



哈尔滨工业大学

硕士 学位 论 文

论文题目 基于 ARM 的小型无人机自动驾驶
仪设计

研究生 王宇熙

专业 控制理论与控制工程

研究方向 自主飞行控制

指导教师 林峰（教授）曲晓光（副教授）

二零一六年三月

原创性声明

本人郑重声明：所呈交的学位论文是本人在导师的指导下独立完成的。除文中已经注明引用的内容外，本论文不包含其他个人或集体已经发表或撰写过的作品或成果，也不包含本人为获得其他学位而使用过的成果。对本文研究做出重要贡献的个人或集体均已在论文中进行了说明并表示谢意。本声明的法律后果由本人承担。

论文作者签名：王宇熙

2016年3月21日

分类号_____

密级_____公开_____

U D C_____

学 位 论 文

题目 :基于 ARM 的小型无人机自动驾驶仪设计

研究 生 姓 名 :王宇熙

学 科 专 业 名 称 :控制理论与控制工程

研 究 方 向 :自主飞行控制

论 文 类 型 :基础研究

申 请 学 位 :工学硕士

指 导 教 师 姓 名 :林峰 曲晓光

指 导 教 师 职 称 :教授 副教授

指 导 教 师 单 位 :沈阳航空航天大学

论 文 提 交 日 期 :2016 年 03 月 01 日

论 文 答 辩 日 期 :2016 年 03 月 12 日

沈 阳 航 空 航 天 大 学

2016 年 03 月

SHENYANG AEROSPACE UNIVERSITY
THESIS FOR MASTER'S DEGREE

**THE AUTOPILOT OF SMALL UAV
DESIGNED BASED ON ARM**

Candidate : YuXi Wang

Supervisor : Feng Lin XiaoGuang Qu

Specialty: Control Theory and Control Engineering

Date: March, 2016

摘要

随着无人机 (UAV) 在我国军民领域十分广泛的应用，对无人机的整体性能也提出了更高的要求。自动驾驶仪系统是无人机 (UAV) 的重要组成部分，是保障无人机 (UAV) 稳定完成任务的前提条件。因此，无人机的自动驾驶仪系统具有十分重要的研究价值。

本文在充分分析国内外军用和民用无人机自动驾驶仪的基础上，总结无人机自动驾驶仪的构成和工作原理，给出了以小型无人机为研究对象的自动驾驶仪系统整体设计方案。依据此方案完成自动驾驶仪系统的硬件设计、底层驱动软件设计、控制律软件设计，并根据制作完成的自动驾驶仪硬件平台搭建半实物仿真环境，通过仿真分析验证自动驾驶仪的性能。

首先，以 ARM Cortex-M3 内核的 STM32F103 为核心微控制器开发设计了自动驾驶仪的硬件平台，硬件平台集成最小系统电路、串口通信电路、CAN 总线电路、SD 存储卡电路、网线接口电路、传感器电路以及电源电路，其中传感器电路包括陀螺仪、加速度计传感器电路、磁航向传感器电路、气压传感器电路、GPS 电路。完成了硬件平台的设计、焊接与调试工作。

其次，以硬件平台的设计方案为基准完成面向硬件编程的底层驱动软件设计。以 MATLAB/SIMULINK 下的小型无人机模型为基准，以 PID 控制为原则，反馈控制为原理，设计小型无人机的纵向控制律和横向控制律。创新性的提出将遗传算法应用到控制律的设计中，实现对 PID 三个参数的最优化选择，通过在 MATLAB 下的闭环仿真，分析所设计控制律的正确性，并编译成 C 代码完成控制律软件的设计。

最后，以 FlightGear 软件作为视景，编写网络通信协议软件实现和自动驾驶仪硬件平台的通信，完成半实物仿真环境的搭建，验证了自动驾驶仪系统的设计精度及可靠性。

本文始终秉承着“高效率、低成本”的开发原则，设计了一套具有自主知识产权的自动驾驶仪系统，为将来继续研究打下良好的基础。

关键词：无人机 (UAV)；自动驾驶仪；硬件平台；半实物仿真

Abstract

With the wide application of unmanned aerial vehicle (UAV) in the civil military and civilian areas, higher requirement of UAV overall performance is also put forward. The autopilot system is an important part of UAV and is the precondition of ensuring stability of UAV to complete the task. Therefore, the UAV autopilot system has a very important research value.

In this paper, the composition and working principle of the UAV autopilot are summarized based on the full analysis of military and civilian UAV autopilot in domestic and foreign. Taking small UAV as the research object, the overall design scheme of the autopilot system is given. According to this scheme, the design of autopilot system hardware, the underlying driver software, and the control law software will be given out. The hardware-in-the-loop simulation environment is built based on the completed autopilot hardware platform. The performance of the autopilot is verified by the simulation analysis.

Firstly, taking the STM32F103, which is the kernel of ARM Cortex-M3, as the core microcontroller, the hardware platform of autopilot is developed and designed. The hardware platform integrates minimum system circuit, serial communication circuit, CAN bus circuit, SD memory card circuit, network cable interface circuit, sensor circuit and power circuit. Among them, the sensor circuit includes the gyroscope, accelerometer sensor circuit, magnetic heading sensor circuit, pressure sensor circuit and GPS circuit. Such as design, welding and debugging of the hardware platform are completed.

Secondly, we'll accomplish the underlying drivers' software design for the hardware programming based on the scheme for the hardware platform. The longitudinal control law and the lateral control law of small UAV are designed based on the PID control principle and the feedback control principle for micro-UAV on the basis of MATLAB/SIMULINK models. The application from genetic algorithm to the control law is proposed innovatively and the optimization of three PID parameters is completed. Through the closed-loop simulation in MATLAB, the correctness of the designed control law is analyzed and C codes are compiled

to complete the design of control law software.

Finally, the software of FlightGear is used as the visual scene, the network communication protocol software is written to set up the communication with the hardware platform of autopilot. The hardware-in-the-loop simulation environment is built and the design precision and reliability of the autopilot system are verified.

“The higher efficiency and the lower cost” is the development principle all the time in this paper. A set of autopilot system with independent intellectual property rights is designed in order to lay a good foundation for future research.

Keywords: UAV; Autopilot; Hardware platform; Hardware-in-the-loop simulation.

目 录

| | |
|--|-----------|
| 第 1 章 绪论 | 1 |
| 1.1 课题的选题背景与研究意义 | 1 |
| 1.1.1 课题的选题背景 | 1 |
| 1.1.2 课题的研究意义 | 1 |
| 1.2 国内外无人机自动驾驶仪研究现状分析 | 2 |
| 1.3 无人机自动驾驶仪的设计需求分析 | 4 |
| 1.4 论文的主要研究内容 | 5 |
| 1.5 论文的章节安排 | 6 |
| 第 2 章 无人机自动驾驶仪系统总体方案设计 | 8 |
| 2.1 自动驾驶仪的组成与工作原理 | 8 |
| 2.1.1 自动驾驶仪的组成 | 8 |
| 2.1.2 自动驾驶仪的工作原理 | 10 |
| 2.2 无人机自动驾驶仪的重要组成部分 | 10 |
| 2.3 系统总体方案设计 | 11 |
| 2.4 本章小结 | 14 |
| 第 3 章基于 ARM 的小型无人机自驾仪硬件设计 | 15 |
| 3.1 STM32F103 微控制器简介 | 15 |
| 3.2 最小系统电路设计 | 18 |
| 3.3 串口通信电路设计 | 20 |
| 3.4 CAN 总线电路设计 | 21 |
| 3.5 SD 存储卡电路设计 | 22 |
| 3.6 网线接口电路设计 | 23 |
| 3.7 传感器电路设计 | 25 |
| 3.7.1 陀螺仪、加速度计传感器电路设计 | 25 |
| 3.7.2 磁航向传感器电路设计 | 26 |
| 3.7.3 气压传感器电路设计 | 27 |
| 3.7.4 GPS 电路设计 | 28 |

| | |
|------------------------------------|-----------|
| 3.8 PWM 电路设计 | 30 |
| 3.9 供电电源电路设计 | 30 |
| 3.10 PCB 图设计 | 32 |
| 3.11 本章小结 | 34 |
| 第 4 章 软件的开发与设计 | 35 |
| 4.1 控制律软件设计与开发 | 35 |
| 4.2 底层驱动软件的设计与开发 | 36 |
| 4.2.1 系统的启动过程 | 37 |
| 4.2.2 串口驱动的设计 | 38 |
| 4.2.3 A/D 采集电源电压驱动的设计 | 39 |
| 4.2.4 CAN 总线驱动设计 | 40 |
| 4.2.5 SD 存储卡驱动设计 | 41 |
| 4.2.6 传感器驱动设计 | 43 |
| 4.3 本章小结 | 46 |
| 第 5 章 控制律设计 | 47 |
| 5.1 纵向控制律设计 | 47 |
| 5.2 横向控制律设计 | 49 |
| 5.3 基于遗传算法的 PID 整定 | 50 |
| 5.4 系统闭环仿真 | 54 |
| 5.5 本章小结 | 56 |
| 第 6 章 半实物仿真环境的搭建与仿真分析 | 57 |
| 6.1 半实物仿真环境的搭建 | 57 |
| 6.1.1 FlightGear 软件简介 | 58 |
| 6.1.2 FlightGear 软件配置 | 58 |
| 6.1.3 FlightGear 与硬件平台的通信 | 59 |
| 6.2 闭环半实物仿真分析 | 60 |
| 6.3 本章小结 | 64 |
| 结 论 | 65 |
| 附录 I 系统实物图 | 67 |
| 参 考 文 献 | 68 |

| | |
|-------------------------|----|
| 致 谢..... | 71 |
| 攻读硕士期间发表（含录用）的学术论文..... | 72 |

第1章 绪论

1.1 课题的选题背景与研究意义

1.1.1 课题的选题背景

无人驾驶飞机 (Unmanned Aerial Vehicle), 又称无人机 , 其英文缩写为 UAV^[1,2]。目前十分普遍的应用在军事领域和民用领域中 , 在军事领域的应用中^[3] , 很大部分的无人机可以进行战略、战术侦查、情报搜集、反恐、反雷达、目标指示、战场中的通信以及作战训练的靶机等军事用途。在民用领域 , 无人机多用于航拍、空中物流、环境监测、救灾救援、喷洒农药、大气研究等。在军事领域 , 中国无人机的发展算是后起之秀 , 但在民用领域 , 中国虽然不是创造者 , 却是不折不扣的开拓者。在欧美发达国家 , 过去的无人机是奢侈品 , 价格昂贵 , 购买成本较高 , 使用成本也比较高 , 在民用领域应用得并不广泛。自从中国开始涉及该领域 , 依靠中国较低的人力物力成本所带来的较低的研究成本 , 无人机的价格变得十分低廉。中国廉价无人机的万花齐放 , 大大降低了无人机的采购价格和应用门槛 , 让无人机从奢侈品变为 “ 廉价品 ” , 从而飞入千家万户。虽然各式各样的无人机层出不穷 , 但无论是军事领域还是民用领域 , 中国的无人机产业都存在各式各样的问题。比如 : 中国的中小厂商的无人机产品技术层次都比较低 , 很多基本相当于放大版的带摄像头的遥控玩具 ; 自动化研究和智能化研究程度较低 , 类似美国 RQ170 、 RQ180 以及 X47B 这样高度智能化和自动化的无人机还是半空白状态 , 设计和定位上有许多重叠 , 无人机在使用上还存在着许多的限制。造成这种现象的关键因素是国外对自动驾驶仪系统设计技术的封锁。因为 , 自动驾驶仪系统是无人机最为核心的部分 , 无人机所有的机动动作、航迹规划、任务分配都应用自动驾驶仪系统统一控制。自动驾驶仪系统是无人机最重要的组成部分 , 其具体的存在及价值不言而喻^[4,5]。但目前市场上所能买到的代码开源的自动驾驶仪少之又少 , 而且中国的军用领域和民用领域的无人机产业都具有非常好的前景。因此 , 本课题将主要开展无人机自动驾驶仪的研究工作。

1.1.2 课题的研究意义

自动驾驶仪是无人机系统的最为重要的部分 , 是研究和设计无人机系统的重要环节 ,

其性能的优劣直接影响无人机整个系统的设计品质。目前市场上较成熟的自动驾驶仪均为国外产品，而且价格非常昂贵，其内部的核心技术均保密。因此，本课题的主要研究工作将在此方向展开。研究并开发一套基于 ARM 作为核心控制芯片的自动驾驶仪系统，完成系统的整体硬件平台搭建并绘制自动驾驶仪硬件 PCB 板，开发必要的软件驱动程序，研究飞行控制律算法并编译成 C 代码下载到 ARM 芯片中，最后完成半实物仿真实验环境的构建，验证所设计自动驾驶仪系统的可靠性和正确性^[6]。本课题的所有研究工作始终秉承着“高性价比、高效率”的设计原则，为将来无人机自动驾驶仪的研究工作提供标准的硬件平台，对我国无人机在军事领域和民用领域的发展起到非常重要的推进作用。

1.2 国内外无人机自动驾驶仪研究现状分析

相比较无人机整个系统而言，自动驾驶仪系统是其内部最为核心的部分，是无人机整个系统性能优劣的根本保障。自动驾驶仪整个系统的构成一般包含内部核心芯片 DSP、ARM 等^[7]，一些无人机自动驾驶仪也会以 PC104 为主要核心芯片，同时自动驾驶仪系统会集成航空传感器模块，外部电路以及扩展的各路串口和预留的外部接口等等。国内对无人机自动驾驶仪的研究起步相对于国外比较晚，但是由于近些年来无人机（UAV）在中国发展的火爆程度，一些国内公司开始重视对无人机自动驾驶仪的研究^[8]。例如目前国内比较有名的大疆公司生产的无人机（UAV）已经远销到国外的市场，成都纵横自动化技术有限公司生产的针对固定翼无人机、旋翼无飞机、以及直升机的自动驾驶仪都有很高的应用度^[9,10]，但是国内对无人机自动驾驶仪的研究才刚刚起步，需要开发功能更加完善的自动驾驶仪系统。国外针对无人机自动驾驶仪的研究虽然较早，但是国外一些比较有名的无人机自动驾驶仪都不提供开源代码，像俄罗斯生产的主要应用在军事领域的 STA 系列自动驾驶仪等，而提供开源代码的 ArduPilotMega(APM)系列的无人机自动驾驶仪仅仅针对小型固定翼无人机（UAV），而且核心控制芯片采用的是 AVR 8 位单片机，无法完全满足无人机的全部控制需求。小型无人机（UAV）本身应用的领域非常之大，已经密切关联到我们的生活，身边切实能用到包括航拍、摄影等。因此国内许多公司高校对无人机自动驾驶仪的研究也投入了越来越多的热情。以下将简单介绍国外和国内两款无人机自动驾驶仪：ArduPilotMega(APM)系列提供免费开源代码的无人机自动

驾驶仪，以及国内成都纵横开发的 NP-100 小型无人机自动驾驶仪。

ArduPilotMega(APM2.5)系列无人机自动驾驶仪 :APM2.5 是 3d Robotics 公司在 2012 年发布的一款 ArduPilotMega 系列的无人机自动驾驶仪，其提供免费开源代码可供用户自定更改和设定，同时还供免费的地面对服务功能。因此，在 APM2.5 自动驾驶仪发布以来受到了国内外许多航模爱好者的高度关注，用户可以根据 APM2.5 自动驾驶仪的硬件平台对其适应性改造，对软件部分根据所控制的无人机类型以及需要完成的任务进行针对性改进，可以完全根据个人爱好来开发飞行控制程序。APM2.5 版本的自动驾驶仪对以前 3d Robotics 公司发布的其他版本的自动驾驶仪做了很大的改进。APM2.5 版本的自动驾驶仪硬件平台集成了两块核心控制芯片，其中一块核心控制芯片主要用来实现结算功能，另一块芯片用来实现具体的控制算法功能^[11]。两块核心控制芯片采用总线的方式相连实时进行高速的通信。APM2.5 版本的自动驾驶仪硬件平台集成了 MPU6000 姿态信息传感器，磁航向传感器 HMC5883L，用于压力测量的 MS5001 传感器，预留了可以外接 GPS 的接口。集成可以用来供电的电压转换芯片实现外部接入 12V 的电源^[12,13]。同时提供了多路预置串口方便用户自行对硬件平台改造引入外部器件模块。APM2.5 版本的自动驾驶仪拥有多路输入输出接口，可以用来设置 PWM 信号的输出控制舵机并采集 PWM 输入信号实现远程遥控信号的输入，同时预置了可以采集电池剩余电量的信号采集接口，实现电池电压的监控功能。ArduPilotMega(APM2.5)自动驾驶仪如图 1.1 所示。

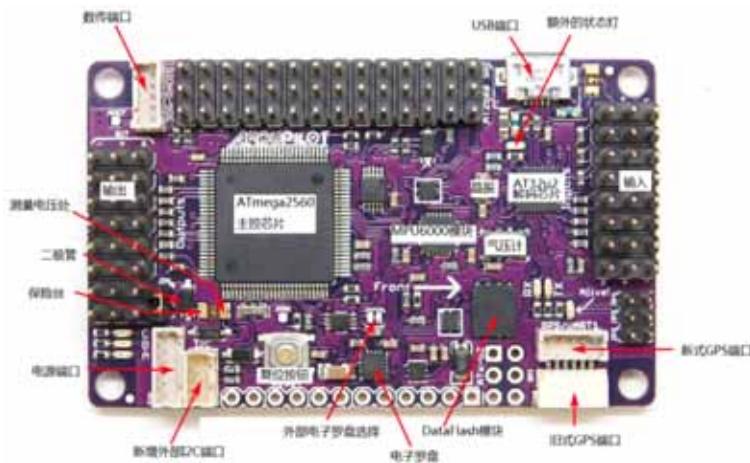


图 1.1 ArduPilotMega(APM2.5)自动驾驶仪

纵横 NP-100 小型无人机自动驾驶仪：JOUAV NP-100 是成都纵横自动化技术有限公司 AP System 的新成员，是公司 2014 年最新研制的一款可靠度很高，并且具有超低

成本的多用途小型无人机自动驾驶仪^[14]。集成了专业级传感器和微型数据链路，采用 J30J 航空连接器，金属外壳，整机重量仅为 120 克。如图 1.2 所示，其性能特点包括非线性高精度 GPS/SINS/AHRS 算法，具有 200Hz 更新频率，无 GPS 信号时自动平滑切换为 AHRS 模式，确保飞行安全；200~400Hz 控制指令更新频率，特别适合于多旋翼无人机及电动直升机；内置包含 8MByte 的飞行数据存储器，能够完整记录 1~2 小时飞行数据；内置 2W 调频远程通信电台，通信的最大距离为 10Km~30Km；其关键指标为内置 10Hz GPS 接收机模块，量程 300deg/s 的 3 轴陀螺仪，量程 5g 的 3 轴加速度计，量程 4 高斯的 3 轴磁传感器，气压传感器支持气压高度 13000 米，更新频率 200~400Hz，1 路 12Bit 模拟输入，2 路 RS232，1 路 SBUS 串口。供电范围为 8~26V 直流电，功耗 < 5W。NP-100 小型无人机自动驾驶仪主要应用在多旋翼无人机、小型无人直升机、微型及小型固定翼无人机中^[15,16]。



图 1.2 纵横 NP-100 微型多用途自动驾驶仪

1.3 无人机自动驾驶仪的设计需求分析

通过对无人机自动驾驶仪国内外研究现状分析，国内的无人机自动驾驶仪研究起步较晚，应用范围局限性比较大。国外的大部分无人机自动驾驶仪系统不提供开源代码，而提供开源代码的无人机自动驾驶仪结构又比较简单，像 ArduPilotMega(APM2.5)系列无人机自动驾驶仪仅仅是采用 AVR 8 位单片机做为核心控制芯片，根本无法满足无人机的所有控制需求。因此，迫切需要研究具有自主知识产权的国产无人机自动驾驶仪。

无人机本身要想实现自主稳定的飞行，要具备稳定的飞行控制系统，因此对整个自动驾驶仪系统的研究工作要求非常的严格。与大多数无人机自动驾驶仪的研制通过“不断试飞”来完成设计目的不同，本课题研究设计的小型无人机自动驾驶仪使用 ARM Cortex-M3 内核的 STM32F103 作为主要核心微控制器，开发设计一套具有自主知识产权的硬件飞控板，编写必要的硬件驱动程序，设计控制律软件，以半实物仿真分析研究

为侧重点，在低成本和高效率的原则下，降低了通过试飞研制带来的风险，尽可能高效的完成设计任务。因此，本次设计的小型无人机自动驾驶仪应满足以下需求：

- 满足一体化设计，质量轻、体积小，应用轻巧；
- 融合遥控控制飞行和自主飞行的稳定变换；
- 集成 GPS 接收机，三轴陀螺仪加速度计，磁航向传感器，静压传感器，实时监测无人机的飞行姿态信息；
- 具备多个通讯端口，方便半实物仿真闭环调试；
- 具有保持控制参数的能力，可记录飞行数据；
- 集成无线通讯模块，无线接收模块，可实现远程控制；

1.4 论文的主要研究内容

无人机的自动驾驶系统本身就是极其庞大并且复杂的具有控制功能的系统，作为无人机整个系统中最为核心部分，其研究价值非常的重要。本课题研究将列出飞行控制系统的一个大框，设计一个基于 ARM 的小型无人机自动驾驶仪系统的硬件平台，在此平台上进行调试从而开发出一个基础的自动驾驶仪硬件飞控板和底层驱动软件，依据所设计的控制律完成小型无人机自主飞行和飞行姿态保持的目的^[17]。为完成自动驾驶仪系统的整体设计构建稳定的硬件平台^[18,19]。因此，本课题的具体工作将在以下列出的几个方面展开。

1.自动驾驶仪系统一般拥有两个稳定的反馈控制回路，其中包括内环姿态控制回路和外环位置控制回路^[20]。充分分析研究无人机自动驾驶仪的构成原理和各个重要组成环节，构建一套拥有自我知识产权的自动驾驶仪系统。

2.自驾仪硬件平台的设计，小型无人机自动驾驶仪系统开发的基础就是完成硬件平台的搭建工作，然后再此硬件平台上验证具体设计的姿态算法、导航算法、以及实现自主飞行的控制律等等。因此，自动驾驶仪硬件平台的搭建显得尤为重要，硬件平台首先应该包含核心微控制器，作为硬件平台综合计算中心。构建闭环回路需要航空传感器采集无人机的飞行姿态信息，硬件平台上应该集成三轴陀螺仪加速度传感器、磁航向传感器、静压传感器以及 GPS 等^[21]。为了将来调试方便，自驾仪的硬件平台需要设计多路串口调试电路以及预留的外围接口电路等。因为自动驾驶仪硬件平台上的各个功率器件

都需要供电才可以工作，因此需要设计相应电压的开关电源，为自动驾驶仪硬件平台的各个功率器件提供稳定的电源。

3.系统的软件设计，自动驾驶仪的软件设计实在硬件平台搭建完成的基础上开发的，软件的设计大体上可以分为面向硬件编程的底层驱动软件设计和控制律软件设计。其中底层驱动软件设计主要是面向硬件的编程思想，其效率和稳定性的高低对整个系统的性能影响很大，因此非常的重要。飞行控制律软件是系统软件设计最为核心的部分，其主要包括判断无人机采取的飞行方式^[22]，是否自主飞行，若自主飞行则执行自主飞行程序，对纵向通道和横向通道进行姿态结算，使无人机具有一定的高度保持、航向保持、速度保持等功能^[23]。自动驾驶仪系统的所有软件设计都秉承高效率的原则^[24,25]。

4.飞行控制律设计，由于本课题主要侧重于自动驾驶仪硬件 PCB 板的设计与开发，但要论证其性能的优劣，需要完成闭环仿真实验。因此需要设计飞行控制算法，本课题结合 PID 经典控制理论设计了无人机的纵向运动控制、横向运动控制、以及可以实现无人机飞行姿态保持的基础控制律。并在此基础上通过研究遗传算法，对基于 PID 控制思想所研究设计的控制律的三个 PID 系数进行整定选优处理^[26]，寻找最佳的三个 PID 参数，通过验证无人机某个通道的阶跃响应判断所整定的参数的合理性，最后应用 MATLAB/SIMULINK 下的飞机方程作为被控对象，测试所设计的控制律的可行性^[27]。

5.半实物仿真测试和分析，以 FlightGear 视景仿真软件为可视化界面搭建半实物仿真实验平台^[28]，并通过编写驱动软件实现自动驾驶仪硬件平台和视景软件的通信，完成闭环控制。通过视景可视化界面观察无人机飞行姿态，并通过串口电路实时采集飞行数据，验证飞控系统的控制性能和稳定精度^[29]。

1.5 论文的章节安排

本课题的被控对象选择为小型无人机，分析国内外大量无人机自动驾驶仪的组成结构^[30]，设计以 ARM 为核心微控制芯片的小型无人机自动驾驶仪的硬件平台，并设计相应的底层驱动软件以及控制律软件，并以 MATLAB/SIMULINK 下的飞机模型作为被控对象^[31]，构建闭环验证设计的控制律算法。最后，搭建半实物仿真实验环境验证整个自动驾驶仪系统的正确性^[32]。

第一章，绪论：详细介绍了课题的选题背景与研究意义，并分析了几款国内外军用

和商业无人机自动驾驶仪^[33] ,进而提出本课题所要研究的小型无人机自动驾驶仪的设计需求，并对课题所要研究的主要内容进行了详细的论述^[34,35,36]。

第二章，无人机自动驾驶仪系统总体方案设计：分析经典的自动驾驶仪构成原理，对无人机自动驾驶仪的各个组成部分做简单的介绍，提出本课题所要研究的自动驾驶仪的整体构成和飞控系统的总体方案设计。

