0 & -\sin \gamma & \cos \gamma \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos \vartheta & \sin \vartheta & 0 \\ -\sin \vartheta & \cos \vartheta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos \psi & 0 & -\sin \psi \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \psi & 0 & \cos \psi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_g \\ y_g \\ z_g \end{bmatrix} \quad (4-1)$$

速度系  $ox_c y_c z_c$  到机体系  $ox_b y_b z_b$  的转换矩阵  $T_c^b$  可由速度系统绕相应的轴依次旋转  $\alpha$  角和  $\beta$  角得到，即  $T_c^b = \mathbf{L}(\alpha)\mathbf{L}(\beta) = \mathbf{L}(\alpha, \beta)$ ，相应的坐标转换情况可表示为

$$\begin{bmatrix} x_b \\ y_b \\ z_b \end{bmatrix} = T_c^b \begin{bmatrix} x_c \\ y_c \\ z_c \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \alpha \cos \beta & \sin \alpha & -\cos \alpha \sin \beta \\ -\sin \alpha \cos \beta & \cos \alpha & \sin \alpha \sin \beta \\ \sin \beta & 0 & \cos \beta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_c \\ y_c \\ z_c \end{bmatrix} \quad (4-2)$$

桨轴系  $ox_s y_s z_s$  到机体系  $ox_b y_b z_b$  的转换矩阵  $T_s^b$  可由桨轴系绕  $oz_s$  轴旋转  $\varphi$  角得到，因此桨轴系向机体系的坐标转换情况为

$$\begin{bmatrix} x_b \\ y_b \\ z_b \end{bmatrix} = T_s^b \begin{bmatrix} x_s \\ y_s \\ z_s \end{bmatrix} = L(\varphi) \begin{bmatrix} x_s \\ y_s \\ z_s \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \varphi & \sin \varphi & 0 \\ -\sin \varphi & \cos \varphi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_s \\ y_s \\ z_s \end{bmatrix} \quad (4-3)$$

QTR 无人机是一个复杂的机电控制系统，又因其短舱能够倾转，增加了一个自由度，可以说，QTR 无人机在空间中的运动比自由刚体复杂得多。为了方便无人机运动学和动力学模型的建立，根据系统研究的实际情况，做出以下合理的假设：

(1) 由于模型机使用锂电池供电，飞行过程中质量变化极小，因此认为无人机的质量在飞行过程中不变；(2) 忽略安装过程的误差和材料本身的弹性形变，认为无人机实际结构是关于机身纵向平面均匀对称的刚体；(3) 忽略螺旋桨气流的地面效应，且认为螺旋桨结构对称且无形变；(4) 忽略地球的地面曲率和自转角速度，认为当地地面为平面，地面系为惯性参考系；(5) 由于模型机飞行高度较低，认为飞行过程中重力加速度恒定，空气密度恒定。

### 4.1.2 运动方程建立

基于前文假设，将无人机在空中的飞行看成是可控的定质量系统的六自由度运动，根据牛顿力学定理和动量矩定理，分别建立无人机质心的线运动和角运动方程。由于对无人机受力和力矩的分析主要在机体系中进行，而无人机的运动相对于地面系，因此为了方便对机体运动特性的研究，先在机体系下建立这两类方程，再转换到地面系中。研究机体相对于地面的线运动和角运动特性时，设无人机的线速度用  $\mathbf{V}$  表示，其在机体系各轴的分量分别为  $u, v, w$ ；转动速度用  $\boldsymbol{\omega}$  表示，其在机体系各轴的分量分别为  $p, q, r$ <sup>[12]</sup>。

#### (1) 质心的线运动方程

根据牛顿第二定律，无人机受到的合外力  $\mathbf{F}$  满足

$$\sum \mathbf{F} = m \frac{d\mathbf{V}}{dt} = m \left( \frac{\partial \mathbf{V}}{\partial t} + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{V} \right) \quad (4-4)$$

设合外力向机体坐标系的分解为  $(F_{xb}, F_{yb}, F_{zb})$ ，式(4-4)在机体系下可表示为

$$\begin{bmatrix} F_{xb} \\ F_{yb} \\ F_{zb} \end{bmatrix} = m \begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{w} \end{bmatrix} + m \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} = m \begin{bmatrix} \dot{u} + wq - vr \\ \dot{v} + ur - wp \\ \dot{w} + vp - uq \end{bmatrix} \quad (4-5)$$

整理该式可得

$$\begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{w} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} vr - wq + F_{xb}/m \\ -ur + wp + F_{yb}/m \\ uq - vp + F_{zb}/m \end{bmatrix} \quad (4-6)$$

利用机体系向地面系的转换关系式(4-1), 可得到地面系下的无人机质心运动方程

$$[\dot{x} \quad \dot{y} \quad \dot{z}]^T = T_g^{b-1} [u \quad v \quad w]^T \quad (4-7)$$

## (2) 绕质心转动的角运动方程

设机体所受合外力矩为  $\mathbf{M}$ , 动量矩为  $\mathbf{H}$ , 其在机体系各轴上的分量为  $H_{xb}, H_{yb}, H_{zb}$ 。则在动坐标系(机体系)上建立机体绕质心转动的动力学方程如下

$$\sum \mathbf{M} = \frac{d\mathbf{H}}{dt} = \frac{\partial \mathbf{H}}{\partial t} + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{H} \quad (4-8)$$

根据  $\mathbf{H} = \mathbf{I} \cdot \boldsymbol{\omega}$ , 而由第二章通过机械设计软件对无人机的质量评估结果可以看出, 由于无人机结构均匀对称, 其对机体系各轴的惯量积均为零, 即有

$$\begin{bmatrix} H_{xb} \\ H_{yb} \\ H_{zb} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} I_{xb} & 0 & 0 \\ 0 & I_{yb} & 0 \\ 0 & 0 & I_{zb} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} I_{xb}p \\ I_{yb}q \\ I_{zb}r \end{bmatrix} \quad (4-9)$$

因此  $\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{H} = (I_{zb} - I_{yb})qr\dot{b} + (I_{xb} - I_{zb})pr\dot{j} + (I_{yb} - I_{xb})pq\dot{k}_b$ 。于是得到式(4-8)在机体系下的标量形式为

$$\begin{bmatrix} M_{xb} \\ M_{yb} \\ M_{zb} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} I_{xb}\dot{p} + (I_{zb} - I_{yb})qr \\ I_{yb}\dot{q} + (I_{xb} - I_{zb})pr \\ I_{zb}\dot{r} + (I_{yb} - I_{xb})pq \end{bmatrix} \quad (4-10)$$

为了确定无人机在空间中的姿态, 需要知道描述机体相对于地面姿态变化的运动方程。由地面系与机体系之间的转换关系可知, 机体相对于地面系的角速度  $\boldsymbol{\omega}$  可表示为  $\boldsymbol{\omega} = \dot{\psi} + \dot{\theta} + \dot{\gamma}$ , 将该式向机体系投影转化可得

$$\boldsymbol{\omega}_b = \mathbf{L}(\gamma, \theta) [0 \quad \dot{\psi} \quad 0]^T + L(\gamma) [0 \quad 0 \quad \dot{\theta}]^T + [\dot{\gamma} \quad 0 \quad 0]^T \quad (4-11)$$

求解该式得到姿态角  $\theta$ 、 $\psi$ 、 $\gamma$  的变化率与机体相对于地面系转动角速度分量  $p$ 、 $q$ 、 $r$  之间的关系为

$$\begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{\gamma} + \dot{\psi} \sin \theta \\ \dot{\psi} \cos \theta \cos \gamma + \dot{\theta} \sin \gamma \\ \dot{\theta} \cos \gamma - \dot{\psi} \cos \theta \sin \gamma \end{bmatrix}; \begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} q \sin \gamma + r \cos \gamma \\ \frac{1}{\cos \theta} (q \cos \gamma - r \sin \gamma) \\ p - \tan \theta (q \cos \gamma - r \sin \gamma) \end{bmatrix} \quad (4-12)$$

综上, 式(4-7)、(4-10)、(4-12)构成无人机空间运动的方程组, 可以看出这些方程数

目较多，并且各参数之间存在耦合关系，不利于对无人机各独立通道的研究。由于无人机在空间中的运动是由纵向和侧向运动组成。纵向运动包括质心在纵向平面内的平动和绕 $oz_b$ 轴的转动；侧向运动包括质心沿 $oz_b$ 轴的平动以及绕 $ox_b$ 轴和 $oy_b$ 轴的转动。在纵向运动中， $V, \vartheta, \alpha, r, u, v, x, y$ 等是随时间变化的，称为纵向运动参数，而 $\beta, \gamma, \psi, p, q, w, z$ 等均为零，称为侧向运动参数。因此为了方便研究无人机各控制通道的数学模型，可将上述运动方程组分解为纵向运动方程和侧向运动方程。

### 4.1.3 无人机受力情况

为了建立无人机各模式下的力学模型，需要对无人机的受力情况进行分析。由于QTR无人机的特殊结构，可将其受力分为重力、旋翼产生的拉力和机体的总空气动力。

#### (1) 重力

由于忽视了地球表面曲率和飞行高度对重力加速度的影响，因此无人机所受重力 $G$ 与地面坐标系中与 $oy_g$ 轴负向重合，且大小恒为 $mg$ 。由于研究作用在无人机上的力和力矩时在机体系下比较方便，因此重力在机体系中的分量可表示为

$$\begin{bmatrix} G_{xb} \\ G_{yb} \\ G_{zb} \end{bmatrix} = T_g^b \begin{bmatrix} G_{xg} \\ G_{yg} \\ G_{zg} \end{bmatrix} = T_g^b \begin{bmatrix} 0 \\ -mg \\ 0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -mg \sin \vartheta \\ -mg \cos \vartheta \cos \gamma \\ mg \cos \vartheta \sin \gamma \end{bmatrix} \quad (4-13)$$

#### (2) 螺旋桨产生的拉力

螺旋桨高速旋转时，主要产生垂直于旋转面的拉力和在旋转面内与旋向相反的扭转力。设单个螺旋桨的转速为 $\omega_i$ 时产生的拉力为 $T_i$ ，反向扭转力为 $T_d$ ，有

$$T_i = \frac{1}{2} \rho C_t \omega_i^2 = k_t \omega_i^2; T_d = \frac{1}{2} \rho C_d \omega_i^2 = k_d \omega_i^2 \quad (4-14)$$

由于机身各个方向上相邻螺旋桨旋转的方向相反，且螺旋桨位置对称，因此可认为螺旋桨的反向扭转力相互抵消，只需要考虑螺旋桨产生的竖直拉力作用。由短舱倾角的定义可知，螺旋桨产生的拉力与机体系 $oy_b$ 轴夹角等于短舱倾角 $\varphi$ 。为了分析螺旋桨拉力对机体的力矩作用，将拉力向机体系转换，各拉力 $T_i$ 在机体系各轴向的分量可表示为

$$\begin{bmatrix} T_{ixb} \\ T_{iyb} \\ T_{izb} \end{bmatrix} = T_s^b \begin{bmatrix} T_{ixs} \\ T_{iys} \\ T_{isz} \end{bmatrix} = T_s^b \begin{bmatrix} 0 \\ k_t \omega_i^2 \\ 0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} k_t \omega_i^2 \sin \varphi \\ k_t \omega_i^2 \cos \varphi \\ 0 \end{bmatrix} \quad (4-15)$$

由旋转物体的陀螺效应可知，当短舱匀速倾转时，会导致高速旋转的螺旋桨的自转轴也以角速度 $\dot{\varphi}$ 转动，此时将产生陀螺力矩 $\mathbf{M}_G$ ，且满足 $\mathbf{M}_G = \mathbf{H} \times \dot{\varphi}$ ，其中 $\mathbf{H}$ 为电机与

螺旋桨的角动量。因此，当短舱倾转时产生的陀螺力矩将使无人机产生滚转动作。

### (3) 机体的气动力

无人机在固定翼模式和短舱倾转模式下会受到不可忽略的气动力的作用，这些力主要由机翼、机身和舵面等多个部件，以及各部件之间相互干扰产生的附加气动力组成。为了简化研究过程，只考虑作用在机翼和舵面上的气动力。设总的空气动力用  $\mathbf{R}$  表示，将其沿速度坐标系分解，得到各轴向的分量分别为阻力  $X$ 、升力  $Y$  和侧向力  $Z$ ，其大小与空气密度  $\rho$ 、来流速度  $V$  和机体的特征面积  $S$  有关，满足

$$X = \frac{1}{2} c_x \rho V^2 S; Y = \frac{1}{2} c_y \rho V^2 S; Z = \frac{1}{2} c_z \rho V^2 S \quad (4-16)$$

式中  $c_x$  为阻力系数； $c_y$  为升力系数； $c_z$  为侧向力系数。由于空气密度  $\rho$  认为是恒定的，机体的特征面积  $S$  也是常数，因此当飞行速度  $V$  一定时，空气动力系数决定空气动力的大小，而在机翼、机身等机体结构固定的情况下，空气动力系数主要与飞行攻角、侧滑角以及各个舵偏角有关，例如升力系数可表示为： $c_y = c_{y0} + c_y^\alpha \alpha + c_y^{\delta_z} \delta_z$ ，其中  $c_{y0}$  是攻角和升降舵偏角均为零时的升力系数。

## 4.2 各飞行模式的控制模型

### 4.2.1 直升机控制模型

直升机模式下，QTR 短舱倾角  $\varphi=0$ 。由于飞行速度较低，不考虑空气动力  $\mathbf{R}$  的作用。因此，根据纵向运动的条件可以得到纵向运动方程组如下

$$\begin{cases} \dot{u} = vr - g \sin \theta & (1) \\ \dot{v} = -ur - g \cos \theta + \sum T_i / m & (2) \\ M_{zb} = (T_1 + T_2)l_z - (T_3 + T_4)l_z = I_{zb}\dot{r} & (3) \\ \dot{\theta} = r & (4) \end{cases} \quad (4-17)$$

由于无人机结构对称，各升力到  $oz_b$  轴的距离大小相同，因此上式中统一用  $l_z$  表示。该方程组给出了无人机俯仰角、高度通道和水平速度的控制数学模型<sup>[26]</sup>。

设直升机模式下俯仰通道的旋翼拉力控制量为  $U_{h-\theta} = T_1 + T_2 - T_3 - T_4$ ，对式(4-17)中的(3)和(4)进行拉式变换得到俯仰通道的简化控制模型如图 4.2 所示。

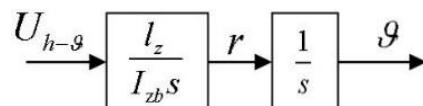


图 4.2 直升机模式下俯仰通道的简化控制模型

由第三章中对 QTR 直升机模式下的操控方案的分析可知其各个通道的操控是独立

进行的，因此假设对直升机模式下的各通道的控制始终是单独进行的，不存在复合控制。即在分析水平速度和高度通道的运动时，可认为俯仰角速度为零。同时直升机模式下一般认为姿态角较小，有  $\cos \vartheta \approx 1, \sin \vartheta \approx \vartheta$ ，由于对无人机位置的研究在地面系下较为方便，因此将简化后的式(4-17)中的(1)和(2)式改写在地面系得到

$$\begin{bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \vartheta \sum T_i / m \\ \sum T_i / m - g \end{bmatrix} \quad (4-18)$$

设高度控制量为  $U_{h-h} = T_1 + T_2 + T_3 + T_4$ ，则得到高度通道的简化控制模型如图 4.3 所示。

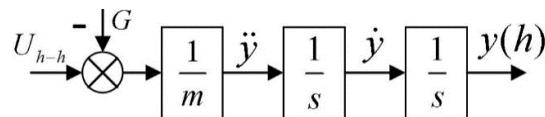


图 4.3 直升机模式下高度通道的简化控制模型

同样，分析水平速度的变化时，不考虑高度通道的运动，认为高度通道上受力平衡，有  $0 = \sum T_i / m - g$ ，从而得到  $\ddot{x} = \vartheta g$ 。对该式进行拉式变换，得到水平速度通道的简化控制模型如图 4.4 所示。

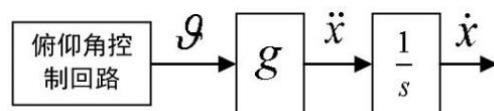


图 4.4 直升机模式下速度通道的简化控制模型

QTR 无人机在直升机模式下不考虑气动力的影响，由于无人机结构关于纵向平面对称，因此可按照纵向运动的分析方法分析侧向运动。由于滚转通道和俯仰通道的操纵方式也类似，类比俯仰通道，设直升机模式下滚转通道的旋翼拉力控制量为  $U_{h-\gamma} = T_1 - T_2 - T_3 + T_4$ ，则滚转通道的简化控制模型如图 4.5 所示。

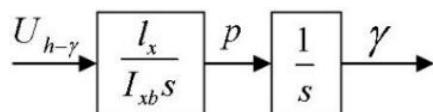


图 4.5 直升机模式下滚转通道的简化控制模型

当进行偏航操作时，机身两侧的短舱分别向相反的方向倾转小角度  $\varphi$ ，两侧螺旋桨升力的水平分力产生偏航力矩。同样按照无复合控制假设，得出偏航通道的运动方程为

$$\begin{cases} M_{yb} = 4T_i \sin |\varphi| l_y = I_{yb} \dot{\varphi} \\ \dot{\psi} = q \end{cases} \quad (4-19)$$

偏航操作时四只电机转速相同，拉力相同，因此上式中统一用  $T_i$  表示。由于高度通道稳定，即竖直方向受力平衡，有  $4T_i \cos |\varphi| = G$ 。由于小角度下  $\sin \varphi \approx \tan \varphi \approx \varphi$ ，因

此偏航力矩可以写成  $M_{yb} = G \tan|\phi| l_y \approx G|\phi| l_y$ 。设直升机模式下偏航通道的旋翼拉力控制量为  $U_{h-\psi} = \phi$ ，通过拉氏变换得到偏航通道的简化复域控制模型如图 4.6 所示。

