

分类号: _____

密级: _____

U D C: _____

编号: _____

专业硕士学位论文
(工程硕士)

微型涡喷发动机数字控制系统设计研究

硕士研究生: 郑颖

指导教师: 刘胜教授

企业导师: 李胜利 研究员

工程领域: 控制工程

论文主审人: 于立君 副教授

哈尔滨工程大学

2012年6月

哈尔滨工程大学 学位论文原创性声明

本人郑重声明：本论文的所有工作，是在导师的指导下，由作者本人独立完成的。有关观点、方法、数据和文献的引用已在文中指出，并与参考文献相对应。除文中已注明引用的内容外，本论文不包含任何其他个人或集体已经公开发表的作品成果。对本文的研究做出重要贡献的个人和集体，均已在文中以明确方式标明。本人完全意识到本声明的法律结果由本人承担。

作者（签字）：郑颖

日期：2012 年 6 月 13 日

哈尔滨工程大学 学位论文授权使用声明

本人完全了解学校保护知识产权的有关规定，即研究生在校攻读学位期间论文工作的知识产权属于哈尔滨工程大学。哈尔滨工程大学有权保留并向国家有关部门或机构送交论文的复印件。本人允许哈尔滨工程大学将论文的部分或全部内容编入有关数据库进行检索，可采用影印、缩印或扫描等复制手段保存和汇编本学位论文，可以公布论文的全部内容。同时本人保证毕业后结合学位论文研究课题再撰写的论文一律注明作者第一署名为哈尔滨工程大学。涉密学位论文待解密后适用本声明。

本论文（☐在授予学位后即可 ☐在授予学位12个月后 ☐解密后）由哈尔滨工程大学送交有关部门进行保存、汇编等。

作者（签字）：郑颖

日期：2012 年 6 月 13 日

导师（签字）：

2012 年 6 月 13 日

分类号: _____

密级: _____

UDC : _____

编号: _____

专业硕士学位论文

(工程硕士)

微型涡喷发动机数字控制系统设计研究

硕 士 研 究 生 : 郑 颖

指 导 教 师 : 刘 胜 教授

学 位 级 别 : 工程硕士

工 程 领 域 : 控制工程

所 在 单 位 : 自动化学院

论文提交日期 : 2012 年 5 月 6 日

论文答辩日期 : 2012 年 6 月 12 日

学位授予单位 : 哈尔滨工程大学

Classified Index:

U.D.C:

A Dissertation for the Professional Degree of Master
(Master of Engineering)
Design and research on the digital control system
for micro turbine engine

Candidate: Zheng Ying

Supervisor: Liu Sheng

Academic Degree Applied for: Master of Engineering

Engineering Field : Control Engineering

Date of Submission: May. 6, 2012

Date of Oral Examination: Jun. 12, 2012

University: Harbin Engineering University

摘 要

微型涡喷发动机广泛应用于民用航模领域，并且在军用领域也受到越来越多的重视，逐渐成为小型战术导弹、小型无人机、低成本攻击弹药的核心动力装置。其控制系统是确保该动力装置充分发挥其性能的关键，并且凸显数字化、高度集成及低成本的显著特点。本论文以微型涡喷发动机为控制对象，对其数字式控制系统进行了方案设计、仿真研究及系统的工程实现。

首先，论证了微型涡喷发动机的应用背景、系统功能及系统架构，针对其核心组成单元开展了软、硬件设计工作。主要包括 ARM 内核的嵌入式数字电子控制单元的硬件电路设计、基于实时操作系统内核 μ COS II 的嵌入式软件研制开发以及有位置直流无刷电动燃油泵的设计研制工作；

针对微型涡喷发动机的应用特点，选取了系统的控制参数，设计了系统的开、闭环控制规律及控制策略；

应用平衡流型算法完成了发动机非线性模型的系统辨识，同时基于部件特性解析及试验数据拟合获取了系统闭环控制回路其他各环节的数学模型。选用了经典的 PID 闭环控制算法，并应用 Matlab 的 simulink 仿真平台，对上述数字控制系统的动态过程进行了数字仿真，对控制参数进行了整定和优化；

基于上述工作，以某微型涡喷发动机研制项目为背景完成了其数字控制系统的工程实现，并配套设计完成上位系统用于实现该目标系统的测控。经试验验证，本课题设计完成的微型涡喷发动机数字控制系统可实现微型发动机的点火、起动、巡航控制、极限参数保护及停车等规定功能，系统控制的动、静态指标满足要求。同时系统实现兼顾了数字化、小型化、低成本的对象特点，具备工程应用价值。

关键词：微型涡轮发动机；系统辨识；嵌入式系统

Abstract

Micro turbine engine is widely used in field of civil Model aircraft, and is receiving more and more attention in military projects, it gradually becomes preferred power device of small tactical missile、uavs and low cost attack ammunition. Control system is the key to ensure the performance of whole propulsion system, and emphasize outstanding feature of digitization、highly integration and low cost. This paper mainly concerns schematic design、simulation investigation and engineering realization of the digital control system for micro turbine engine.

Firstly, application background、function and framework of the system were illuminated. In view of its core component units, developed the software and hardware design work, including ARM kernel embedded digital electronic control unit、embedded software based on μ COS II real-time operating system and BLDC motor fuel pump;

Aimed at the characteristics of the micro turbine engine, selected the system control parameters, also, designed adjustment plan and control strategy of open-loop and closed-loop;

Completed identification of the engine nonlinear model applying equilibrium flow algorithm, at the same time, based on analytical characteristics and data fitting technology, mathematic models of other subsystems in the closed-loop were established. In this paper, classic PID control project was discussed to realize system's closed-loop control. The dynamic process of whole digital control system was simulated on computer, and PID controller was optimized.

Based on the above work, completed the engineering implementation of a micro turbine engine item, and designed upper computer system. The system test results proved this digital control system could realize the function of sparking、start、cruising、protection and stop etc for micro turbine engine, and could satisfy the dynamic and static requirements. It's characteristics of digital、miniaturization and low cost have the practical value.