第三章，基于 ARM 的小型无人机自驾仪硬件设计：本课题以 ARM Cortex-M3 内核的 STM32F103 作为核心控制芯片，本章介绍了 STM32F103 的一些中文参数，并详细介绍了 SYM32F103 的最小系统电路，串口电路，传感器电路，电源电路等的设计过程。最后，对硬件 PCB 板的具体设计做了简单说明。

第四章，软件的开发与设计：自动驾驶仪系统的软件设计与开发分为两大部分，其中一部分为面向硬件编程的底层驱动软件设计，另一部分为控制律软件设计，两部分软件的具体设计内容将在文章中做详细介绍。

第五章，控制律设计：本章将详细介绍无人机的纵向控制律算法的具体设计过程以及横向控制律算法的具体设计过程、并研究了基于遗传算法的 PID 参数整定过程，通过搭建闭环仿真框图验证控制律设计正确性。

第六章，半实物仿真环境的搭建与仿真分析：本章对仿真软件做了简单介绍，详细阐述了半实物仿真环境的搭建过程以及硬件飞控板与仿真软件的通信协议，通过搭建的半实物仿真平台构成闭环系统验证自动驾驶仪系统的正确性。

结论：对本课题所有的研究内容进行总结，并对今后的研究方向提出意见。

第2章 无人机自动驾驶仪系统总体方案设计

自从有人驾驶的飞机问世以来，安全飞行指标一直是设计的最高目标，而稳定的自动驾驶仪系统是保障飞行安全的必要条件^[37]。1912年美国的爱莫尔·斯派雷（Eimer Sperry）成功的研制了世界上第一台可以保持飞机稳定平飞的电动陀螺稳定装置^[38]，能够稳定飞机飞行姿态的自动控制装置——自动驾驶仪（autopilot）得以迅速发展^[39]。最初的自动驾驶仪是在有人机的研究基础上发展起来的。随着科学技术的不断进步，相比较有人机，无人机凭借自身的诸多优点得到迅猛的发展，而得以保障无人机稳定飞行的自动驾驶仪系统成为国内外研究的热点。本章在分析有人机自动驾驶仪的基础上，论证自动驾驶仪的工作原理，并对无人机自动驾驶仪的重要组成部分加以说明，最后阐述课题的总体方案设计。

2.1 自动驾驶仪的组成与工作原理

2.1.1 自动驾驶仪的组成

研究减轻驾驶负担和提高飞行品质的自动驾驶仪系统是现代飞机开发技术中地关键环节。飞机的驾驶方式基本包括人工驾驶和自动驾驶两种。

人工驾驶的主要方式是，驾驶员不仅要对周围的飞行环境进行细致的分析判断，还要从导航、领航员和各种仪表中的信息中作出果断的抉择，并时刻保持观察，来完成保证飞机稳定飞行的各种控制动作。在飞行过程中，飞行员需要集中精力注视各种仪表的飞行参数信息，然后进行通过大脑的快速思考，及时准确的通过手和脚控制飞机并需要果断的作出决定。如图2.1所示，飞行员驾驶飞机构成了一个稳定的闭环控制系统。

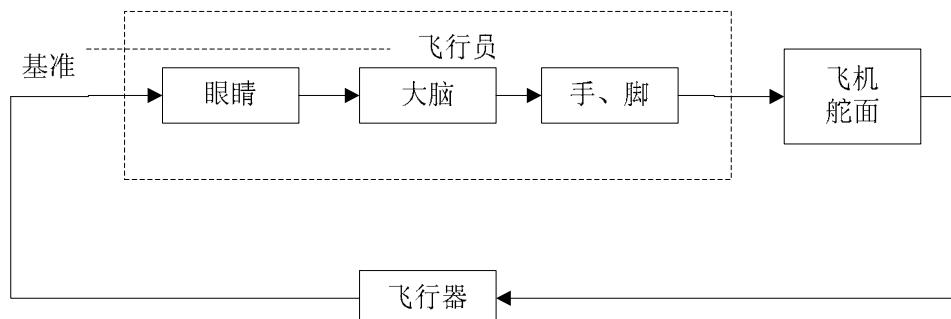


图 2.1 飞行员驾驶飞机的过程

自动驾驶的主要方式是，飞行员在整个飞机的控制回路之外，只需要不断的通过眼睛观察着各种飞行仪表的信息，并不需要飞行员来操纵飞机驾驶杆。控制机构（例如，飞机舵面和发动机油门等）的动作完全由飞行控制系统按照预先设置好的飞行信息驱动舵面操纵飞机。应用自动驾驶仪控制飞机飞行的过程和飞行员操作飞机的过程原理相同^[40]。首先，利用自动驾驶仪的敏感部件检测飞机目前的飞行状态，信息传输到综合装置计算和比较，通过先前预设好的飞行目标，产生目标飞行信号传达给执行机构驱动舵机，控制舵面的偏转进而控制具体的飞行状态^[41]。自动驾驶仪控制飞机的原理如图 2.2 所示。

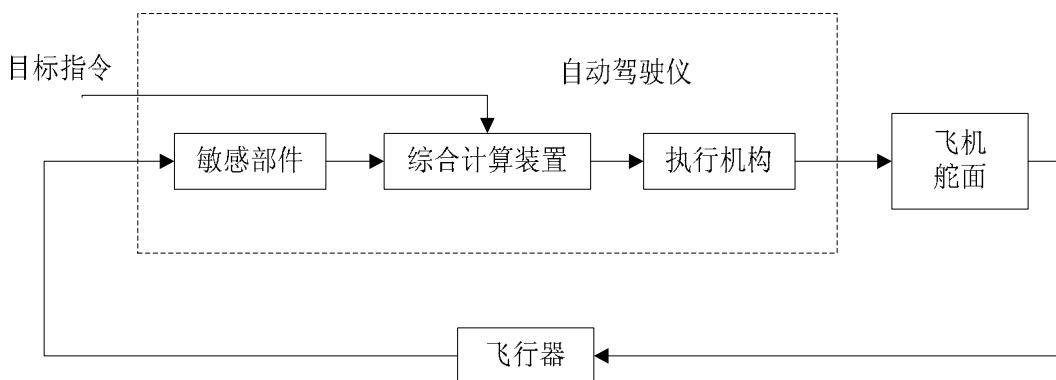


图 2.2 自动驾驶仪控制飞机的过程

根据上图可知，自动驾驶仪的主要组成部分包括敏感部件、综合计算装置、执行机构。其中敏感部件也可以称之为传感器，传感器的主要作用是检测飞机飞行过程中的姿态信息，并且输出相应的电压信号和电流信号。如三轴陀螺仪和三轴加速度计可以测量出飞机的三轴角加速度和三轴加速度信息^[42]，以及大气压力传感器、高度传感器、磁航向传感器等都可以称之为敏感部件^[43]。综合计算装置包括飞控控制核心和放大元件。飞控计算机的主要功能是计算敏感部件采集到的飞行姿态信息，进行计算输出电信号，通过放大元件来驱动执行机构。放大元件主要是用来放大飞控计算机的输出信号，一般的传感器采集到的飞机姿态信息经飞控计算机计算输出后，其电信号都相对比较微弱。而要想驱动执行机构需要较大的电信号，因此放大元件是将飞控计算机输出的微弱的电信号放大到足够可以驱动执行机构，一般的电子放大器件均可以满足要求。执行机构也可以称之为舵机，根据综合计算装置输出的信号极性和大小，驱动相应的舵面如何偏转，达到稳定飞行的目的。

2.1.2 自动驾驶仪的工作原理

自动驾驶仪控制飞机的整个过程可以简化看作为通过控制舵机来改变飞机的三个舵面角度，进而改变飞机的飞行姿态。其中升降舵面是用来改变飞机的俯仰角度，进而控制飞机的爬升状态^[44]；副翼舵面用来改变飞机的滚转角度^[45]，进而控制飞机的滚转、转弯状态；垂尾舵面也即飞机的航向舵面，用来改变飞机的偏航角度，进而改变飞机的航向状态。因此，自动驾驶仪至少需要具有三个通路，关联飞机的俯仰角度通路、滚转角度通路、偏航角度通路。如图 2.3 所示，以飞机偏航通道的偏航角改变原理来说明自动驾驶仪的具体工作原理。

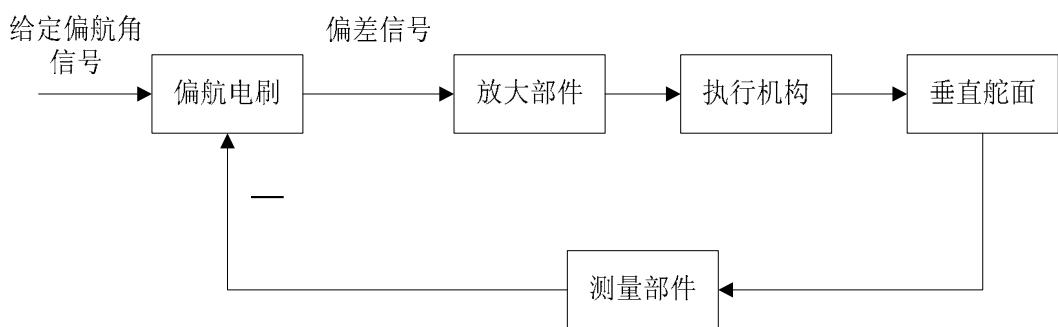


图 2.3 偏航通道自动驾驶原理

假设当前飞机是水平飞行的姿态，给定偏航角信号和经测量部件检测得到的偏航角信号相比较大小相等，则不会产生偏差信号。因此，此时执行机构不制动，不需要驱动舵机来改变垂直舵面角度。当外界环境发生改变，飞机当前的飞行姿态受到影响，偏离了原来的航向，经测量部件检测当前的飞行姿态信息反馈到输入端，和给定的偏航角信号比较，进而产生了偏差信号，经放大部件放大后，执行机构根据产生的偏差信号的极性和大小，进而决定如何驱动舵机偏转。只要输出的偏航角信号和给定的偏航角信号之间存在偏差，就会用控制作用存在，并力图纠正这一偏差，达到输入偏航角信号和输出偏航角信号偏差为零的目的，也即输出偏航角信号时刻跟随给定的输入偏航角信号。此时，舵机停止扭转舵面工作，垂直舵面逐渐恢复，进而达到稳定飞机飞行姿态的目的^[46]。

2.2 无人机自动驾驶仪的重要组成部分

无人机空中的飞行过程是在完全没有人为参与的情况下进行的，无人机自动驾驶仪需要完全取代有人机驾驶员的所有功能。因此，无人机自动驾驶仪应具备完善的控制单

元和导航单元，其两者之间相互协作、互补控制，完成无人机安全稳定飞行的目的。如图 2.4 所示，飞行控制系统就是一个稳定的闭环控制系统，要实现稳定的闭环控制，无人机自动驾驶仪应集成惯性测量单元和惯性导航单元，来检测无人机的飞行姿态信息，只有可以实时准确的得到无人机当前的飞行姿态信息，控制单元和导航单元才能准确的完成控制任务和导航任务，稳定无人机的飞行姿态。

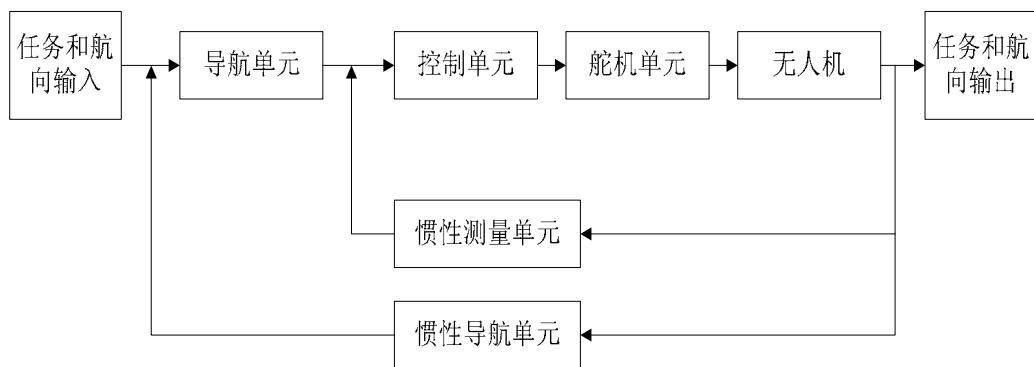


图 2.4 无人机自动驾驶仪系统组成框图

要实现无人机稳定的自主飞行，最关键的的任务是怎么样准确的检测无人机的飞行姿态信息。例如。当前无人机的飞行高度、所处的航向、飞行速度等重要姿态信息，要想检测这些姿态信息，各种航空传感器成为了无人机自动驾驶仪系统设计中的重要环节。而其中的惯性测量单元包括三轴陀螺仪以及三轴加速度计。惯性导航单元主要包括磁航向传感器、静压传感器和 GPS 接收等^[47]。各航空传感器将采集到的信息经核心微控制器计算融合输出给舵机单元，进而可以控制无人机的三个舵面偏转，实现最终的控制要求输出。

2.3 系统总体方案设计

无人机自动驾驶仪的整个系统是集信息采集、信息结算、控制输出的一个复杂的控制系统。信息采集是航空传感器检测当前的飞行状态，采集飞行数据传输到核心微控制芯片。信息结算主要是核心微控制器对采集到的传感器信息进行结算得到无人机的俯仰角度、滚转角度以及偏航角度。控制输出主要是根据结算得到信息通过 PWM 输出控制舵机，进而通过舵机控制舵面来实现控制无人机的目的。

小型无人机自动驾驶仪整体设计框图如图 2.5 所示。例如，陀螺仪传感器对无人机三轴角速度的信息采集，加速度计对无人机三个轴线上加速度的信息采集，磁航向传感

器对无人机磁航向角度的信息采集，大气压力传感器对当前无人机所处的环境气压高度的信息采集，所有采集到的信息都会传输到内部核心控制芯片，经过结算输出，能够得到无人机的俯仰角度，滚转角度，偏航角度，并通过预先设置的各个航迹规划点，实现对无人机飞行姿态的稳定控制和稳定航向控制的功能^[48]。本课题所设计的自动驾驶仪输出模式采用光耦隔离的方式控制 PWM 输出，进而实现对舵机偏转的控制。由于无人机在空中飞行时的所有飞行纪录数据和当前无人机所处的飞行状态都需要实时和地面站通信，本课题设计增加无线通讯模块实现和地面站的通信工作，地面站工作人员也可以通过无线通信模块对无人机加以控制。最后本课题所设计的针对小型无人机的自动驾驶仪，又特别设计增加了无线接收模块，其主要作用是为了实现小型无人机在控制飞行的过程中手动模式和自动模式的功能切换，假设当小型无人机在空中自主飞行的过程中，受到外界环境的干扰，对其飞行姿态造成了严重的影响，可以随时切换到手动控制飞行的模式，通过遥控器控制输出功能控制小型无人机回归到稳定的飞行状态^[49]。

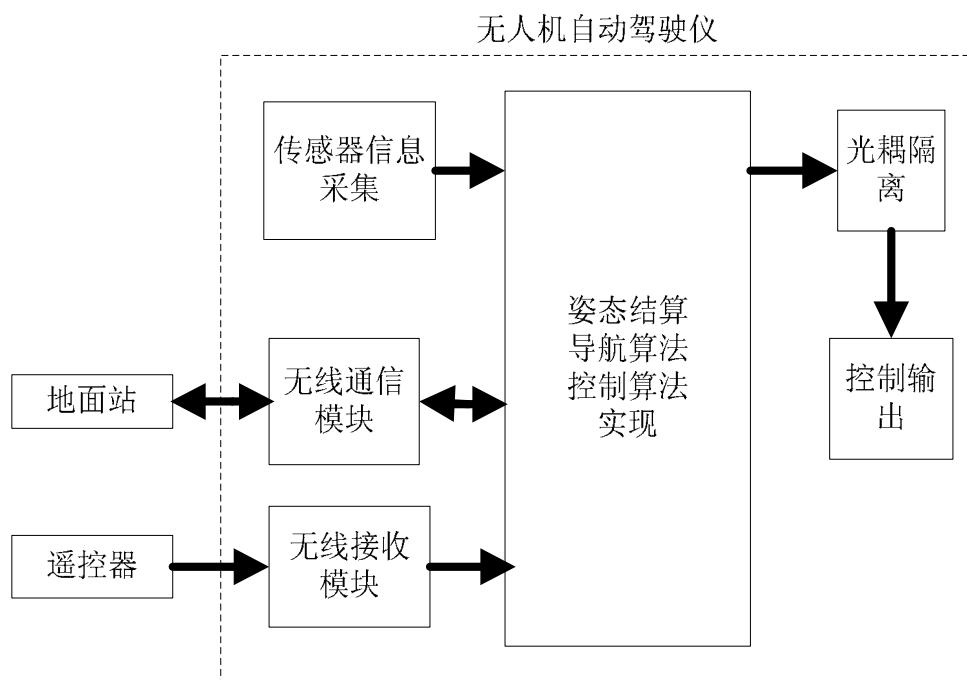


图 2.5 小型无人机自动驾驶仪整体设计框图

本课题在分析了自动驾驶仪组成和工作原理的情况下，充分分析了无人机自动驾驶仪应具有的功能以及将来要实现的控制指标，制定了小型无人机自动驾驶仪系统的整体开发方案，设计了小型无人机自动驾驶仪系统的总体构成，如图 2.6 所示的小型无人机

自动驾驶仪总体结构图。

整个系统以 ARM Cortex-M3 内核的 STM32F103 为核心控制芯片，设计开发了自动驾驶仪硬件 PCB 板，该电路板集成传感器模块、无线通信模块、串口电路，并预置 PWM 的输出和输入接口、SD 存储卡接口以及电源供电模块于一体，实现系统的集成化设计方案。其中，陀螺仪、加速度计传感器、无线通信模块、网口电路扩展模块通过 SPI 总线协议与核心控制芯片通信，磁航向传感器、气压高度传感器通过 I2C 总线协议实现与核心控制芯片的通信，硬件电路板上的串口电路可以外接 GPS，预置 PWM 输出接口可以用来驱动舵机，预置的 PWM 输入接口用来接收遥控器和无线接收机的通讯信号，其余预置的 PWM 接口拥有双向通信的功能。编写底层驱动软件和控制律软件，并创新性的提出将遗传算法应用到控制律的设计中。最后，通过网络接口电路连接视景仿真软件，建立半实物仿真环境，对设计的控制律做以深入的分析和验证，并最终根据视景软件中无人机的具体飞行过程来验证自动驾驶仪整个系统的正确性。

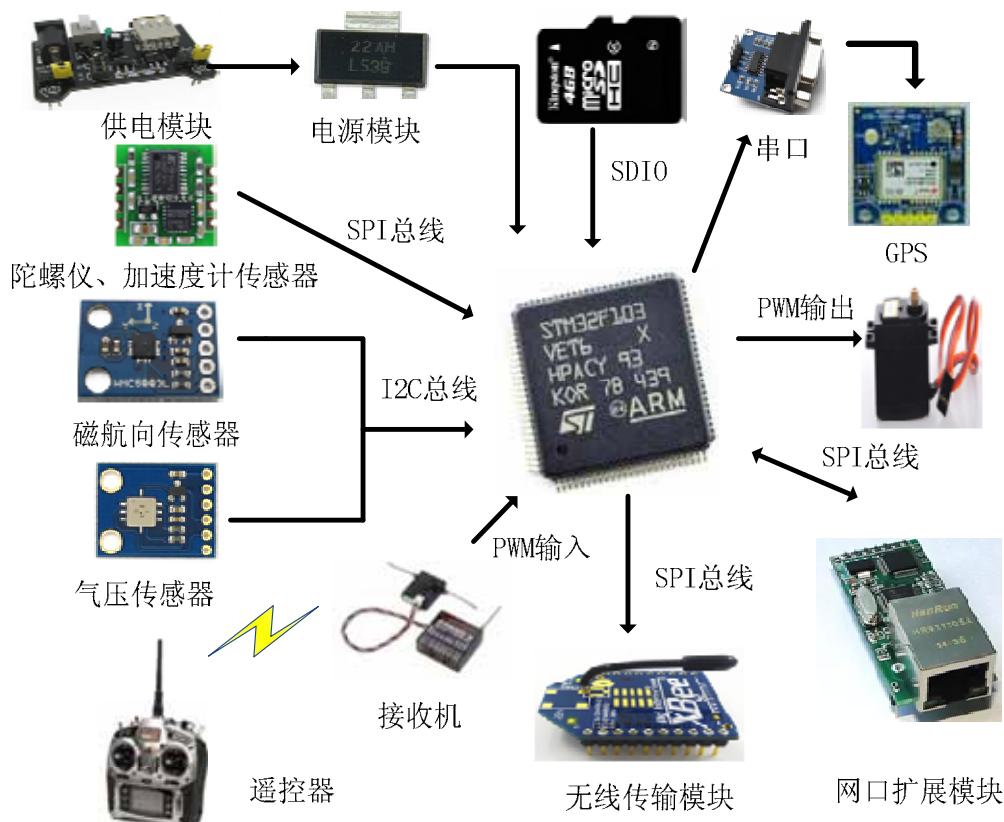


图 2.6 小型无人机自动驾驶仪总体结构图

2.4 本章小结

本章详细的分析了有人机自动驾驶仪的组成和工作原理，因为无人机自动驾驶仪系统都是在有人机自动驾驶仪系统的基础上演化而来。因此提出了无人机自动驾驶仪的总体设计方案，并对无人机自动驾驶仪系统的重要组成部分，即各种必要传感器的工作原理加以简单的介绍和分析。进而提出了本课题所研究的针对小型无人机自动驾驶仪系统的整体设计方案，并对所设计的总体方案做了必要的阐述和说明。

第3章基于ARM的小型无人机自驾仪硬件设计

本课题研究设计的自动驾驶仪硬件电路板是以构建半实物仿真测试环境为原则开发的。因此，本设计并没有将所有的电路集成到一块电路板上，而是采取了上下两层电路板的设计方案。上下两层电路板的上层为主控电路板，完成自动驾驶仪全部功能，下层电路板为调试电路板，在地面仿真验证以及调试时使用，实际飞行时不需要调试电路板，以减小体积。其中主控电路板主要集成STM32F103控制芯片、各传感器模块以及PWM输出与输入接口，调试电路板主要集成各个串口电路、网络通信接口电路、电源供电模块等电路。两块电路板使用排针上下相连^[50]，硬件电路板如图3.1所示。本课题开发设计完成的自动驾驶仪硬件电路板，为以后小型无人机自动驾驶仪的更加具体的研究工作打下夯实的硬件基础。

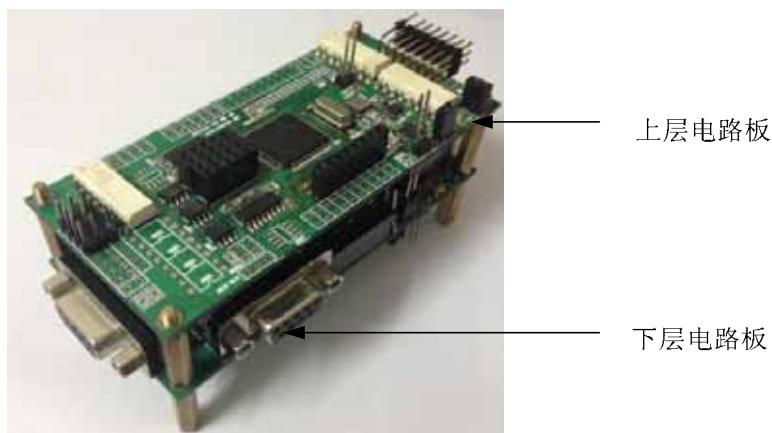


图3.1 自动驾驶仪硬件平台实物图

3.1 STM32F103微控制器简介

STM32F103是STMicroelectronics公司为用户提供的具有高性能、高兼容度、易开发、低工作电压以及具有实时处理逻辑信号能力的32位基于ARM核心的微控制器，内部结构图如图3.2所示，其具有如下的特性：

- 内核为ARM 32位的Cortex-M3 CPU：
 - 最大工作频率可以达到72MHz，而且存储器等待时间长。
 - 具有一个周期的硬件乘除法功能。

· 存储器：

- 256 ~ 512KB 的内存程序存储器，64KB 的 SRAM。
- 内部集成静态存储寄存器，支持片选应用功能，还支持外接存储芯片。
- 并行 LCD 接口，兼容 8080/6800.