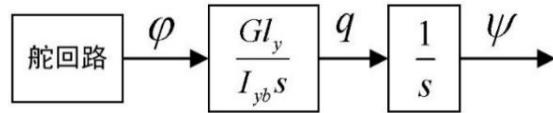


图 4.6 直升机模式下偏航通道的简化复域控制模型

综上分析，可得 QTR 无人机在直升机模式下各通道的简化控制数学模型分别为

$$\frac{\vartheta(s)}{U_{h-\vartheta}(s)} = \frac{l_z}{I_{zb}s^2}; \frac{\gamma(s)}{U_{h-\gamma}(s)} = \frac{l_x}{I_{xb}s^2}; \frac{\psi(s)}{U_{h-\psi}(s)} = \frac{Gl_y}{I_{yb}s^2}; \frac{\dot{x}(s)}{\vartheta(s)} = \frac{g}{s}; \frac{\vartheta(s)}{U_{h-h}(s)} = \frac{1}{ms^2} \quad (4-20)$$

#### 4.2.2 倾转过渡模式分析

无人机在倾转过渡模式下，短舱由竖直位置转向水平位置，此过程中飞行参数的变化规律十分复杂，但第三章中提出的过渡方案使问题得以简化。通过前文分析可知，倾转过渡过程还存在一些问题：如在短舱倾转前后，无人机的重心位置发生改变，但为了便于分析，忽略倾转过程中机体质心位置的微小变化；电机高速旋转时倾转短舱会使无人机由于陀螺效应而发生滚转运动，按照所制定的过渡方案，短舱匀速倾转时，无人机已处于固定翼飞行模式下，此时通过偏转副翼舵面角可以对滚转角加以调节。因此，倾转过渡模式下主要分析姿态变换阶段中机体坐标系变化的问题。

由第三章中所述的姿态变换方式可知，变换后的新机体系  $ox_b y_b z_b$  以桨轴系  $ox_s y_s z_s$  为标准，而原机体系  $ox_b y_b z_b$  则与机身固连，随短舱倾角  $\varphi$  的变化从  $ox_{b0} y_{b0} z_{b0}$  位置旋转到  $ox_b y_b z_b$  位置，两者关系如图 4.7 所示。由于惯性测量装置固定安装在机体上，因此实际测量得到的俯仰角  $\vartheta$  和虚拟新机体系下描述的俯仰角  $\vartheta'$  之间存在关系： $\vartheta = \vartheta' + \varphi$ 。

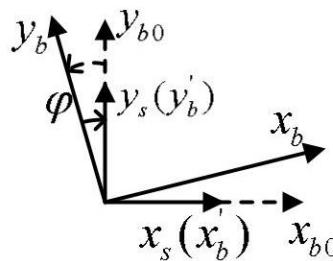


图 4.7 姿态变换阶段机体坐标系的变化情况

#### 4.2.3 固定翼控制模型

与直升机模式下的分析方式类似，固定翼模式下的力学分析也分成纵向运动和侧向运动分别分析。由于该模式下偏航通道和横滚通道的操控方式相互耦合，分析过程过于

复杂，且不是本文研究重点，因此仅分析固定翼模式纵向运动的数学模型。

由纵向运动条件和固定翼模式下机体的受力情况可得纵向运动方程组为

$$\begin{cases} \dot{u} = vr + T/m - R_{bx} - g \sin \vartheta \\ \dot{v} = -ur + R_{by} - g \cos \vartheta \\ M_{zb} = I_{zb}\dot{r} \\ \dot{\vartheta} = r \end{cases} \quad (4-21)$$

式中  $R_{bx}, R_{by}$  为空气动力在机体系上的分量，满足  $\mathbf{R}_b = T_c^b \mathbf{R}_c$ 。由于各轴上的空气动力由空气动力系数决定，而这些系数随飞行环境变化而不断改变，所以上述方程是时变的，并且方程中还含有许多非线性元素，不易进行处理。通过参考书籍等相关资料<sup>[27]</sup>，选取机体运动中某些典型的处于稳定状态的特征点，并在短周期和小扰动的假设条件下，忽略次要变量，得到线性化的纵向运动方程组为

$$\begin{cases} \dot{r} = a_1 r + a_2 \alpha + a_3 \delta_z \\ \dot{\theta} = a_4 \alpha \\ \dot{\vartheta} = r \\ \theta = \vartheta - \alpha \end{cases} \quad (4-22)$$

式中， $a_1 = M_z^r / I_{zb}$ ，为阻尼系数，表示单位角速度增量引起的角加速度增量； $a_2 = M_z^\alpha / I_{zb}$ ，为稳定系数，表示单位攻角增量引起角加速度的增量； $a_3 = M_z^{\delta_z} / I_{zb}$ ，为舵操纵系数，表示单位舵偏角增量引起的角加速度的增量； $a_4 = (T + \partial Y / \partial \alpha) / (mV)$ ，为法向力动力系数； $\theta$  为速度矢量与水平面的夹角，即弹道倾角，其在纵向平面的投影表示如图 4.8 所示。

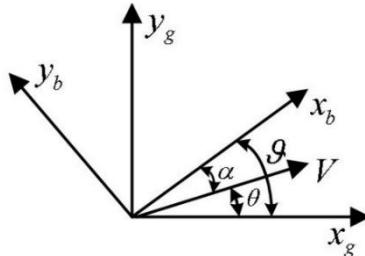


图 4.8 纵向平面中弹道倾角示意图

对式(4-22)依次进行拉氏变换并消去中间变量，可得到升降舵偏角  $\delta_z$  与俯仰角  $\vartheta$ 、攻角  $\alpha$  之间的传递函数分别为

$$\begin{cases} G_{\delta_z-\vartheta}(s) = \frac{a_3(s+a_4)}{s[s^2+(a_4-a_1)s-(a_1a_4+a_2)]} \\ G_{\delta_z-\alpha}(s) = \frac{a_3}{s^2+(a_4-a_1)s-(a_1a_4+a_2)} \end{cases} \quad (4-23)$$

对于固定翼模式下的高度控制，由图 4.8 可得  $\dot{h} = V \sin(\vartheta - \alpha) = V \sin \theta$ ，实际飞行过

程中弹道倾角一般不大，因此可进一步得到  $\dot{h} \approx V(\theta - \alpha) \approx V\theta$ 。因此当无人机速度一定时，高度的控制可通过俯仰角的控制和实时高度反馈实现。

### 4.3 系统元件等效控制模型

前文已建立机体各个模式下的运动特性的控制模型，由 QTR 控制系统的结构原理图（图 2.4）可知，还需要确定系统中其余各个元件的传递函数，才能构成整个系统的控制框图模型。

#### 4.3.1 无刷电机等效模型

作为直流电机的一种，无刷电机由于没有换向电刷而具有体积小、噪音低及运行效率高等诸多优点。根据无刷电机的工作原理可知，任一时刻电机中只有两组线圈绕组串联导通，在控制电压作用下线圈内产生电流形成电磁转矩，因此其工作方式和有刷电机相似。忽略无刷电机绕组的小电感和电磁时间常数，分析电机某时刻的电压平衡方程和转矩平衡方程，可将无刷电机等效为一阶惯性环节，即对应传递函数形如：

$$\frac{\omega(s)}{u(s)} = \frac{K_m}{T_m s + 1} \quad (4-24)$$

通过实验可以测得式(4-24)中的时间常数。测试时，使用如图 4.9 中 (a) 图所示的激光传感器，并将无刷电机机身处理成一半白色一半黑色，这样电机每旋转一周，激光传感器将产生一个周期的高低电平脉冲，使用控制器捕获该脉冲并计算该脉冲的宽度，进而得到传感器采集到的脉冲信号的频率。由于电机的转速和脉冲周期变化同步，脉冲信号的频率在数值上等于电机的转速。

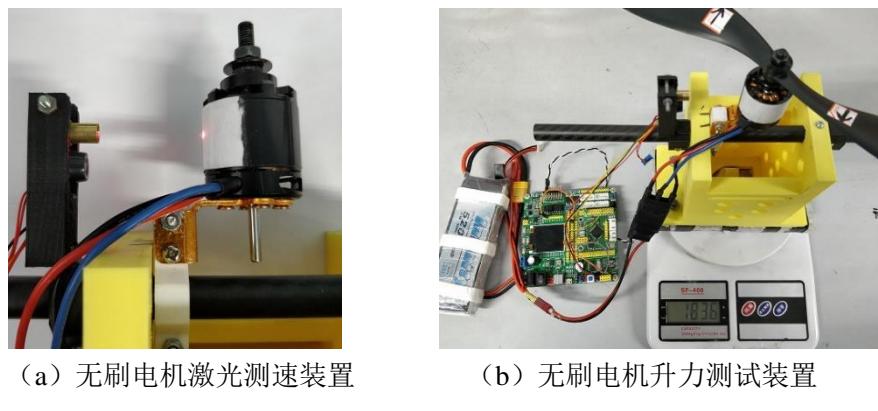


图 4.9 电机时间常数与升力测试实验装置

将控制器得到的电机转速值以 1Khz 的频率输出到 PC 机，并在某时刻给电机一个阶跃电压，得到电机空载情况下的阶跃响应曲线如图 4.10 所示。取电机稳态响应时间的 63.2%，得到所使用的无刷电机的时间常数  $T_m$  约为 0.05s。

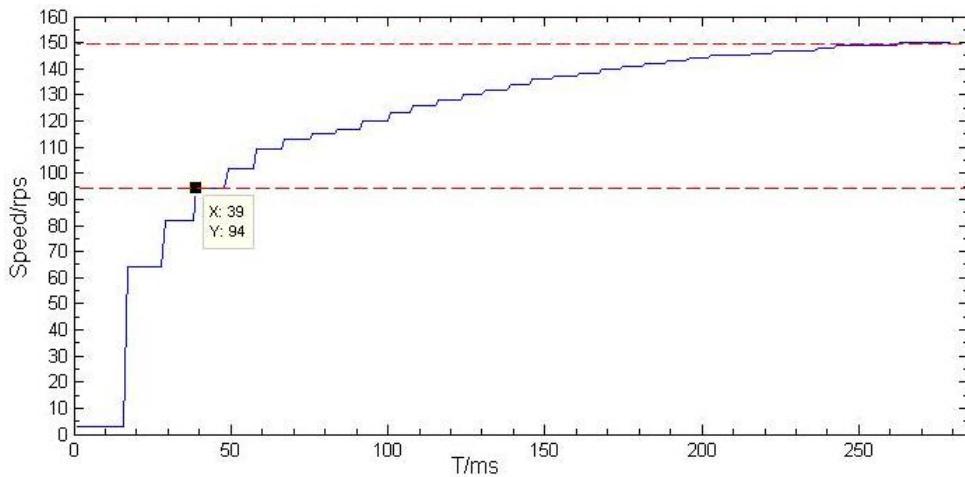
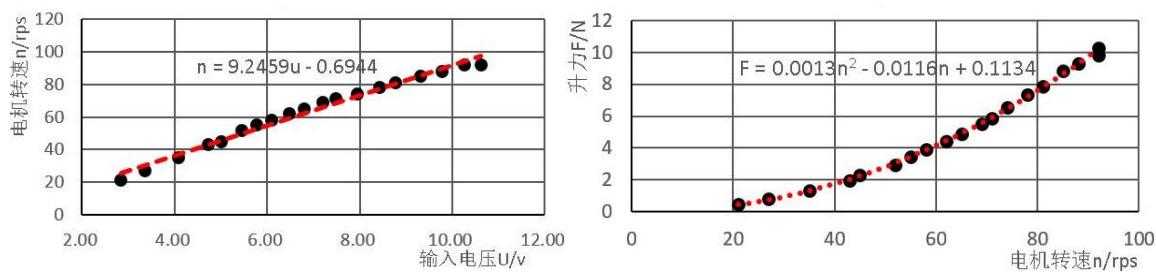


图 4.10 无刷电机转速阶跃响应曲线图

由于电机带动螺旋桨旋转产生拉力作用于无人机从而调整飞行姿态，因此需要知道螺旋桨升力与电机转速的关系。如图 4.9 中 (b) 图所示的电机升力测量实验装置：使用激光传感器测量电机转速的同时，将整个实验装置固定在小型电子秤上，为了减小螺旋桨气流的地效影响，将电子秤放置在远离地面的框架支撑结构上。通过不断加大遥控器油门控制电机转速从小到大变化，过程中记录遥控器数据、电机转速和升力值。根据测试所得数据绘制出电机转速、输入电压和升力三者之间的关系曲线分别如图 4.11 中(a) 和 (b) 所示。



(a) 电机转速与输入电压之间的关系      (b) 升力与电机转速之间的关系

图 4.11 电机转速、输入电压和升力三者关系曲线图

从图 4.11 可知电机转速与输入电压基本成线性关系，而螺旋桨升力与电机转速之间是二次函数关系。由于非线性环节不利于系统控制律的设计，因此将升力大小和控制电压的关系做线性化处理<sup>[28]</sup>，得到如图 4.12 所示的曲线，从曲线图中可以看出，电机和螺旋桨系统存在死区，而在死区电压之外，升力和控制电压之间的比例系数为 1.35。因此无刷电机输入电压到输出升力的传递函数可表示为

$$G_m(s) = \frac{T(s)}{u(s)} = \frac{T(s) \cdot \omega(s)}{\omega(s) \cdot u(s)} = \frac{K_f \cdot K_m}{T_m s + 1} = \frac{1.35}{0.05s + 1} \quad (4-25)$$

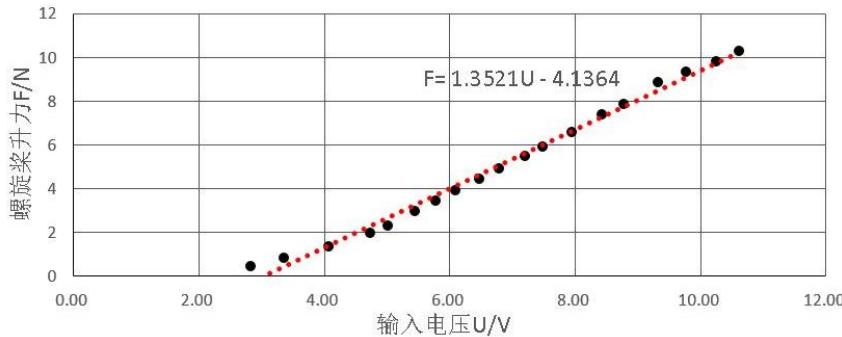


图 4.12 螺旋桨升力与输入电压的关系曲线

由于控制器无法直接驱动无刷电机，需要借助电子调速器将控制信号转化为控制电压输出。在实际系统中，当向电子调速器输入脉宽为 1ms~2ms 的 PWM 信号时，电子调速器对应成比例地输出 0~12V 的控制电压，因此可将电子调速器等效为比例环节。1~2ms 脉宽的 PWM 信号对应控制器 PWM 模块寄存器的装载值范围是 3000~6000，故电子调速器的传递函数为  $G_e(s) = K_e = 12 / 3000$ 。

### 4.3.2 电动舵机等效模型

作为一种能够输出转矩和角速度的执行元件，舵机在无人机系统中常用来驱动舵面偏转。第二章对硬件系统的设计中所选用的电动舵机的工作原理图如图 4.13 所示。电子舵机内部位置反馈电位器与舵机输出轴同轴连接，输入的角度控制脉冲信号与基准信号比较产生偏置电压  $u_i$ ， $u_i$  通过与反馈电压  $u_f$  比较得出的电压差控制电机转动，直到两者的电压差为 0，电机停止转动并保持当前位置。

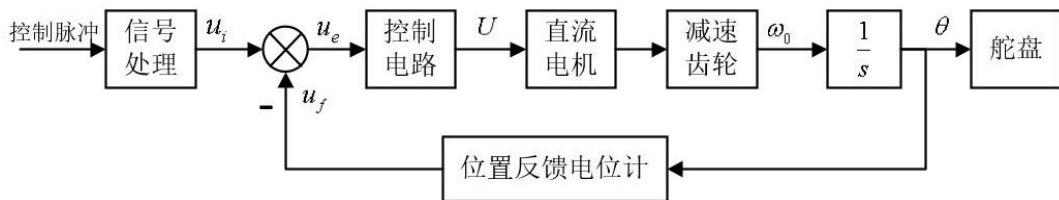


图 4.13 小型电动舵机工作原理图

电动舵机的控制信号是周期为 20ms 的 PWM 信号，且舵盘上  $0^\circ \sim 180^\circ$  的绝对位置与  $0.5 \sim 2.5\text{ms}$  脉宽的信号一一对应，呈严格的比例关系。由于舵机总是以最大速度转向指定位置，即其转动速度  $\omega_0$  为常数，因此可推导出其等效模型为一阶惯性环节。同时由舵机内部电路原理可知，其中的脉冲信号处理模块可视为比例环节，而控制器输出的 PWM 波的脉宽与相应寄存器的装载值 N 也是比例关系，因此进一步得到舵机的传递函数为

$$G_d(s) = \frac{\theta(s)}{N(s)} = \frac{K_d}{T_d s + 1} \quad (4-26)$$

式中 PWM 波的装载值 N 的范围是 3000~6000，对应角度变化范围是  $45^\circ \sim 135^\circ$ ，因此可

得  $K_d = 0.5\pi / 3000$ 。式中的时间常数通过阶跃响应法测得：将角度传感器固定在舵盘上，并以 100Hz 的频率发送当前角度至 PC 机，某时刻对舵机施加阶跃信号，得到舵机输出角度的阶跃响应如图 4.14 所示。根据图中角度的变化情况可得  $T_d = 0.045$ 。