Key words: micro turbine engine; system identification; embedded system

目 录

第1章 绪论.....	1
1.1 论文研究的背景和意义.....	1
1.2 国内外研究现状.....	2
1.3 论文主要工作及结构安排.....	3
第2章 微型涡喷发动机数字控制系统方案设计.....	5
2.1 对象特点及关键技术分析.....	5
2.2 系统方案.....	6
2.2.1 规划系统组成.....	6
2.2.2 系统主要技术指标要求及设计约束.....	10
2.2.3 系统控制构成方案.....	10
2.3 本章小结.....	11
第3章 电子控制单元软、硬件设计实现.....	13
3.1 电子控制单元（ECU）硬件设计.....	13
3.1.1 ECU 硬件功能.....	13
3.1.2 ECU 硬件设计框架及接口.....	13
3.1.3 二次电源模块设计.....	15
3.1.4 传感器及PWM 信号调理电路设计.....	17
3.1.5 开关量输入处理及输出驱动模块.....	26
3.1.6 脉宽调制驱动输出模块设计.....	27
3.1.7 计算机电路设计.....	28
3.1.8 硬件电路设计特点.....	32
3.2 ECU 软件研制.....	33
3.2.1 软件功能.....	33
3.2.2 软件架构.....	35
3.2.3 软件设计特点.....	37
3.3 本章小结.....	38
第4章 发动机数字控制系统控制规律设计及仿真验证.....	39
4.1 控制规律设计.....	39
4.1.1 起动控制规律设计.....	39
4.1.2 稳态控制规律设计.....	40
4.1.3 稳态控制与起动控制的切换.....	41

4.1.4 加、减速控制.....	41
4.1.5 停车冷却及润滑控制.....	41
4.1.6 极限参数限制 ^{[39][40]}	41
4.2 闭环控制算法设计	42
4.3 对象建模.....	43
4.3.1 发动机模型辨识.....	43
4.3.2 电动燃油泵建模.....	45
4.3.3 控制系统仿真 ^{[47][48]}	46
4.4 本章小结.....	47
第5章 数字控制系统的最小实现及试验验证.....	49
5.1 数字控制系统最小实现.....	49
5.2 数字控制系统上位机设计	51
5.2.1 发动机试车控制、数据采集功能.....	51
5.2.2 ECU 测试及负载模拟功能.....	52
5.2.3 ECU 参数装订功能.....	53
5.2.4 电动燃油泵控制及状态监测功能	54
5.3 系统试验验证	54
5.4 本章小结.....	56
结 论.....	59
参考文献.....	61
攻读硕士学位期间发表的论文和取得的科研成果.....	65
致 谢.....	67

第 1 章 绪论

1.1 论文研究的背景和意义

得益于武器装备技术的整体推动,发动机控制技术的发展和手段也经历着空前的变化。现代战争模式决定了武器系统必须具备更快的飞行速度、更宽的飞行空域、更高的打击精度以及更广的作战方式等特点^[1]。发动机控制器作为弹用/飞行器用动力装置的核心控制装置,直接影响动力系统性能,并且在推进/飞行一体化进程不断加快的前提下,还将对导弹/飞行器的战术指标和经济指标产生越来越深远的影响^{[2][3][4]}。

发动机控制系统的控制范畴不断扩大,已经由单一的供油控制逐渐演变为全包线、全范围的控制,具体可扩展到点火控制、起动控制、边界限制、变几何发动机的结构调节等,这种变化很明显的体现在系统控制变量及测量变量的数量提升上。传统的单变量机械液压式控制器早已不能够满足时变、多变量、非线性、信息化的控制系统要求,过去我们所熟知的“控制”学科出现了许多新的生长点^[5]。发动机控制系统从最初的液压机械式控制,历经模拟电子式控制、数字电子式控制阶段,逐渐发展为综合化、智能化控制时期^[6]。计算机、通讯及电子技术的飞速发展数字控制提供了技术基础,使得发动机控制系统的信息吞吐能力不断提升,为其实现更为复杂的控制任务和策略提供保障,提升系统的信息化水平、内建测试能力^{[7][8]}以及故障自诊断能力^{[9][10]}。目前应用的发动机控制系统主要采用集中式 FADEC 系统实现发动机的全权限控制、状态监测等,下一代控制系统设计逐步显现出分布式特征^{[11][12]},以期获取以下收益:

更精简的信号传输,缩减电缆规模,减重,提升系统性能;

更广泛的接口标准,便于平台移植、升级,推动系列化发展;

更便捷的故障隔离,降低维护时间及维护成本。

另外,伴随现代战争逐渐显现的信息化、电子化、无人化、局部化等特点,小型无人机、高速靶机、巡飞弹、小型战术导弹、低成本自主攻击弹药等成为未来战争武器发展的重要方向之一^{[13][14]}。作为配套动力装置,微型涡喷发动机近年来也得到快速发展和广泛应用,发达国家已逐渐形成各自的系列化发展格局。除军用领域外,将微型喷气发动机技术应用于民用航模领域,实现了航模运动的喷气跨越。鉴于微型涡喷发动机的广阔应用前景,围绕微小型涡喷发动机开展的各项技术研究都得到了长足的发展。虽然微型发动机最明显的特点就是小型化,但是其对系统的控制需求相对于一般的航空发动机没有丝毫削减,并且微小型发动机由于其结构尺寸限制以及由此所衍生的一系列性能问题^{[15][16]},给微型发动机控制技术的发展以及控制系统的产品实现等带来附加难度,并且特点鲜明。

总之,微型发动机广泛的应用前景及其自身特点凸显了针对微小型发动机开展控制

系统的设计的迫切性和重要性。本课题以某微型涡喷发动机数字控制为应用背景，充分考虑控制对象特点以及后续的应用拓展，通过某型微型涡喷发动机数字控制系统设计为微小型发动机控制提供和搭建相对通用的系统设计框架及数字控制平台，实践和掌握微小型发动机控制及产品实现的关键技术，突出全功能、小型化、低成本、智能化的设计特点，为微小型发动机研制及快速实现提供一个系列化发展的参考平台。

1.2 国内外研究现状

微型涡喷发动机（Micro Turbo Engine, MTE）一般指推力小于 100daN 的发动机，国外微型涡喷发动机研究起步较早，发展进程主要历经了三个阶段：

早期发展阶段（1955 年~1970 年代末期）：发动机主要通过中小型航空发动机缩比改型而来，其显著特点是体积大，发动机推重比低，只有 2.7~5 左右；控制系统为机械式。典型发动机产品有美国 Williams 公司的 WR24 系列；

中期积累阶段（1970 年代末期~1990 年代中期）：体积显著减小，推重比提高到 6~8，发动机成本降低，控制装置逐渐演变为全权限电子自动控制系统。典型产品为 TCAE 公司的 305 系列，应用于小型导弹和远程侦察机^[17]；

全面发展阶段（1990 年代末期至今）：军民两用全面发展。起动加速时间、工作包线以及推重比等性能达到中小型发动机水平，推重比达到 10。此阶段典型产品包括美国的 TJ-50（图 1.1）、TJ-90 系列发动机等^[18]。



美国 TJ-50 发动机



Jetcat P200 发动机

图 1.1 TJ-50 发动机和 P200 发动机实物图

同时，微型喷气发动机技术在民用上也得到了广泛应用，主要用于航模运动飞机、气象无人机探测等所有可能的方面。著名的公司有德国 Jetcat 公司的 Jetcat P80、Jetcat P120、Jetcat P200 系列（图 1.1），荷兰 AMT 公司的 Olympus 系列，英国的 Phoenix（Microjet）系列，目前最小推力已达到 2.5daN，它来自西班牙 ARTES JET 公司的 KJ66 系列。由此，一批航模运动适用的微型涡轮喷气发动机，实现了世界航模运动在 20 世纪末的喷气跨越。