· 时钟、复位和电源管理：

- 2.0V-3.6V 供电和 I/O 引脚。
- 可内部自行复位，也可外接复位电路。
- 4 ~ 16MHz 晶体震荡器。

· 定时器：

- 内部包含多个定时器，每个定时器都可以设置 PWM 输出的脉冲宽度，并具有捕获 PWM 信号的能力。
- 2 个高精度的定时器，可以实现非线性控制功能。
- 2 种不同类型的看门狗定时器
- 内部集成系统自检功能的定时器。
- 2 个 16 位基本定时器用于驱动 DAC。

· 通信接口：

- 2 个 I²C 接口（支持 SMBus/PMBus）。
- 5 个 USART 接口（支持 ISO7816、LIN、IrDA 接口和调制解调控制）。
- 3 个 SPI 接口（18Mb/s），2 个可复用为 I²S 接口。
- CAN 总线接口（主动 2.0B）。
- USB2.0 全速接口。
- SDIO 接口。

· 快速 I/O 端口

- 芯片的所有 I/O 端口都具有双向的通信功能，虽然 I/O 端口电压输入输出规定为 3.3V，但最大可以容忍 5V 以下电压的信号传输。
- 具有高精度的 A/D 转换通道，其输入模拟电压范围宽，支持高精度的采样和保

持功能。

--2通道12位A/D转换器。

· 调试模式：

--支持串行单线调试(SWD)和JTAG接口。

--Cortex-M3内嵌跟踪模块(ETM)。

· 低功耗：

--睡眠、停机和待机等待模式。

--VBAT为RTC和后备寄存器供电。

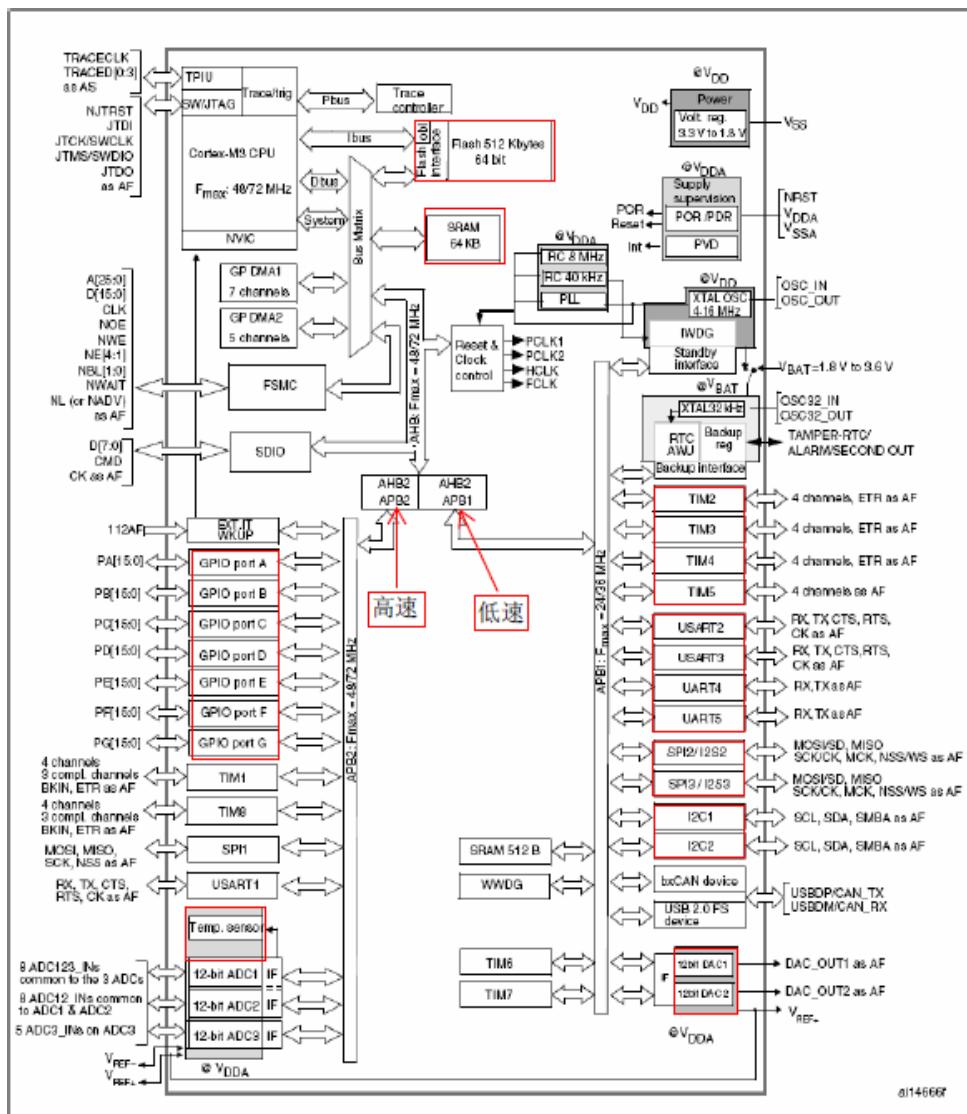


图3.2 STM32F103内部结构图

3.2 最小系统电路设计

STM32F103 作为自动驾驶仪整个系统的核心微控制芯片，为了能让其正确运行自动驾驶仪系统的所有软件，则一个 STM32F103 的最小系统是必须要具有的，其最小系统电路图如图 3.3 所示。STM32F103 内部包括有 RC 震荡器和复位电路，为了使其工作起来，需要为 STM32F103 提供一个稳定的单独电源供电。为其供电的电源电压应该严格满足在 2V ~ 3.6 之间，并通过其内部的一个电压转换器，可以为其内核提供稳定的 1.8V 电压。供电电源引脚需要连接 5 个 100pF 的电容器。STM32F103 其自身内部拥有 RC 震荡器，可以通过锁相环倍频外部时钟 HSE，使 STM32F103 在 72MHz 的满速状态下运行^[51]。由于内部 RC 震荡器所提供的内部时钟不够准确，并且稳定性能也较差。所以最小系统设计采用外界 8M 无源晶振作为外部主时钟源，其时钟波形需要具有 50% 左右的占空比，提供稳定的高速外部时钟信号，为内核和 STM32F103 的所有外设提供一个准确稳定的工作时钟。

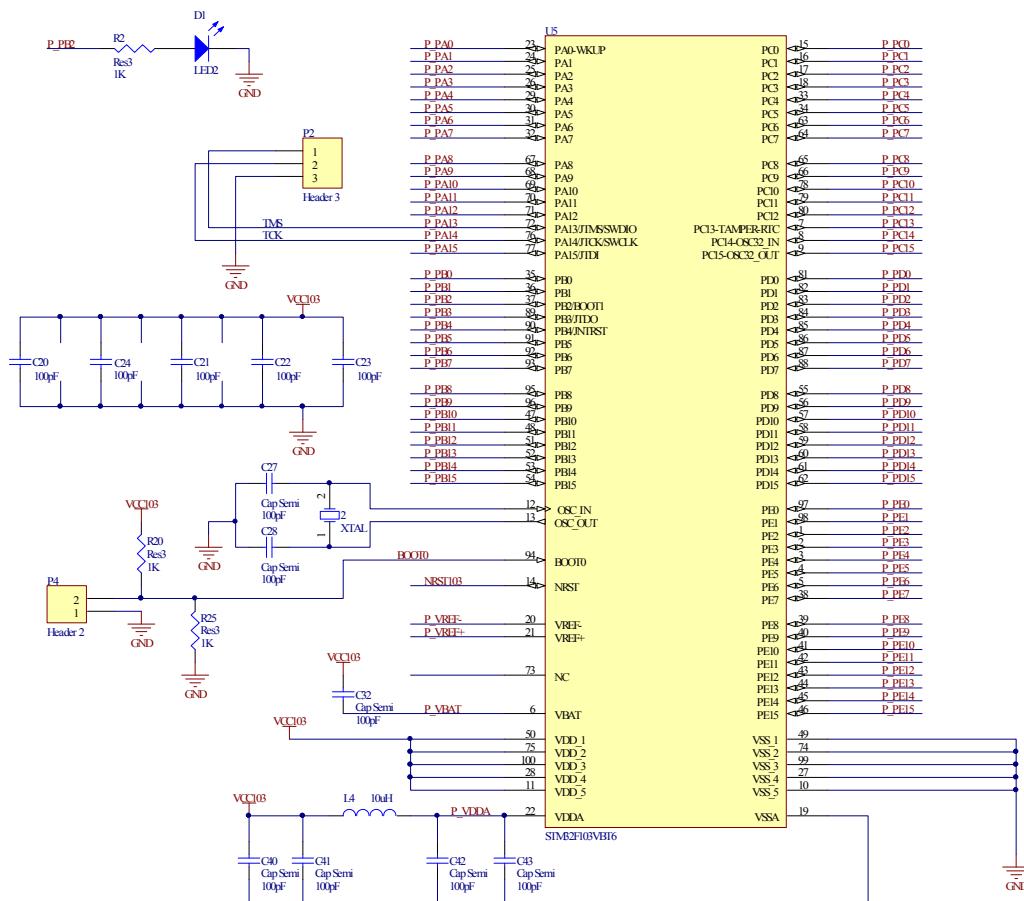


图 3.3 STM32F103 最小系统电路图

虽然 STM32F103 内部集成了复位电路，但是存在上电瞬间微控制器不稳定、甚至无法工作的可能，因此为了提高整个系统的可靠性和稳定性，需要设计简单的外部复位电路，在 NRST 引脚上连接电阻和电容构成了上电复位电路，使其在系统上电后延迟一段时间，将上电不稳定的时刻延后再使系统启动，另外 NRST 引脚还连接到 JTAG 调试端口，在程序最终的开发调试过程中，也可以应用此电路实现复位功能的操作。复位电路如图 3.4 所示。

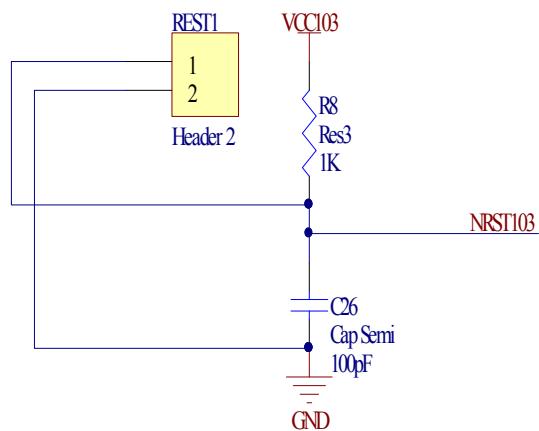


图 3.4 复位电路图

在 STM32F103 中，由 BOOT1 和 BOOT0 引脚的电平不同状态决定了三种不同启动方式。通过改变启动方式，STM32F103 存储空间中的起始地址会对应到不同的内存存储空间上面，因此可以选择在用户 FLASH 上、内部 SRAM 或者系统存储区上运行代码。当 BOOT1 引脚悬空，BOOT0 引脚接 GND 时，用户 FLASH 被选作启动区。当 BOOT1 引脚接 GND，BOOT0 引脚连入高电平时，系统自身地存储区被选择作为启动区。当 BOOT1 引脚和 BOOT0 引脚同时接入高电平时，内部地 SRAM 被选择作成启动区。重置 SYSCLK 后，BOOT 引脚将在产生的第 4 个上升沿锁定，当退出 STANDBY 模式时，BOOT 引脚被从新采样，采样结果必须在 STANDBY 模式下保持需要的启动模式配置^[52]。若延时启动，则 CPU 应从引导存储器中启动代码执行，启动代码位于存储器最初的位置，起始地址为 0x0000_0000。为了可以让 STM32F103 最小系统运行起来，还需要配备相应的调试端口，当系统启用从启动引导启动后，进而可以进行 ISP 编程，ISP 编程默认使用的编程接口为 USART1 通信串口，通过端口连接 STM32F103 的调试仿真器，实现从电脑下载编译并完成烧写程序的操作。

3.3 串口通信电路设计

小型无人机自动驾驶仪系统应该具有多路串口通信的能力，可以用来进行数据的传输，外接 GPS 模块，连接无线通信模块等。串行数据通信的基本原理是实现数据位一位接着一位的传输，串行通信相比较于并行通信传输线更少、成本更低。本课题设计的串口通信电路是 TTL 电平和 RS232/RS485 电平转换的电路，其与外界相连采用 9 芯（DB-9）D 型插接件。STM32F103 不可以直接接入 RS232 电平，因此需要电平转换芯片实现 RS232 电平与 STM32F103 TTL 电平的转换，本设计选择的电平转换芯片为 MAXIM 公司生产的 MAX3232 芯片，其内部包含两个接收器和驱动器而且内部也集成了一个电源电压变换器^[53]，可以把输入的+3.3V 电源电压变换成为 RS232 输出电平所需的+10V 电压，因此，只需要为其芯片接口的串行通信系统提供稳定的+3.3V 供电电源，并且如果波特率不超过 9600bps 的情况下进行通讯时不会造成数据丢失的现象。串口通信电路如图 3.5 所示。

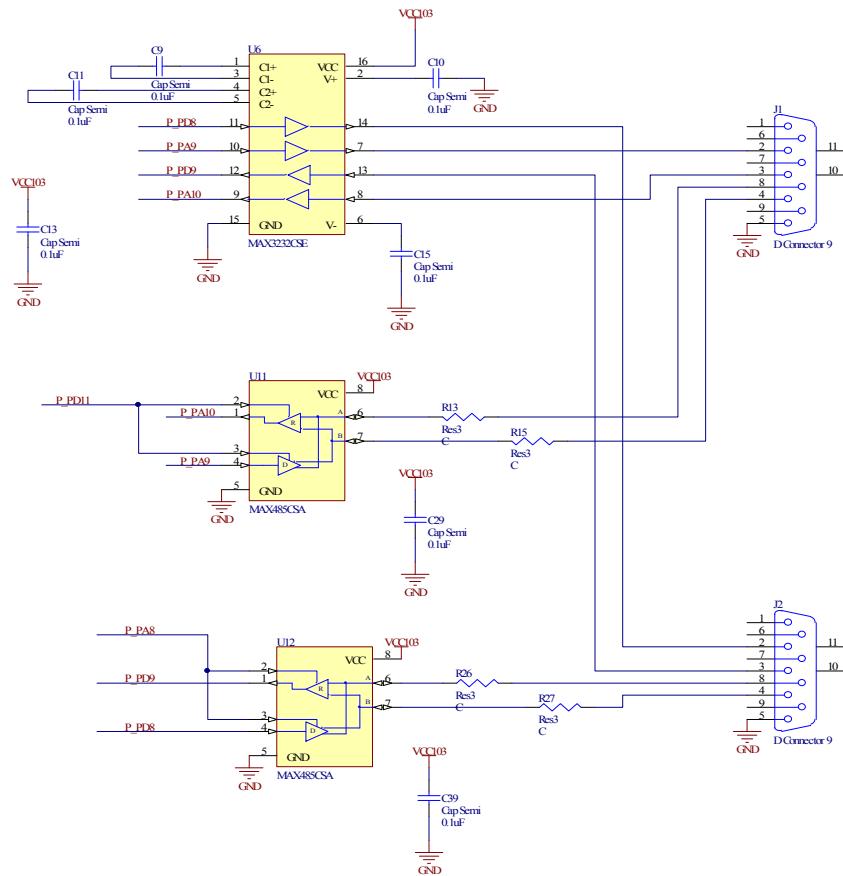


图 3.5 串口通信电路设计

为增加自动驾驶仪系统的通用性能，特别增加了支持 RS485 通信协议的串口电路，RS485 相比于 RS232 其电气特性大不一样，RS485 采用平衡发送和差分接受的模式进行通信，输出端采用将 TTL 电平信号变换为差分输出信号的方式^[54]，接收端恰好和输出端相反采用将差分信号变换为 TTL 电平信号的方式，使其具有接口电平低、信号传输速率高、抗干扰能力强的优点。由于 STM32F103 也不可以直接接入 RS485 电平，同样需要电平转换芯片实现 RS485 电平和 TTL 电平的转换，因此课题设计应用 MAXIM 公司生产的 MAX3485 芯片实现电平转换功能。因为这个小型无人机自动驾驶仪系统的整体通信比较复杂，应具备多点通信功能，因此 RS485 采用 2 线的通信方式，本次设计使用了两块 MAX3485 芯片实现电平转换功能，同时需要在总线的起止端匹配电阻。

3.4 CAN 总线电路设计

无人机飞行时的各种飞行数据传输以及搭建半实物仿真实验环境验证整个自动驾驶仪系统的性能时，都需要实时高速率的传输数据，因此自动驾驶仪整个系统要具备高速的总线通信技术。CAN 总线是一种现场总线(Filed Bus)，是一个 ISO 串行通信协议，CAN 总线构成的单一网络中可以挂在任意多个节点^[55]。CAN 总线的通信支持多主从方式。CAN 总线在设计时要有高速率的通信功能，并且具有较强的抗干扰能力，应能第一时间检查出错误的数据传输。即使数据传输的最远路程超过数千米以上时，其传输速率仍不会出现明显的下降，仍可以保持高速率的通信模式。同时 CAN 总线支持多个主机同时通信，采用时间仲裁的方式进行判断，因此在任一时刻总线上的通信信息均会有主次之分，避免了竞争现象的产生。STM32F103 内置了 CAN 控制器，但内部没有集成 CAN 收发器，要实现 CAN 总线通信，还需要外接 CAN 总线收发器^[56]。

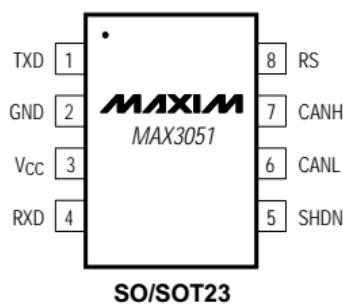


图 3.6 MAX3051 引脚图

本课题所采用的是 MAX3051 芯片，其引脚图如图 3.6 所示。MAX3051 适应于 CAN

总线协议链接的物理端口，具有较强的差分输入能力和差分输出能力。MAX3051 超过了国际标准规定的额定输入电压在-2V ~ 7V 的范围内，其共模输入电压甚至可以达到-7V ~ 12V 的有效范围内，MAX3051 芯片采用 SOT23 封装的 8 个引脚构成结构，其工作的条件温度可以达到-40 摄氏度到 80 摄氏度之间条件下，因此可以应用在各种外界环境比较苛刻的。

MAX3051 采用低电流关断的方式为其内部提供电源，低电压供电值为 3.3V，MAX3051 具有高速模式、斜率控制模式、关断模式、以及正常待机模式。当工作在高速通信的模式下时，最大的信息传输速率可以达到 1Mbps；当工作在斜率控制通信的模式下时，准许应用未被屏蔽的双通信电缆，为了减小 EMI 辐射对其自身通信的影响，可以通过控制斜率模式下的斜率比特来控制信息的传输，最大信息传输速率仅仅可以达到 500Kbps；当工作在待机模式下时，发送器停止发送信息，接收器将 MAX3051 预设为低电流的工作方式；当工作在关断模式下时，其接收器和发送器都将停止接收和发送信息使 MAX3051 保持在关断模式下。为了减小外部信号源对信号传输的影响，需要在最终的信号输出端口配置 120 欧姆的电阻，尽量减小信号的回波反射。CAN 总线电路如图 3.7 所示。

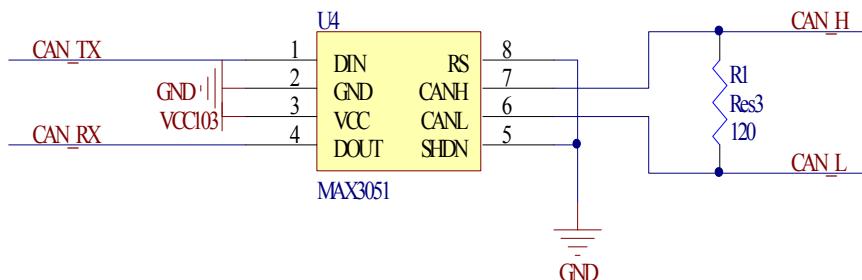


图 3.7 CAN 总线电路图

3.5 SD 存储卡电路设计

无人机在飞行的过程中需要记录飞行数据以及软件的某些重要的信息，因此，优秀的自动驾驶仪系统应具备记录飞行数据的功能。本课题所研发的自动驾驶仪系统具有 SD 存储卡的功能，可以实时记录无人机飞行时候的各种飞行数据。

STM32F103 的 SDIO 端口是定义在标准 SD 模式下的，可以扩展连接外部设备的输入/输出端口，MMC 卡主机模块 (SDIO) 在 AHB 外部设备总线中，用户 MMC 卡、SD

存储卡以及 CE-ATA 等提供的一种通信端口。SDIO 与 SD 卡规格版本 2.0 全兼容。支持两种不同通信方式的数据总线模式：1 位（默认）和 4 位。

SD 卡是一种小型的快闪存储卡。这种记忆卡最初称为 T-Flash 卡，后改称为 TransFlash 卡^[57]，而现在称为 Micro SD 卡。SD 卡主要应用在移动电话、GPS 设备、以及许多便携式快速闪存存储器中，可用来存储照片、音乐、视频、游戏以及秘密的个人资料等，内部通常会设置个人保护功能，对内部存储的所有数据均可以得到有效 的防护。SD 卡可以通过 SD 转接卡安放在 SD 的存储卡槽中应用^[58]。SD 卡具有 8 个引脚，在 SDIO 模式下，其引脚的功能如下所述，1 号引脚名为 DATA2，是存储卡地数据位 2；2 号引脚名为 CD/DATA3，是存储卡地卡检测位和数据位；3 号引脚名为 CMD，是存储卡地命令响应位；4 号引脚名为 VDD，是存储卡的电源电压位；5 号引脚名为 CLK，是存储卡的时钟位；6 号引脚名为 VSS，是存储卡的电源地位；7 号引脚名为 DATA0；是存储卡的数据线位 0；8 号引脚名为 DATA1，是存储卡的数据线位 1。SD 存储卡电路如图 3.8 所示。

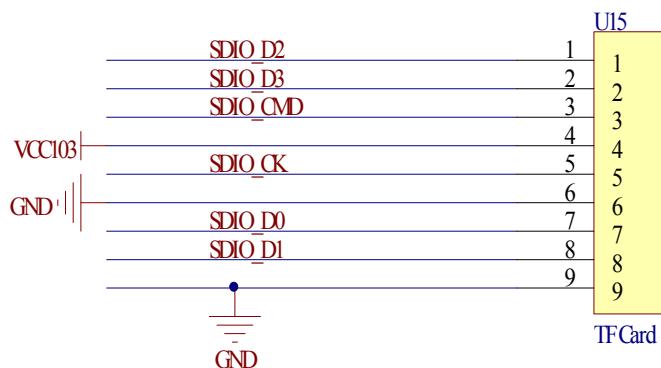


图 3.8 SD 存储卡电路图

3.6 网线接口电路设计

无人机自动驾驶仪系统一般不需要网线接口电路，但是本课题设计的小型无人机自动驾驶仪系统最终的测试工作是通过搭建半实物仿真平台完成的，为了将来调试的方便，在系统闭环仿真的时候需要高速的把调试信息打印出来，方便分析与设计，而串口电路传输速率较慢、带宽低，网线接口电路只需要外接一根网线就可以与计算机通用接口通信，因此特别设计了网线接口电路，为今后的系统联调提供更加方便的接口。本课题应用 ENC28J60 以太网控制器设计调试用的网线接口电路，一般主要应用在低成本、空间

要求严格的嵌入式控制系统中。符合 IEEE 802.3 协议，仅仅具有 28 个引脚，在即可以提供网络通信应用功能的前提下，又可以完全优化系统的设计，并减小了所占电路板的空间，适合集成化开发。

ENC28J60 以太网控制器是具有行业标准串行外设接口(Serial Periphral INterface) SPI 的独立功能的以太网控制器^[59]。采用数据包过滤机制限制传入的数据包，可以作为任何配有 SPI 总线的以太网接口。其包括 7 个主要功能的模块。其中 SPI 作为 ENC28J60 的通信接口，控制寄存器可以实现对 ENC28J60 的监视功能，双端口的 RAM 缓冲器可以发送和接受信息，判优器实现 DMA 对 RAM 缓冲器发送访问请求时的控制功能，PHY (物理层) 模块实现对传输线上的信息翻译功能。ENC28J60 以太网控制器的内部还集成许多模块化功能的设计，例如包括 MAC 模块、片内稳压器、电平转换模块等^[60]。完成设计的网线接口电路如图 3.9 所示。ENC28J60 芯片与 STM32F103 的 SPI 接口连接并输出，ENC28J60 芯片在 25MHz 的工作频率下，在 OSC1 和 OSC2 引脚间需要连接必要的晶振，并需要在 OCS2 引脚的输入端串联电阻，为了降低系统的功耗，ENC28J60 通过内部包含的 2.5V 稳压器产生的标准电压，为使其数字电路始终工作在稳定的状态下，仅需要在外部电路中连接电容即可。

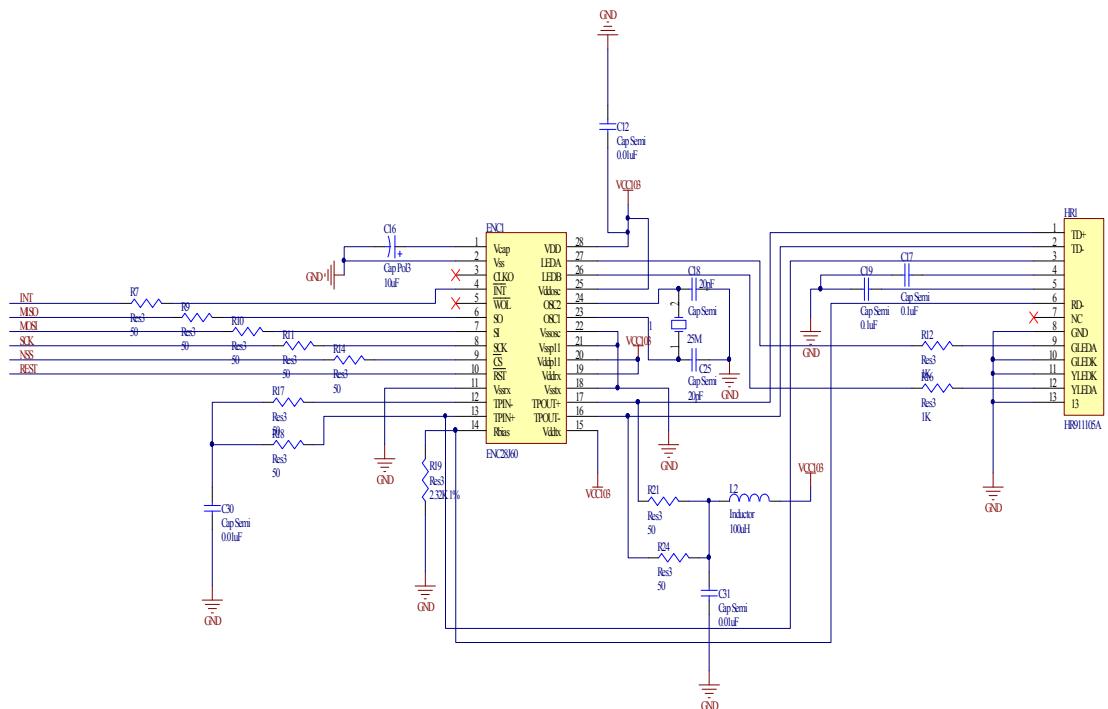


图 3.9 网线接口电路

3.7 传感器电路设计

传感器电路是整个小型无人机自动驾驶仪系统设计的最重要部分。各个航空传感器实时采集当前模式下无人机的各种飞行姿态信息，通过核心微控制器计算输出进而实现控制无人机自主飞行的目的。同时，各个航空传感器电路的设计也是构建整个闭环控制系统的前提条件，并且各个航空传感器的检测精度将会直接影响无人机整个控制系统性能的优劣，因此各个航空传感器的选型包括具体的电路设计都提出了十分严格的要求。不仅要具有采集信息的快速性，还应该具有保持一定检测精度的能力。本课题所设计的各个传感器电路包括通过 SPI 总线实现与核心微控制器通信的陀螺仪传感器和角速度传感器，可以检测无人机的三轴角加速度信号和三轴加速度信号。还包括通过 IIC 总线实现与核心控制器通信的磁航向传感器和气压传感器，可以检测无人机当前的磁场强度信号和气压高度信号，最后通过串口连接 GPS，实现小型无人机的位置信息以及速度信息的获取。