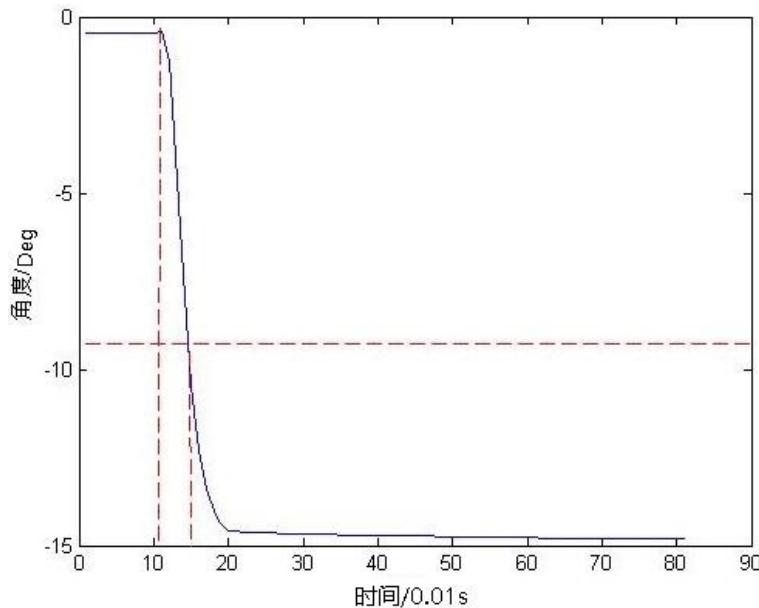


图 4.14 舵机输出角度的阶跃响应曲线

#### 4.4 本章小结

本章首先根据系统需要建立相应的坐标系，并结合模型机的实际情况做出合理的假设；然后在相应的坐标系下建立 QTR 无人机系统各个飞行模式下的运动学和动力学方程，并结合系统方案对所建立的数学模型进行简化得出各个模式下机体的等效控制模型；最后通过理论分析和实验测试的方法确定系统中其余各个元件的传递函数，为控制律设计奠定了基础。

## 第 5 章 QTR 系统控制律设计

飞行控制律的设计是整个控制系统设计的重点，决定了无人机能否安全可靠地飞行。第四章对 QTR 无人机系统控制数学模型进行了分析，本章中则根据所确定的各控制通道的传递函数和结构框图，使用经典控制理论在 MATLAB 软件中对相应控制通道的控制律进行仿真设计<sup>[29]</sup>。按照图 3.8 所示的 QTR 无人机过渡流程图，可知前两个阶段的控制方式与直升机模式类似，第三个阶段中短舱自动倾转的同时，对无人机进行定高和平飞操控。因此，按照本文的倾转过渡方案，需要设计直升机模式下的姿态角和高度控制律以及固定翼模式俯仰角控制律，故本章主要从这几个方面开展相关设计工作。

### 5.1 直升机模式控制律

由第四章中对 QTR 直升机模式下的数学模型的分析可知，对于电机输出的总控制量  $U_{h-h}, U_{h-g}, U_{h-\gamma}, U_{h-\psi}$ ，各控制通道的开环传递函数如式(4-20)所示。由于无刷电机和舵机均可以等效为一阶惯性环节，不改变系统型别，因此整个系统可认为是二型系统，系统相角滞后严重。由于无人机姿态角速率能够通过惯性测量装置测得，因此姿态角的控制可以引入角速率反馈形成副回路，从而降低系统型别。对于高度通道而言，由于无法直接获得高度的变化率，因此使用单环控制对高度通道进行调节。

工程应用中常采用频率法对系统进行设计，因此需要合理选择系统带宽这一重要性能指标。由于实际操控无人机飞行时，控制指令的变化频率一般在 1Hz 左右，因此为了兼顾系统的控制精度、响应速度及抗干扰能力，设定双环控制系统主回路的带宽指标为 1~2Hz。为了保证串级控制系统性能并防止系统共振，副回路工作频率一般设定为主回路工作频率的 3~10 倍，故副回路的带宽指标设定为 5~8Hz。查阅相关资料<sup>[30]</sup>，由于系统开环截止频率(剪切频率)  $\omega_c$  和闭环截止频率  $\omega_b$  具有同向性，且满足  $\omega_c < \omega_b < 2\omega_c$ ，所以实际频域设计中常以 bode 图中过 0dB 线的剪切频率  $\omega_c$  当做是系统的带宽。

由第四章内容可知，电机输出的总控制量  $U_{h-h}, U_{h-g}, U_{h-\gamma}$  和各电机输出力  $T_1, T_2, T_3, T_4$  之间关系为

$$\begin{bmatrix} U_{h-h} \\ U_{h-g} \\ U_{h-\gamma} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 1 & 1 & 1 \\ 1 & 1 & -1 & -1 \\ 1 & -1 & -1 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} T_1 \\ T_2 \\ T_3 \\ T_4 \end{bmatrix} \quad (5-1)$$

由第三章中无人机的操控方案可知，对各通道的操控均使用差动输出的方式，即总

控制量平均分配到四只电机上进行输出，每只电机控制量的增加或减少由各通道的具体控制情况决定。因此，用 $U_{h1}, U_{h2}, U_{h3}, U_{h4}$ 分别表示直升机模式下高度、俯仰角、滚转角、偏航角四个通道控制器的输出量，用 $\Delta T_1, \Delta T_2, \Delta T_3, \Delta T_4$ 表示四只电机输出拉力的变化量，则根据式(5-1)可将拉力变化与控制量输出的关系表示为

$$\begin{bmatrix} \Delta T_1 \\ \Delta T_2 \\ \Delta T_3 \\ \Delta T_4 \end{bmatrix} = \frac{1}{4} \begin{bmatrix} 1 & 1 & 1 \\ 1 & 1 & -1 \\ 1 & -1 & -1 \\ 1 & -1 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} U_{h1} \\ U_{h2} \\ U_{h3} \end{bmatrix} \quad (5-2)$$

因此若某时刻无人机的基础油门对应的电机拉力输出为 $T_0$ ，则各电机的实际输出为

$$T_i = T_0 + \Delta T_i \quad (5-3)$$

式(5-1)~(5-3)给出了各通道控制器输出的控制量作用于执行机构的过程原理。根据此原理，给出直升机模式下的控制总体方案如下图 5.1 所示。

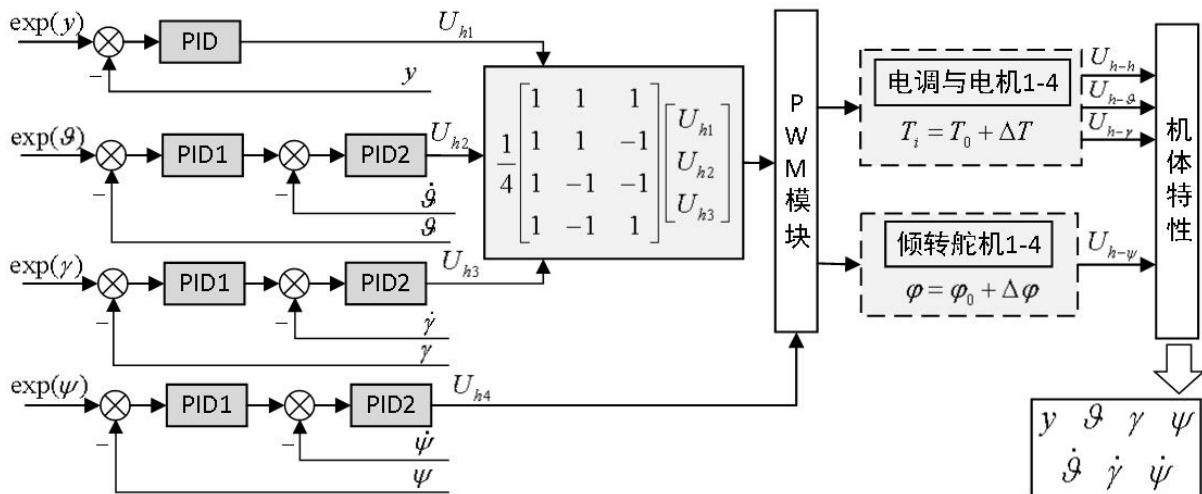


图 5.1 直升机模式下的控制总体方案和原理图

设计直升机模式下的控制律时，根据实际系统的特点，采取以下思路：（1）由于控制量平均差动输出到四只电机，可将该作用效果等效为控制量全部输出到一只电机；（2）从第四章对电机的建模数据可知，电机存在死区特性，但由式(5-3)可知控制器是对电机输出的变化量进行调节，即电机始终工作在线性区，并且实际系统中可通过油门补偿输出偏置电压从而补偿死区电压，故设计控制律时不考虑死区电压；（3）由于实际系统中电源及元件功率的限制，电机存在最大控制电压，即存在饱和特性，不能忽略。

### 5.1.1 俯仰和滚转通道控制律

根据图 5.1 所示的直升机模式下的总体控制方案，将俯仰通道抽离出来单独设计，

得到俯仰通道的结构方框图如图 5.2 所示。对于串级控制系统，一般先对副回路进行分析和设计，因此将副回路与主回路断开，分析副回路部分得到内环开环传递函数为

$$G_{h-g_1}(s) = \frac{0.0446}{s(0.05s+1)} \quad (5-4)$$

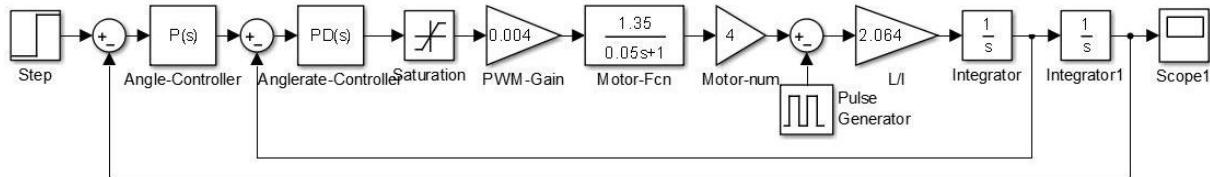


图 5.2 俯仰通道的结构方框图

画出式(5-4)所示的内环系统的 bode 图，发现其带宽非常小，几乎为 0。由于副回路主要用来快速抑制扰动，故要通过增大开环增益以增大带宽，但增大开环增益的同时会导致系统相角滞后，故要对其进行超前校正，因此使用 PD 调节器对内环系统进行校正。

使用频域校正计算方法对 PD 控制器参数进行整定<sup>[31]</sup>，校正后的内环系统频域性能如图 5.3 所示，时域阶跃响应如图 5.4 所示。从图中可以看出，系统带宽约为 6Hz，相角裕度 63.1 度；时域的阶跃响应峰值时间小于 0.1 秒，调节时间约为 0.15 秒，超调量约为 13%。可知，校正后的内环系统响应迅速且具有很强的抗干扰能力。

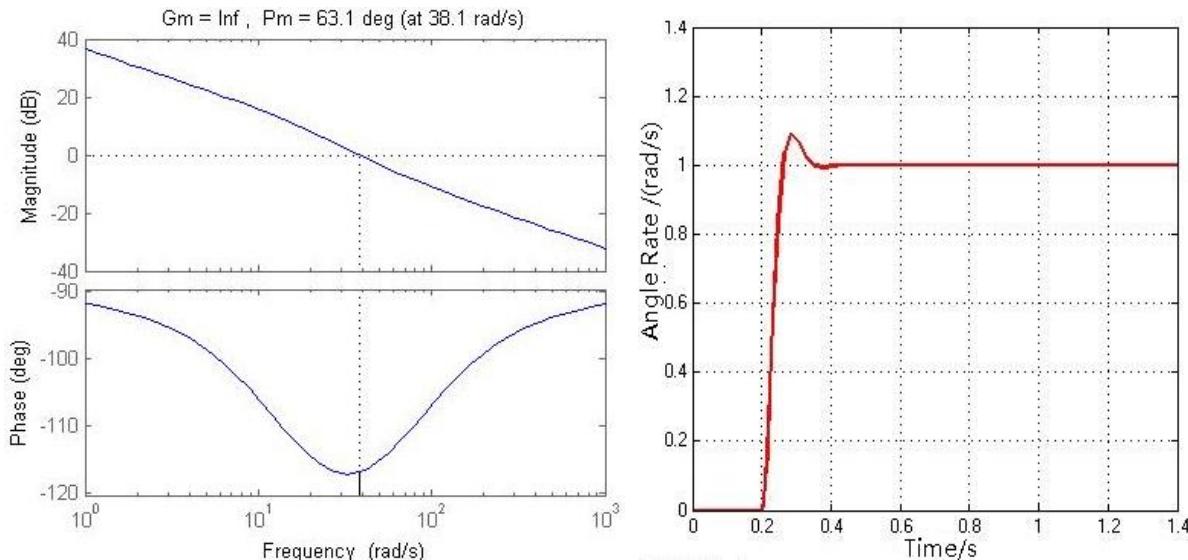


图 5.3 校正后的内环系统 bode 图

图 5.4 俯仰通道内环阶跃响应曲线

对于主回路中的外环控制器设计，将校正后的内环系统作为其中一个环节，得到整个系统的开环传递函数如式(5-5)所示。对其进行频域分析，发现系统带宽约为 0.1HZ，因此使用 P 控制器增大带宽。

$$G_{h-g_2}(s) = \frac{1.249s + 66.9}{s(0.05s^2 + 2.249s + 66.9)} \quad (5-5)$$

调整 $kp$ 大小，得到校正后的系统频域性能如图5.5所示。可知，此时系统的带宽约为1.6Hz，满足设计要求。在0s时对系统施加幅值为1的阶跃信号，并在1s时对系统施加幅值为30，作用时间0.05s的冲击干扰，得到系统时域响应曲线如图5.6所示。从图中可知，系统响应迅速并能很快抑制干扰。

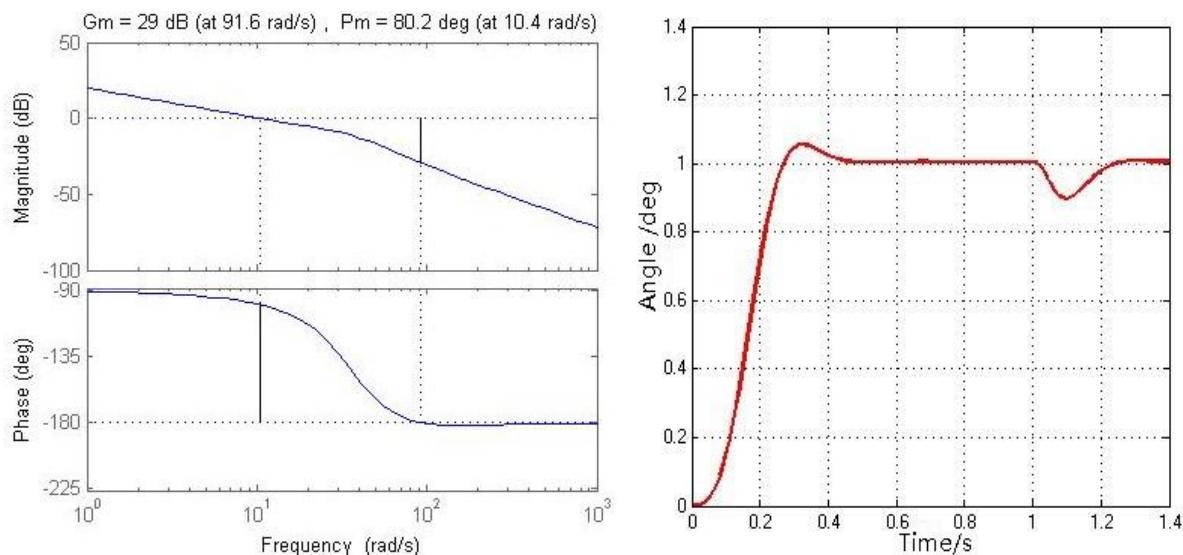


图5.5 校正后的俯仰通道系统 bode 图

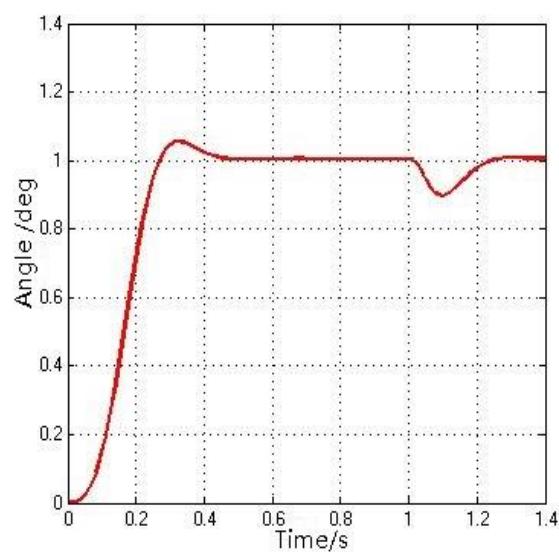


图5.6 俯仰通道阶跃响应曲线

按照同样的思路设计滚转通道控制器，设计结果如图5.7和5.8所示。

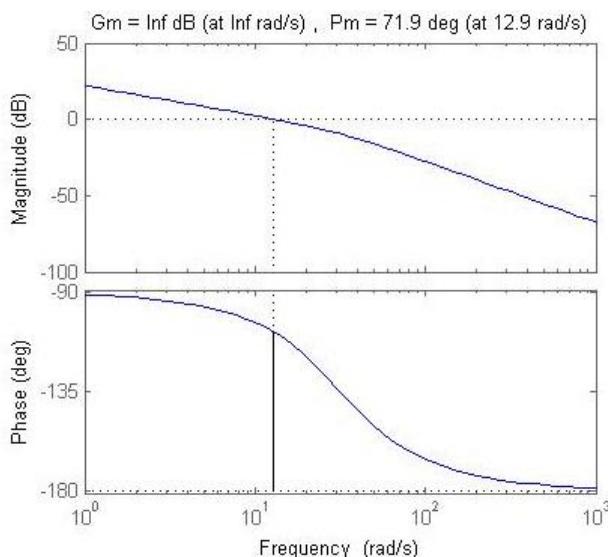


图5.7 校正后的滚转通道系统 bode 图

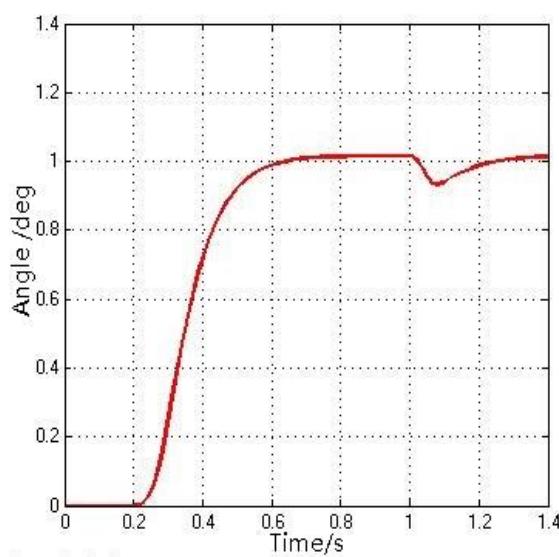


图5.8 滚转通道阶跃响应曲线

### 5.1.2 偏航通道控制律

由于直升机模式下的偏航通道是通过操控舵机改变短舱倾角的方式实现的，而舵机和无刷电机的等效模型均为一阶惯性环节，因此控制律的设计思路与俯仰通道类似。如图5.9为偏航通道的结构框图。