图 1.2 德国 Jet-Tronic 控制器实物及试车软件界面

目前美国、俄罗斯、欧洲、日本等国都在积极开展陆军用各种弹药和小型无人机的研制工作^[19]。微型涡喷发动机作为备选动力装置之一，以其尺寸小、重量轻、结构简单、成本低、易于加工和维护与存贮等优点，具有更强的竞争力。

微发控制方面，国外研究起步较早，其控制技术也已相当成熟，特别是 FADEC 技术。多个国家都向市场上推出了民用领域的工程化、商业化产品。德国 JetCat 公司设计的 Jet-Tronic 控制器，除了能够实现全自动起动外，还允许设置最高转速、最低转速、最大温度等参数，发动机工作时如上述指标异常时，ECU 便可自行紧急关停，非常安全方便。JetCat 公司的涡喷发动机主要应用于航空模型，因此 ECU 主要应用于地面试车和低空飞行，它还可以连接空速管作定速飞行及最高速度、最低速度限制，可接收遥控器或计算机的控制指令。西班牙 NADES Electrónica S.L.公司设计的 ECU 具有尺寸小、重量轻、通用性强（可应用于多种微型涡喷发动机），且本身具有自校正功能，能够根据发动机的转速自行调整油泵电压，能够对发动机进行闭环控制，使转速始终跟踪油门位置而不受控制器内电池电压、外界大气压力、气温变化的影响。

国内对微型发动机的研究起步较晚，但发展势头引人注目，其中南航^[20]、北航、西工大等高校相继开展了微型涡喷发动机控制算法的研究、原理样机的实现及半实物仿真等工作，其目的更多的是为大型航空发动机应用先进控制策略提供参考和借鉴，未能实现工程化。工程应用上，兵器部 60 所及部分民品公司已推出产品，但基本尚未达到军用标准。

1.3 论文主要工作及结构安排

本论文以微型涡喷发动机数字控制系统为研究和设计对象，致力于通用型、小型化、低成本、高性能目标，搭建数字控制系统框架，实现嵌入式控制器软、硬件设计。主要开展以下几个方面的理论与实际工作：

第一章，绪论。阐述了本课题的研究背景和意义，说明了本论文的研究内容及论文结构。

第二章，微型涡喷发动机数字控制系统方案，进行系统需求分析，论述系统对象特点、关键技术，搭建系统框架及方案。

第三章，以某型微发为应用对象，论述系统核心控制单元实现，具体包括电子控制单元 ECU 硬件，ECU 软件，重点阐述系统的嵌入式控制核心 ECU 的硬件设计。

第四章，系统控制规律设计研究，发动机系统建模及算法设计仿真研究。针对微型发动机对象特点及硬件资源情况，设计系统的起动、加减速、稳态控制、停车及极限参数保护控制规律和控制策略。

第五章，系统的最小实现及试验验证。

第2章 微型涡喷发动机数字控制系统方案设计

2.1 对象特点及关键技术分析

微型涡喷发动机的应用领域决定了其自身及其配套系统必然具备小尺寸、轻重量、低成本、结构简单、易于加工、维护与存贮等特点,受上述特点的约束,微型涡喷发动机本体结构简单,基本由单级离心压气机、单级向心涡轮、环形燃烧室以及简单收敛喷管组成。无特殊材料,无独立润滑系统,应用高速陶瓷轴承技术,采用燃滑油比例参混的方式润滑轴承。由于燃烧室尺寸受限,燃烧组织及燃油雾化效率相对较低,供油执行机构及高压燃油喷嘴设计难度大。微型发动机在供油及燃烧组织方面必须考虑特殊的设计,诸如采用蒸发管雾化方式、高速轴内离心甩油方式等。另外,由于尺寸限制,微型发动机的空气流量小,为满足推力需求及全包线范围的油气匹配,微型发动机还具备高转速范围的典型特征,最高转速一般在120000rpm以上。

基于上述特点,微型发动机的系统实现需关注以下关键技术^{[21][22]}:

➤ 快速起动技术:

微型涡喷发动机因受尺寸、成本等方面制约,快速起动始终是系统应用的瓶颈问题。这里涉及的主要技术难点是发燃烧室燃油快速雾化途径。受燃烧室空间限制,微发多采用结构相对简单的蒸发管式燃油雾化方式,燃烧效率低,蒸发管的预热需要附加能量支持,而对于甩油盘及喷嘴环的雾化方式则给结构设计带来一定难度。

当然为适应大起动包线,多发射平台要求,微发的快速起动问题也不断的得到多渠道的解决。比如采用甩油盘结构、高能量烟火点火器结合补氧,甚至使用火药起动器辅助加速等等。

➤ 紧凑型多外设嵌入式数字电子控制单元的应用技术^{[23][24]}:

微型涡喷发动机控制系统用于全面实现发动机点火、起动、主燃油及附加燃料系统供给与控制、发动机工况调节、极限限制保护、状态监测、遥测通讯等功能。控制系统设计为匹配和兼容不同的应用平台及性能要求,贯彻通用型、系列化设计思想,其核心控制单元的接口外设相比一般的弹用/飞行器用发动机控制器更为复杂和丰富。为提升系统的信息化水平,充分利用数字技术优势,系统设计还需强化内建测试能力、数字装订能力及关键数据的备份记录能力。同时,系统实现还必须贯穿智能、灵巧、易于加工、维护的思想。微小型传感器、电磁阀、点火器、高转速比电动燃油泵以及紧凑型多外设数字控制单元的应用是系统的典型特征。

➤ 高流量比电动燃油泵应用技术^{[25][26]}:

微型涡喷发动机因其转速范围宽,主燃油不适合采用传统的发动机主轴带转油泵的供油方式,电动燃、滑油泵在微发领域得到广泛应用。通过对电机转速的实时调节,使

用电泵可同步实现燃油供给与计量，取代了传统发动机普遍使用的泵增压组合定压差计量活门的位置控制机构。由于微发的燃油敏感性以及宽油耗跨度，使得电动燃油泵面临宽流量比设计问题，对齿轮泵及精确电机驱动控制提出更高的设计要求。

➤ 控制规律及系统控制策略设计：

微型发动机尺寸小、结构简单、转速范围宽、空气流量小、对供油量敏感，容易导致起动过程转速悬挂及超温问题。因此在供油方式和起动过程控制方面具有特殊性。

2.2 系统方案

为适应微型涡喷发动机快速研发及系列化发展格局，数字控制系统拟搭建一个可扩展、可裁减的相对通用化的系统平台，同时充分体现智能、灵巧的特点。基于此，目前普遍应用的集中式（综合）控制架构将越来越表现出与通用框架相矛盾的问题。集中式的控制系统是定制式系统，若考虑多应用背景、不同推力、不同性能发动机的兼容和通用，则集中式系统将会出现体积臃肿、重量大、扩展升级受限、维护成本高等不利问题。因此，本课题所研究的微型涡喷发动机控制系统采用通用核心控制单元组合智能执行机构的分布式架构，将对象依赖性强的系统部件的驱动、控制等从核心控制单元中剥离出去，与相应的执行部件整合成智能节点，与核心控制单元进行数字信号的交互。同时，对于系统其他部件，传感器、电磁阀等则考虑选用集成度高、小封装的产品，核心控制单元预留带载余量。