3.7.1 陀螺仪、加速度计传感器电路设计

本课题所设计的陀螺仪加速度计传感器电路采用 MPU-6000 芯片。MPU-6000 是全球首款的 6 轴运动处理传感器，它整合了三轴陀螺仪和三轴加速度计避免了陀螺仪和加速度计之间由于组合产生的轴间差问题。内部集成的 ADC 功能可以实现三路 16 位的模拟量输入信号和数字量输出信号之间的转换。片内并嵌入一个湿度传感器和一个震荡器，采用最小最薄的无引线 QFN 包装，并具有可编程的低通滤波器功能。其内部结构图如图 3.10 所示。

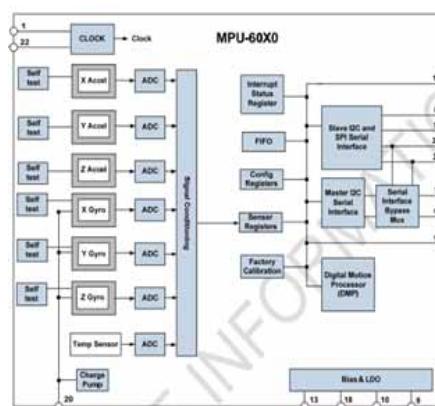


图 3.10 MPU-6000 内部结构图

MPU-6000 的通信方式即可以采用 400KHz 的 IIC 接口也可以采用 1MHz 的 SPI 接口和外部设备实现通信连接。由于无人机在飞行的过程中对传感器信息采集速率的能力要求非常之高，因此本次设计采用高速 SPI 通信的模式，其内部寄存器的读取和中断请求理论上可达到 20MHz。同时，电路设计满足其自检功能，可以通过设置相关寄存器比如 GYRO_CONFIG 和 ACCEL_CONFIG 的比较位来检测各个测量轴上所产生的信号，只有当自检功能成功后，所设计的 MPU-6000 电路才会开始工作，进而产生相应的输出信号。MPU-6000 电路图如图 3.11 所示。

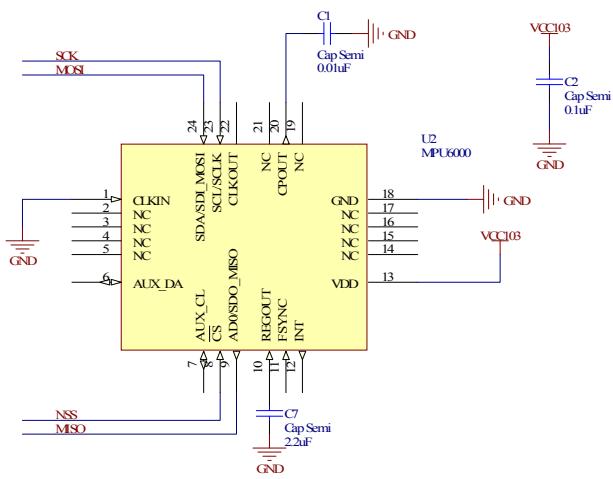


图 3.11 MPU-6000 传感器电路

3.7.2 磁航向传感器电路设计

本课题所设计磁航向传感器电路采用 HMC5983 芯片，HMC5983 应用霍尼韦尔定向传感器的线性、低磁带、零输出和比例因子稳定、温度横轴灵敏度较高的技术优势提出的各向异性磁传感器技术。霍尼韦尔的 HMC5983 磁传感器是最敏感和最可靠的地磁场传感器，该传感器测量的磁场方向和测量的磁场大小可以达到很高的精度。HMC5983 传感器内部包括顶尖技术的磁阻分辨率，一个 12 位的 ADC 使罗盘航向的测量误差限制在 1 度 ~ 2 度之间，提高了磁传感器的准确性。HMC5983 是高集成度、体积小的传感器产品，具有置位和复位的功能，并可以偏置驱动器，实现自减和消磁功能，能适用于个人导航系统和 LBS。霍尼韦尔 HMC5983 的内部结构图如图 3.12 所示。

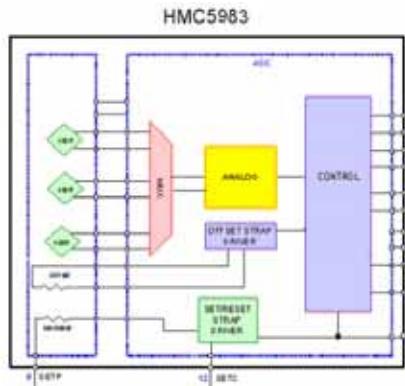


图 3.12 HMC5983 的内部结构图

三轴磁传感器霍尼韦尔 HMC5983，可以通过内部集成电路来测量磁场，其外部匹配 SMT 电容实现和控制装置 STM32F103 的通信（IIC 总线通信协议），HMC5983 作为一个从机连接在控制主线上，通过外加电源，HMC5983 磁传感器可以将各个测量轴上的磁场强度信号转变输出相对应的差分电压形式的信号。为了测量三轴磁传感器霍尼韦尔 HMC5983 的工作是不是正常，通过特殊功能的电路产生标准的磁场进行不论是正向配置还是反向配置的自测功能，然后测量三轴的磁场强度通过差分电压的形式实现输出功能。HMC5983 磁传感器电路如图 3.13 所示。

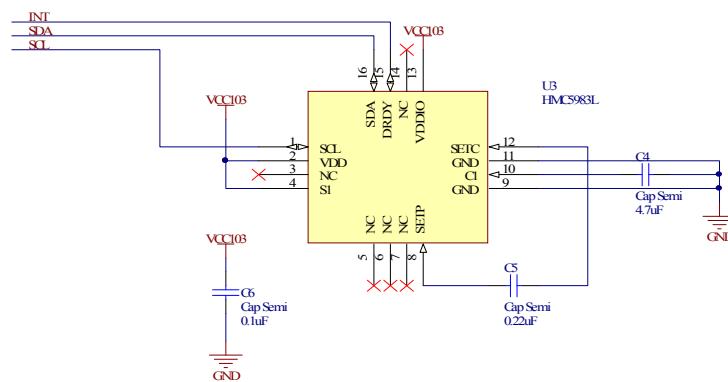


图 3.13 HMC5983 磁传感器电路图

3.7.3 气压传感器电路设计

本课题将采用 BMP180 芯片完成测量大气压力电路的设计。BMP180 芯片不但可以测量气压高度，通常还应用其测量温度。BMP180 是一款可以应用在各种移动设备中的高性能压力传感器芯片。BMP180 采用 1.7V ~ 3.5V(VDDA)的电压供电，其测量的压力范围为 300hpa ~ 1000hpa，相当于正常海拔高度 9000 米 ~ 500 米之间，并且其测量精度

非常之高，其在高精度、低功耗模式下，其分辨率可为 0.05hpa，相当于正常海拔高度的 0.6 米。在高线性模式下，其分辨率可为 0.02hpa，相当于正常海拔高度的 0.15 米。而且耗电量仅为 0.02mA，当其自身处于待机状态下时，待机电流可以仅为 0.002mA，并且不需要外部的时钟电路，BMP180 芯片整体采用陶瓷载体 LCC8 的封装方式，其内部结构图如图 3.14 所示。

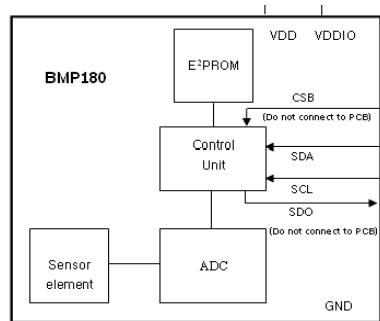


图 3.14 BMP180 内部结构图

BMP180 大气压力传感器电路可以由 IIC 总线接口实现和核心微控制器 STM32F103 的通信功能，其测量的大气压力数据和温度数据可以通过 BMP180 内部的 EEPROM 来进行相应的数据补偿和校准功能，通常用于补偿偏移量和传感器其他参数的数据位可以达到 16 位，通过 IIC 总线传输到内部核心控制芯片中进行结算可以得到当前状态下大气静压结果。BMP180 大气压力传感器电路图如图 3.15 所示。

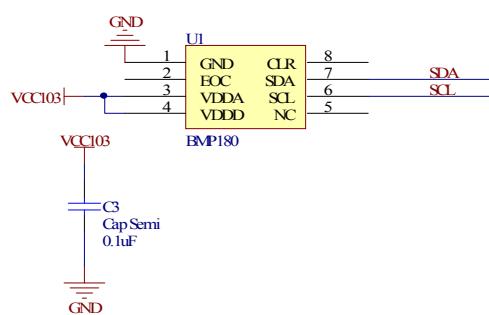


图 3.15 BMP180 大气压力传感器电路

3.7.4 GPS 电路设计

本课题所设计的 GPS 电路采用 ATK-NEO-6M 模块，ATK-NEO-6M 是一款高性能 ALLENTEK 构成的 GPS 模块，其核心采用 U-BLOX 公司的 NEO-6M 模组。GPS 模块可以通过串口与外部设备之间相连，其支持 38400 默认的串口通信波特率，接口特性为

TTL 电平兼容 5V 和 3.3V 的嵌入式微处理器系统。其定位的精度可高达 3.6mCEP，最大更新率为 6Hz，最大捕获追踪灵敏度可达到-159dBm。并支持冷启动、温启动和热启动三种不同的启动方式，其中冷启动指 GPS 所有接受的历史信息全部丢失；温启动是指 GPS 所接受的历史数据没有丢失，但启动后和当前所连接的卫星信息不匹配；热启动是指 GPS 所接受的历史数据不仅没有丢失，而且还可以匹配启动之后所连接的卫星，其内部核心结构图如图 3.16 所示。

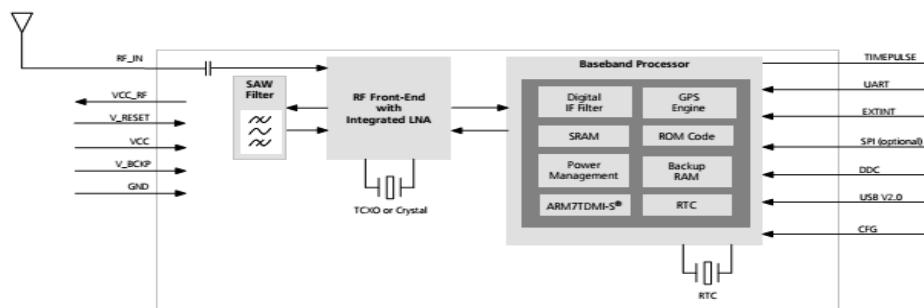


图 3.16 GPS 内部核心结构图

GPS 电路的设计采用外接 EEPROM 的设计方式，因为 GPS 每次上电时通常都需要设置其工作模式，为了避免这种情况每次都发生，本课题所设计的 GPS 电路采用外接 EEPROM (U10) 的方式，将 GPS 的工作方式写入到 EEPROM 中，这样当每次上电需要使用 GPS 时，可以直接读取 EEPROM 中已经设定好的 GPS 工作模式，不需要在重新设置工作模式，省略繁琐的初始化过程。并且此电路设计特别使用了发光二极管 (D2) 时刻指示出 GPS 的工作状态，在此也特别提出在硬件设计布线中，GPS 的外接天线布线方式不可以走直角弯，最好采用直连的方式，从而保证 GPS 工作的稳定性能。GPS 电路如图 3.17 所示。

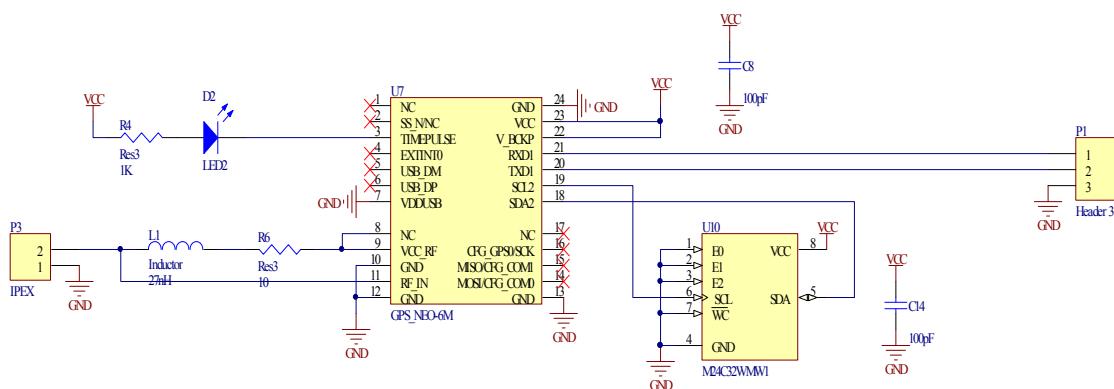


图 3.17 GPS 电路

3.8 PWM 电路设计

小型无人机自动驾驶仪系统应该具有至少 4 路 PWM 输出接口，其中三路 PWM 输出接口连接舵机，通过改变无人机的副翼、方向舵、升降舵的偏转来带动舵面偏转进而改变无人机的飞行姿态。另一路 PWM 输出接口与油门相连，通过控制油门的开闭大小进而改变无人机的飞行速度。本课题总共设计了 8 路 PWM 输出接口电路，其余的 PWM 输出接口电路留作备用处理，在搭建半实物仿真实验环境的时候也将会用到其他 PWM 输出接口。

PWM 是英文 (Pulse Width Modulation) 的缩写，称作为脉冲宽度调制。此电路设计通过 STM32F103 本身所具有的数字输出功能来控制电压的输出形式，可以简单的看做是对其脉冲宽度的控制作用，不同地脉冲宽度对应不同的舵机运转角度，PWM 输出电路如图 3.18 所示。

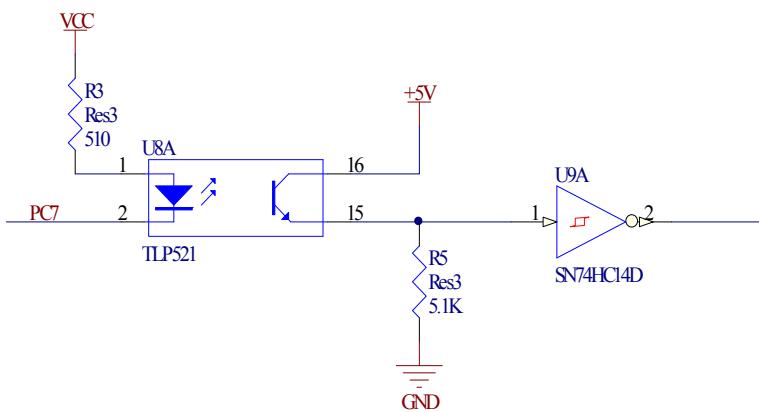


图 3.18 PWM 输出电路

由于通过 PWM 的控制方式驱动舵机时，通常要为舵机提供很大的供电电流，为了避免舵机驱动的大工作电流对自动驾驶仪系统的核心控制芯片产生干扰，因此，所设计的 PWM 输出电路采用了光耦隔离的方式。但由于采用光耦隔离的方式输出的 PWM 信号变化速率不够快，下降沿不够陡，关闭速率较慢。因此在电路的输出端加了 SN74HC14D 芯片，可以对经过光耦隔离产生的 PWM 信号进行必要的整形处理。

3.9 供电电源电路设计

UAV 的自动驾驶仪系统若正常工作需要为其提供稳定的供电电源，但整个自动驾驶仪系统的所有功率器件的供电电流有 5V 供电和 3.3V 供电两种。因此本课题设计了两个

供电电源电路，其中一个供电电路提供稳定的 5V 电源，另一个电路提供稳定的 3.3V 供电电源。两个电源电路采用两级相连的设计方式，即 5V 电源电路输出作为 3.3V 电源电路的输入，两个电源电路分别独立的为整个自动驾驶仪系统的各个功率器件提供稳定的电源，此设计办法可以明显增加自动驾驶仪系统的抗干扰性能。

其中 5V 供电电源电路如图 3.19 所示，本课题设计 5V 电源电路采用开关电源的设计原则，其外部的宽压电源输入可以达到 10V-36V 之间，电压转换芯片采用 LM2576 降压型电压调节器芯片，在电路限制和热开闭保护功能的前提下，可提供稳定的 5V 输出压降和最大可达到 5A 的输出电流，在输出端加以续流二极管和电感的经典设计方案，避免了当开关电源关断时电流回流对系统造成不必要的干扰。为了实时监测供电电池的剩余电压，需要不断的对电池电压进行采集分析，判断供电电池的电压是否还可以正常工作，因此，又特别增加设计了 A/D 采集功能电路，其中 D3 为限压二极管，保护 A/D 采集功能，避免采集到的电压过大损 STM32F103 的 ADC 采集模块。

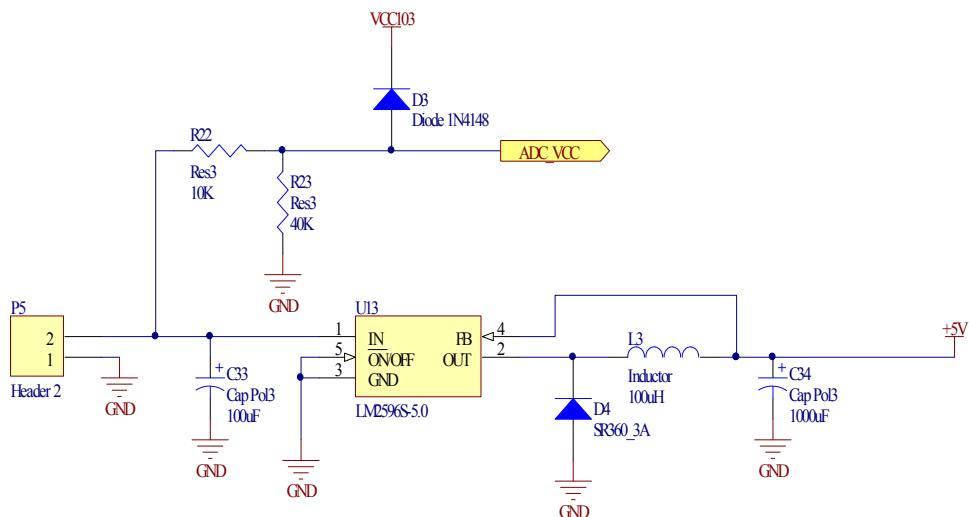


图 3.19 5V 开关电源电路

3.3V 供电电源电路如图 3.20 所示，此电源电路使用的是 LM1117 低压差电压调节芯片，其输出的压差在负载电流达到 900mA 的时候可以达到 1.3V。LM1117 芯片采用 SOT-223 和 LCP 节省空间的封装方式，其最大线性调整率和最大负载调整率分别为 0.1% 和 0.3%，使用的温度范围可达到 -30 摄氏度到 +140 摄氏度之间^[60,61]。LM1117 在提供电流限制和热保护功能的前提下，电路中包括一个齐纳环节的带隙参考电压来保证输出的电压精度足够高，输出端采用外接两个电容（电容大小如电路图所示）来改善电源的瞬

态响应性能和稳定性能。

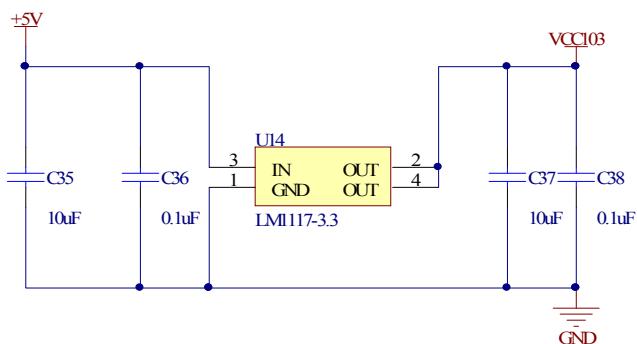


图 3.20 3.3V 电源电路

3.10 PCB 图设计

小型无人机自动驾驶仪的电路系统构成非常复杂，所以 PCB 图的设计也非常的困难。由于最终验证之后的自动驾驶仪电路系统是需要在无人机上进行实物飞行测试的，而在无人机真实飞行过程中存在各种各样的电磁干扰，包括无人机本身带来的干扰和外部环境所造成的干扰，均对整个 PCB 图的设计造成非常大的挑战。本课题所设计的 PCB 图充分考虑了各种情况下的干扰对无人机自动驾驶仪系统带来的影响，对所设计的整体 PCB 图的每一个器件都精确的布置到最佳位置，每一根走线都要充分考虑其具体的走向、长度、宽度、与相邻线之间的距离等因素，排除干扰、噪声、延时不一致所带来的影响。

首先，在全局观上充分考虑整个硬件电路要尽可能的紧凑一些，减小其整体的占有空间，尽量减小电路板整体的占有面积，在有限的电路板面积上充分考虑每一个功率器件的布局，并且需要安全可靠地安排电源和地线走线，细致的绘制每一条信号线，比如应该注意以下一些细节，核心微控制器的焊盘长度应该尽量加长，宽度要选取适当。本课题设计的两块 PCB 板，其中核心控制板采用 4 层电路板设计，串口通信电路板采用 2 层电路板设计，2 层电路板的设计原则采用一层多走横线，另一层多走竖线，并且电源线和地线的走线尽量都不要在一层电路板上。4 层电路板的设计原则采用中间两层设计走电源线和地线，上下两层走信号线，也是横线和竖线分别设置在两层电路板上。充分利用 PCB 图空间的造型，可以将一些器件设计在底层，信号线可以通过增加过孔相连，避免信号线过长造成不必要的干扰。

其次，电源线和底线的布局一定要合理，电源线一定要采用宽布线的方式，并且要

加去耦电容，因为在整体的直流供电电路中，由负载的变化产生的噪声通过电源及其配线会产生不必要的干扰。为了减小限制可以避免这种干扰，需要在电源电路的供电端加150pF左右的去耦电容。地线采用环绕布线的方式，各条地线的设计可以不必一定采取一样的宽度，但走线方式尽量避免走直角弯，保证走线的平滑，而且底线布线要接近信号线，可以减小点此干扰耦合。

最后，合理的布局信号线，因为信号线对电路中各个功率器件之间信号传输影响较大，因此信号线的布局将直接影响整个电路系统的性能。信号线的布线原则应该远离干扰源并且不可以切割磁干线，避免平行走线，双面板可以交叉通过，各层电路板的信号线走线应该相互垂直、斜交。而且需尽量增大每两条之间的距离，以削弱互感产生的影响，信号线走线要尽量地短。图3.21和图3.22分别为主控电路板的PCB图和调试电路板的PCB图。

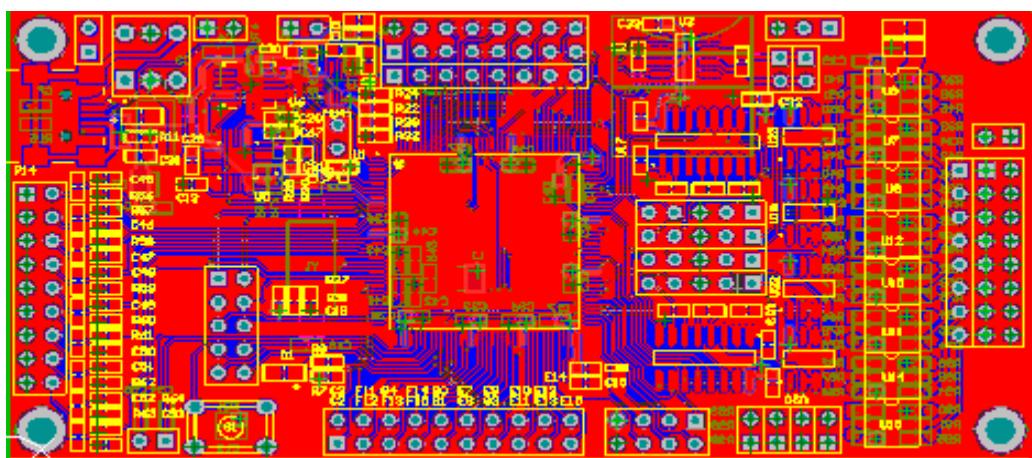


图3.21 主控电路板PCB图

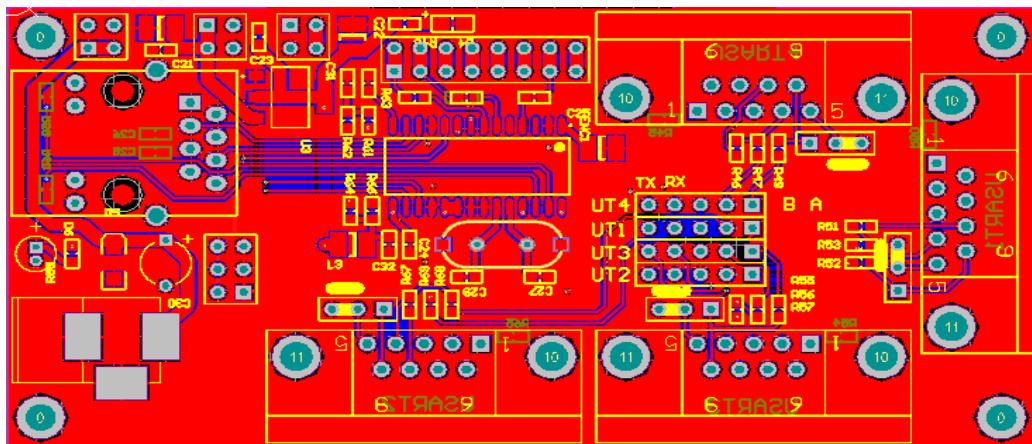


图3.22 调试电路板PCB图

3.11 本章小结

本章详细介绍了小型无人机自动驾驶仪系统硬件电路的整体设计过程。首先简单介绍了本次设计所选择的核心为控制芯片 STM32F103 的整体构成，以及微控制器本身的特点，并简单阐述了其最小系统的设计过程及其启动原理。其次详细介绍了本课题所需要的各部分硬件电路的设计过程，并对设计硬件电路所需要的一些功率器件做了简单的介绍，最后对硬件电路 PCB 图的设计过程和在具体的布线时所要注意的一些问题作了必要的说明。