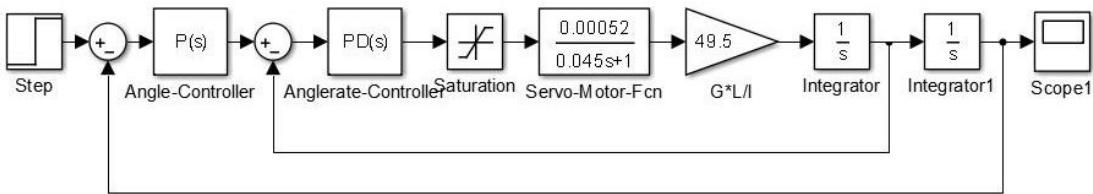


图 5.9 偏航通道的结构框图

同样使用频域校正方法对 PID 参数进行整定，得到内环和外环系统较理想的频域性能如图 5.10 和 5.11 所示。可知，经 PD 控制器校正后的内环系统带宽约为 6.9Hz，经 P 控制器校正后的外环系统带宽约为 1.9Hz，完全满足预期指标要求。对系统施加阶跃信号，得到内外环时域响应图如图 5.12 和 5.13 所示。

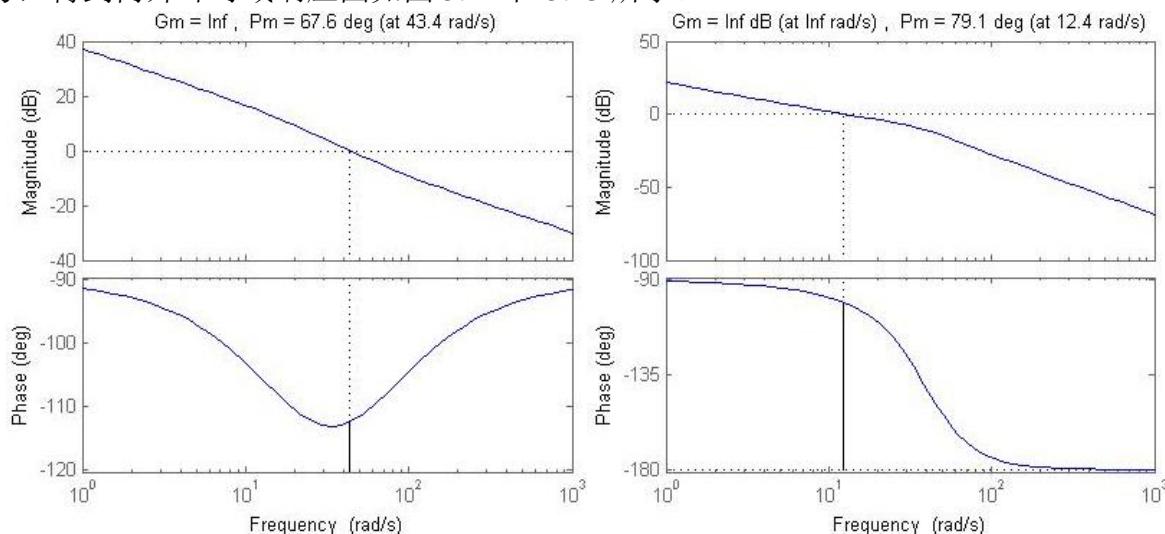


图 5.10 偏航通道内环系统 bode 图

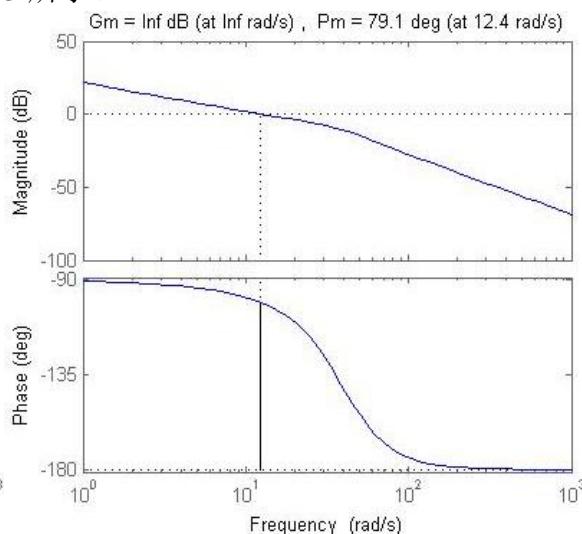


图 5.11 偏航通道外环系统 bode 图

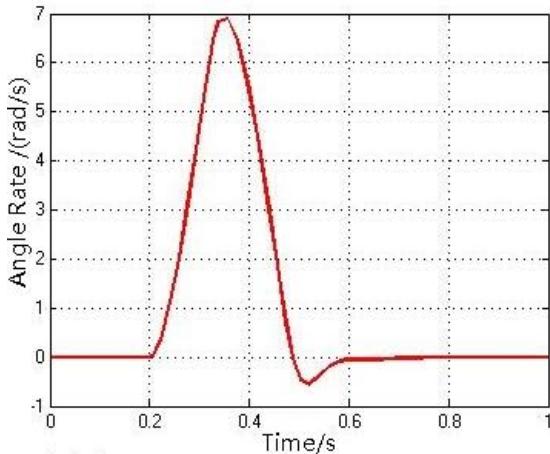


图 5.12 偏航通道内环输出曲线

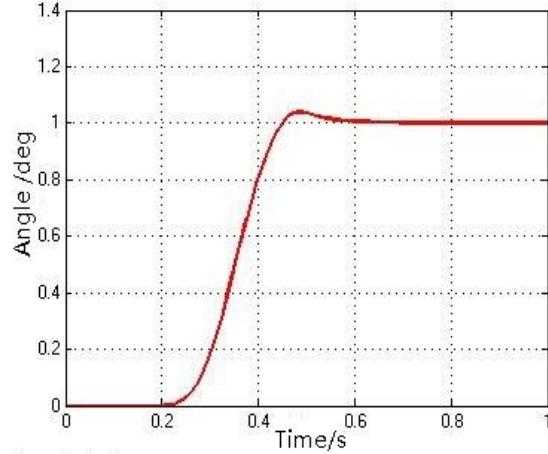


图 5.13 偏航通道外环阶跃响应曲线

### 5.1.3 高度通道控制律

同样将高度通道独立出来进行控制律设计。高度通道存在机身重力这一固定常值干

扰，在空中悬停状态下，机身重力已通过当前油门输出补偿掉，无需再考虑，而对于自动起飞过程，则不能再忽略，此时假设通过给定油门补偿掉一半的重力，结合第三章对各个元件所建立的控制模型和高度通道的控制原理，可得到高度通道的结构框图如图 5.14 所示。

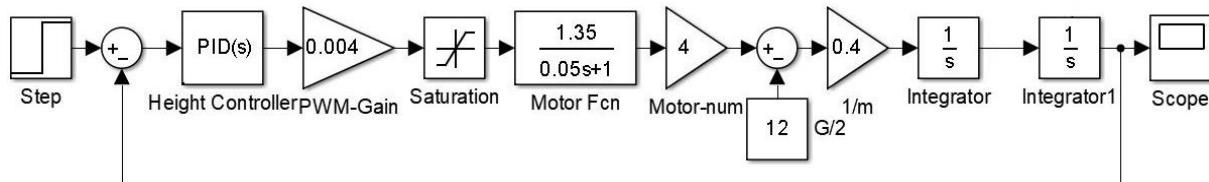


图 5.14 高度通道的结构框图

将重力视为干扰，由结构框图可得高度通道的开环传递函数为

$$G_{h-h}(s) = \frac{0.00864}{s^2(0.05s+1)} \quad (5-6)$$

由于系统型别为 II，对阶跃输入和斜坡输入没有稳态误差，仅使用 PD 控制器即可满足指标要求。但由于重力的干扰将带来较大的稳态误差，因此还需要加入积分控制器。通过整定 PID 参数得到较理想的系统 bode 图如图 5.15 所示，相应的时域阶跃响应如图 5.16 所示。

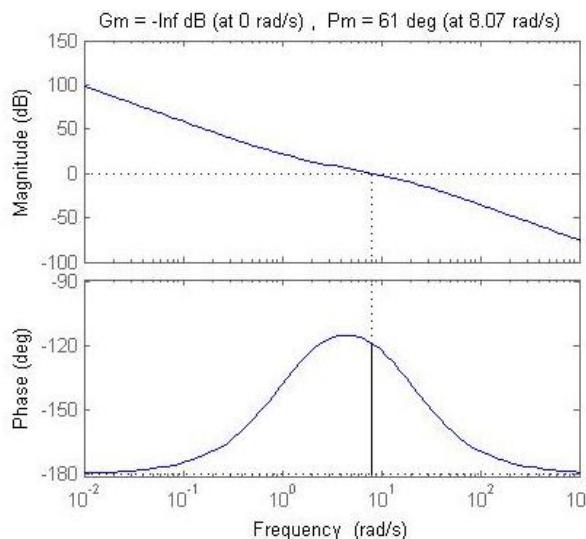


图 5.15 高度通道校正后的 bode 图

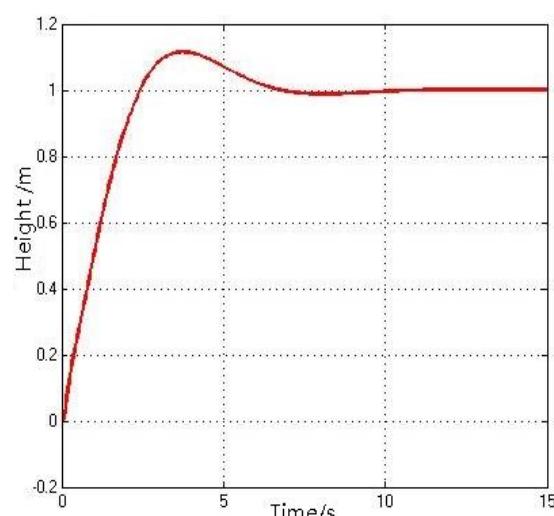


图 5.16 高度通道阶跃响应曲线

由高度通道的 bode 图可知系统开环截止频率 8rad/s，对应带宽约为 1.3Hz，相角裕度为 61°；从阶跃响应曲线中可以看出，系统调节时间在 6 秒左右；超调量约 11%，稳态误差几乎为 0，可见系统性能指标满足高度控制的设计要求。

## 5.2 固定翼模式俯仰通道控制律

由第四章固定翼飞机数学模型可知，其控制模型是基于某些未受扰动的特征点建立的，因此根据所制作的模型机的实际情况，选取一个特征点对其进行控制律设计。设某特征点处的俯仰通道动力学系数为  $a_1 = -1.386; a_2 = -3.01; a_3 = -7.513; a_4 = 0.604$ ，将参数带入式 4-25 得到该特征点上具体的俯仰通道控制模型如下

$$\begin{cases} G_{\delta-\theta}(s) = \frac{-7.513s - 4.538}{s(s^2 + 1.99s + 3.847)} \\ G_{\delta-\alpha}(s) = \frac{-7.513}{s^2 + 1.99s + 3.847} \end{cases} \quad (5-7)$$

与直升机模式下的姿态角控制相似，固定翼模式下俯仰角控制同样引入角速度反馈，系统结构框图如图 5.17 所示<sup>[32]</sup>。

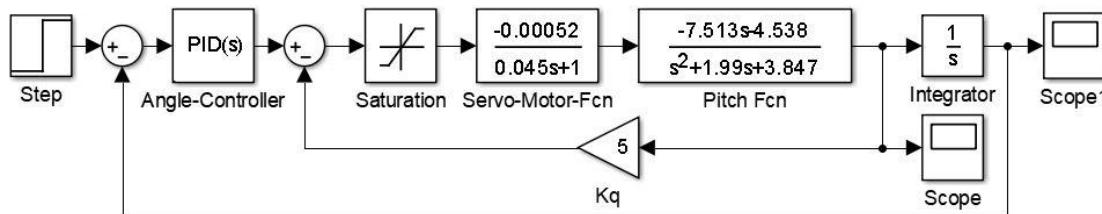


图 5.17 固定翼模式下俯仰角控制结构框图

如图 5.17 所示，由于舵偏角的控制包含在角速度反馈回路中，舵面根据俯仰角速度的大小进行偏转，从而实现对俯仰角的超前控制。同时，由于角速度的负反馈，使得舵面总是朝着减弱角速度变化的方向偏转，起到增大机体气动阻尼的效果，因此内回路也被称为阻尼回路。在阻尼回路中加入反馈放大系数  $K_q$ ，通过调整  $K_q$  的大小，可以改变内回路系统的阻尼比，从而使系统具有更好的动态性能。由控制结构框图可得内回路的开环传递函数为

$$G_w(s) = \frac{Kq(0.0039s + 0.00236)}{0.045s^3 + 1.09s^2 + 2.163s + 3.847} \quad (5-8)$$

由上式可知，内回路系统阶次较高，为了分析参数  $K_q$  的变化对系统性能的影响，绘制内环系统的根轨迹图如图 5.18 所示。从根轨迹图中可知，当  $K_q = 253$  时，系统阻尼比为 0.715，超调量为 4.03%，可见此时系统动态性能较好，故确定  $K_q$  值为 250。

根据系统频域特性变化规律，对三个参数进行整定，得到较理想参数下的系统频域性能如图 5.19 所示，阶跃响应曲线如图 5.20 所示。从图中可以看出，俯仰通道控制系统的带宽约 1Hz，相角裕度 63.4 度，时域阶跃响应的峰值时间为 0.7 秒，5% 误差带下的调节时间为 1.5 秒，满足实际系统指标要求。

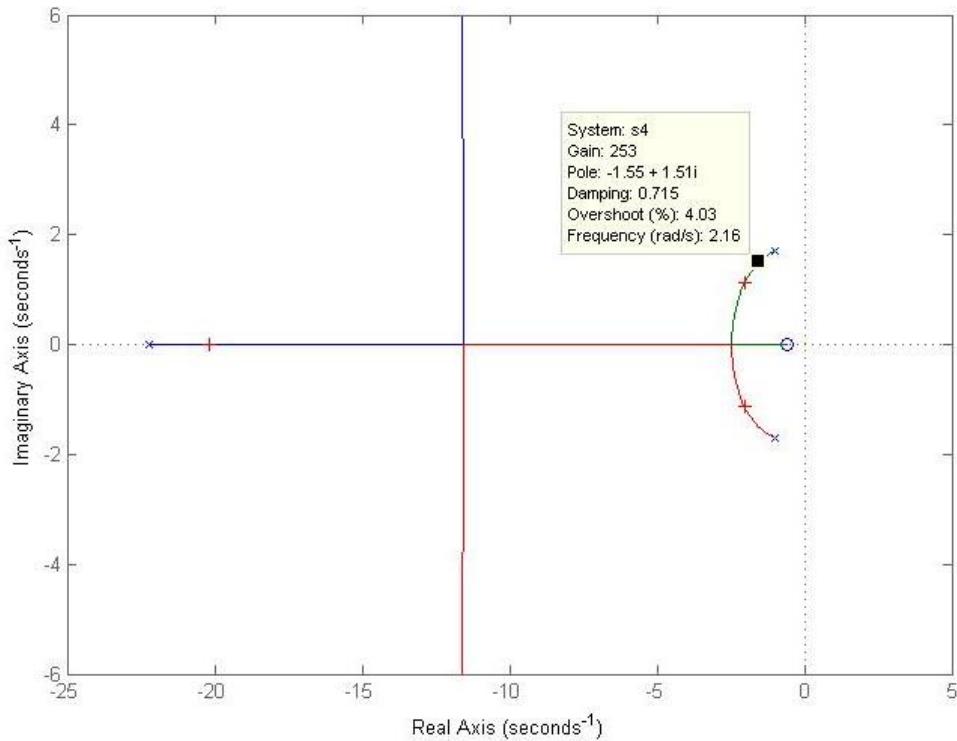


图 5.18 内环系统的根轨迹图

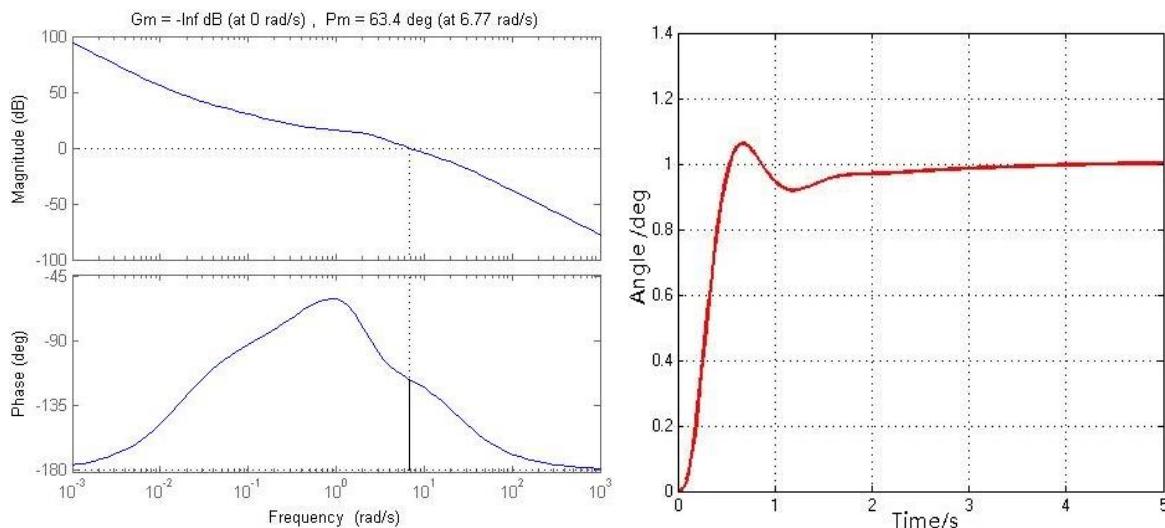


图 5.19 固定翼俯仰通道系统 bode 图

图 5.20 固定翼俯仰通道阶跃响应曲线

### 5.3 倾转过渡模式控制律

由第四章对倾转过渡模式下的数学分析可知，无人机的实际俯仰角 $\vartheta$ 和虚拟新机体系下描述的俯仰角 $\vartheta'$ 之间存在关系： $\vartheta = \vartheta' + \varphi$ 。在姿态变换过程中，需要控制 $\vartheta' = 0$ ，对应控制 $\vartheta = \varphi$ ；加速过程时，需要控制 $\vartheta' < 0$ ，由于短舱倾角此时已经偏转到临界角 $\varphi_0$ ，因此对应控制实际俯仰角 $\vartheta = \vartheta' + \varphi_0$ 。可见，倾转过渡过程的姿态角控制可使用直升机模式下的控制律。