2.2.1 规划系统组成

基于上述目标，针对微小型涡喷发动机系统的整体特征，确定其可能应用的分系统资源。

➤ 智能供油执行机构：电动燃油泵，自带电机驱动控制器。

电动燃油泵承担系统的燃油增压与调节功能，其动静态特性对整个系统的控制性能有直接影响。由于系统需求的起动流量较小，燃油流量比宽，对泵体、电机及其驱动控制均提出较高要求。电机的起动可靠性、小流量调节精度以及加速特性是关注重点。

另外，由于微型发动机的燃烧室尺寸受限，燃烧效率较低，发动机对于燃油的响应敏感，因此系统采用电动泵与发动机的串级控制，将燃油系统的摄动在电动泵小闭环回路中进行抑制，削减对于发动机回路的影响。

目前，微型发动机民用市场因成本因素多选用直流有刷电机泵，但因其电机在调速品质、寿命及效率上的欠缺，本系统没有采用。参考军用领域电机泵产品的使用，直流无刷电机和永磁同步电机为主流产品，二者都具备起动转矩大，调速范围宽、能量密度高等优点。但永磁同步电机的驱动控制算法相对复杂，因此，直流无

刷电机作为执行机构在弹用/飞行器用发动机控制系统中应用更为广泛,特别时微型发动机系统。其结构简单,运行可靠,维护方便,具备良好的调速特性。同时,采用有位置反馈可进一步简化控制算法并保障起动可靠性。

基于上述分析,本课题的控制系统设计采用由直流无刷有位置式电机及齿轮泵式泵体组成的电动燃油泵为系统供油执行机构,电机驱动控制独立于 ECU,产品可实现自身功能的封闭,是系统的一个智能节点,与系统内其他控制单元形成分布式控制。电机驱动控制器供电由 ECU 提供,同时与 ECU 通过串行接口进行指令及反馈信息交互。

➤ 参数测量系统: 传感器。

系统需测量的状态参数包括发动机转速 n 、排气温度 T_4 、进气温度 T_1 、压气机出口压力 P_2 、泵后压力 P_{ef} 以及泵转速 n_{fp} 。系统需选用适合的传感器对上述信号进行测量。

转速传感器: 发动机转速信号是系统最重要的控制参数及状态监测参数。选用微发上普遍使用的霍尔式转速传感器^[27]进行计量,传感器敏感部件安装在发动机进气机匣壳体上,磁销固定于发动机转轴上。霍尔传感器在低转速下也可获得较高的检测精度,同时由于微发的尺寸小,因此可有效保障磁场信号敏感度;

T_1 进气总温传感器: 铂电阻型;

T_4 排气温度传感器: 热电偶型;

P_2 压气机出口压力传感器和 P_{ef} 泵后压力传感器: 微小型封装、提供模拟放大输出、带温度补偿;

泵转速 n_{fp} 由电机内部霍尔传感器进行计量,经通讯口上传给 ECU,并作为电动泵小闭环回路的反馈参数。

➤ 可选起动燃料: 丙烷气和主泵燃油。

与其他弹用/飞行器用发动机不同,微型涡喷发动机由于结构尺寸约束,燃烧室多使用蒸发管式燃油雾化结构,蒸发管需使用附加能量进行预热,促进燃油蒸发,因此微型涡喷发动机系统大多包含附加燃料系统,并对其实施控制,完成与主燃油系统供油调节的接力。当然也有资料显示,国外军用微型发动机已有采用甩油盘直接雾化的技术先例,可直接使用主燃油进行雾化点火。因此,系统设计应包含丙烷气和燃油两种起动燃料。

丙烷气: 作为附加燃料为主燃油雾化及点火起动创造条件;

主泵燃油: 若直接使用主泵燃油进行点火起动,则主泵最小输出必须满足点火需求流量范围,同时雾化良好。

➤ 可选点火器: 微型电热塞、电点火器、烟火点火器组合补氧。

微型电热塞适用于丙烷地面起动,由于其发火能量小,直接点燃雾化燃油的能

力偏差,电点火器及烟火点火器均普遍应用于雾化燃油点火。同时,若发动机进行空中投放点火,则对点火加速时间提出较高要求,因此,空中起动考虑使用点火能量较大的烟火点火器组合补氧的方式。

➤ 可选带转方式:

微型发动机需使用带转机构使发动机达到适合的点火转速,发动机点着后,仍需使用带转机构提供的功率支持发动机加速,并且弥补由于压气机增压比及效率低导致的空气流量不足,油气比难以匹配问题。整个带转过程需针对发动机对象特征进行匹配控制,直至发动机达到自维持转速以上。系统可选用以下两种带转方式,并对带转机构实施开关控制:

压缩空气吹转:适用于地面起动;

起动电机带转:适用于地面及空中起动。

➤ 可选指令交互方式:

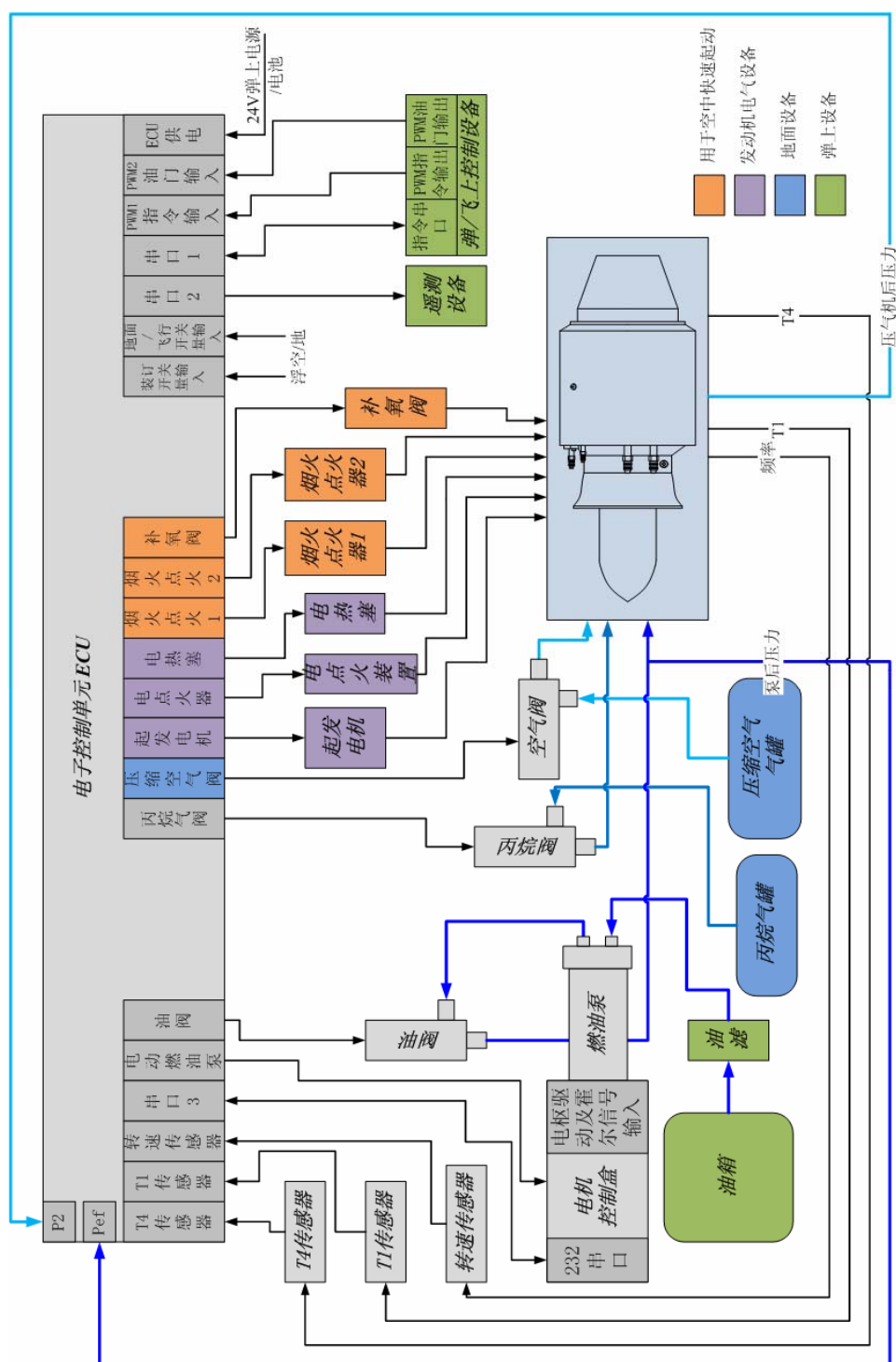
系统考虑两种与上位系统的指令交互形式,一是军用产品普遍使用的数字通讯方式,二是广泛应用于民用航模领域的 PWM 脉宽调制信号方式。数字通讯依据传输距离、传输数据量、传输速率等差异主要选用 RS232 及 CAN 总线,指令协议主要在软件层面实现。PWM 指令信号依据固定周期下脉冲宽度的差异表征不同的指令状态,如起动、停车、巡航等。

➤ 嵌入式核心控制单元: ECU。

ECU 为系统的核心计算控制部件,用于完成系统状态采集、控制计算、驱动输出及与上位系统的信息交互。兼顾小型化及多外设、高智能的需求,考虑选用基于 ARM 系列的嵌入式最小系统,并完成上述各外设信号的调理、驱动、转换等。

依据上述分析规划,搭建了微型涡喷发动机数字控制系统框架,接口关系如图 2.1 所示。系统工作时,ECU 依据上位系统的通讯或 PWM 指令以及采集得到的传感器状态参数,按预定时序控制空气阀、丙烷阀、油阀、点火器、起动电机等接通与断开,并按预定的供油规律控制电动燃油泵供油,实现发动机点火、起动、加速及巡航。

上述方案充分利用了分布式特征,降低系统部件与发动机本体的结构耦合性,保持核心计算控制单元的通用性,将有明显功率特征的部件控制从控制中心中分布出去,以智能节点的方式与其执行部件相结合,形成核心控制单元组合有控电动燃油泵的系统方案;辅以发动机相关状态传感器及相关油路、气路电磁阀、起动设备、火工品等组成相对通用的系统框架。该方案框架可依据不同的背景需求及应用平台进行裁剪和修订,以构成满足总体需求的最小系统。



2.2.2 系统主要技术指标要求及设计约束

- 工作环境要求: $-40^{\circ}\text{C}\sim+70^{\circ}\text{C}$;
- 贮存环境要求: $-50^{\circ}\text{C}\sim+70^{\circ}\text{C}$;
- 系统供电要求: $(24\pm 3)\text{V}$ 、 20A ;
- 传感器测量范围:
 - 发动机转速范围: $0\sim 125000\text{rpm}$;
 - 发动机排气温度 T_4 范围: $0^{\circ}\text{C}\sim+1300^{\circ}\text{C}$;
 - 发动机进气温度 (T_1) 范围: $-55^{\circ}\text{C}\sim+100^{\circ}\text{C}$;
 - P_2 压力范围: 绝压 $0\sim 0.6\text{MPa}$;
 - P_{ef} 压力范围: 绝压 $0\sim 0.6\text{MPa}$;
- 电动燃油泵特性:
 - 供油流量范围: $5\text{L/h}\sim 100\text{L/h}$;
 - 电机转速可控范围: 在 $(300\sim 6000)\text{r/min}$ 范围内具备无极调速能力;
 - 电机控制品质: 全工作工况下电机转速输出动态波动不大于 5% , 稳态误差不大于 $\pm 10\text{r/min}$ 。

电动燃油泵的流量范围 $5\text{L/h}\sim 100\text{L/h}$ (基本型), 流量比约 20 倍, 给齿轮参数的选择以及电机与泵体的匹配性设计带来一定难度。目前电机转速使用范围为 $300\text{rpm}\sim 6000\text{rpm}$, 转速控制范围应用比例为 $5\%\sim 100\%$, 即电机控制在高、低转速均需获取较好的控制效果。

- 控制性能指标要求^[28]:

稳态精度要求: 发动机转速闭环控制偏差不大于 $\pm 500\text{r/min}$, P_2 闭环控制偏差不大于 $\pm 4\text{kPa}$;

转速波动限制: 各稳态工况下的转速波动要求不大于 500rpm ;

快速性要求: 发动机从慢车加速到最大状态的加速时间不大于 15s ;

过渡过程超调限制: 工况进行调整时, 允许系统过渡过程有 1~2 次超调, 转速超调量要求不大于 5% 。

2.2.3 系统控制构成方案

以几何不可调的发动机作为控制对象, 微型涡喷发动机燃油控制系统为典型的单变量控制系统, 控制参数为供油量 q_{mf} , 被控参数兼顾充分反映发动机状态并便于测量的原则, 结合系统传感器的使用情况, 可选择发动机转速 n /换算转速 n^* 、排气温度 T_4 以及压气机后气流压力 P_2 。

另外, 由于系统采用电动燃油泵为液压调节执行机构, 在齿轮泵结构尺寸固定的前

提下，泵流量受泵转速以及泵效率影响，在泵效率也相对稳定的前提下泵流量与泵转速呈线性关系。而齿轮泵效率取决于齿轮间隙及泵负载。因此，通过泵转速的快速、准确控制可实现供油量的计量，对于发动机过渡过程及系统扰动过程中燃烧室反压变化导致的泵流量改变由系统大闭环进行补偿。