第4章 软件的开发与设计

小型无人机自动驾驶仪系统的软件设计与开发可以分为两大部分，其中一部分可以称之为控制律软件，另一部分可以称之为底层驱动软件设计。控制律软件部分可以实现对无人机的具体控制作用，底层驱动软件设计是整个小型无人机自动驾驶仪系统可以正常工作的前提条件。两大部分的软件设计相辅相成，共同保障整个自动驾驶仪系统的稳定运行。

4.1 控制律软件设计与开发

本课题所设计的控制逻辑可以首先判断小型无人机采取怎样的飞行方式，判断是自主飞行模式还是手动飞行模式。采取手动飞行模式可以通过6通道航模遥控器控制小型无人机的具体飞行姿态，实现手动控制飞行的目的。若采取自主飞行则直接切换到自主飞行主程序，由于设计的控制律比较基础，为保证小型无人机能够自主稳定飞行，特别设计手动飞行模式的优先级高于自主飞行模式的优先级，即假如无人机当前所处的飞行条件比较恶劣，自主飞行比较困难，可直接通过遥控器远程控制功能实现当前飞行模式的切换。飞行控制律主程序流程图如图4.1所示。

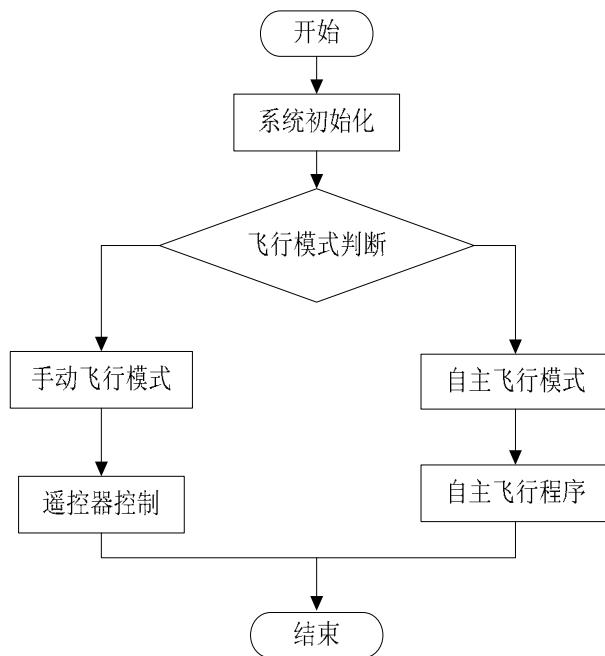


图4.1 飞行控制律主程序流程图

小型无人机采取自主飞行模式时，需要调用自主飞行的主控制程序。自主飞行控制的策略首先要检测无人机的高度和航向，进而判断该高度下和该航向下是否满足要求，若满足则保持姿态继续飞行，若不满足则需要控制无人机的高度和航向，使其达到要求的控制目标，进而保持此时的飞行姿态实现小型无人机平稳自主飞行的目的。自主飞行主程序流程图如图 4.2 所示。

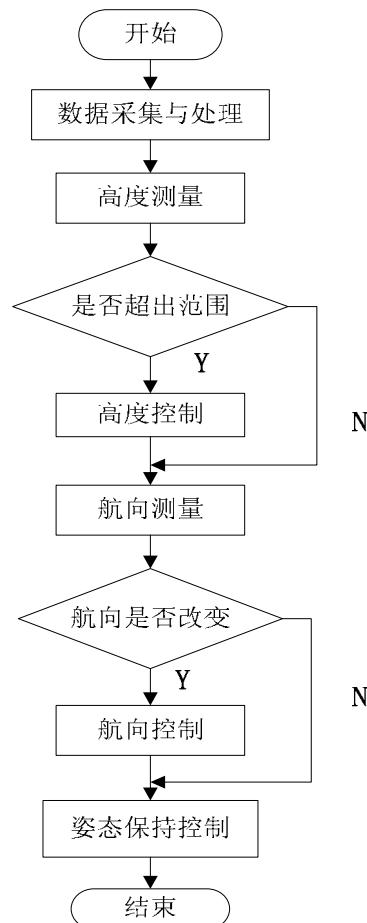


图 4.2 自主飞行主程序流程图

4.2 底层驱动软件的设计与开发

底层驱动软件的设计与开发是整个自动驾驶仪系统正常工作的前提保障，底层驱动软件设计是一种面向底层硬件编写代码的设计思想。驱动软件的设计在硬件电路的设计上起到重要的支撑作用，其编写的代码的复杂程度以及运行效率都将直接影响整个自动驾驶仪系统的优劣性能。因此驱动软件的设计要尽量的简洁明确，可以高效运行。由于整个小型无人机自动驾驶仪系统所包括的底层驱动软件繁多，本文以下部分仅详细阐述

一些比较重要的驱动软件的编写方式。

4.2.1 系统的启动过程

系统的启动过程可以分为内部时钟启动和外部时钟启动，其中内部时钟启动是在外部时钟使能准备时间超过设定时间的情况下使用。系统复位之后应该首先设置堆栈，然后对中断向量表进行配置，其中中断向量表中的第一项是栈顶地址，第二项是复位中断服务程序入口地址。完成所有的堆栈初始化后，需要对系统的内部时钟和外部时钟使能，将外部时钟 HSE 通过内部锁相环倍频到 72MHz，并将其设置为系统时钟，等待系统时钟就绪后，完成启动过程，进而可以调用 main() 主函数。系统的启动过程流程图如图 4.3 所示。

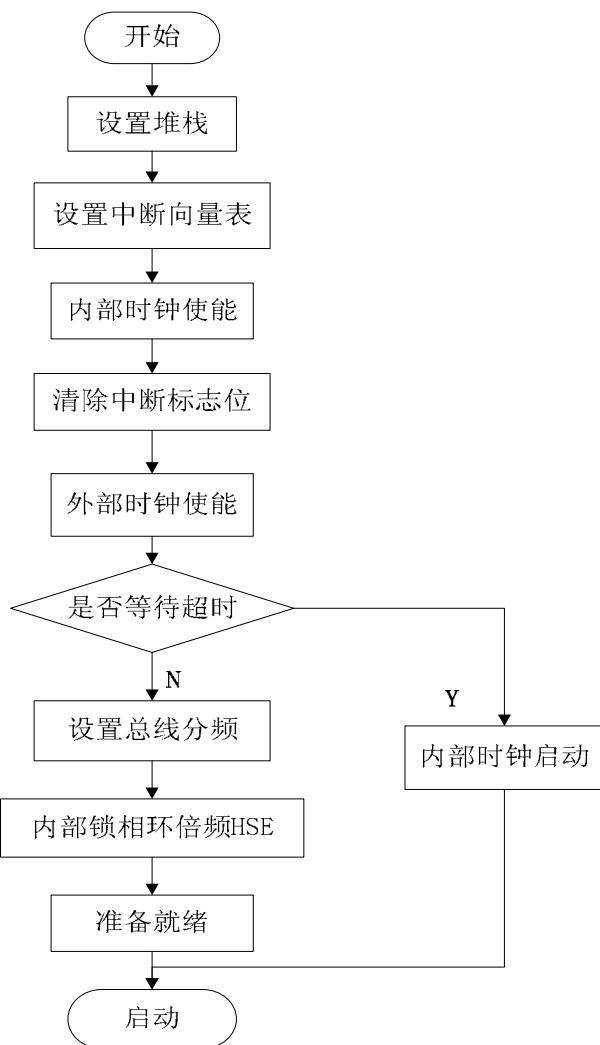


图 4.3 系统启动流程图

4.2.2 串口驱动的设计

串口是嵌入式微控制器连接外部设备的重要接口，小型无人机自动驾驶系统需要连接的外部设备很多，例如 GPS 和无线通信模块等等，同时软件的开发和调试的过程中也会经常用到串口，因此串口驱动设计的重要性不言而喻。STM32F103 具有很多的串口资源，并且每一个串口的通信功能都非常的全面。本课题是在寄存器的层面设计的串口驱动，以达到基本的通信能力。串口驱动的设计最基本的就是对串口波特率的设置问题，STM32F103 其本身由于强大的串口通信能力设计起来相对比较简单一些，只要开启时钟，对串口进行初始化，然后判断串口是否被打开，即此时是否可以应用此串口，并设置串口用来发送和接受数据，STM32F103 串口的发送数据设置过程同串口接收数据的设置过程一样，然后配置数据位的具体长度，设置奇偶校验位等。最后可以添加判断数据是否发送或接受成功的校验设计。串口驱动设计的流程图如图 4.4 所示。

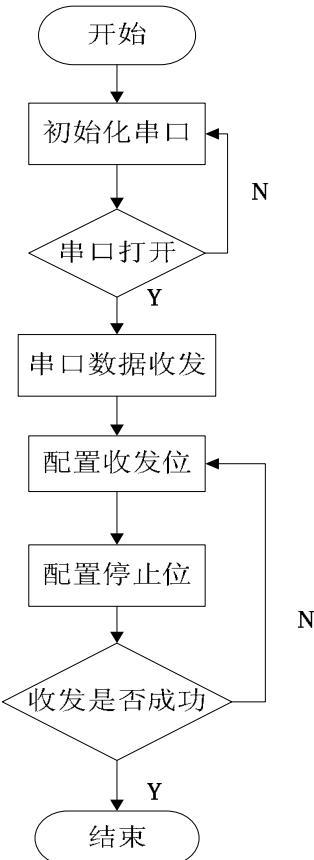


图 4.4 串口驱动流程图

4.2.3 A/D 采集电源电压驱动的设计

小型无人机自动驾驶仪系统需要稳定的电源供电来保障系统的正常工作，需要时刻采集电源的电压判断此时的电池剩余电量是否可以正常工作，本课题在上一章电源电路的设计中特别添加了 ADC 采集功能接口电路，通过 STM32F103 本身自带的 ADC 采集功能时刻采集供电电源电压，保证系统供电电源正常工作。STM32F103 的各个 ADC 均可以独立使用来提高采样率，拥有 18 个通道，同时可采集 2 个内部和 16 个外部信号源，采用 12 位逐位逼近型的转换模式。STM32F103 的 ADC 转换功能可以大致分为规则通道组与注入通道组。其中注入通道组类似于系统的中断功能，在程序顺序执行的过程中，中断可以打破程序执行顺序并且立即进入中断服务程序，注入通道的 AD 转换功能就可以打破正常 AD 转换的程序运行，直接进入注入通道 AD 转换功能，具有一定的优先级。因为自动驾驶仪系统对供电电源的要求比较高，因此可能需要随时采集电源电压，因此设计的 AD 转换采用注入通道准换的方式。A/D 采集电源电压流程图如图 4.5 所示。

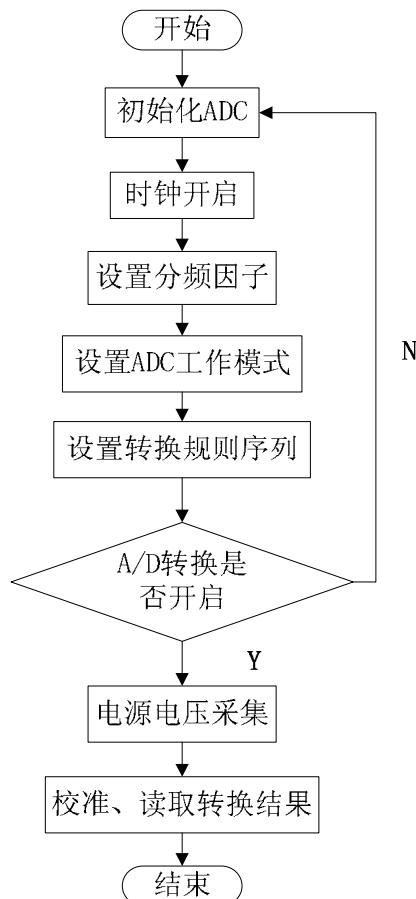


图 4.5 A/D 采集电源电压流程图

通过 AD 采集电源电压的具体设置过程需要对 STM32F103 的 ADC 进行初始化，然后开启时钟，使能 PARTA 的时钟，设置 PA1 为模拟输入，接着通过 RCC_CFRG 设置 ADC 的分频时钟因子，确保 ADCCLK 不超过 12MHz。设置完分频时钟因此后可以进入 ADC 工作模式的和 ADC 转换过程中规则系列相关信息的设置，进而开启 A/D 转换器对需要采集的电源电压信号进行采集转换功能，经过校准功能处理之后就可以读取 A/D 转换完成之后的具体结果。

4.2.4 CAN 总线驱动设计

小型无人机自动驾驶仪系统本身应该拥有高速数据传输地能力，CAN 总线串行通信性能强并且可靠性高，因此能够达到自动驾驶仪系统高速的数据传输效率。CAN 总线协议可以实现多主控制，通信速率较快并且传输距离较远，具有错误检查、错误通知和错误恢复的功能，接入总线时不要地址信息进行身份验证，满足系统的统承性设计要求。CAN 总线通信协议主要由数据帧和遥控帧两种标准和扩展格式组成。其中由 7 个字符段构成 CAN 总线协议的数据帧：首个字符端用来表征通信数据的开始；仲裁段用来表征改字符段下传输的先后顺序；控制段用来表示所传输的内容的长度和符号位；数据段用来表征所传输数据的具体内容每帧都可以发送 9 个字节的数据；CRC 段是用来检查每一帧所传输的数据是否包含错误，ACK 段则用来确认数据传输之后是否顺利接收。在使用 CAN 总线通信过程之前，首先需要初始化处理 CAN 总线，要配置相关引脚的复位功能，使能 CAN 时钟，需要将 CAN_RX 引脚作为上拉输入，CAN_TX 引脚作为复位输出。其次设置 CAN 总线的工作方式和波特率，通过设置 CAN_MCR 的位来实现相关的控制位功能。最后设置 CAN_FMR 的 FINIT 位，使其成功激活内部滤波器功能，完成 CAN 总线的初始化功能。CAN 总线的初始化工作结束之后，可以进行正常的发送数据和接受数据功能。

CAN 总线的发送流程开始要选择一个空置的邮箱，设置标志符，然后可以发送数据，等待邮箱挂号进入预定发送阶段，数据发送完成之后需要再次空置邮箱。CAN 总线发送流程图如图 4.6 所示。

CAN 总线接收到的有效报文信息可以被设置成存储在 2 级深度保护邮箱的 FIFO 中，CAN 总线接受报文的过程中要将 FIFO 设置为空，然后通过挂号功能逐层访问 FIFO 的

2 级深度邮箱，判断读取的报文是否有效然后退出。CAN 总线接收流程图如图 4.7 所示。

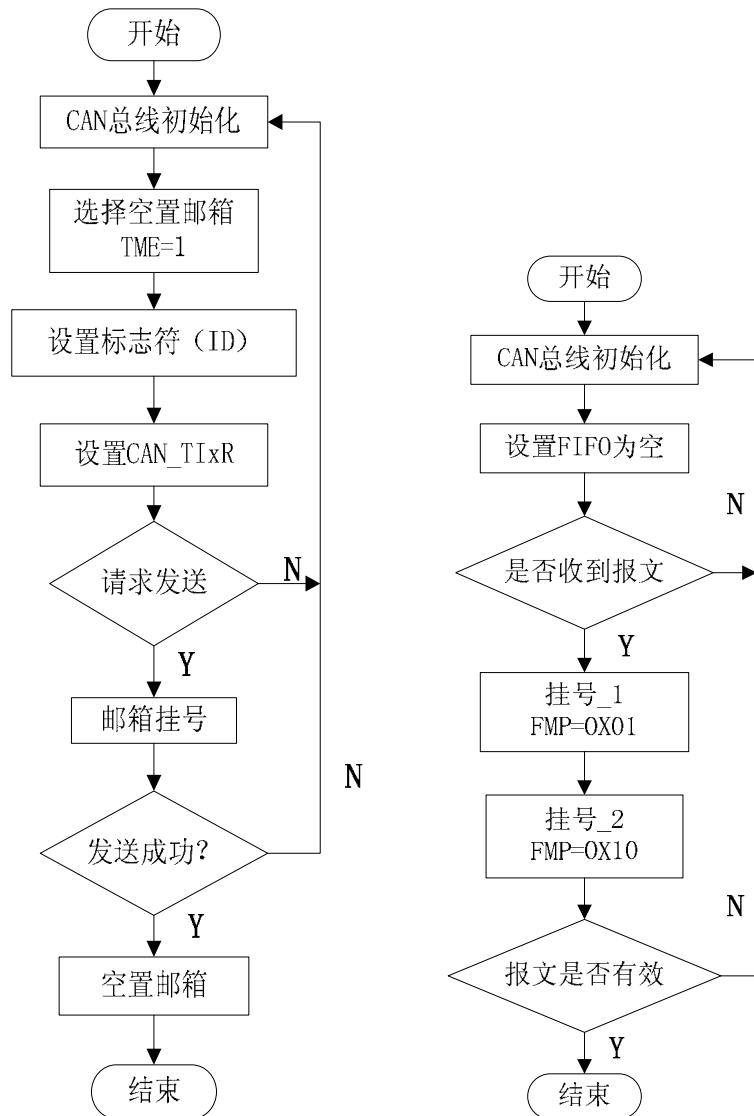


图 4.6 CAN 总线发送流程图

图 4.7 CAN 总线接收流程图

4.2.5 SD 存储卡驱动设计

无人机在飞行的过程中需要记录飞行数据信息以及软件重要信息，因此优秀的无人机自动驾驶仪系统应该具有记录飞行数据的功能。在上一章所介绍的硬件电路中，特别设计了 SD 存储卡硬件电路，具有实时存储无人机各种飞行数据的能力。SD 卡一般支持两种通信模式，SD 卡模式即 SDIO 通信的方式和 SPI 总线的通信方式，STM32F103 可以选择任意一种的通信模式实现与 SD 卡的通信，但是 SPI 总线的通信模式只能够允许 SD 存储卡和 SPI 接口实现简单的通信，这种通信模式的缺点是通信速度比较慢，浪

费了 SD 卡本身具有的通信速度 ,况且无人机在飞行的过程中会时刻产生各种飞行数据 ,对存储速度会提出非常高的要求 ,因此设计的 SD 存储卡采用 SDIO 的通信模式。

采用 SDIO 通信方式的初始化 SD 的设计过程为 :首先需要完成配置 SD 卡所连接的硬件参数 ,上电延时要大于 81 个 CLK 时钟 ,复位卡 CMD0 进入 IDLE 状态 ,发送 CMD8 ,并检查是否支持通信标准的 2.0 协议 根据支持不同的通信协议检查 SD 的初始化状态 ,最后取消片选 ,最多需要发送 16 个 CLK 时钟 ,结束初始化状态 ,在完成 SD 卡的初始化之后 ,根据 SD 的通信协议就可以开始读写操作 在每次发送和接受完一个数据之后 ,SD 卡都需要应答一个指令 ,根据指令模式告诉主机当前的执行情况 ,实现和主机的往返通信。 SD 卡操作程序流程图如图 4.8 所示。

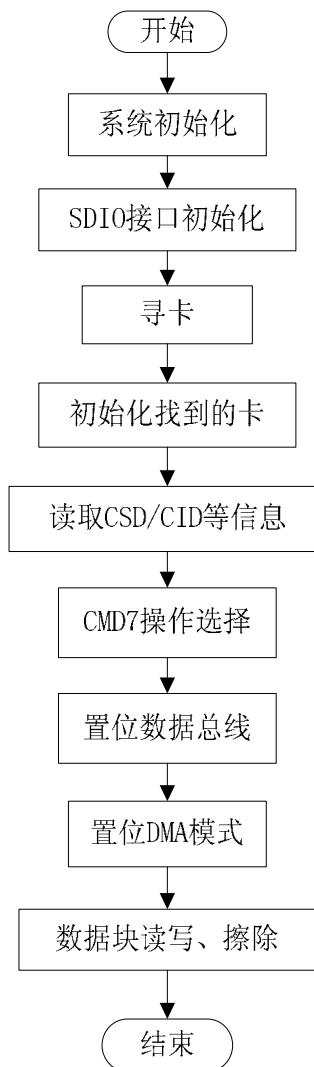


图 4.8 SD 卡操作程序流程图

4.2.6 传感器驱动设计

航空传感器是小型无人机自动驾驶仪系统的重要部分，通过航空传感器可以采集无人机当前状态下的各种飞行姿态信息，核心微控制器根据航空传感器采集的飞行姿态信息进行判断和结算实现对小型无人机的自动控制飞行目的。其中通过串口连接的 GPS 模块，根据 GPS 接受到的报文进行结算可以得到无人机的经纬度、高度、速度等等，通过 IIC 总线连接的 HMC5983 磁航向传感器和 BMP180 大气压力传感器分别可以测量出小型无人机的三轴磁航向角度和当前的气压高度，通过 SPI 总线连接的 MPU-6000 陀螺仪、加速度传感器可以测量三轴角速率和三轴加速度信息。因此传感器部分的驱动软件设计主要是对串口、IIC 总线、SPI 总线驱动的设计，其中串口驱动上面已经介绍，并且 GPS 报文的具体结算过程可以根据 GPS 手册进行详细设计，因此将不在做特别说明。此部分的驱动软件主要介绍 IIC 总线和 SPI 总线驱动的设计，各传感器通过总线和核心微控制器相连后进行相应的初始化操作后，进而可以采集和计算各传感器采集到的数据，其中各个传感器的具体初始化过程通过芯片手册可以相应的设置，这里也将不再做特别的介绍。

IIC(Inter IC Bus)总线是 PHILIPS 公司推出的采用特殊形式进行同步通信的一种新型总线标准，并且具有接口线少、控制简单、通信速率较高等优点。IIC 总线有两条通信线路组成，其中 SDA 通信线路称为数据线，SCL 通信线路称为时钟线路。IIC 总线即可以接收数据也可以发送数据，具有双向通信的功能，其最高的传输效率可以达到 400Kbps。

HMC5983 磁航向传感器和 BMP180 大气压力传感器并联连接在 IIC 总线上，核心微控制器 STM32F103 发送出控制信号，其中控制信号可分为地址码和数据码。地址码用来选择连接的器件电路，数据码为需要传输的内容，HMC5983 磁航向传感器和 BMP180 大气压力传感器均采用漏极开路的结构和 IIC 总线相连，在数据线 SDA 和时钟线 SCL 上需要添加上拉电阻，当总线在空闲状态下一直会保持高电平状态，HMC5983 磁航向传感器和 BMP180 大气压力传感器两个器件只要有一个输出低电平，都会将总线的信号变为低电平，因此数据线 SDA 和时钟线 SCL 采用线“与”的方式连接。本课题设计采用主从通信的方式，主设备只有核心微控制器 STM32F103 一个器件，从设备有 HMC5983

磁航向传感器和 BMP180 大气压力传感器两个外围功率器件，主从通信方式下由 STM32F103 发出启动信号，启动信号发出之后系统应立即发出时钟信号，判断从设备是否发出应答信号，若接收到应答信号表示完成数据的收发此时因该立即发出停止信号。IIC 总线同外部设备通信流程图如图 4.9 所示。

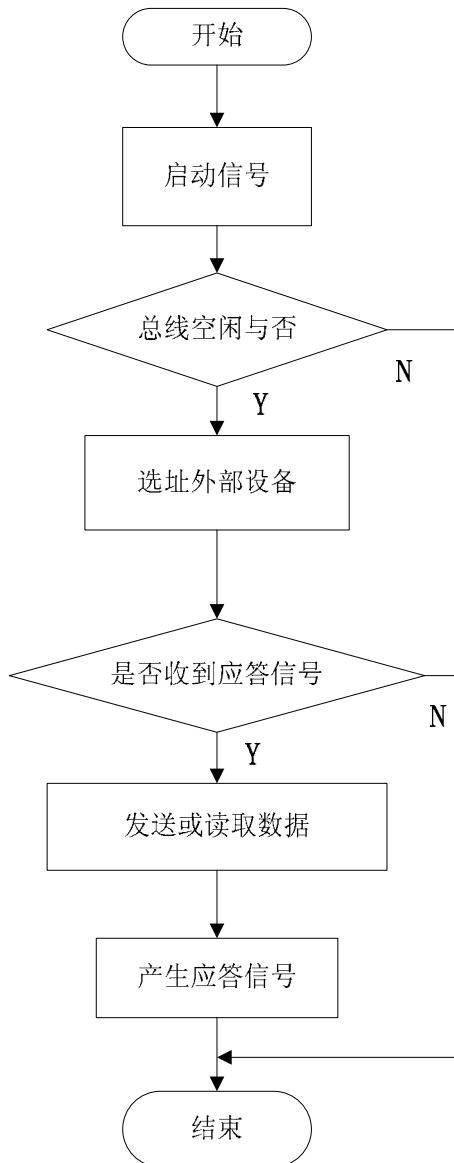


图 4.9 IIC 总线同外部设备通信流程图

SPI (Serial Peripheral Interface) 是 Motorola 公司首先定义的串行外部设备接口，SPI 总线支持高速、全双工、同步通信功能。由 4 条通信线路组成，其中 MISO 为主设备数据输入从设备输出通信线路，MOSI 为主设备数据输出从设备 数据输入通信线路，SCLK