对于定高控制，由第三章对定高方案的分析可知，定高过程是根据当前的气动升力来调节旋翼速度，从而改变拉力的竖直分力，两者之和与重力抵消，保证竖直方向上的加速度为 0。当引入高度反馈时，高度的控制便与直升机模式下的高度控制类似，因此也无需单独设计。平飞控制时，使用固定翼模式下的俯仰角控制律控制俯仰角始终为 0，直到完全进入固定翼飞行模式。

## 5.4 本章小结

本章根据前面各章所建立的 QTR 无人机系统控制模型，通过经典控制理论对系统进行分析，然后基于 PID 控制算法，设计了直升机模式下的姿态角和高度控制律以及固定翼模式下的俯仰角控制律，并在 MATLAB 中对控制律进行仿真，仿真结果表明所设计控制律的控制效果满足设计指标要求。

## 第6章 QTR 无人机软件系统

飞行控制系统要完成飞行控制任务，控制律的执行只是其中的一部分，还要实现控制指令的接收、各反馈信号的采样及系统异常的处理等复杂功能。基于硬件系统的设计，系统使用 FreeRTOS 嵌入式操作系统构建无人机的飞行控制软件系统，在操作系统环境下创建各个系统功能任务，每个任务通过不同的接口函数操作硬件底层模块，最终实现飞控系统的控制功能。

### 6.1 FreeRTOS 简介

实际环境中要求系统必须对某一事件快速做出响应，而这在循环执行加中断嵌套的软件结构下是无法实现的，因此考虑使用嵌入式操作系统来提高任务执行的实时性。在抢占式内核的任务系统中，高优先级任务可以打断低优先级任务的运行而取得 CPU 的使用权，从而保证那些紧急的任务先执行，高优先级任务执行完成后重新把 CPU 的使用权归还给低优先级任务，这样处理器在任务调度器的控制下在各个任务之间快速地切换，实现多个任务的“同时”运行。

FreeRTOS 是一种十分小巧并且免费开源的嵌入式实时操作系统，用户可以按照需要对系统进行裁剪，从而大大缩小内存占用，特别是在资源有限的微控制器中运行时。系统工作时，由用户给每个任务分配任务优先级，任务调度器根据优先级来决定下一刻应该运行哪个任务，其操作特点主要有：

(1) 内核简单小巧，通常情况下只占用 4K~9K 字节的空间，同时内核支持抢占式，合作式和时间调度；(2) 高可移植性，代码主要用 C 语言编写；(3) 系统的组件（如任务、信号量）在创建时可以选择动态或静态的 RAM；(4) 任务与任务、任务与中断之间可以使用任务通知、消息队列、二值信号量、数值型信号量、递归互斥信号量和互斥信号量进行通信和同步；(5) 提供了用于低功耗的 Tickless 模式等。

由于硬件控制器使用 STM32F4 系列单片机，选择使用 FreeRTOS 作为软件搭建平台是十分合适的。

### 6.2 软件系统总体结构

基于 FreeRTOS 的飞控软件系统总体框图如图 6.1 所示。软件系统的框架按照功能不同划分为硬件驱动层、中间层和应用软件层，其中硬件驱动层通过直接与外部执行元件或传感器的连接来实现微控制器的控制功能，因此该层主要完成微控制器中各个外设

功能的基本配置与初始化，如系统时钟与中断配置、串口通信配置、PWM 输出配置以及 DMA 通道配置等；中间层处于系统上层软件和底层硬件之间，为上层软件提供操作底层硬件的接口，主要包含 FreeRTOS 的功能配置、指令和传感器信号接收以及数据采样与输出等；应用软件层由多个系统任务组成，该层直接面向用户来实现系统功能。该层中操作系统创建应用程序环境，并通过对各任务的分配和调度及时处理任务内容<sup>[33]</sup>。

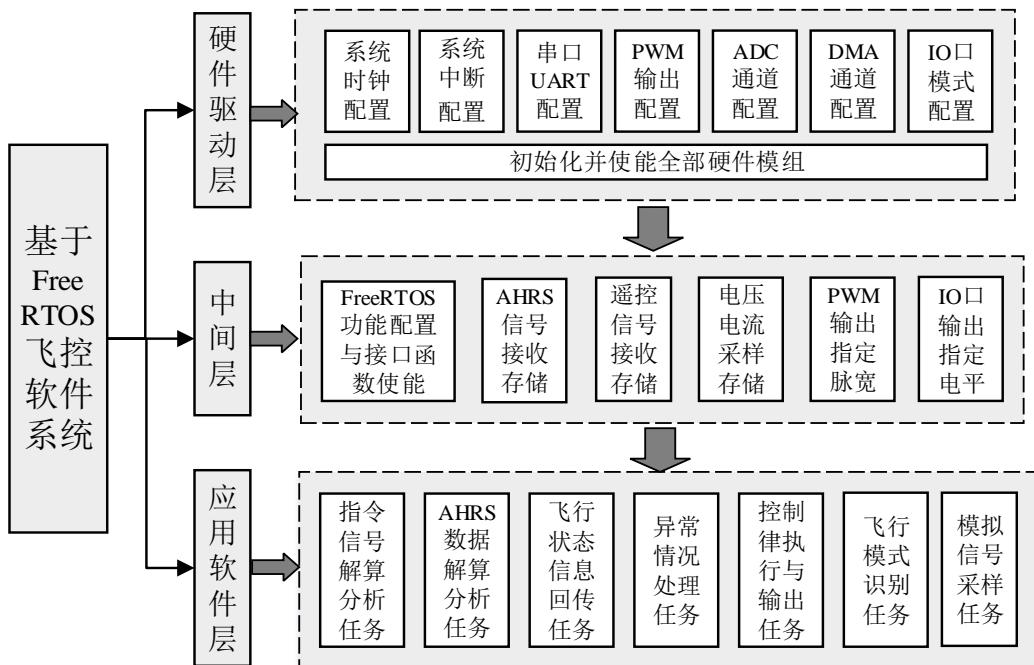


图 6.1 基于 FreeRTOS 的飞控软件系统总体框图

根据系统功能的需要，主要创建指令信号接收与处理任务、AHRS 信号接收与处理任务、模拟信号采样任务、飞行模式识别任务、控制律执行与输出任务、异常情况处理任务以及飞行状态信息回传任务等七大任务。每个任务均有就绪态、挂起态、阻塞态和运行态这四种可能的运行状态，各个运行状态之间的转换关系如图 6.2 所示。在整个系统运行时，根据需要使用相应的 API 函数可以对各任务的运行状态进行控制，从而使系统有序运行<sup>[34]</sup>。

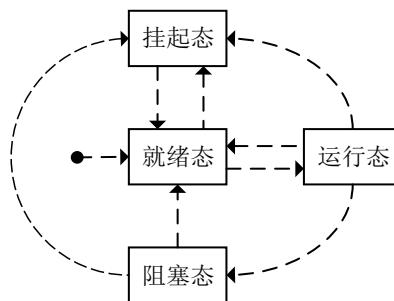


图 6.2 系统任务可能的运行状态

另一方面，按照所要执行任务的逻辑联系和紧急程度，给各任务设定不同的优先级，

以保证紧急任务能够先被执行。而各任务与任务、任务与中断之间的同步则是通过传递相应的任务通知信息完成的，如此将各个任务与中断联系成为一个信息网络，从而实现复杂的控制任务<sup>[35]</sup>。系统各任务的执行情况如图 6.3 所示。

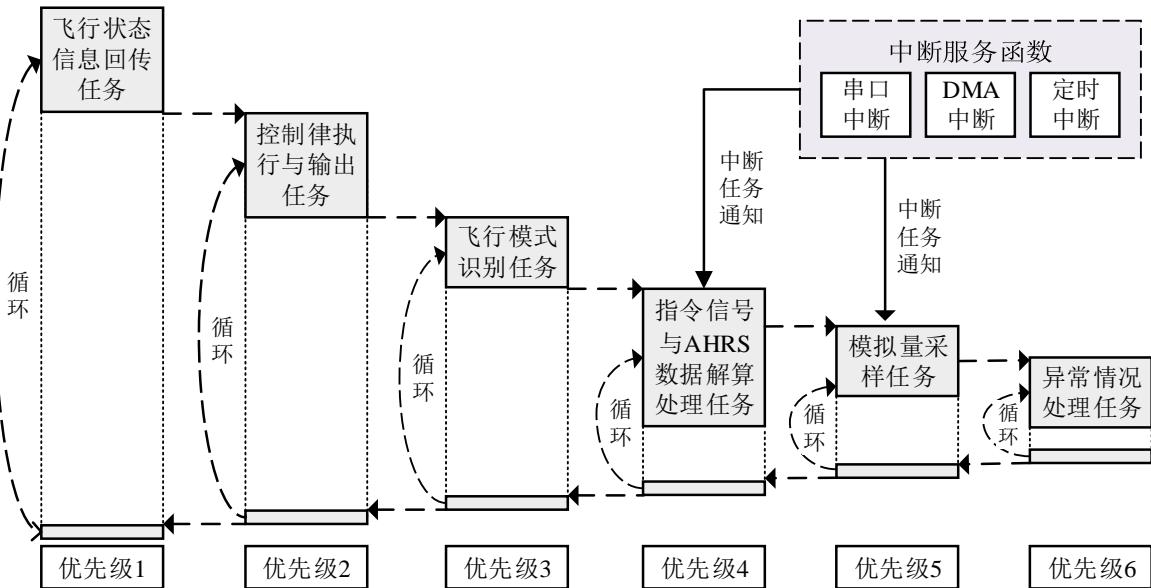


图 6.3 系统任务的执行情况示意图

对图 6.3 所示软件系统工作的具体情况说明如下：(1) 系统硬件底层初始化完成后，创建全部任务，在开启任务调度器后，各任务循环执行，遵循高优先级打断低优先级任务先执行，中断打断任务先执行的规则运行；(2) 飞行状态信息回传任务中以一定频率向地面站发送当前无人机的状态信息，对实时性要求不高，因此优先级最低；(3) 串口接收指令信号和 AHRS 信号后，通过 DMA 通道传输到控制器内存并在相关中断中向相应的信号解算任务发送任务通知处理收到的数据；(4) 模拟量采样任务中 ADC 模块循环连续采样指定 IO 口电压并通过 DMA 通道将量化后的数据保存至控制器内存，通过在相关中断中发送任务通知的方式在相应任务中处理采样数据；(5) 飞行模式识别任务中对当前的飞行模式进行识别，从而解挂或挂起相应的控制律任务并完成新的飞行模式的标志更新，实现对飞行控制的逻辑和时序的调度；(6) 控制律执行与输出任务是由三种飞行模式的控制律子任务组成，各子任务的运行状态受飞行模式识别任务的调度，因此系统工作的任意时刻只有一种控制律任务处于运行态；(7) 系统异常处理任务中对异常进行分类标记并循环检测，若有异常情况发生，则相应的标志位会被置位，由于异常处理任务的优先级最高，因此一旦由被标记的异常发生，系统将很快进入异常处理程序，执行相关指令来解除异常。

综上所述，根据不同任务的特点，设定任务的优先级和执行频率如表 6.1 所示。

表 6.1 不同任务的优先级和执行频率设置情况

任务名称	优先级	执行频率
飞行状态信息回传任务	2	50Hz
模拟信号采样任务	3	10Hz
控制律执行与输出任务	4	250Hz
飞行模式识别任务	5	20Hz
AHRS 信号接收与处理任务	6	250Hz
指令信号接收与处理任务	6	15Hz
异常情况处理任务	7	2Hz

## 6.3 软件子系统设计

按照软件系统的总体设计内容，分别设计对应的子系统。子系统中除了 FreeRTOS 中相关 API 函数的使能外，主要包括硬件底层的配置和各任务函数的编程实现。

### 6.3.1 硬件底层配置与初始化

底层的硬件驱动是与控制对象直接交互的接口，是实现系统功能的基础。根据第二章的硬件设计并结合系统设计需求，同时参考 ST 公司的产品手册《STM32F4xx 参考手册》，配置控制器底层外设情况如表 6.2 所示<sup>[36]</sup>。

表 6.2 硬件底层外设配置情况

外设	名称	功能	配置情况
USART	UART4	向地面站发送飞行信息	波特率:115200;8O1;DMA_TX
	USART2	接收 AHRS 模块数据	波特率:115200;8N1;DMA_RX
	USART3	接收遥控器指令信息	波特率:100000;8E2;DMA_RX
DMA	DMA1_S4_CH4	向 USART4->DR 发数据	存储器到外设；8 位；单次
	DMA1_S5_CH4	从 USART2->DR 读数据	外设到存储器；8 位；单次
	DMA1_S1_CH4	从 USART3->DR 读数据	外设到存储器；8 位；单次
	DMA2_S0_CH0	从 ADC1->DR 读数据	外设到存储器；16 位；循环
TIMER	TIMER1	输出 PWM 信号到电调	CH1-4,PWM 模式 1；100Hz
	TIMER3 & 8	输出 PWM 信号到舵机	CH1-4,PWM 模式 1；50Hz
	TIMER7	监测系统运行状态	计数器模式；20KHz
ADC	ADC1_CH10-15	采样电压电流信息	12 位；扫描且连续转换；DMA
IO	PE1;PE2	系统运行情况指示灯	推挽上拉输出模式，50MHz

### 6.3.2 指令信号接收与处理任务

遥控器信号被无人机上的接收机接收并解码后按照 S-bus 协议输出。S-bus 协议是

Futaba 公司所制定的一种通信协议，其与串行通信的不同在于通信信号电平相反，需要通过取反电路进行信号转换成标准串口的电平信号，因此可以使用控制器的串口模块进行数据的接收。数据处理过程中先按照 S-bus 信号的串口配置接收数据，然后根据协议内容进行数据的解算，得到遥控器各通道的控制指令信息。由于信息数据量较大，数据的接收过程会对控制器内存有一定程度的占用，因此使用 DMA 通道直接将数据通过内部总线传到内存，然后在相应任务中处理数据<sup>[37]</sup>。信号处理流程示意图如图 6.4 所示。

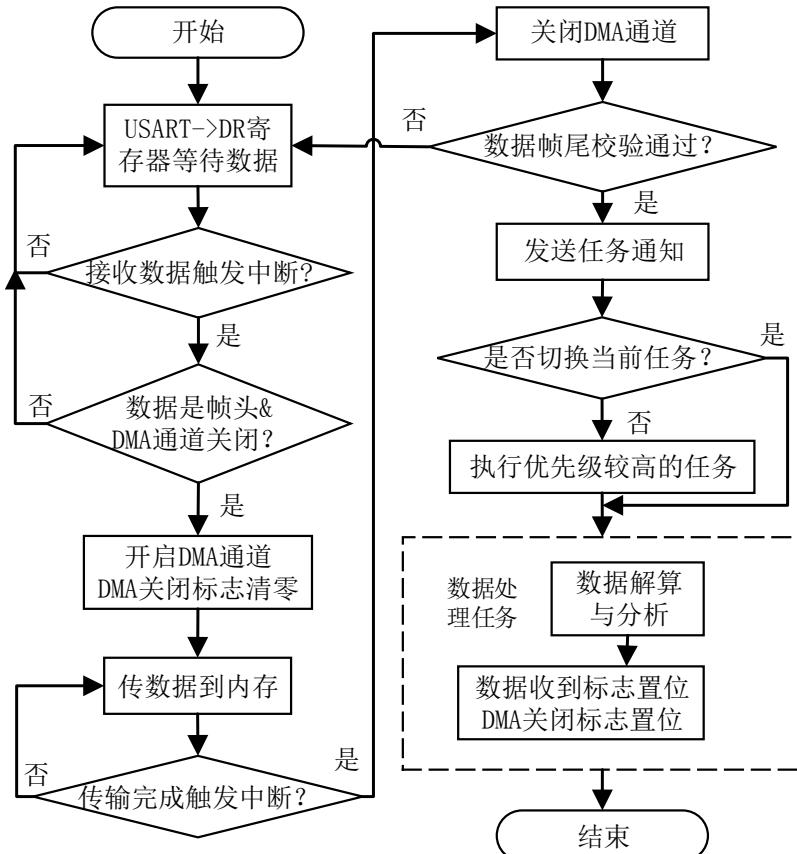


图 6.4 信号 DMA 接收与处理流程图

如流程图所示，指令数据传输到相应的串口寄存器时会触发接收中断，在中断中校验数据帧头，校验通过后打开 DMA 通道将数据传输到内存中，传输完成时触发完成中断，在该中断中校验数据帧尾，校验通过则向遥控指令数据处理任务发送通知；然后判断系统当前运行任务的优先级，以决定是否切换到数据处理任务；在数据处理任务中，对指令数据按照协议内容进行解析并置位相关的标志位，以便开启下一次传输过程。