2.3 本章小结

本章分析论证了微型发动机控制系统的特点及关键技术，基于应用背景及拟达到的性能指标，从核心控制单元、智能供油执行机构、参数测量系统、点火系统、信息交互系统、附加燃料系统等方面规划了系统组成架构，并制定了双环串级控制的系统控制方案。整个方案体现了智能、灵巧、易扩展、系列化的特点，支持多平台使用。

第3章 电子控制单元软、硬件设计实现

电子控制单元（ECU）是发动机数字控制系统的核心控制设备，负责完成与弹（机）上设备的指令信息交互，依据指令及系统传感器信号完成规定的发动机时序控制、供油调节，控制发动机工作状态，备份及装订发动机关键参数，并将相关测量参数反馈给遥测系统。电子控制单元的设计包括硬件和软件设计两部分，两者共同组成嵌入式控制核心。电子控制单元设计很大程度上决定了整个系统的功能、性能及数字化水平。

3.1 电子控制单元（ECU）硬件设计

3.1.1 ECU 硬件功能

依据系统应用及方案规划的外设系统组成，可分解得到 ECU 硬件需具备以下功能：

- a. T1 温度传感器、T4 温度传感器、P2 压力传感器、Pef 泵后油压传感器以及转速传感器信号的采集处理功能；
- b. 烟火点火器、补氧阀以及电点火器等发动机火工品的控制功能
- c. 丙烷阀、油阀、压缩空气阀等发动机电气开关控制功能；
- d. 小功率起动电机的 PWM 驱动控制功能；
- e. 与上位系统的双向通讯功能：ECU 具备串口通讯功能，同时支持 CAN 总线设计；
- f. 与电动燃油泵的的双向通讯功能：发送指令转速，接收电机反馈转速；
- g. 遥测单向通讯功能：提供与遥测系统的单发通讯接口；
- h. PWM 信号的接收处理功能，此项功能主要用于满足目前航模领域普遍应用的该种类信号的指令处理；
- i. 自检功能：硬件协同其内嵌软件设计可检测 ECU 内部计算机板及外围设备线路的电气完好性；
- j. 电源监测及软件看门狗电路功能；
- k. 提供嵌入式软件运行、存储、数据备份及信号处理的 CPU 计算平台。

3.1.2 ECU 硬件设计框架及接口

ECU 采用一块电路板的单板紧凑型设计，依据硬件功能及外设情况，硬件电路主要涉及 AD 信号、开关量输入输出信号、脉宽调制信号以及数字逻辑信号 4 类，并可划分为以下功能模块：

- 二次电源模块;
- 计算机电路模块;
- 信号调理电路;
- 开关量输入处理/输出驱动模块;
- 脉宽调制驱动输出模块。

硬件接口及原理框图分别见图 3.1 及图 3.2。

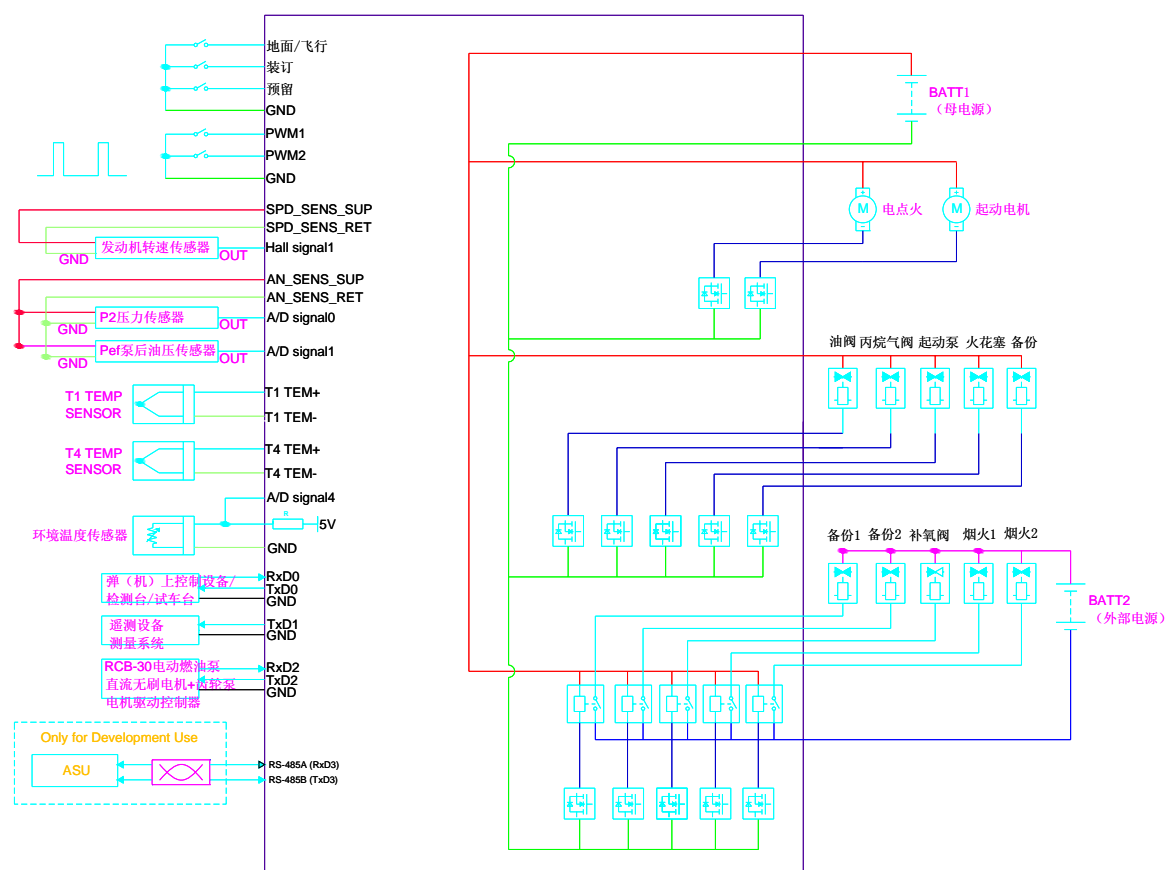


图 3.1 ECU 硬件接口电路图

ECU 采用以 ARM Cortex-M3 芯片为核心微处理器的嵌入式系统构成，加载嵌入式实时操作系统软件，辅以输入信号调理、信号驱动输出及通讯接口处理、二次电源电路，形成系统数字控制核心^[29]。