为由主设备产生的系统时钟信号线，CS 为从设备被主设备控制选择时的片选信号线，具有简单易用特性。SPI 总线的主要特点包括在发送数据的同时又可以接收外部数据，可以在主设备和从设备的工作模式之间切换，提供可编程实现的频率时钟，具有读写冲突保护功能等。本课题设计的 MPU-6000 陀螺仪、加速度传感器电路采用 SPI 总线通信的方式和核心微控制器 STM32F103 连接，STM32F103 的 SPI 采用主模式和从设备 MPU-6000 陀螺仪、加速度传感器通信，因此需要对 STM32F103 的 SPI 总线进行初始化配置。首先要配置相关引脚的复用功能，需要使能 SPI 的时钟，其次要设置 SPI 的相关引脚为复用输出，这样 SPI 引脚才有效，否则这些 I/O 口就是简单的输入输出端口。然后通过设置 SPI_CR1 来设置 SPI 工作在主机模式，数据格式位 8 位，并设置 SCK 时钟极性以及采样方式。最后通过设置 SPI_CR1 的 bit6 来使能 SPI，以启动 SPI，进而可以开始 SPI 通信。SPI 初始化流程图如图 4.10 所示。

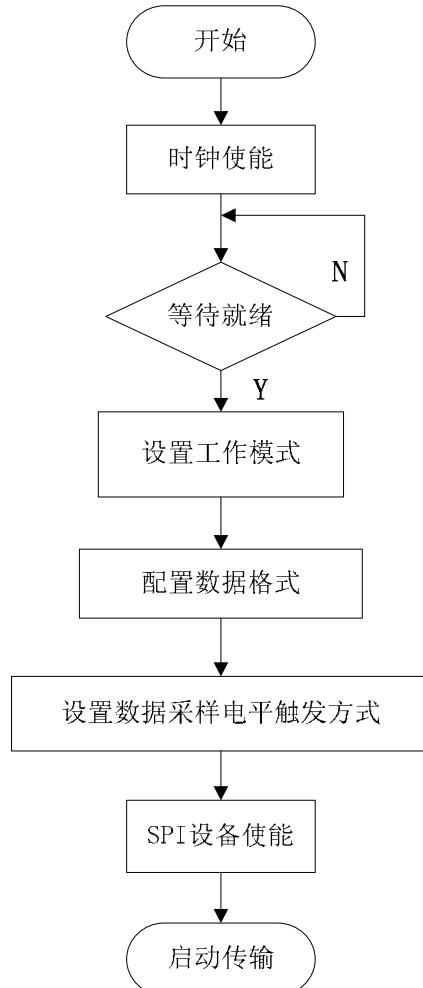


图 4.10 SPI 初始化流程图

4.3 本章小结

本章详细介绍了小型无人机自动驾驶仪系统的软件设计流程。软件部分分为控制律软件设计和底层驱动软件设计，其中控制律软件部分简单介绍了无人机的控制逻辑思想，包括手动飞行模式和自主飞行模式，具体的自主飞行控制律设计将在下一章介绍。底层驱动软件部分详细介绍了具体的设计过程，底层驱动软件是面向硬件编程，设计流程参照上一章介绍的硬件电路设计。

第 5 章 控制律设计

本课题设计的小型无人机自动驾驶仪系统是通过建立半实物仿真测试平台为主要研发目的，以硬件平台的设计搭建为主。但最终验证自动驾驶仪性能的优劣是分析小型无人机模型在半实物仿真测试环境中的飞行状态判断的，因此本课题设计了一些基础的控制律算法。但是工程上飞行控制律的设计原则需要测量飞机的气动力参数，根据具体机型的气动力参数建立其数学模型，在此数学模型下设计具有针对性的控制律，并且比较复杂。由于本课题的研究是通过半实物仿真测试验证小型无人机自动驾驶仪的性能，因此本文将不对无人机的具体建模过程做特别说明，本课题以 MATLAB/SIMULINK 中的小型无人机模型为基准，设计通用的飞行控制律，其主要包括纵向控制律设计和横向控制律设计，设计原则为 PID 控制，并创新性的提出了基于遗传算法对 PID 的三个参数进行最佳选择的过程，最后通过 MATLAB 下的 SIMULINK 模型实现闭环仿真，验证所设计的控制律的正确性。

5.1 纵向控制律设计

小型无人机飞行的过程中的纵向运动是指在飞机对称平面内的运动，主要包括飞机的纵向角运动和纵向线运动，飞机的纵向角运动即是飞机的俯仰运动。飞机的纵向角运动主要通过升降舵或平尾来控制，而飞机的纵向线运动是指飞机在仅受到在对称平面的力的状态下飞机高度的变化以及高度变化率的变化（升降速度）的运动。纵向姿态稳定和控制就是要保持俯仰角度和高度的稳定与控制，期许达到稳定飞行的目的。其中无人机的俯仰角保持控制通过控制无人机的尾翼来实现。而由于无人机在飞行过程中会受到垂直风等的干扰，会产生姿态角的静差，从而会导致高度的漂移误差，因此在无人机飞行的过程中需要实时直接测量飞行高度，通过高度保持控制律实现对无人机的高度控制。

无人机俯仰角保持控制律的设计主要是控制无人机的俯仰角度，控制策略为 PID 控制原则，通过反馈控制的原理，在输出端引入俯仰角速率和俯仰角度作为反馈信号，通过两条反馈回路和当前给定的俯仰角度信号进行比较，产生偏差信号，通过设计的比例积分控制策略和微分控制策略对偏差信号实现控制，最终达到消除偏差，俯仰角稳定保持的控制目的。俯仰角保持的控制律设计原则如图 5.1 所示。

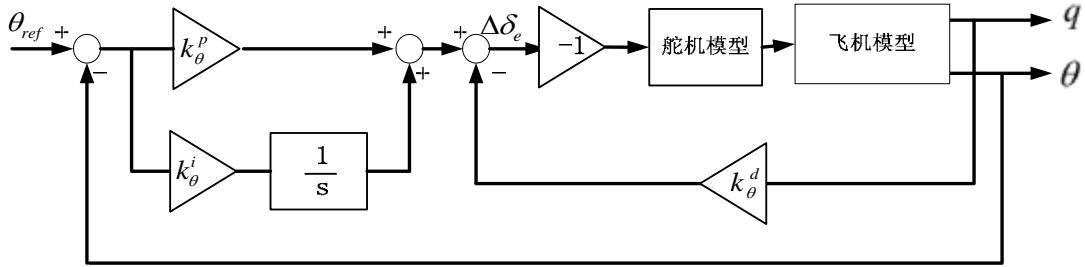


图 5.1 俯仰角保持控制律设计

由框图可以得知俯仰角保持控制律为：

$$\Delta \delta_e = -\left(k_\theta^p (\theta_{ref} - \theta) + \frac{k_\theta^i}{s} (\theta_{ref} - \theta) - k_\theta^d q \right) \quad (5.1)$$

其中， θ_{ref} 为给定俯仰角度， q 为俯仰角速率， θ 为实际俯仰角度。

无人机飞行高度的稳定与控制在无人机编队飞行或者降落的过程中都具有非常重要的作用，由于无人机在飞行的过程中容易受到垂直风的影响，将会对高度产生的干扰较大，因此无人机高度控制律设计十分的重要并且相对比较复杂。但通过仔细研究发现无人机高度的控制和俯仰角的控制存在必然的耦合联系。因此本课题是在俯仰角保持控制律的基础上来设计高度保持控制律的。将高度保持控制信号作为反馈信号返回到俯仰角保持控制的闭环回路上，反馈信号为无人机实际飞行高度，通过与给定的飞行高度比较产生高度偏差信号，通过设计的比例积分控制器进行控制，达到无人机飞行高度保持的控制目标，高度保持控制律设计如图 5.2 所示。

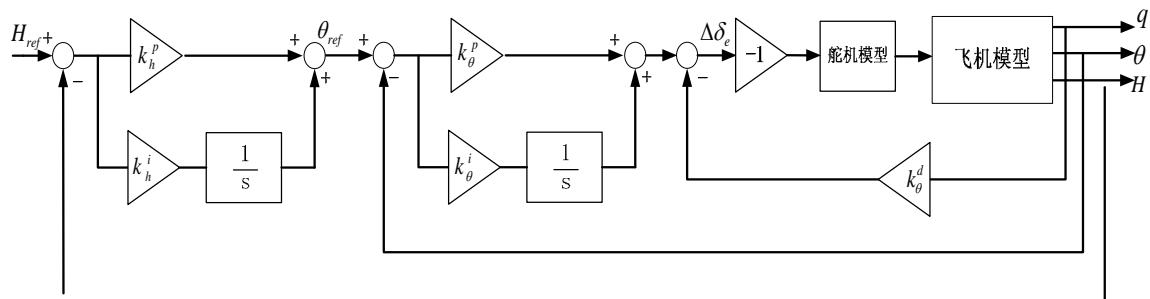


图 5.2 高度保持控制律设计

由框图可以得知高度保持控制律为：

$$\theta_{ref} = k_h^p (H_{ref} - H) + \frac{k_h^i}{s} (H_{ref} - H) \quad (5.2)$$

其中： H_{ref} 为给定飞行高度， H 为当前无人机实际飞行高度。

5.2 横向控制律设计

无人机横向控制律的设计主要是要求保证高精度的滚转角度和偏航角度，通过稳定的保持功能来实现无人机在飞行过程中能够平滑并且尽量快速转弯。对于小型无人机而言，滚转角的控制通过控制无人机的副翼来实现，偏航角的控制通过控制无人机的垂尾来实现。滚转角和偏航角的保持控制律具体设计如下。

无人机滚转角保持控制律设计类似于俯仰角的保持控制律设计，都是反馈控制原理通过 PID 控制实现，将无人机的实际滚转角信号和滚转角速率信号通过两个反馈回路反馈到输入端，和给定的滚转角信号比较，产生滚转角偏差信号，通过比例积分控制和微分控制消除偏差，达到无人机滚转角度保持的目的，滚转角保持控制律设计如图 5.3 所示。

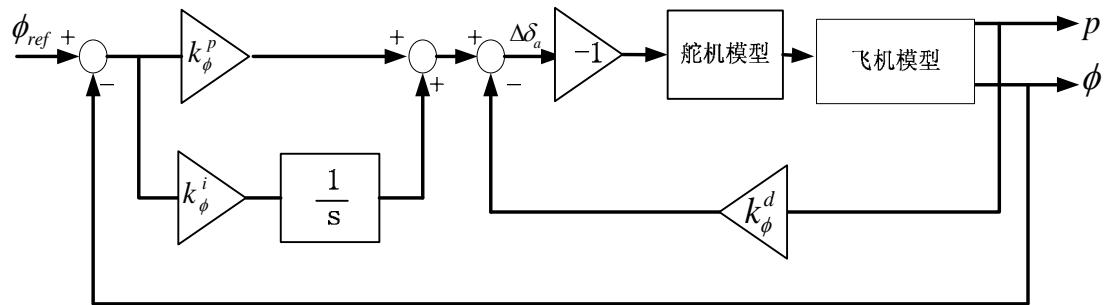


图 5.3 滚转角保持控制律设计

由框图可以得知滚转角保持控制律为：

$$\Delta\delta_a = - \left(k_\phi^p (\phi_{ref} - \phi) + \frac{k_\phi^i}{s} (\phi_{ref} - \phi) - k_\phi^d p \right) \quad (5.3)$$

其中： ϕ_{ref} 为给定滚转角度， ϕ 为实际滚转角度， p 为滚转角速率。

偏航角保持控制律的设计是在滚转角保持控制律的基础上设计的，和高度保持控制律在俯仰角保持控制律的基础上设计的一样。无人机的偏航角控制过程和滚转角控制过程也存在一定的耦合关系，在滚转角的保持控制律回路中多引出两条反馈回路来设计偏航角保持控制律，其中一条反馈回路的反馈信号为实际偏航角度，另一条反馈回路的反馈信号为实际偏航角速率。通过比例积分环节达到无人机偏航角度保持的目的。偏航角

保持控制律设计如图 5.4 所示。

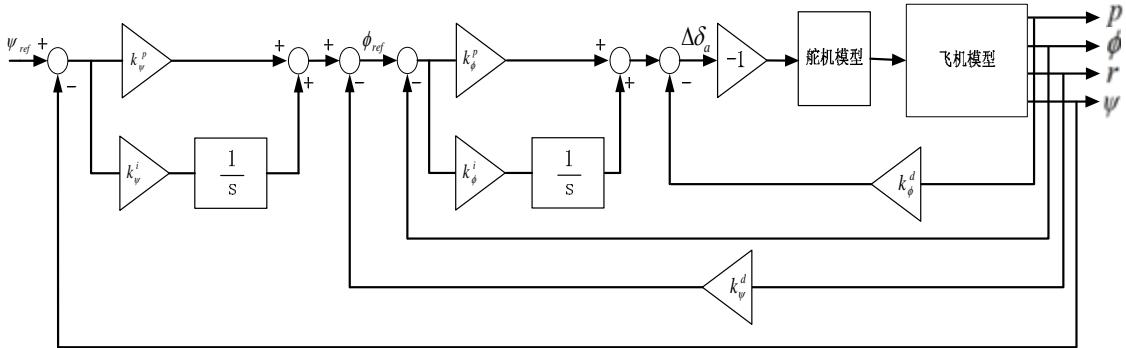


图 5.4 偏航角保持控制律设计

由框图可以得知偏航角保持控制律为：

$$\phi_{ref} = k_\psi^p (\psi_{ref} - \psi) + \frac{k_\psi^i}{s} (\psi_{ref} - \psi) - k_\psi^d r \quad (5.4)$$

其中：\$\psi_{ref}\$ 为给定偏航角度，\$\psi\$ 为实际偏航角度，\$r\$ 为偏航角速率。

5.3 基于遗传算法的 PID 整定

本课题设计的无人机控制律是基于 PID 控制原则实现的，而 PID 控制的具体实现过程主要是通过调制 PID 的比例、积分、微分三个参数，以达到最佳控制的目的。但是无人机的控制本身是一个非线性的控制过程，而控制律的具体设计是将无人机看作成一个线性化模型实现的，当无人机在比较恶劣的外部环境、干扰比较大的情况下飞行时，其非线性化程度加剧，因此对 PID 的三个参数的具体选择明确了比较高的要求。本课题创新性的研究基于遗传算法 PID 参数整定，通过遗传算法实现 PID 的三个参数最优化处理，寻求最佳的控制系数，遗传算法利用查询机构的随机性，可以找到解决问题的最优化结果，并且对非线性系统的控制表现出很好的鲁棒性和稳定性。可以将遗传算法看成选优机构，若已经得知被控对象的数学模型或者传递函数，则可以实现最佳指标的控制目的，若对被控对象的数学模型或者传递函数未知，则可以寻找到最佳的控制参数，都可以实现最优控制目的。而且通过遗传算法搜索全局最优解的过程可以在不知道任何初始信息的情况下实现。

在应用遗传算法对 PID 三个参数选优的过程中^[62]，需要对无人机的数学模型进行假设，无人机本身是一个非线性的系统，因此假设某无人机的非线性数学方程如下。

导航方程组：

$$\begin{pmatrix} \dot{P}_n \\ \dot{P}_e \\ \dot{h} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos\theta\cos\psi & \sin\phi\sin\theta\cos\psi - \cos\phi\sin\psi & \cos\phi\sin\theta\cos\psi + \sin\phi\sin\psi \\ \cos\theta\sin\psi & \sin\phi\sin\theta\sin\psi + \cos\theta\cos\psi & \cos\phi\sin\theta\sin\psi - \sin\theta\cos\psi \\ -\sin\theta & \sin\phi\cos\theta & \cos\phi\cos\theta \end{pmatrix} \begin{pmatrix} u \\ v \\ w \end{pmatrix} \quad (5.5)$$

力方程组：

$$\begin{pmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{w} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} rv - qv \\ pw - nu \\ qu - pv \end{pmatrix} + g \begin{pmatrix} -\sin\theta \\ \sin\phi\cos\theta \\ \cos\phi\cos\theta \end{pmatrix} + \frac{\rho V^2 S}{2m} \begin{pmatrix} C_x(x, \delta) \\ C_y(x, \delta) \\ C_z(x, \delta) \end{pmatrix} + \frac{1}{2} \rho S_{prop} \begin{pmatrix} C_{X_p}[(k\delta_t)^2 - V^2] \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix} \quad (5.6)$$

运动方程组：

$$\begin{pmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 1 & \sin\phi\tan\theta & \cos\phi\tan\theta \\ 0 & \cos\phi & -\sin\phi \\ 0 & \frac{\sin\phi}{\cos\theta} & \frac{\cos\phi}{\cos\theta} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} p \\ q \\ r \end{pmatrix} \quad (5.7)$$

力矩方程组：

$$\begin{pmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \Gamma_1 pq - \Gamma_2 qr \\ \Gamma_5 pr - \Gamma_4(p^2 - r^2) \\ qu - pv \end{pmatrix} + \frac{\rho V^2 S}{2} \begin{pmatrix} \frac{1}{2}(\Gamma_3 C_l(x, \delta) + \Gamma_4 C_n(x, \delta)) \\ \frac{c}{J_y} C_m(x, \delta) \\ \frac{1}{2}(\Gamma_4 C_l(x, \delta) + \Gamma_7 C_n(x, \delta)) \end{pmatrix} \quad (5.8)$$

一般情况下，非线性数学方程可以表征无人机的动态运动过程，实际上控制系统的
设计或者评估无人飞行器的性能利用的是其非线性状态空间模型。一般的方法是推导出
关于无人机配平和稳定飞行状态下的线性状态空间模型，无人机稳定的飞行状态可以分
解为横向运动和纵向运动。

纵向运动是在机体坐标系下的 X 轴和 Z 轴方向研究，描述纵向动态模型的状态变量
包括 h ， V_a ， ∂ ， u ， w ， q 和 θ 。其线性化的纵向小扰动状态空间方程为：

$$\begin{pmatrix} \dot{u} \\ \dot{\alpha} \\ \dot{q} \\ \dot{\theta} \\ \dot{h} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} X_u & X_w V_a \cos \alpha & X_q & -g \cos \theta & 0 \\ Z_u & Z_w & Z_q & -g \sin \theta & 0 \\ \frac{Z_u}{V_a \cos \alpha} & M_u & M_w V_a \cos \alpha & \frac{-g \sin \theta}{V_a \cos \alpha} & 0 \\ M_u & M_w V_a \cos \alpha & M_q & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ \sin \theta & -V_a \cos \theta \cos \alpha & 0 & u \cos \theta + w \sin \theta & 0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} u \\ \alpha \\ q \\ \theta \\ h \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} X_{\delta_e} & X_{\delta_i} \\ Z_{\delta_e} & 0 \\ \frac{Z_{\delta_e}}{V_a \cos \alpha} & 0 \\ M_{\delta_e} & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \delta_e \\ \delta_i \end{pmatrix} \quad (5.9)$$

选取俯仰通道为研究对象，根据线性化的纵向小扰动状态空间方程来假设俯仰通道某个状态点的状态空间矩阵为：

$$A = \begin{bmatrix} -0.0465 & -0.2367 & -0.1710 & 0 & 0 \\ -0.0069 & -0.2764 & 0.0001 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ -0.7696 & -5.1955 & 0 & -0.2752 & 0 \\ 0.0032 & -4.1255 & 4.1255 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad B = \begin{bmatrix} 0 \\ -0.1638 \\ 0 \\ -6.6520 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (5.10)$$

$$C = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \quad D = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \end{bmatrix}$$

基于 PID 控制的俯仰通道阶跃响应 simulink 仿真过程和仿真结果如图 5.5 和图 5.6 所示：

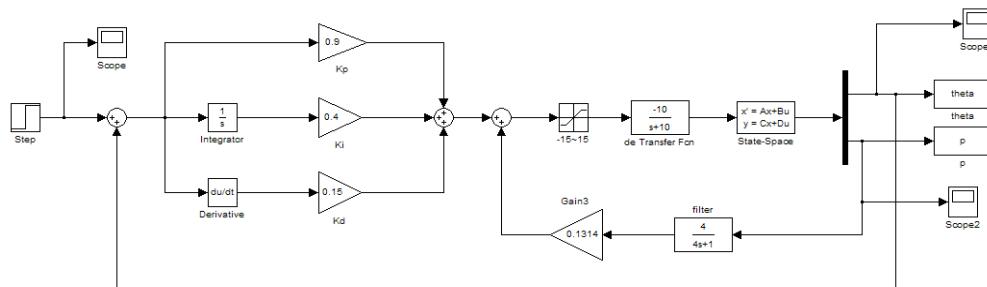


图 5.5 俯仰通道 simulink 仿真框图

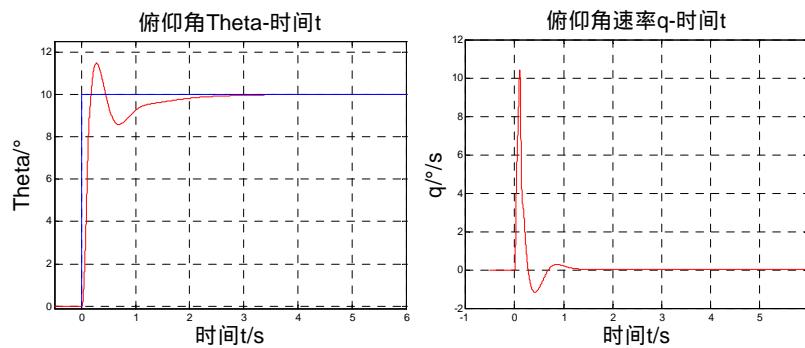


图 5.6 俯仰角阶跃相响应图

由上图俯仰角的阶跃响可以得知，手动调节的 PID 参数会导致阶跃响应存在一定的超调量，并且最终达到稳态的时间较慢，系统响应不是特别迅速。为了满足本系统的高性能指标，本文选取了遗传算法进行 PID 参数寻优，兼顾了系统的动态性能、静态性能和稳定性：快速响应性——调节时间短，静态精度高——无静态误差，动态性能好——响应无超调，无振荡。

采用遗传算法对 PID 三个参数的选优过程并不需要初始条件，根据目前所采用的 PID 控制原则，使用遗传算法对 PID 的三个控制参数 $[K_p, K_I, K_D]$ 进行不断的整定处理，找寻最合适的优化参数集 $[K_p, K_I, K_D]$ ，使系统要求的性能指标： $J = \max\{g(K_p, K_I, K_D)\}$ 为最优。相对于手动调节 PID 参数的过程更加简单，并且调参更加快速。使用遗传算法优化的具体流程如图 5.7 所示。

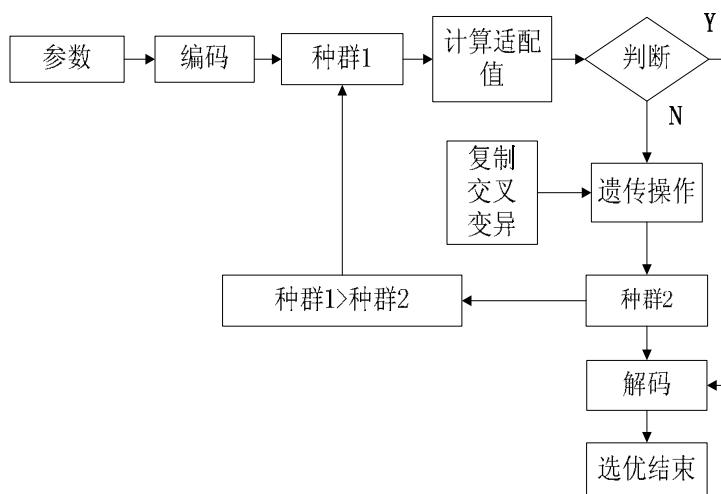


图 5.7 遗传算法实现选优流程图

选取目标函数为：

$$J = \int_0^{\infty} (w_1 |e(t)| + w_2 u^2(t)) dt + w_3 t_u \quad ey(t) > 0 \quad (5.11)$$

系统应尽量减小超调量的产生，设计具有惩罚功能的验证指标，当系统的阶跃响应有超调量的产生时，就将产生的阶跃响应超调量设计成最佳控制指标中的一项，因而最优秀目标函数为：

$$J = \int_0^{\infty} (w_1 |e(t)| + w_2 u^2(t) + w_4 |ey(t)|) dt + w_3 t_u \quad ey(t) > 0 \quad (5.12)$$

其中 w_1, w_2, w_3, w_4 为加权值，且 $w_4 \gg w_3$ 。 $e(t)$ 为系统响应的误差输出，

$ey(t) = y(t) - y(t - 1)$, $y(t)$ 是系统的实际输出 , $u(t)$ 是系统的控制输出。PID 的取值范围为 $[0, 20]$, 取 $w_1 = 0.999$, $w_2 = 0.001$, $w_3 = 2.0$, $w_4 = 100$ 。