在遥控指令数据的处理函数中，首先对各字节移位得到每个通道的数值，然后按照连续量和开关量的区别分别转化到相应的数据范围内，并根据第二章对遥控器各通道控制功能的描述，对各通道数据赋予对应功能，如操控方式，倾转使能等。而如果长时间未收到数据，或数据始终错误，则数据处理任务会处于阻塞状态，这时认为遥控器信号

丢失，置位相应的异常标志，在异常情况处理任务中便会将无人机设为自动控制模式，执行紧急降落或锁定无人机的操作。

### 6.3.3 AHRS 数据接收与处理任务

由第二章对 AHRS 模块的介绍可知，该模块通过串口输出俯仰角、横滚角、航向角、高度、温度等飞行状态信息。由于其数据的接收过程与遥控器指令信号的接收类似，因此采用同样的数据接收和处理方式，即首先串口接收数据，然后 DMA 传输并发送任务通知，最后在数据处理任务中解算数据。数据接收与处理流程参考图 6.4 信号 DMA 接收与处理流程图。不同之处在于 AHRS 数据接收与解算的协议更复杂一些，AHRS 模块的通信协议如下表 6.3 所示。

表 6.3 AHRS 模块的通信协议

数据标号	数据内容	说明
[0][1]	0xA5;0x5A	数据帧头
[2]	0x0C	第一组数据包数据量为 12
[3]	0xA1	第一组数据包标识字节
[4][5]	偏航角	单位 0.1 度，范围 0~360.0 度
[6][7]	俯仰角	单位 0.1 度，范围 -90~90.0 度
[8][9]	滚转角	单位 0.1 度，范围 -180~180.0 度
[10][11]	高度	单位 0.1 米
[12]	第一组累加取低字节	数据正确性校验
[13]	0xAA	第一组数据包结束标识
[14]	0x10	第二组数据包数据量为 16
[15]	0xA2	第二组数据包标识字节
[16][17]	加速度计 X 轴 ADC 输出	有符号整型数，对应 X 轴向加速度
[18][19]	加速度计 Y 轴 ADC 输出	有符号整型数，对应 Y 轴向加速度
[20][21]	加速度计 Z 轴 ADC 输出	有符号整型数，对应 Z 轴向加速度
[22][23]	陀螺仪 X 轴 ADC 输出	有符号整型数，对应滚转角速度
[24][25]	陀螺仪 Y 轴 ADC 输出	有符号整型数，对应俯仰角速度
[26][27]	陀螺仪 Z 轴 ADC 输出	有符号整型数，对应偏航角速度
[28]	第二组累加取低字节	第二组数据正确性校验
[29]	0xAA	第二组数据包结束标识

按照协议要求，数据解算时先将每组数据中除帧头外的所有数据相加，取低位字节与校验位数据比较，若两者相同则剔除帧属性标识数据，对剩余数据依次进行位操作，从而得到全部的飞行状态信息；若数据校验错误，则认为该数据包无效，相应的系统异

常标志置位。若长时间未收到 AHRS 数据，也会触发相应系统异常，在异常任务中根据情况对无人机执行紧急降落或锁定无人机的操作。

### 6.3.4 模拟量采样任务

模拟量采样任务主要完成模拟传感器信号量或电压量的采集。由于 STM32 内部有独立的 A/D 转换单元，因此使用 ADC 模块循环连续采样指定通道的电压信号并利用 DMA 通道将采样数据传输到内存的方式获得信号的量化值。这种方式充分利用系统资源，减少内存占用的同时具有很高的采样效率。每个采样周期完成后在 DMA 完成中断中向处理任务发送通知，在处理任务中将采样数据转化为准确电压值，然后根据传感器的分辨率计算出具体物理量的大小，如电压、电流及压强等。相关软件编写流程如图 6.5 所示。

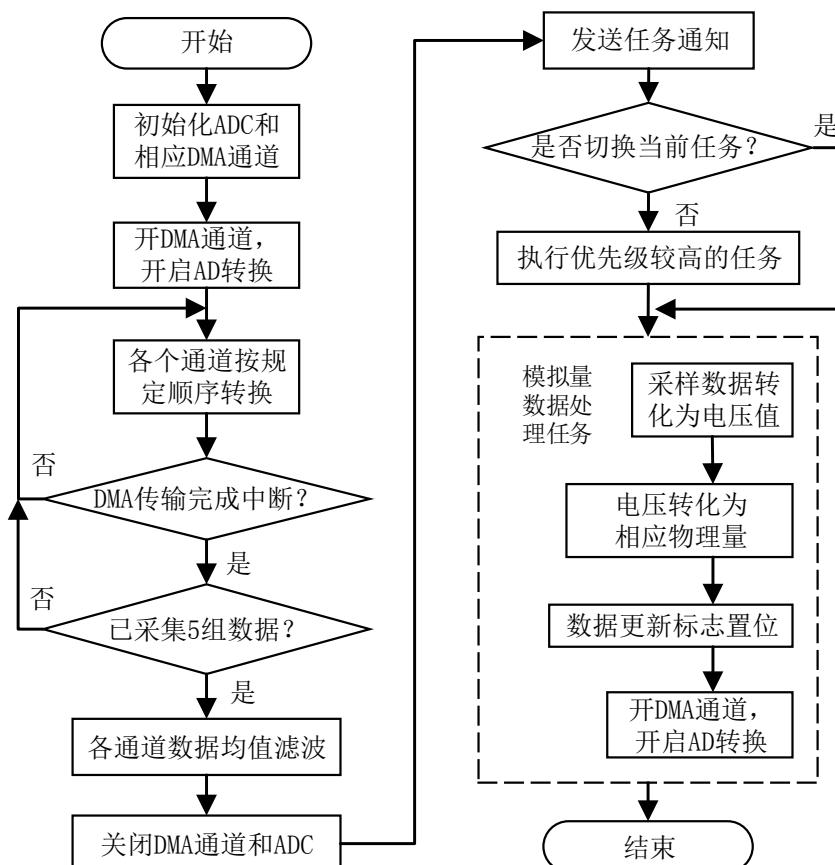


图 6.5 模拟量采样及处理软件编写流程图

### 6.3.5 飞行模式识别任务

由于 QTR 无人机不只一种飞行模式，并且不同模式之间存在转换关系，这就要求控制器在飞行过程中根据飞行模式的变化及时切换相应的控制律。因此，飞行模式识别

任务主要完成对飞行控制律执行的调度。任务中通过对当前飞行模式的判断来切换控制任务，具体实现方式为：通过一个8位的变量记录飞行状态，其中高四位表示前一时刻的飞行状态，低四位代表当前时刻的飞行状态，当外部操作对飞行状态进行改变时，低四位右移变为高四位更新上一时刻的状态，再与当前状态值按位或运算更新当前时刻的状态，从而实现飞行状态的实时更新。飞行模式识别任务的软件实现流程如图6.6所示。

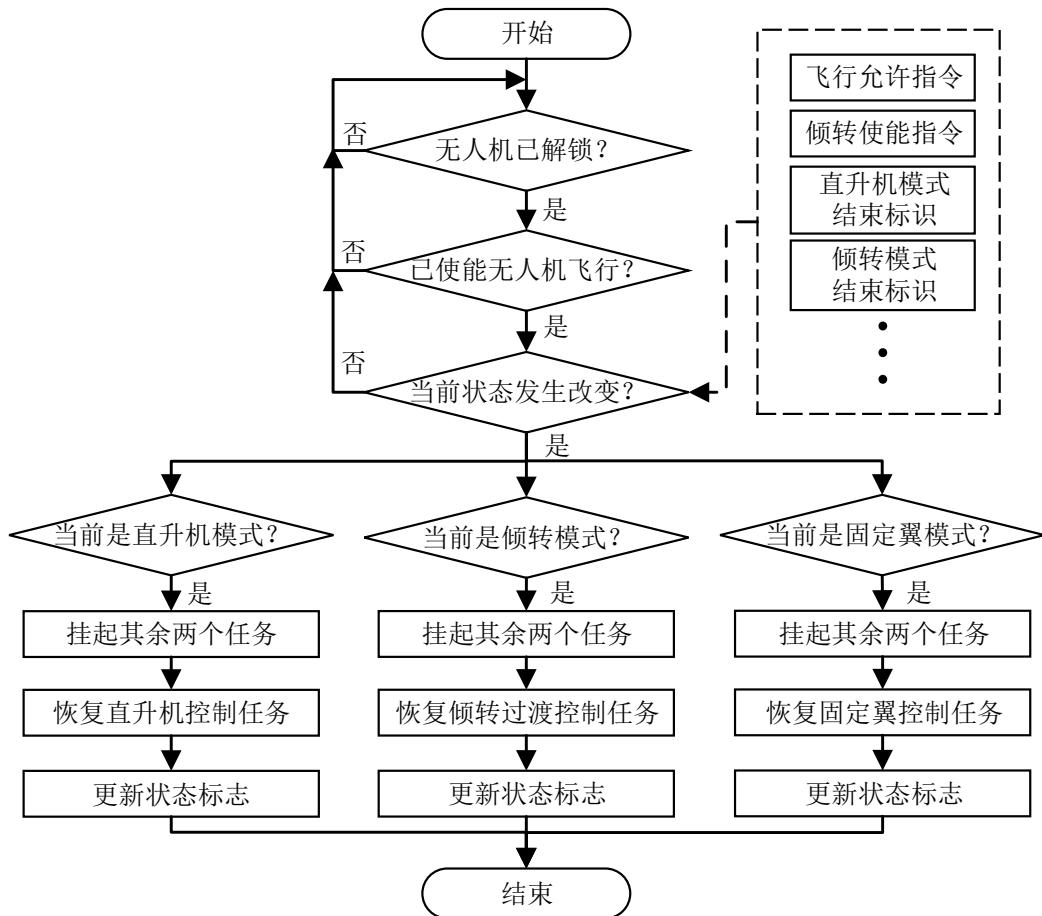


图 6.6 飞行模式识别任务的软件实现流程

系统运行时首先创建全部控制律任务，同时将它们均设置为挂起态，在飞行模式识别任务中对飞行状态标识进行判断当前的飞行模式，从而恢复相应的控制任务并更新状态标志。因此，任意时刻系统中只有一种控制律任务在执行。飞行状态在外部任务或中断中被改变，如遥控指令处理任务中接收到倾转使能指令，则将当前状态改为倾转状态，在该任务函数中将挂起其余两个任务，恢复倾转过渡控制任务，对过渡过程进行控制。

### 6.3.6 控制律执行与输出任务

控制律执行与输出任务由三种飞行模式下的控制任务组成，通过飞行模式识别任务的调配，系统任意时刻只有一种控制任务运行。因此，三种模式下的控制任务可以独立

设计。由第五章所设计的控制律可知，控制律主要基于 PID 控制算法，因此采用后向差分法对 PID 控制器进行离散化得到位置式和增量式的数字 PID 算法如下

$$\begin{cases} u(k) = K_p e(k) + K_I \sum_{j=0}^k e(j) + K_D [e(k) - e(k-1)] \\ \Delta u(k) = K_p [e(k) - e(k-1)] + K_I e(k) + K_D [e(k) - 2e(k-1) + e(k-2)] \end{cases} \quad (6-1)$$

为了方便程序设计，将离散后的算法编写为程序模块。对舵机的控制使用增量式 PID 算法，对角度的控制使用绝对式（位置式）PID 算法。由于角度控制使用串级控制方案，因此将串级 PID 控制功能也封装为程序模块。相关程序实现如附录 B 所示。

### 6.3.7 异常情况处理任务

为了对系统运行情况有所了解，定义异常标志量实时记录系统运行时出现的异常情况，并在异常处理任务处理系统异常。若异常发生在起飞之前，在异常处理任务中将发出报警并锁定无人机禁止其飞行；若异常发生在飞行过程中，则根据具体异常情况，采取向地面站发送报警通知、系统变为手动开环控制或强制转入自动控制模式并紧急降落等措施。为了及时响应异常状况，将该任务设定为最高优先级。

根据各个模块工作的情况，可能出现的异常有：（1）遥控器信号丢失；（2）AHRS 模块信号丢失；（3）电池电量过低；（4）系统功率过载；（5）飞行器未解锁；（6）倾转过程未开启手动模式等。因此可使用一个 8 位的异常标志量记录异常情况。一方面，异常标志量将作为回传信息，通过数据回传任务被发送到地面站，让操作者及时了解系统运行情况，对于调试系统和安全飞行有重要的意义；另一方面，在异常处理任务中会根据异常标志量反映的当前异常状况，采取不同程度的应急措施，避免事故的发生。

### 6.3.8 飞行状态信息回传任务

飞行状态信息反映了无人机的飞行状况，对于监测系统、调试无人机以及辅助操作手操控无人机等都起着重要的作用。在飞行状态信息回传任务中将要发送的信息进行编码打包，然后开启 DMA 通道将数据直接发送到串口数据寄存器，再经由串口控制器发送给无线数传模块，通过无线传输，最终数据被 PC 端的地面站软件收到并解算出飞行状态信息显示在屏幕上。飞行状态信息回传任务的执行频率设定为 50Hz。

数据帧包含帧头、系统状态、系统异常、飞行参数、电池使用情况、校验字节以及帧尾，共计 21 字节的数据。回传信息数据帧格式如表 6.4 所示。

表 6.4 回传信息数据帧格式

数据标号	数据内容	说明
[0][1]	0xFA;0xAF	数据帧头
[2]	系统状态	包含操控模式、解锁情况、倾转使能情况以及飞行模式等
[3]	系统异常情况	内容和系统异常标志量一致
[4:9]	姿态角	偏航角、俯仰角、滚转角，每个角度占用 2 字节
[10]	速度	当前无人机飞行空速，一个字节表示
[11]	高度	当前无人机高度，一个字节表示
[12]	电池电压	当前无人机电池电压，一个字节表示
[13:18]	Current[1:4]	四只电机运行电流，每只电机电流用 12 位表示
[19]	校验位	所有数据求和取低位字节作为校验位
[20]	0xFF	数据帧结束标识

## 6.4 地面站软件

使用 QT 语言编写简单的 PC 端地面站程序用于调试和辅助飞行操控。地面站接收由无人机发来的飞行状态信息显示在屏幕上。地面站实现的功能有：解算接收到的数据；显示无人机飞行状态和飞行参数；以不同颜色的曲线显示三个姿态角变化情况；一段时间内的飞行参数可以保存为数据文件用于分析。地面站界面如图 6.7 所示。

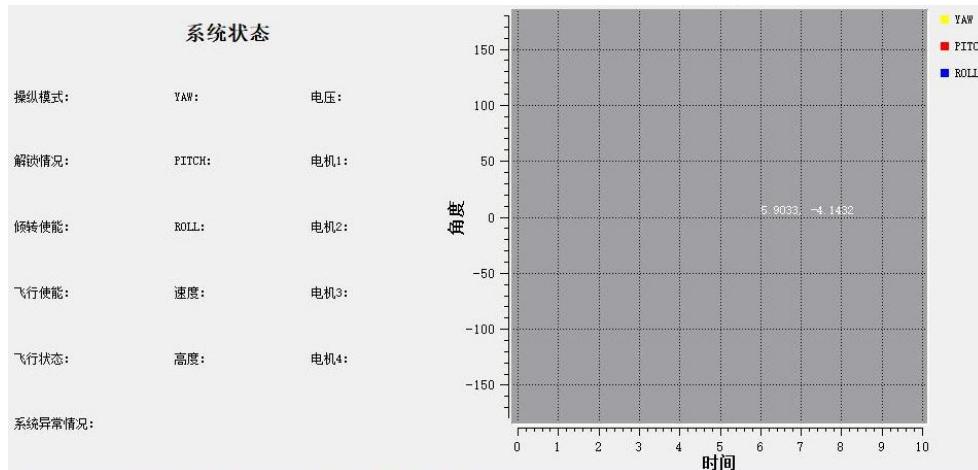


图 6.7 地面站界面

## 6.5 本章小结

本章实现了 QTR 飞行控制系统的软件设计，首先简单介绍 FreeRTOS 嵌入式操作系统，然后基于该操作系统设计软件系统的整体框架，划分出硬件底层、中间层和软件层并说明各层具体的工作过程；最后分别设计每个子系统，给出具体的实现方法。在 MDK5 编译环境中对整个系统进行编程实现，经反复调试，软件系统离线运行正常。