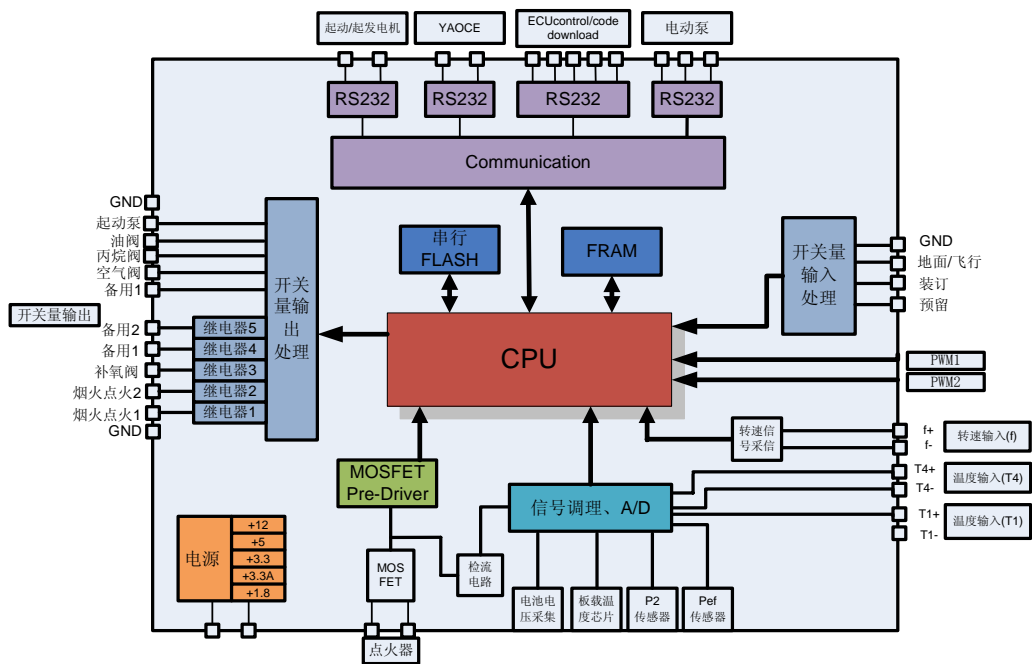


图 3.2 ECU 电路原理框图

3.1.3 二次电源模块设计

二次电源电路实现电源变换和稳压作用，即将外部一次电源转换为 ECU 内部电路工作所需的各种电源电压类别，同时稳定电压输出保证内部电路工作正常。二次电源电路输出电源类别包括 24V、+12V、+5V、+3.3V、+1.8V，电源种类归纳起来共有以下 11 种（见表 3.1）。

表 3.1 ECU 电源种类需求

序号	电源种类	说明
1	+24V 电源	用于电磁阀、继电器驱动电路
2	+24V(2)电源	经过 Π 形滤波，用于起动油泵、起动电机和电点火供电
3	+12V 电源	用于转速传感器供电
4	+5V 电源	用于数字电路供电
5	+5V(2)电源	用于 P2 气压传感器供电
6	+5V(3)电源	用于 Pef 泵后油压传感器供电
7	+5V(4)电源	用于起动油泵调理电路供电
8	+5V(5)电源	用于起动油泵调理电路供电
9	+3.3V 电源	用于 CPU 数字电路、存储器、收发器等供电
10	+3.3V(A)电源	用于 CPU 模拟电路、模拟放大器供电
11	+1.8V 电源	用于 CPU 内核、有源晶振供电

电源系统的设计对于电子产品的稳定性、可靠性、电磁兼容^[30]性能至关重要，电源系统的设计考虑了以下几个问题：

宽电压适应范围（+9~+36）V；

短路保护；

反极性保护；

浪涌电压抑制措施的采取；

转换效率和散热；

设计成本。

电源系统芯片选用 Infineon（Simens）公司的 TLE6368-G2 和 TLE4254GS，为汽车级器件，符合 AEC-Q100 认证，工作范围-40℃~+125℃，其中，TLE4254 工作温度范围可达-40℃~+150℃。

电源输入电压特性如表 3.2 所示：

表 3.2 ECU 电源输入电压特性

电压	名字	操作
超过 36	过电压	是不可以在这个范围内长期工作的。
32 ~ 36	关断电压	ECU 是可以准许软件关断输出。
9 ~ 32	正常电压	系统正常工作符合所有的说明规范
6 ~ 9	低电压	在开机状态下电压减小，处理器将在这个范围内继续保持工作；其它的电路可以工作但是参数性能将有所下降。ECU 是可以准许软件关断输出。
≤ 8.5	打开极限	电压逐渐增加，ECU 上电的最小电压是 8.5V，电路必须有足够的磁滞能力以防止在开机和由于电流冲激引起的电压跌落而产生的振动。
≤ 6.0	关闭极限	电压逐渐减小，ECU 是不能够开机
0 ~ 6.0	关断	在这个范围内可以安次序方式关断
-28 ~ 0	反向电压	ECU 带有外部继电器可以在这个范围内持续一分钟，继电器在反相电压下是不可以开启的。

电源系统单独提供对模拟电源、内部和外部传感器供电等，将 ECU 各个分系统所在的电源环路限制在最小范围内，不与 ECU 内其它电路有牵连。所有的输出具有短路保护。

增加浪涌电压抑制模块（TVS），TVS 选用 VISHAY 公司的 SM8S33A，脉冲吸收功率可达 6600W(10/1000μs)，满足 ISO7637-2 规定的相关要求。二次电源模块的电路设计如图 3.3 所示。

模抑制。在实际设计中，这种 rail-to-rail 的运算放大器可以使输出上限达到电源电压，下限达到 0V，提高了整个电路的测量分辨率^[31]。本系统中放大电路的输入信号在 25mV~45mV 之间，A/D 转换的电压范围为 0V~3V，经过计算，放大电路的放大倍数为 72 倍左右时可以满足 A/D 转换的要求。

T1 热电阻信号调理电路原理图见图 3.4 所示。调理电路采用不平衡电桥测量铂电阻随温度变化的电压信号，经过放大、二阶 RC 滤波送至 CPU 片上 A/D 转换器（AIN3 通道）。