则得到的适应度函数为 :

$$f = \frac{1}{J} = \frac{1}{\int_0^{\infty} (w_1 |e(t)| + w_2 u^2(t) + w_4 |ey(t)|) dt + w_3 \cdot t_u} \quad (5.13)$$

采用格雷编码的方式 , 并随机生成种群规模为 30 的初始种群 因为系统中 K_P , K_I , K_D 三个参数需要优化 , 将这三个参数设定为分量构成一个三维向量 , 经过 100 次迭代优化之后选取最后的 PID 参数 , 代入最优指标函数的过程如图 5.8 所示 , 基于遗传算法整定 PID 参数后控制的俯仰角阶跃响应如图 5.9 所示。

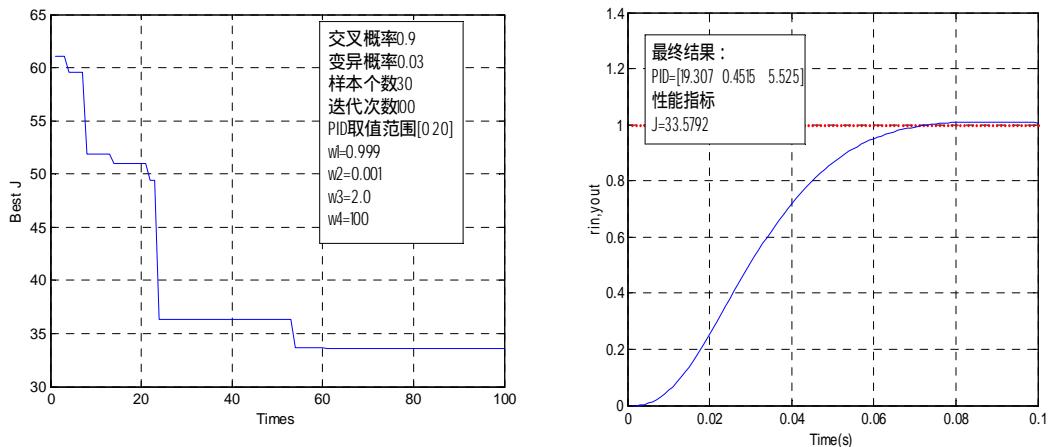


图 5.8 最优指标函数代入过程

图 5.9 整定 PID 后的俯仰角阶跃响应

图 5.9 更加直观的给出了采用遗传算法对 PID 三个参数选优之后得到的结果 , 通过观察代入最优指标函数优化之后得到的俯仰角阶跃响应曲线 , 可以得知整定 PID 后的俯仰角阶跃响应具有更快的收敛速度 , 且不会产生超调。

5.4 系统闭环仿真

为了验证上述所设计的控制律的可行性 , 选取 MATLAB/SIMULINK 下的无人机模型作为被控对象 , 构建闭环系统仿真测试框图 , 其闭环系统仿真测试框图如图 5.10 所示。

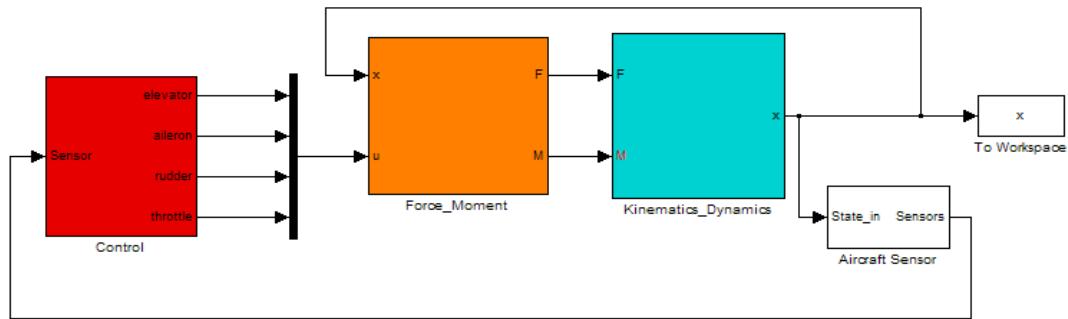


图 5.10 系统闭环测试仿真框图

假设当前无人机处于平飞状态下，给定的初始飞行高度为 800 米，航向角为 165 度，因为处于平飞状态，因此初始俯仰角速率和滚转角速率均为 0。设定的飞行目标为小型无人机先爬升到 1300 米，航向角保持 165 度，在下降到 500 米，航向角给定为 150 度，然后继续爬升到初始的给定高度 800 米，航向角在此期间保持在下降过程中给定的 150 度，并且要求无人机在此高度下具有速度保持和稳定平飞的功能。无人机在飞行过程中的纵向运动响应曲线和横向运动响应曲线如图 5.11 和图 5.12 所示。通过观察无人机纵向运动的响应曲线和横向运动的响应曲线，可以得出无人机的闭环稳定性比较高，所设计的控制律可以满足无人机自主飞行的要求。

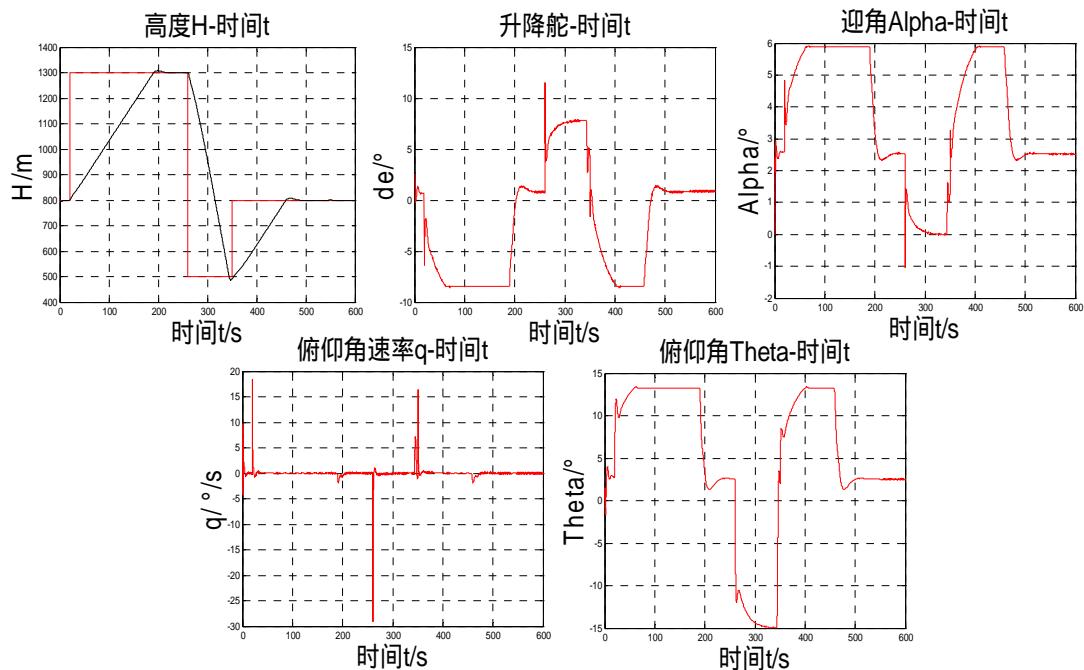


图 5.11 无人机纵向运动仿真曲线

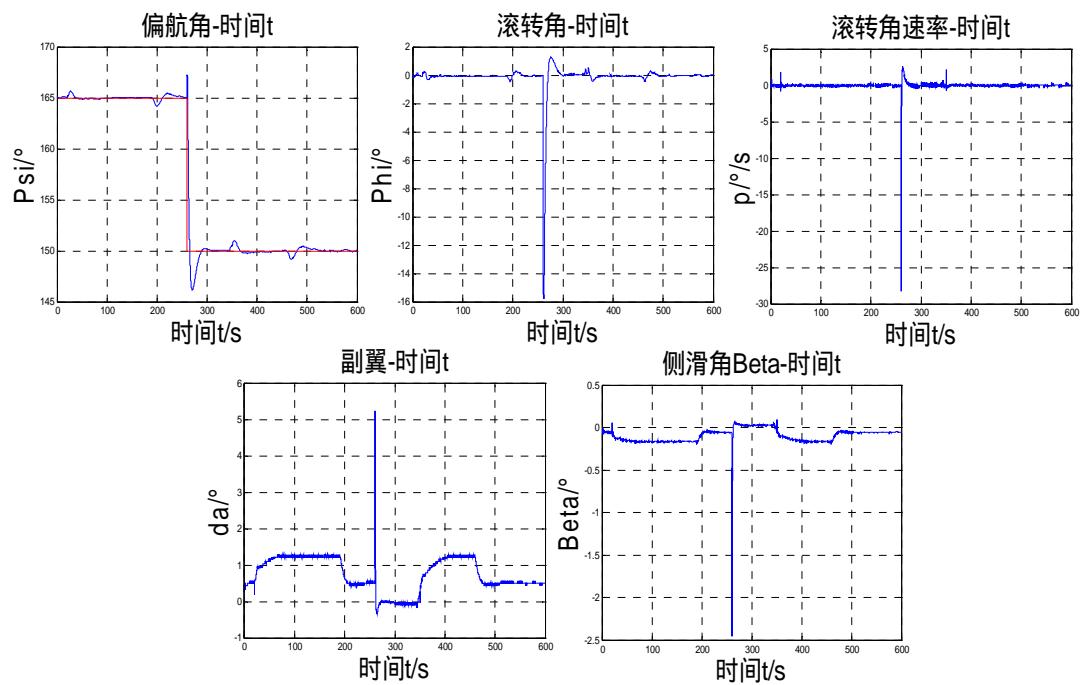


图 5.12 无人机横向运动仿真曲线

5.5 本章小结

本章主要介绍了无人机控制律的设计过程，无人机在稳定平飞的状态下的运动特征方程可以分解为纵向运动和横向运动，以反馈控制原理为基础，PID 控制为原则设计了无人机纵向控制律和横向控制律，并简单介绍了基于遗传算法对 PID 参数的具体整定过程，最后以 MATLAB/SIMULINK 下的无人机模型为基准，搭建系统闭环仿真框图验证了所设计的控制律的可行性和正确性。

第 6 章 半实物仿真环境的搭建与仿真分析

自动驾驶仪系统的最初研发过程一般都是在实验室的环境下以半实物仿真测试研究为主，将针对小型无人机所设计的自动驾驶仪系统应用在实物试飞之前，需要对自动驾驶仪系统进行不断的测试和仿真分析。根据最终的仿真结果对整个自动驾驶仪系统的可行性和正确性进行必要的验证和改进，为将来对自动驾驶仪系统进行二次开发工作以及实际飞行打下坚实的理论基础。

6.1 半实物仿真环境的搭建

自动驾驶仪系统的研发可以分为两个主要阶段，即半实物仿真分析阶段和实物飞行阶段。只有依据仿真分析充分验证了自动驾驶仪系统的正确性，才可以进行相应的实物试飞工作（避免坠机增加研发成本），因此半实物仿真分析阶段非常的重要。搭建完成的整个半实物仿真环境如图 6.1 所示。

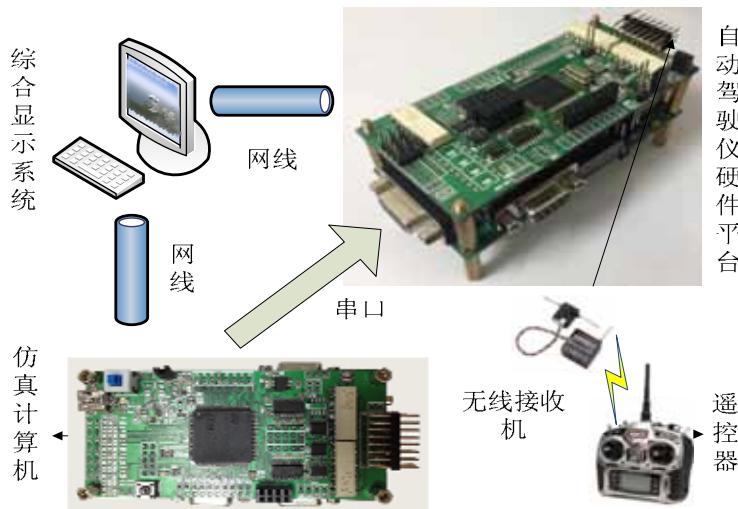


图 6.1 搭建完成的半实物仿真环境

半实物仿真其实就是将自动驾驶仪的整个硬件系统接入到仿真环境中，利用所设计的网线接口电路，编写必要的通信软件，通过网线连接实现和飞行视景仿真软件 FlightGear 的通信功能，并将 MATLAB/SIMULINK 下已有的飞机模型翻译成 C 代码下载到仿真计算机中作为被控对象，搭建闭环半实物仿真平台，飞机模型应可以读取自动驾驶仪系统发出的控制指令，如手动飞行指令和自动飞行指令。当读取到手动飞行指令

时，可以通过航模遥控器控制视景软件下的飞机模型实现手动飞行模式。当读取到自动飞行指令时，如俯仰保持、高度保持、速度保持指令等，此时视景软件下的飞机模型应迅速响应控制指令并保持飞行姿态实现自主飞行。

6.1.1 FlightGear 软件简介

在半实物仿真分析研究中，飞行视景的动态显示是仿真中非常重要的一部分，视景显示可以提供更加直观的飞行画面便于分析研究。本课题选取源码开放地 FlightGear 做为半实物仿真分析中的视景显示软件。FlightGear 是源码开放的支持第三方开发扩展的免费软件，在开发过程中不需要逆向工程。应用时可以在 FlightGear 下的三个主要飞行动力学模型之间进行选择，它可以添加新的飞机动力学模型，甚至接入外部“专有的”飞机动力学模型。并且具有精确的地景风景数据库和准确全面的天空模型。而且 FlightGear 具备网络通信功能，可以方便的与外部自动驾驶仪或者控制模块以及其他软件通信。

6.1.2 FlightGear 软件配置

FlightGear 视景显示软件的配置过程如图 6.2 所示。

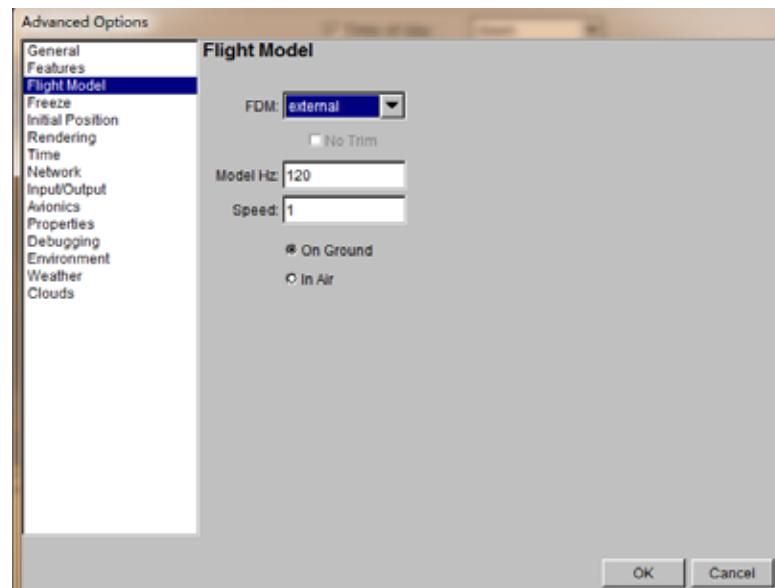


图 6.2 FlightGear 视景显示软件的配置过程

本课题所选用的 FlightGear 视景显示软件虽然内部包含了许多飞机模型，但由于第

五章所设计的控制律是以 MATLAB/SIMULINK 下的飞机模型为基准，并且在搭建半实物仿真环境时将飞机模型已经翻译成 C 代码下载到了仿真计算机中，因此自动驾驶仪控制的对象还是 MATLAB/SIMULINK 下的飞机模型，FlightGear 视景显示软件在整个半实物仿真环境中仅仅起到了显示飞机动态飞行过程的作用。所以 FlightGear 视景显示软件的配置非常简单，只需要将 FDM 设置成为 external 模式，即所控制的飞机数学模型来自外部输入，在高级设置中选择通信模式 UDP。

6.1.3 FlightGear 与硬件平台的通信

实现闭环仿真的关键任务是解决 FlightGear 视景仿真软件和自动驾驶仪硬件平台的通信问题，需要设置 FlightGear 视景显示软件网络通信协议并完成硬件平台的网络通信接口驱动设计。部分 FlightGear 网络通信协议如表 6.1 所示。

表 6.1 FlightGear 网络通信协议变量

| 编号 | 变量名 | 单位 |
|----|-------|------------------|
| 1 | 版本号 | - |
| | 0x60 | |
| 2 | 纬度 | rad |
| 3 | 经度 | rad |
| 4 | 高度 | m |
| 5 | 滚转角 | rad |
| 6 | 俯仰角 | rad |
| 7 | 偏航角 | rad |
| 8 | 速度 | m/s |
| 9 | 天向速度 | m/s |
| 10 | 北向速度 | m/s |
| 11 | 东向速度 | m/s |
| 12 | 滚转角速率 | rad/s |
| 13 | 俯仰角速率 | rad/s |
| 14 | 偏航角速率 | rad/s |
| 15 | 前向加速度 | m/s ² |
| 16 | 侧向加速度 | m/s ² |
| 17 | 法向加速度 | m/s ² |

系统初始化后让 FlightGear 视景仿真软件工作在接收网口数据模式下，通过网线连接仿真软件和自动驾驶仪硬件系统，连接时本地设备不能使用自动获取 IP 地址的功能，需要自行设置本地 IP 地址和目标设备的 IP 地址，使其共用一个 IP 段。网络通信使用

UDP 通信协议，端口号地址可自行设置，数据传输服从 IEEE802.3 标准的以太网通信协议。

由于 FlightGear 视景仿真软件和自动驾驶仪硬件平台采用 UDP 协议通信，因此需要编写基于 UDP 通信协议的底层驱动软件。UDP 协议是面向数据报的传输层协议，为网络层和应用层之间提供了通信功能的接口。使用 UDP 协议在发送数据之前可以不用建立连接，在 IP 数据报的头部仅仅加入了复用字段和数据校验字段，一旦把数据发送出去将不做备份处理，所以 UDP 协议有时候被认为不是很可靠。但是使用 UDP 协议通信可以很大程度的提高数据的传输速率，而且即使当网络出现拥堵时也不会使数据的传输速率降低。每个 UDP 的报文都可以分为头部区和数据区两部分，报文头中的有源端口和目的端口包含了 16 比特的 UDP 协议端口号，可以使多路复用一个传输层协议。为了简化 UDP 通信协议，常常采用移植 uIP 协议栈的方式完成 UDP 通信功能。

uIP 协议栈完全是为嵌入式系统而设计的，uIP 协议栈代码量很少，占用的内存空间非常小，方便阅读和移植工作^[63]。因为 uIP 协议栈需要使用时钟源为 TCP 和 ARP 地定时器服务，因此需要底层核心微控制器为 uIP 提供定时器做 10ms 计时，最后需要配置 uip-conf.h 文件中的宏定义选项，配置监听端口数和 CPU 大小端模式。

完成 uIP 协议栈的移植工作，将调用 UIP_UDP_APPCALL 函数实现和应用程序的接口功能，然后调用 tapdev_init 函数初始化网卡，配置 MAC 地址，为通信做好准备，然后设置相应的 IP 地址、网关以及掩码，原则上是本地 IP 地址和目标设备的 IP 地址在同一个 IP 段。接着需要设置 uIP 地远程端口，实现远程通信，调用 uip_polling 函数处理 uIP 事件，最后采用中断方式不断查询 UDP 通信的状态，实现和 FlightGear 视景仿真软件的通信。

6.2 闭环半实物仿真分析

为验证所设计的小型无人机自动驾驶仪的整个系统的正确性，以搭建完成的半实物仿真平台为基础，根据预先设定好的飞行轨迹，观察小型无人机在 FlightGear 视景显示软件下的飞行姿态，并通过 MATLAB 分析小型无人机在飞行过程中的实时飞行数据，以此为依据判断自动驾驶仪系统的整体性能。

根据仿真飞行数据可以观察到在规定的航迹下，小型无人机在稳定飞行的过程中具

有高度保持、速度保持以及姿态保持功能。当小型无人机处于转弯状态下时也具有快速响应性能，并且在转弯过程中不会出现明显的高度掉落现象，转弯之后可以快速恢复到稳定飞行姿态。因此，通过分析飞行数据仿真曲线可以得知所设计的自动驾驶仪系统具有一定的精度和稳定性能，完全可以满足无人机自动驾驶仪系统的设计要求。小型无人机的飞行轨迹图如图 6.3 所示，系统运行时间如图 6.4 所示。姿态响应曲线如图 6.5 所示，速度响应曲线如图 6.6 所示，加速度以及高度响应曲线如图 6.7 所示。

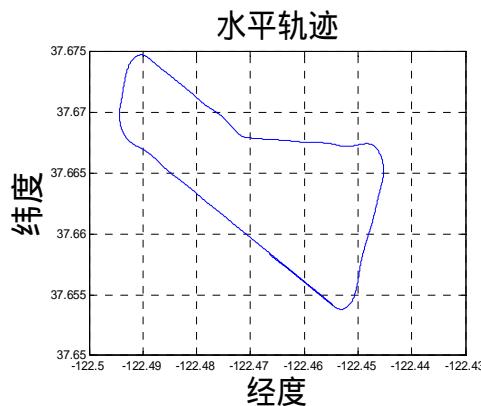


图 6.3 飞行轨迹

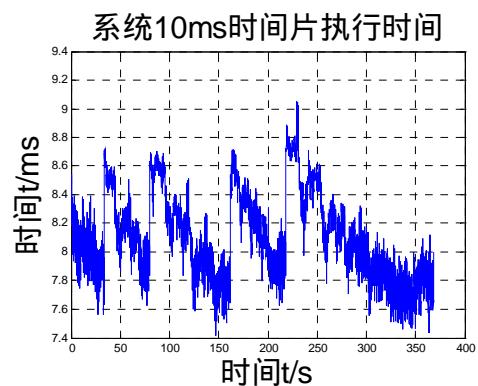
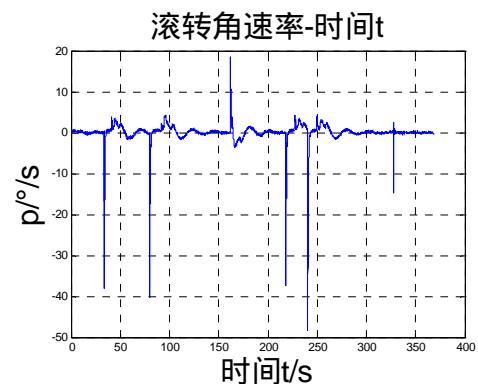
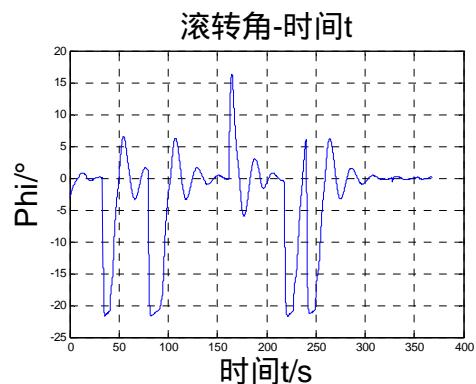
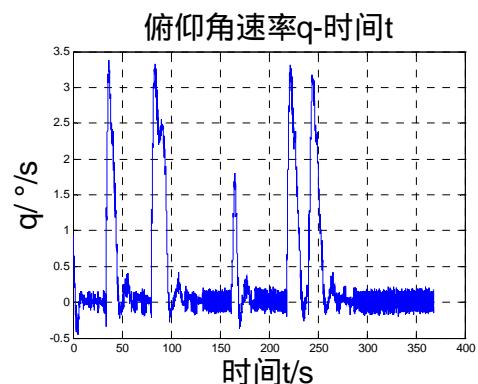
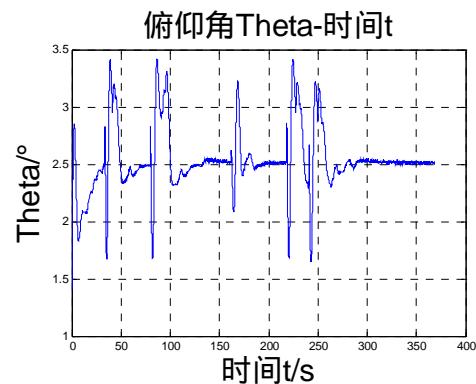