## 第 7 章 QTR 无人机系统调试与试验

为了验证所设计的 QTR 无人机控制系统各环节方案的可行性与可靠性，需要借助实际的模型机进行试验，通过实验结果改进所设计的方案。由前面各章对控制系统的工作原理可知，调试工作主要包括硬件电路调试、软件系统调试、软硬件系统整体调试以及控制律验证与改进。为了保证安全，调试时先在地面调试装置的辅助下对系统功能进行测试，然后进行飞行试验。

### 7.1 软硬件系统整体调试

根据第二章所设计的 QTR 模型机的结构组成，使用 EPS 泡沫板材、碳纤维杆、3D 打印的零件等材料制作出模型机实物，并将硬件系统各模块按照所设计的布局有序地装配到模型机上，搭建起 QTR 无人机硬件实验平台。QTR 无人机实物图如图 7.1 所示。



图 7.1 QTR 无人机实验平台实物图

由于硬件电路和软件系统的调试，在单独设计时已经基本完成，即所设计的控制板和电源及接口板均正常工作，软件方面的各个独立功能模块的底层驱动和接口函数均能够完成相应功能，因此可以直接进行软硬件整体调试，主要包括各模块之间的通信、传感器信号的采集、系统任务的运行以及系统各模块之间的逻辑连接等方面。

为了方便调试，在软件的系统功能任务之外再创建一个调试任务，并将其设置为最低优先级。在调试任务中通过串口将系统中任务创建情况、任务当前运行状态、任务运行时间以及运行占用 CPU 内存百分比等信息打印在 PC 端屏幕上。通过调试，某时刻系统任务状态及运行情况如图 7.2、7.3 所示。

**任务基本信息 (Task Basic Information)**

Name	State	Pri	Stack	Num
Debug_task	R	1	198	10
IDLE	R	0	115	11
To_Ground	B	2	89	4
Abnormal_Tsk	B	7	106	5
Flight_Mode	B	5	97	6
Analog_Proc	B	3	69	3
SBUS_data	B	6	55	1
AHRS_data	B	6	69	2
Helicpt_Ctrl	B	4	97	7
Airpln_Ctrl	S	4	117	8
Tmr_Svc	S	31	235	12
Tilttrt_Ctrl	S	4	117	9

**串口选择 (Serial Port Selection)**

- COM5:USB-SERIAL
- 波特率 (Baud Rate): 115200
- 停止位 (Stop Bits): 1
- 数据位 (Data Bits): 8
- 奇偶校验 (Parity): 无 (None)
- 串口操作 (Serial Port Operation):  关闭串口 (Close Serial Port)

**其他设置 (Other Settings)**

- 16进制显示 (Hexadecimal Display)
- 白底黑字 (White Background Black Text)
- RTS
- DTR

图 7.2 系统中任务的基本信息

**系统任务运行情况 (System Task Runtime)**

Name	Run-time	Percent
Debug_task	2325	<1%
IDLE	1569847	98%
Helicpt_Ctrl	22	<1%
Analog_Proc	200	<1%
SBUS_data	106	<1%
Flight_Mode	37	<1%
Abnormal_Tsk	11040	<1%
AHRS_data	3540	<1%
To_Ground	16	<1%
Tilttrt_Ctrl	0	<1%
Airpln_Ctrl	0	<1%
Tmr_Svc	1	<1%

**串口选择 (Serial Port Selection)**

- COM5:USB-SERIAL
- 波特率 (Baud Rate): 115200
- 停止位 (Stop Bits): 1
- 数据位 (Data Bits): 8
- 奇偶校验 (Parity): 无 (None)
- 串口操作 (Serial Port Operation):  关闭串口 (Close Serial Port)

**其他设置 (Other Settings)**

- 16进制显示 (Hexadecimal Display)
- 白底黑字 (White Background Black Text)
- RTS
- DTR

图 7.3 系统任务运行情况

从图 7.2、7.3 中也可以看出，系统成功创建各个功能任务，任务优先级设置及堆栈内存大小分配合理，实现了多任务的并发执行。

为了测试整个系统的运行情况，通过 PC 端地面站软件进行监测，地面站软件界面中显示系统姿态角、基本状态、系统异常情况以及其他传感器测量信息。通过对系统进行整体调试，某时刻地面站显示的系统运行情况如图 7.4 所示。可以看出，各子系统间通信正常；遥控器指令接收并解算无误，AHRS 模块信号接收解算无误，模拟传感器信号量的采集正常，系统状态识别和异常检测也符合当前情况下的设置，表明各功能任务在有序运行，实现相应功能。

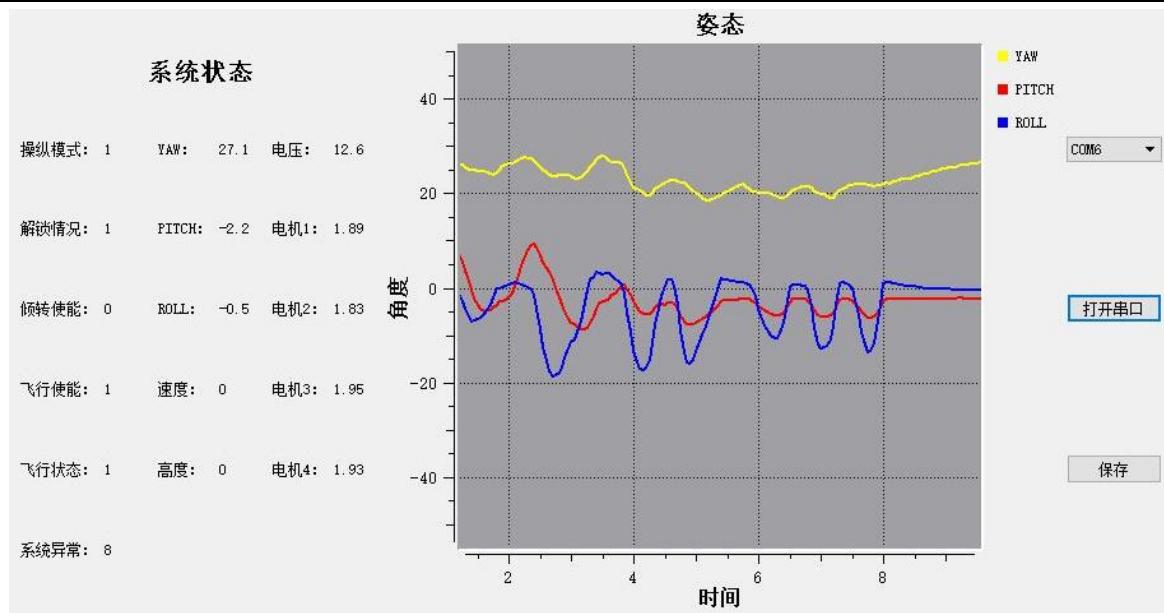


图 7.4 地面站中显示的系统运行情况

因此，通过对 QTR 控制系统的整体调试，所设计和制作的软硬件系统能够正常工作，实现预期的功能。

## 7.2 控制律验证

### 7.2.1 直升机模式姿态角控制调试

由于直升机模式下的姿态角均控制采用串级 PID 控制算法，只在系统结构参数上有差别，因此三个角的调试过程类似，这里主要对俯仰角控制的调试过程做详细介绍。调试时为了保证安全，通过绳索和杆将整个 QTR 无人机限制在纵向平面内，且只有俯仰运动一个自由度。直升机模式俯仰角控制调试装置如图 7.5 所示。

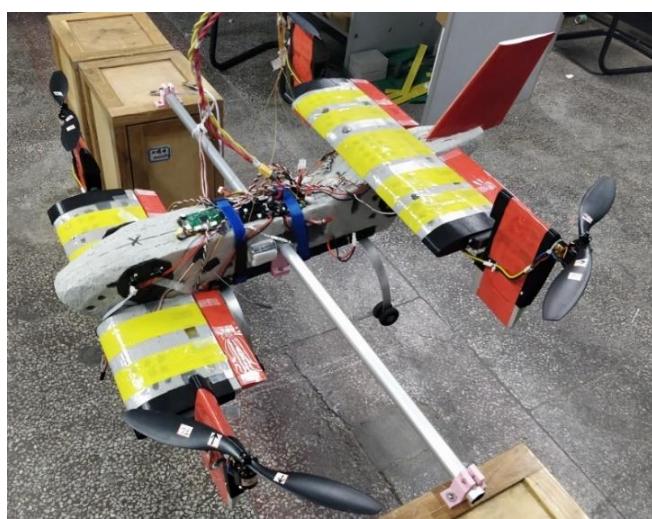


图 7.5 直升机模式下俯仰角控制调试装置

对双环控制系统进行调试时，先去掉外环控制，对内环角度环的正负反馈情况和 PD 参数进行调整，直到无人机能够对遥控器舵量做出很快响应；再加入外环角度控制，调整外环 PI 参数。调试时，通过遥控器开关向俯仰角稳定在 0 度左右的系统施加+8 度的阶跃信号，在地面站软件中观察俯仰角的变化过程，并保存数据在 Matlab 中处理。某一个 PID 参数下系统的阶跃响应曲线如图 7.6 所示。

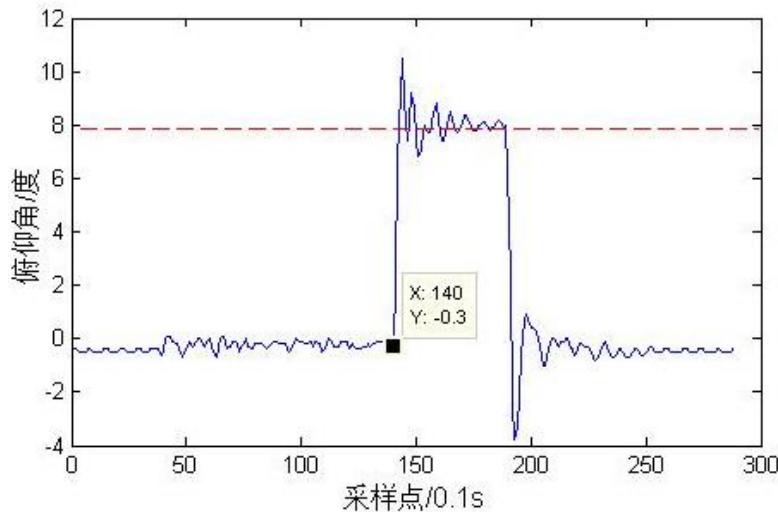


图 7.6 系统的阶跃响应曲线

由图 7.6 中的系统阶跃响应曲线可知，此参数下系统响应很快，但超调量大，调节时间较长。进一步修改参数后得到如图 7.7 和图 7.8 所示的俯仰角阶跃响应图。

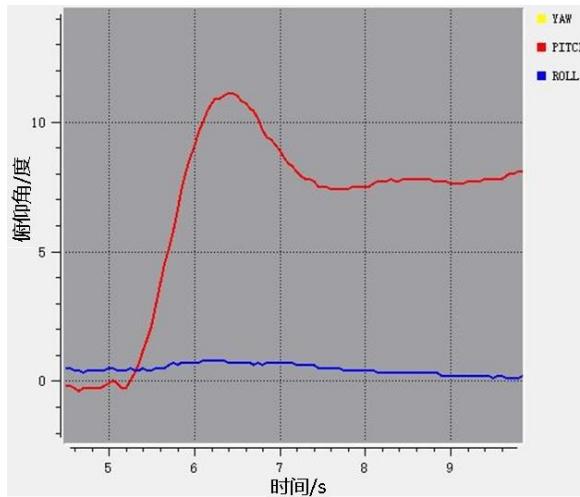


图 7.7 地面站中的俯仰角阶跃响应图

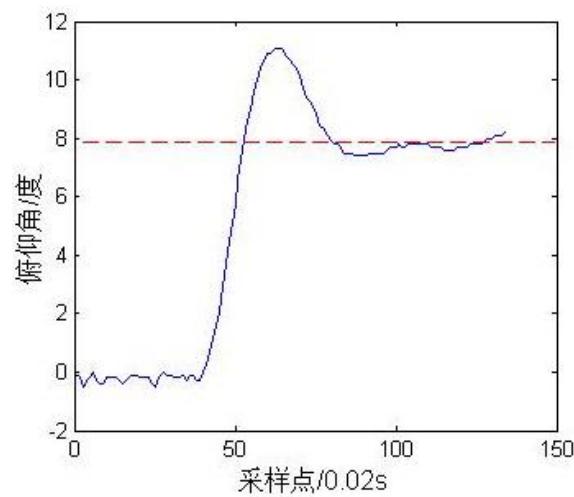


图 7.8 处理后的俯仰角阶跃响应曲线

分析图 7.8 可知，该 PID 参数下，系统超调量在 30% 左右，峰值时间为 0.5s，调节时间约为 1 秒，稳态误差几乎为 0。将时域指标参数转换为频域指标参数，得到系统截止频率  $\omega_c = 8.8 \text{ rad/s}$ ，相角裕度  $\gamma = 40.4^\circ$ ，相应带宽约为 1.4Hz，可知此时系统的性能大致满足设计指标要求，但要达到更好的性能，还需要对 PID 参数进一步调试。

用同样的方法调试 QTR 无人机的滚转角和偏航角，调试过程和俯仰角类似，不再赘述，相应的阶跃响应曲线如图 7.9、7.10 所示。

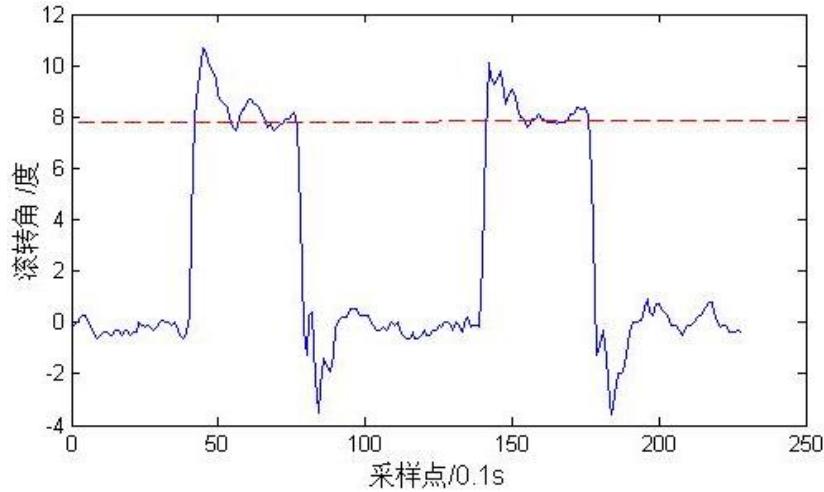


图 7.9 QTR 无人机的滚转角阶跃响应曲线

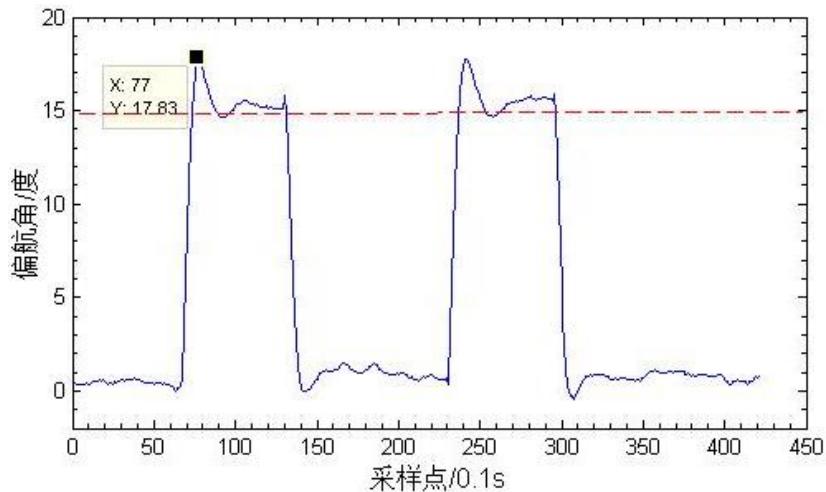


图 7.10 QTR 无人机的偏航角阶跃响应曲线

### 7.2.2 倾转过渡过程调试

倾转过程只涉及纵向运动，因此可以利用直升机模式下俯仰角调试装置，对倾转过程的第一个阶段，即姿态变换阶段，进行调试验证。按照第三章所述的过渡方案，设定姿态变换后的正攻角值为经验值 12 度。实验得到的变换过程中的角度变化曲线如图 7.11 所示。图中显示出短舱倾角和无人机俯仰角的同步变化过程，分析曲线可知，无人机俯仰角完全跟随短舱倾角反向同步变化，变化过程为 1.6 秒，变换后的无人机很快稳定在新机体坐标系下的俯仰角 0 度附近（原机体坐标系 12 度），完成姿态变换，满足设计要求。

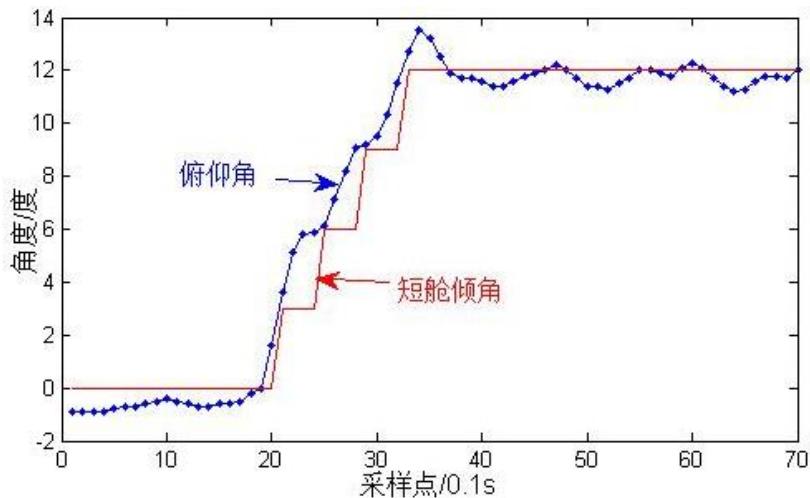


图 7.11 倾转过渡过程的姿态变换阶段角度变化曲线

### 7.3 飞行试验

利用各个通道的控制律对无人机进行综合控制，通过遥控器发送无人机的油门与姿态角指令操控无人机飞行。直升机模式下的空中飞行试验图如图 7.12 所示。



图 7.12 直升机模式空中飞行试验图

通过直升机模式下的飞行试验发现所设计制作的 QTR 模型机在机械结构方面存在一些小问题，如由于所制作模型机的质量较重，需要很高的油门（约 65%）才能起飞；由于机械安装的误差，电机高速旋转时，机身会有形变和震动等。同时，由于调试设备