图 6.4 系统运行时间



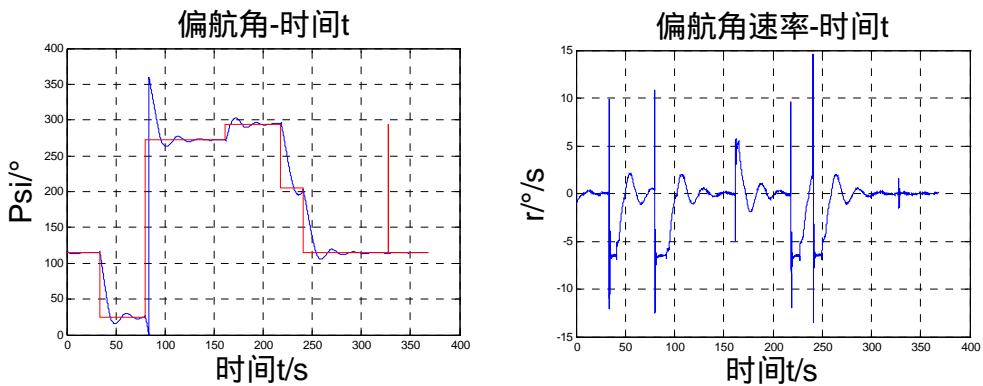


图 6.5 姿态响应曲线

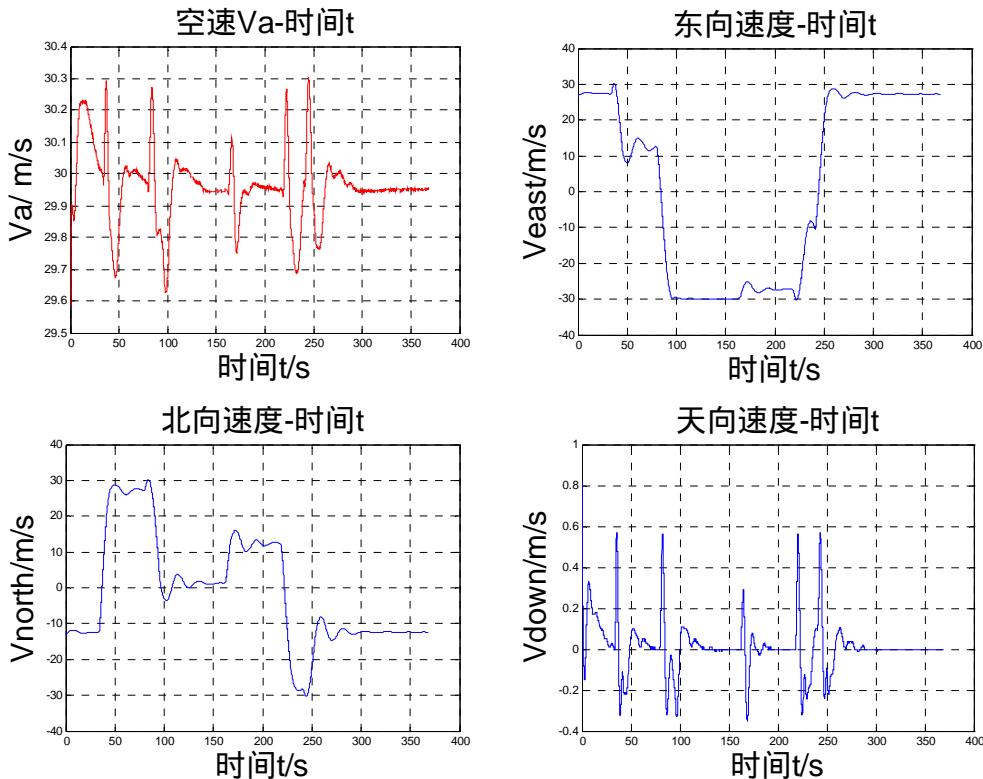
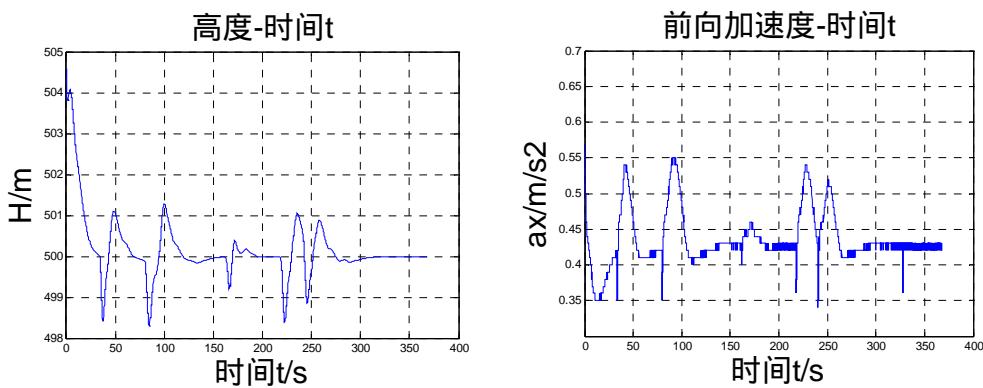


图 6.6 速度响应曲线



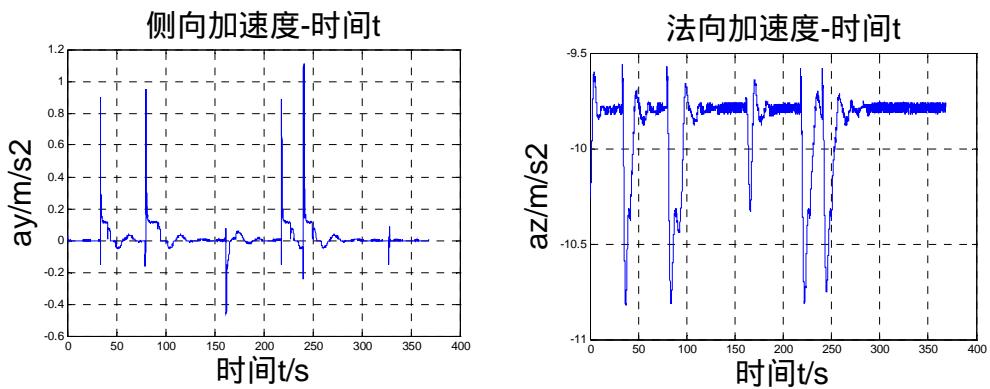


图 6.7 高度及加速度响应曲线

FlightGear 视景显示软件下小型无人机平飞以及转弯飞行如图 6.8 所示。

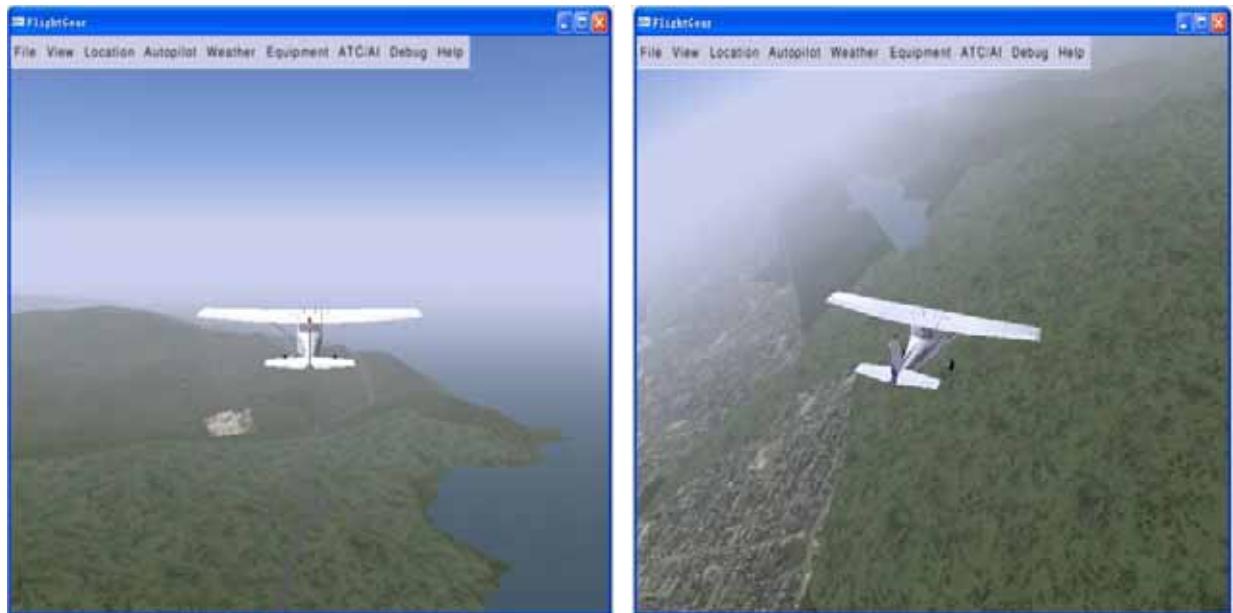


图 6.8 FlightGear 视景显示软件下小型无人机平飞以及转弯飞行

通过观察小型无人机在 FlightGear 视景显示软件下自主飞行和手动飞行的仿真模拟画面，可以看到小型无人机在自动飞行时，飞行姿态时刻保持平稳没有出现卡顿的现象，当切换到手动飞行模式时，对遥控指令具有很快速的响应性能，可以灵敏的控制小型无人机的飞行姿态。综上所述，通过闭环半实物仿真分析，本课题设计的自动驾驶仪系统具有精度高、响应快、性能稳定以及通用性等优点，具有很高的研究价值和应用前景。

6.3 本章小结

本章详细介绍了半实物仿真环境的搭建过程，将自动驾驶仪硬件平台和 FlightGear 视景仿真软件通过网线连接，MATLAB/SIMULINK 下的飞机模型翻译成 C 代码下载到仿真计算机中作为被控对象，构建成闭环半实物仿真平台。并简单介绍了 FlightGear 视景仿真软件的一些优点，以及相关的配置工作，详细说明了 FlightGear 视景仿真软件和自动驾驶仪的硬件平台的 UDP 通信设计。最后通过分析 FlightGear 视景仿真软件下无人机的手动飞行和自动飞行状态验证所设计的自动驾驶仪系统的正确性。

结 论

本文在充分分析和总结了大量国内外无人机自动驾驶仪的基础上，提出了针对小型无人机自动驾驶仪的设计需求，并在综合分析有人飞机自动驾驶仪工作原理的基础上，给出了小型无人机自动驾驶仪的总体设计方案。亲自动手完成了小型无人机自动驾驶仪系统的硬件平台设计及制作，编写必要的底层驱动软件，并以 MATLAB/SIMULINK 下的飞机模型为基准完成了无人机纵向控制律设计和横向控制律设计，再次基础上研究了基于遗传算法的 PID 参数整定过程，最后以小型无人机模型为基准，完成了半实物仿真环境的搭建工作，通过闭环仿真验证，达到了预期设定的要求，成功完成课题的整体设计工作。

全文的主要工作及得到的主要结论总结如下：

1. 详细介绍了课题的选题背景和课题研究的具体意义，在充分分析国内外无人机自动驾驶仪的基础上，给出针对小型无人机的设计需求。
2. 根据有人驾驶飞机飞行员驾驶的过程分析飞机操纵的原理，以及分析了有人机自动驾驶仪的构成。在此基础上分析了无人机自动驾驶仪的工作原理，通过分析无人机自动驾驶仪的各个重要组成部分，给出了小型无人机自动驾驶仪的总体设计方案。
3. 完成小型无人机自动驾驶仪的硬件平台设计以及制作调试工作，本课题设计的小型无人机硬件平台以 ARM Cortex-M3 为内核的 STM32F103 嵌入式微处理器为核心控制芯片，设计了最小控制系统电路、串口通信电路、CAN 总线电路、SD 存储卡电路、网线接口电路、以及传感器电路，其中传感器电路中包括陀螺仪、加速度计传感器电路、磁航向传感器电路、气压传感器电路。由于整个自动驾驶仪硬件平台的功率器件需要供电，因此特别设计了 5V 开关电源电路和 3.3V 稳压电源电路。
4. 根据自动驾驶仪硬件平台的设计方案，设计了底层驱动软件和控制律软件，其中控制律软件采用基础的逻辑控制，判断小型无人机采取手动飞行或者自动飞行，若采取自动飞行模式则自动驾驶仪系统调用相应的自主飞行主程序。底层驱动软件的开发采用面向硬件编程的思想，以高效率设计为原则，结合所设计的硬件电路模块，编写必要

的软件驱动程序，实现自动驾驶仪系统的流畅运行。

5. 以 MATLAB/SIMULINK 下的小型无人机模型为基准，以 PID 控制为原则，反馈控制为原理，设计了基础的无人机纵向控制律和横向控制律，其中纵向控制律包括俯仰角保持控制律和高度保持控制律；横向控制律包括滚转角保持控制律和偏航角保持控制律。并研究了基于遗传算法的 PID 参数整定，通过分析俯仰通道的阶跃相应曲线，证明了基于遗传算法的 PID 调参优于手动调节的 PID 参数，并最终通过 MATLAB 下的闭环仿真验证了所设计的控制律的正确性。

6. 完成半实物仿真环境的搭建，实现 FlightGear 视景仿真软件和自动驾驶仪硬件平台的网络通信，通过在自动驾驶仪系统中预先设定的飞行指令，观察视景软件下的无人机完全可以按照预设指令完成所有飞行动作，并具有姿态保持功能，通过对飞行数据所画的曲线分析，自动驾驶仪系统完全达到了课题预先设定的指标要求。

综上所述，本课题设计的基于 ARM 的小型无人机自动驾驶仪不仅仅可以满足小型无人机，更为了将来自动驾驶仪的后续研发提供了良好的硬件平台。经具体的半实物仿真实验证明，本课题开发的自动驾驶仪系统完全满足最初需要实现的目标，而且硬件平台可以继续扩展接口，具有效率高、成本低和抗干扰能力强等优点并且具有通用性，拥有重要的研究意义，为将来无人机自动驾驶仪的继续研发起到了重要的推进意义。

对今后工作的建议

虽然本课题完成了自动驾驶仪的整体设计工作，并取得了一定的收获。但真正的自动驾驶仪系统包含的功能应该非常的全面，因此本课题设计的自动驾驶仪系统还需要进一步的完善，因此对今后的工作提出以下几点建议：

1. 建议今后可以研究具体的姿态结算算法和导航算法，将设计的算法编译成 C 代码下载到自动驾驶仪核心微控制芯片中，通过半实物仿真分析设计算法的正确性和可行性。
2. 可以对所设计的自动驾驶仪硬件平台进一步的改进，可以去掉串口调试电路板，将主控板进一步裁剪压缩，为将来实物飞行打下良好的硬件基础。
3. 建议可以深入研究控制律的设计，在将来进行实物试飞验证。

附录 I 系统实物图



主控电路板实物图



调试电路板实物图

参 考 文 献

- [1] 任爱爱.低成本无人机航位推算导航系统研究[D].[硕士学位论文]南京:南京航空航天大学 2009.
- [2] 刘伟.基于惯性/多普勒组合导航的风速风向测量研究[D].[硕士学位论文]南京:南京航空航天大学 2011.
- [3] P.Brisset, A.Drouin, M.Gorraz, P.S.Huard,J.Tyler.The Paparazzi solution. Proc.of MAV2006,Sandestin, Florida, 2006.
- [4] 孙博.无人侦察机自动驾驶仪控制系统研究[D].[硕士学位论文]哈尔滨:哈尔滨工程大学 2012.
- [5] HaiYang Chao,YongCan Cao,YangQuan Chen. Autopilots for Small Unmanned Aerial Vehicles: A Survey[J]. International Journal of Control, Automation, and Systems,2010,8(1):36-44
- [6] R. E. Kalman. A New Approach to Linear Filtering and Prediction Problems[J]. Transaction of the ASME—Journal of Basic Engineering, 1960: 35-45
- [7] H.Chao, Y.Luo, L.Di, Y.Q.Chen.Fractional order flight control of a small fixed-wing uav:controller design and simulation study. Proc.ASME Int. Design Engineering Technical Conf.Computers and Information in Engineering, No.MESA-87574, 2009.
- [8] Eric A.Wan,Rudolph van der Merwe. The Unscented Kalman Filter for Nonlinear Estimation. Adaptive Systems for Signal Processing, Communications, and Control Symposium ,2000:153-158
- [9] 卞威 , 马虎 .军用直升机发展现状及运用研究进展 [J]. 长沙航空职业技术学院学报 ,2014 , 4 ,P38—P41.
- [10] Matthew Rhudy, Yu Gu. Understanding Nonlinear Kalman Filters Part I,II. Interactive Robotics Letters,2013.
- [11] 王党辉 , 高德远 , 樊晓桠 .一种可重配置的存储器测试控制器设计 [J]. 计算机工程与应用 ,2006 , 23 ,P1—P3.
- [12] 肖骁.基于 DM6467 的视频服务器设计与实现[D].[硕士学位论文]武汉:华中科技大学 2011.
- [13] Jan Roskam. Airplane Design Part VI: Preliminary Calculation of Aerodynamic, Thrust and Power Characteristics[M].DAR corporation,2003.173-397
- [14] William Premerlani,Paul Bizard. Direction Cosine Matrix IMU: Theory.2009.
- [15] 朱为维 , 王启源 .基于无人机的线路巡检技术研究 [J]. 电子制作 ,2013 , 21 ,P13—P14
- [16] 王柯 , 彭向阳 , 陈锐民 , 陈海涵 , 郭小龙 . 无人机电力线路巡视平台选型 [J]. 电力科学与工程 ,2014 , 6 ,P46—P53.
- [17] 孙伟.低成本的小型无人机飞行控制与应用技术研究[D].[硕士学位论文]南京:南京航空航天大学 2011.
- [18] 徐照胜.车辆自动驾驶仪控制系统的设计[D].[硕士学位论文]安徽:安徽大学 2012.
- [19] 胡小江 , 白云 , 雷虎民 . 基于虚拟仪器的导弹自动驾驶仪测试系统设计 [J]. 计算机测量与控制 ,2014 , 10 ,P3237—P3238.
- [20] 郝春杰,王道波,陈森,张元. 无人驾驶自转旋翼机高度控制 [J]. 航空兵器 ,2011 , 1 ,P13—P16.
- [21] 王斌.地磁导航综合检测仪的实现及其精确校准技术的研究[D].[硕士学位论文]杭州:杭州电子科技大学 2010.
- [22] 郜富强. 无人机高精度定点着陆研究[D].[硕士学位论文]厦门:厦门大学 2013.

- [23] 吴国强.无人机航迹跟踪控制方法研究[D].[硕士学位论文]哈尔滨:工程大学 2009.
- [24] Cook M V. Flight dynamics principles: a linear systems approach to aircraft stability and control[M]. Butterworth-Heinemann, 2012.
- [25] Jung D, Tsotras P. Modelling and hardware-in-the-loop simulation for a small unmanned aerial vehicle[J]. AIAA Infotech at Aerospace, AIAA, 2007: 07-2763.
- [26] 张用. 遗传算法 PID 控制在 AUV 运动控制中的应用[D]. [硕士学位论文]哈尔滨:哈尔滨工程大学 2010.
- [27] 李冀鑫,郑小洪,侯志强,贾忠湖. 纵向着舰二阶自抗扰导引控制律设计[J]. 海军航空工程学院学报, 2008, 2, P139—P142.
- [28] 张登建. 无人直升机飞行仿真系统软件设计与开发[D]. [硕士学位论文]南京:南京航空航天大学 2012.
- [29] Shoudong Huang. Understanding Extended Kalman Filter Part I,II,III. University of Technology Sydney,2010.
- [30] 张小林,郑国辉,田力,吉玉洁.基于 Smart Fusion 的小型无人机数据采集与处理系统的设计[J]. 计算机测量与控制, 2013, 1, P276—P278.
- [31] 罗欢,崔玉卉,吴铁峰,贾玉红. 民用飞机自动着陆纵向控制研究[J]. 民用飞机设计与研究, 2013, z1, P60—P63.
- [32] 李东武,张跃,储海荣,贾宏光. 飞行器滚转通道地面半实物仿真系统研究[J]. 计算机仿真, 2013, 3, P54—P58.
- [33] 胡庆. 基于 STM32 单片机的无人机飞行控制系统设计[D]. [硕士学位论文]南京:南京航空航天大学 2012.
- [34] Perera M R T. Design of flight control system in compliance with fling and handling quality requirements[J]. 2013.
- [35] Niculescu M. Lateral track control law for Aerosonde UAV[C]//39th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. 2001.
- [36] FatFs Generic FAT. File System Module[J]. 2011-01)[2012-09]. http://elm-chan.org/fsw/ff/00index_e.html, 2011.
- [37] 刘福龙. 飞行模拟器自动驾驶仪的研究与开发[D]. [硕士学位论文]哈尔滨:哈尔滨工业大学 2007.
- [38] 韩旭. 小型无人机鲁棒飞行控制系统研究[D]. [硕士学位论文]西安:西北工业大学 2007.
- [39] 丁锐. 无人直升机飞控技术研究——特性、控制律与飞控计算机[D]. [硕士学位论文]南京:南京航空航天大学 2007.
- [40] 王凤仙. 基于神经网络的故障诊断[D]. [硕士学位论文]西安:西北工业大学 2004.
- [41] 唐蕊. 基于变结构理论的飞机俯仰通道设计[D]. [硕士学位论文]哈尔滨:哈尔滨工程大学 2012.
- [42] 陈晨. 基于轨迹球测量技术的研磨球体运动分析[D]. [硕士学位论文]杭州:浙江工业大学 2012.
- [43] 邬忠萍. MLX90360 智能传感器的标定与应用研究[D]. [硕士学位论文]西华大学 2012.
- [44] 黄照协,李青. 基于PC机的飞控系统纵向控制通道仿真模型研究[J]. 江苏省系统工程学会第十一届学术年会, 2009-10-01.
- [45] 谢晓兵. 某高亚音速无人机飞行控制系统建模与仿真[D]. [硕士学位论文]南京:南京航空航天大学 2002.
- [46] Rudolph van der Merwe. Sigma-Point Kalman Filters for Probabilistic Inference in Dynamic State-Space Models[D]. Oregon Health & Science University,2004.

- [47] Yuhong Yang,Zhou J.,Loffeld O.. Quaternion-based Kalman filtering on INS/GPS. 15th International Conference on Information Fusion (FUSION),2012:511-518
- [48] Marina, H.G.,Pereda F.J.,Giron-Sierra J.M.,Espinosa F..UAV Attitude Estimation Using Unscented Kalman Filter and TRIAD. IEEE Transactions on Industrial Electronics,2012,59(11):4465-4474
- [49] Jaw-Kuen Shiau,I-Chiang Wang. Unscented Kalman Filtering for Attitude Determination Using MEMS Sensors[J]. Journal of Applied Science and Engineering,2013,16(2):165-176
- [50] Hector Garcia Marina,Felipe Espinosa,Carlos Santos. Adaptive UAV Attitude Estimation Employing Unscented Kalman Filter, FOAM and Low-Cost MEMS Sensors.Sensors,2012,12:9566-9585
- [51] Barton, J. D..Fundamentals of Small Unmanned Aircraft Flight. Johns Hopkins APL Technical Digest,2012 31(2):132-149
- [52] 崔玉祥.基于 nRF24L01 的矿用搜救器设计[D]. [硕士学位论文]太原:太原理工大学 .
- [53] 郑娜.输电线路单相接地故障定位系统的研究[D]. [硕士学位论文]长春:东北农业大学 2006.
- [54] 王彦.太阳能光伏发电双模式逆变器控制策略研究[D]. [硕士学位论文]济南:山东大学 2009.
- [55] 杨廷.基于 CAN 总线的 IC 卡门禁控制系统[D]. [硕士学位论文]天津:天津大学 2006.
- [56] 周江春. 基于双CAN总线船舶机舱自动化监测系统的设计与实现[D]. [硕士学位论文]上海:上海交通大学 2004.
- [57] Ribeiro L.R.,Oliveira N.M.F.. UAV autopilot controllers test platform using Matlab/Simulink and X-Plane. Frontiers in Education Conference (FIE), 2010 IEEE,2010:S2H.1-S2H.6
- [58] 杨建荣.数字"胶片"——存储卡[J].山西广播电视台学报,2008,5,P58—P59.
- [59] ENC28J60. <http://wenku.baidu.com/view/f754356ca8956bec0975e3>
- [60] 张伟业,黄云龙,陈国定.基于 ENC28J60 以太网通信接口的设计与实现[J].2008,1,P28—P30.
- [61] 张磊.ADI 精密运算放大器树立业界稳定性标准[J]. 电脑与电信,2014,12,P17—P17.
- [62] Justice Amahah. The Design of an Unmanned Aerial Vehicle Based on the ArduPilot[J]. Georgian Electronic Scientific Journal: Computer Science and Telecommunications,2009,5(22):144-153.
- [63] Dunkels A. μIP-A free small TCP/IP implementation for 8 and 16-bit microcontroller[J]. 2002. <http://www.sics.se/~adam/μIP>.

致 谢

两年半的硕士研究生生活即将结束，二十载的寒窗苦读生涯也即将画上句号。一路走来，收货颇丰。在硕士论文完成之际，对曾经给予我帮助的所有人献上本人衷心的感谢和崇高的敬意。

首先，特别感谢我的导师，论文自始自终是在导师林峰教授和曲晓光副教授的指导下完成的，在两年半的硕士研究生学习过程中，林老师和曲老师在学习上和生活上给了我很多的指导和帮助。林老师和曲老师治学态度严谨，平易近人，工作刻苦，对学术要求一丝不苟的精神深深的影响着学生，为学生以后再工作和生活中树立很好的榜样作用。

感谢我的母校沈航，大一刚入学时的情景依稀发生在昨天。转眼之间，硕士研究生的学习生活也即将结束。在沈航将近七年的时光里有太多美好的回忆，即将离别之际心中有万分的不舍。感谢您培育了一届又一届优秀的学子。

感谢自动化学院为我们提供的最优秀的学习和科研环境，感谢自动化学院的所有老师，是你们的默默付出让我们收获丰硕的知识。这段美好的时光一定会让我们铭记终生。

还要感谢我的同班同学以及读研期间认识的所有朋友，在两年半的研究生时光里，在学生和生活上你们给了我很大的关心和帮助，与你们朝夕相处的日子里我学到了很多的东西。

感谢父母的养育之恩，你们的教诲始终徘徊在耳边。感谢所有家人多年来对我的培养和鼓励，你们永远是我最坚实的壁垒。

感谢审稿老师、专家和答辩组的全体老师细心的审阅论文以及提出宝贵的建议，你们辛苦了！

攻读硕士期间发表（含录用）的学术论文

- 1 林峰,王宇熙,曲晓光. The small UAV longitudinal control law design based on genetic algorithms. 20152th International Conference on Computer Applications, Control and Electronics (ICCACE 2015).2015.
- 2 林峰,王宇熙,曲晓光. The Attitude Fusion Algorithm of small UAV based on UKF. International Journal of Hybrid Information Technology.ISSN: 1738-9968 IJHIT