与场地等的限制，直升机模式下的高度控制、过渡过程的倾转加速阶段以及固定翼模式飞行控制等调试内容将在后续工作中进行。

## 7.4 本章小结

本章中主要完成了 QTR 无人机控制系统的部分调试工作，主要包括软硬件系统整体调试、直升机模式俯仰角控制以及倾转过程中姿态变换阶段等的调试，结果表明，QTR 系统平台方面，各子系统均正常工作，各功能任务均有序运行，所设计和制作的软硬件系统实现预期的功能；控制律验证方面，姿态角串级控制律满足设计指标要求，实现无人机在直升机模式和倾转过渡模式姿态变换阶段的飞行。

## 结 论

倾转四旋翼机（QTR）兼具直升机和固定翼飞机优点，具有广阔的应用前景。本文利用小型 QTR 模型机对其飞行控制系统进行设计与研究，所取得的成果如下：

(1) 设计完成基于 STM32F407 微控制器的硬件平台和基于 FreeRTOS 嵌入式操作系统的飞行控制软件平台，将二者装配到模型机上构成 QTR 控制系统实验平台。通过整体调试，所设计制作的 QTR 无人机平台能够正常工作，实现了预期的功能。

(2) 根据 QTR 无人机的结构和倾转过程特点，提出 QTR 倾转过渡过程的转换和控制方案，将过渡过程分为姿态变换、非负攻角加速和短舱倾转三个阶段，实现直升机控制和固定翼控制的衔接，简化了传统倾转旋翼机过渡过程的控制问题。通过模型机对过渡过程的姿态变换阶段进行工程实现，初步验证了该方案的可行性。

(3) 通过对 QTR 无人机数学模型的简要分析，得到机体在各个飞行模式下的控制模型，并通过理论分析和实验的方法建立实际系统中的各个元件的等效控制数学模型，从而构建出无人机各个通道的结构框图模型。

(4) 利用经典控制理论，仿真设计了基于 PID 算法的飞行控制律，仿真结果满足设计指标要求。通过 QTR 模型机对直升机模式和倾转姿态变换阶段进行飞行测试，测试数据表明所设计的直升机模式下的飞行控制律及倾转过程第一阶段控制律满足应用要求。

本文完成了 QTR 控制系统实验平台的设计并实现了 QTR 模型机在直升机模式和倾转过渡模式第一阶段下的遥控飞行，但由于自行设计制作的模型机结构方面的一些问题，同时受到调试场地和设备的限制，并未实现全部的飞行控制功能，因此后续还需要通过大量的飞行测试对所设计的飞行控制系统做进一步的完善和改进。

## 参考文献

- [1] 陈恒,左晓阳,张玉琢. 倾转旋翼飞机技术发展研究[J]. 飞行力学, 2007, 25(1): 5-8.
- [2] 张庆,殷永亮,吴超. 美军倾转旋翼机的发展和事故分析[J]. 科学之友, 2011(10): 126-128.
- [3] 吴希明. 高速直升机发展现状、趋势与对策[J]. 南京航空航天大学学报, 2015, 47(2): 173-179.
- [4] 蔡婧,蔡汝鸿. V-22 “鱼鹰” 倾转旋翼机研制历程与关键技术[J]. 航空科学技术, 2013(3): 11-14.
- [5] 蔡汝鸿. 不断发展的倾转旋翼机[J]. 直升机技术, 2005(2): 49-53.
- [6] 章. 意大利倾转旋翼机方案[J]. 直升机技术, 2000(1): 39.
- [7] 马援. V-22 后继者:四倾转旋翼机[J]. 国际航空, 2007(3): 25-26.
- [8] Flores G,Lozano R. Transition Flight Control of the Quad-tilting Rotor Convertible Mav[C]//International Conference on Unmanned Aircraft Systems, [S.l.]: [s.n.], 2013: 789-794.
- [9] Oosedo A,Abiko S,Narasaki S, et al. Flight Control Systems of a Quad Tilt Rotor Unmanned Aerial Vehicle for a Large Attitude Change[C]//Ieee International Conference on Robotics and Automation, [S.l.]: [s.n.], 2015: 2326-2331.
- [10] Abhishek,Krishna MR,Sinha S, et al. Design, Development and Flight Testing of a Novel Quadrotor Converiplane Unmanned Air Vehicle[C]//American Helicopter Society Forum & Technology Display, [S.l.]: [s.n.], 2017.
- [11] 樊方星,杨军. 参数空间法在倾转旋翼机飞行控制系统设计中的应用[J]. 弹箭与制导学报, 2006(S6): 349-350, 353.
- [12] 闫秋红. 垂直起降倾转四旋翼机过渡阶段控制问题研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2015.
- [13] 关武. 蓝鲸旋翼机[J]. 老同志之友, 2014(9): 50.
- [14] 张东升,陈航科,梅雪松,等. 可倾转四旋翼飞行器:, CN 103072688 A[P]. 2013.
- [15] 韩涛. 四倾转旋翼机直升机模式飞行控制系统研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2012.
- [16] 于博.意法 STM32 系列微控制器力推 “F4” [J].中国电子商情,2011(10): 40.

- [17] 梁建宏,田伟程,王田苗. 基于 ARM 与低成本 MEMS 器件的 AHRS 设计[J]. 单片机与嵌入式系统应用, 2012, 12(5): 1-4.
- [18] 吴森堂. 飞行控制系统[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2013: 210-287.
- [19] 方璇,钟伯成. 四旋翼飞行器的研究与应用[J]. 上海工程技术大学学报, 2015, 29(2): 113-118.
- [20] 张飞,路平. 倾转旋翼机倾转模式控制和倾转策略分析[J]. 飞航导弹, 2016(11): 54-56.
- [21] 郭剑东,宋彦国,夏品奇. 小型无人倾转旋翼机全模式飞行操纵控制[J]. 南京航空航天大学学报, 2009, 41(4): 439-444.
- [22] 杨军. 倾转旋翼机飞行控制[M]. 北京: 航空工业出版社, 2006: 35-48.
- [23] Maisel MD,Giulianetti DJ,Dugan DC. The History of the Xv-15 Tilt Rotor Research Aircraft From Concept to Flight[J]. 2000.
- [24] 钱杏芳,林瑞雄,赵亚男. 导弹飞行力学[M]. 北京: 北京理工大学出版社, 2013: 29-42.
- [25] 洪伟. 基于视觉/MEMS 的 MAV 的位姿估计[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2010.
- [26] 李俊,李运堂. 四旋翼飞行器的动力学建模及 PID 控制[J]. 辽宁工程技术大学学报(自然科学版), 2012, 31(1): 114-117.
- [27] 于秀萍,刘涛. 制导与控制系统[M]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学出版社, 2014: 60-71.
- [28] 翟琨. 小型四倾转旋翼机(QTR)控制系统设计[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2013.
- [29] 黄忠霖. 控制系统 MATLAB 计算及仿真[M]. 北京: 国防工业出版社, 2001: 240-260.
- [30] 王广雄,何朕. 控制系统设计[M]. 北京: 清华大学出版社, 2008: 138-145.
- [31] 胡寿松. 自动控制原理(第四版)[M]. 北京: 科学出版社, 2001: 241-259.
- [32] 何湘智,王荣春,罗倩倩. 固定翼无人机纵向控制律设计及仿真验证[J]. 科学技术与工程, 2010, 10(9): 2134-2138.
- [33] 刘林秀,曹云峰,庄丽葵,等. 倾转旋翼机飞控系统软件模块化设计[J]. 佳木斯大学学报(自然科学版), 2012, 30(3): 379-384.
- [34] 张龙彪,张果,王剑平,等. 嵌入式操作系统 FreeRTOS 的原理与移植实现[J]. 信息技术, 2012, 36(11): 31-34.
- [35] Barry R. Using the Freertos Real Time Kernel - a Practical Guide[J]. 2010
- [36] 刘军. 原子教你玩 STM32:寄存器版[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2015:

115-263.

- [37] 魏琳,田波. 基于 STM32F4 系列的串口 DMA 数据处理传输研究[J]. 自动化应用, 2016(8): 92-93.

## 致 谢

本课题是在程建华老师的悉心指导下完成的，在这里我首先要特别感谢程老师，他不仅教给我解决问题的方法，还帮助我改变了很多不好的学习习惯，他的教诲使我受益匪浅。在论文修改方面，得到了齐兵博士的大力帮助，在此对齐师兄表示感谢。同时，论文中 QTR 模型机的制作方面得到航天学院 15 级学生刘红的帮助，地面站软件的编写是在 14 级自动化学院的燕会臻同学的帮助下完成，在此对他们表示感谢。

在这四年学习生活中，我十分幸运地加入了“E 唯协会”这一科创社团，在其中学会了很多实用的技能，在此特别感谢社团指导教师刘文智和李海波老师，他们不但带领我参加了许多科创比赛，而且教给我许多生活经验。同时还要感谢实验室里的学长学姐以及一起参加比赛的队友们，没有他们的帮助和鼓励，就没有我所取得的这些荣誉。当然这一切都归功于母校的培养，无论以后身在何处，我都将牢记哈军工精神。最后，感谢千里之外的家人，是他们的支持才使得我顺利完成学业，他们期待的目光使我奋勇向前，永不言弃。

附录

## 附录 A 硬件系统电路板设计图

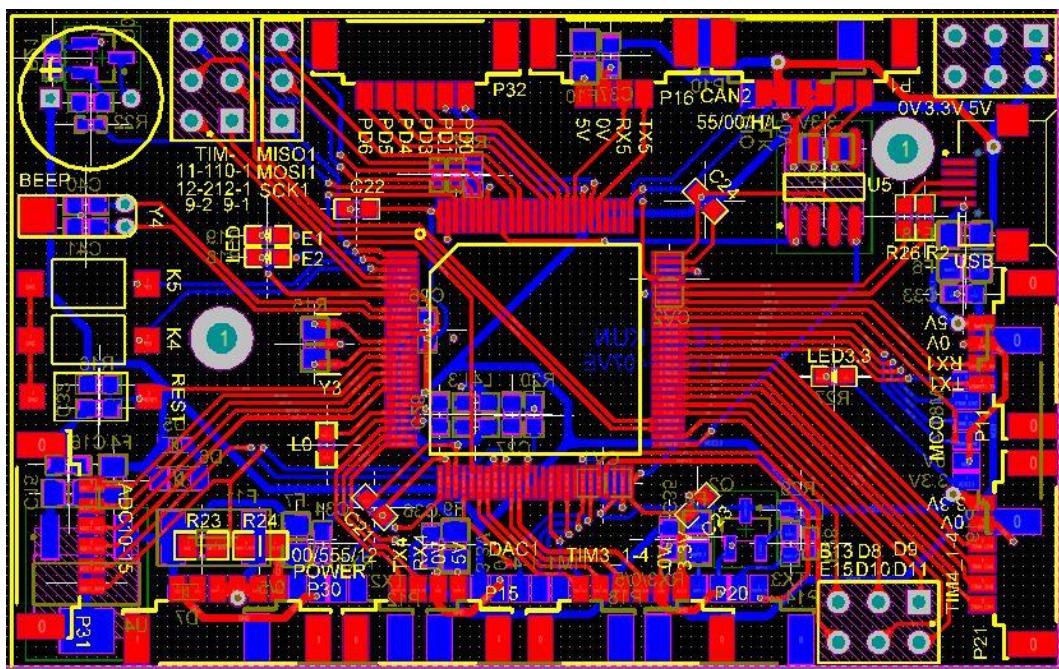


图 A1 STM32F407 系统控制电路板

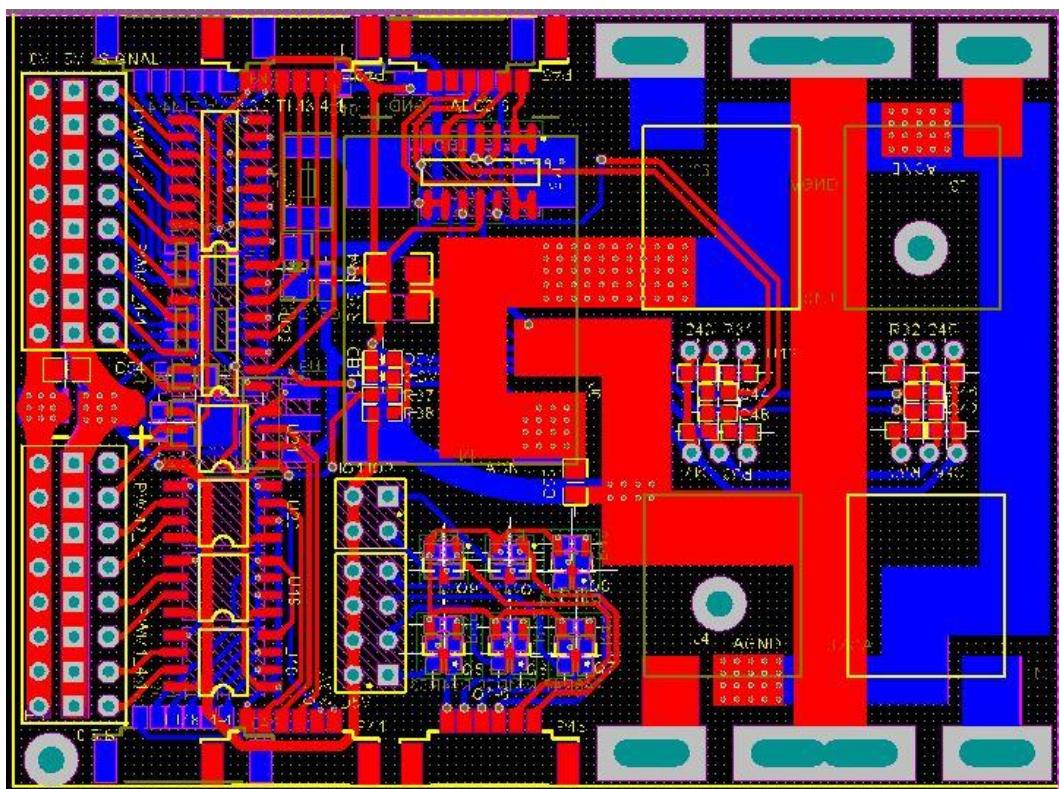


图 A2 电源及接口电路电路板

## 附录 B 控制算法程序实现

//增量式 PID 算法

```
void Increment_PID(PID_IncrementType* PID)
```

```
{
```

```
    PID->d_CtrOut = PID->Kp * PID->ErrNow - PID->Ki * PID->ErrLast + PID->Kd * PID->ErrPrev;
```

```
    PID->ErrPrev = PID->ErrLast; //存储误差，用于下次计算
```

```
    PID->ErrLast = PID->ErrNow;
```

```
    //PID->ctrOut += PID->dCtrOut; //计算输出
```

```
}
```

//位置式 PID 算法

```
void Absolute_PID(PID_AbsoluteType* PID)
```

```
{
```

```
    PID->ErrP = PID->ErrNow; //读取现在的误差，用于 kp 控制
```

```
    PID->ErrI += PID->ErrNow; //用矩形法数值积分近似计算积分，用于 ki 控制
```

```
    if( PID->ErrI > PID->ErrIMax) //对积分限幅，避免出现积分饱和
```

```
        PID->ErrI = PID->ErrIMax;
```

```
    else if(PID->ErrI < PID->ErrIMin)
```

```
        PID->ErrI = PID->ErrIMin;
```

```
    PID->ErrD_now = PID->ErrNow - PID->ErrLast; //一阶后向差分近似代替微分，用于 kd 控制
```

```
    PID->ErrLast = PID->ErrNow; //保存现在的误差
```

```
    PID->ErrD=PID->D_LowPass * PID->ErrD_last + (1-PID->D_LowPass)*PID->ErrD_now;
```

```
    PID->ErrD_last = PID->ErrD_now;
```

```
    PID->CtrOut = PID->Kp * PID->ErrP + PID->Ki * PID->ErrI + PID->Kd * PID->ErrD;//计算输出
```

```
}
```

//串级 PID 角度控制算法

```
float Ang_DoubLop_Ctrl(float Exp_Angle,float Now_Angle,float Now_Ang_Rat,PID_AbsoluteType* Angle_PID,PID_AbsoluteType* AngleRate_PID)
```

```
{
```

```
    Angle_PID->ErrNow = Exp_Angle - Now_Angle;//外环反馈差值
```

```
    Angle_PID->D_LowPass=0.3;//低通滤波系数
```

```
    Angle_PID->ErrIMax=500;
```

```
    Angle_PID->ErrIMin=-500;
```

```
    Absolute_PID(Angle_PID);//对角度环执行 PID 算法，输出直接填充到 PID 结构体中
```

```
    AngleRate_PID->ErrNow = Angle_PID->CtrOut - Now_Ang_Rat;//外环输出作为内环的期望输入
```

```
    AngleRate_PID->D_LowPass=0.3;//低通滤波系数
```

```
    AngleRate_PID->ErrIMax=800;
```

```
    AngleRate_PID->ErrIMin=-800;
```

```
    Absolute_PID(AngleRate_PID);//对角速度环执行 PID 算法，输出直接填充到 PID 结构体中
```

```
    return AngleRate_PID->CtrOut;//返回输出值
```

```
}
```