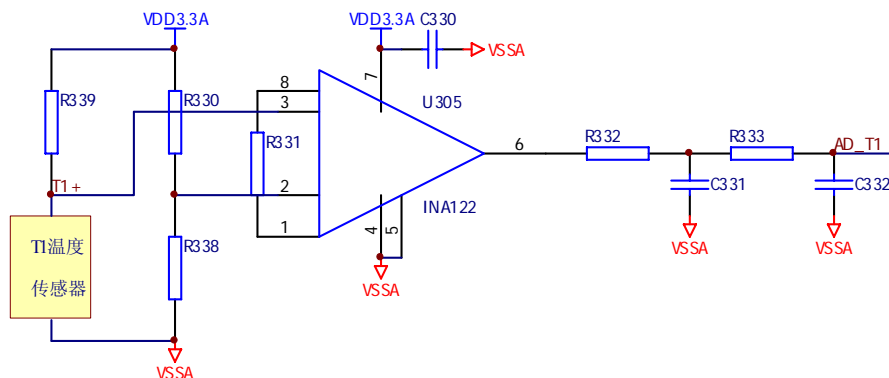


图 3.4 T1 热电阻信号调理电路原理图

b. 热电阻信号调理电路仿真

采用 OrCAD/Capture 软件作为建立仿真对象（电路图）的工具。

在仿真电路中，

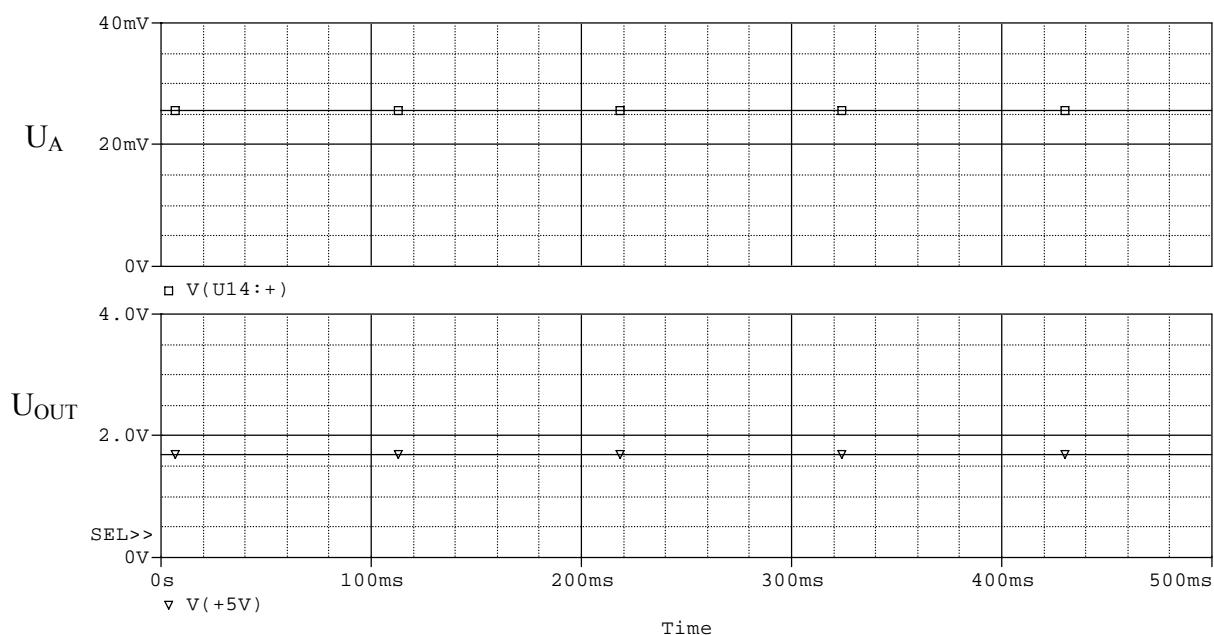
- ① 设置 Pt100 铂电阻对应阻值：可变电阻 Rt；
- ② 设置 2 个节点网络标号：铂电阻输入端（U_A）；运放输出（U_{OUT}）。

方案一：当温度为 -55°C 时的仿真

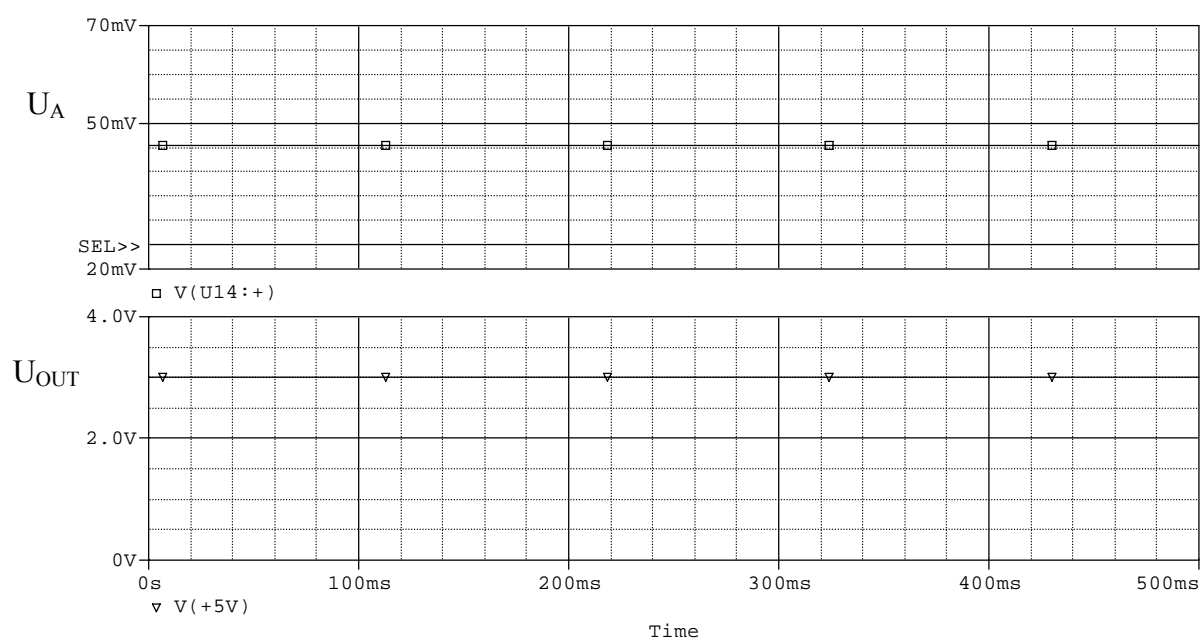
温度为 -55°C 时，对应铂电阻 77.99Ω，仿真结果见图 3.5（a）。从图 3.5（a）中可以看出，输入信号为 77.99Ω 时，铂电阻两端电压为 0.0255V（U_A），经由放大电路调整后（U_{OUT}）输出为 1.69V。

方案二：对正常范围内的转速信号进行仿真

温度为 100°C 时，对应铂电阻 139.1Ω，仿真结果见图 3.5（b）。从图 3.5（b）中可以看出，输入信号为 139.1Ω 时，铂电阻两端电压为 0.0453V（U_A），经由放大电路调整后（U_{OUT}）输出为 3V。



(a) 温度为 -55°C



(b) 温度为 100°C

图 3.5 T1 热电阻信号调理电路仿真结果

以上 2 种仿真结果完全满足设计的初衷，证明所设计的电路是合理的，能够满足调理电路的需求。

3.1.4.2 T4 热电偶及其冷端补偿信号调理

a. 热电偶调理电路设计

热电偶的工作原理是把两种不同金属线接在一起时产生一个随温度变化的电压。然

而热电偶引线与 ECU 测量位置会产生一个热电节——冷节，这样实际测量电压就包括热电偶电压和冷端电压。为此，在热电偶调理电路中需增加一个板温的测量以实现冷端补偿，然后通过软件为热电偶计算一个合适的补偿。

T4 温度传感器采用 K 型铠装热电偶（镍铬-镍铝），用于测量发动机排气总温，依据应用环境及飞行 Ma 数，预计的测温范围是 $0^{\circ}\text{C}\sim+1250^{\circ}\text{C}$ 。调理电路的输入信号特征为 $0\text{V}\sim52.41\text{mV}$ ，AD 采集信号范围（ $0\sim3$ ）V DC。

热电偶信号幅值较小，其放大电路同样采用 TI 公司的 INA122 的仪表放大器，经过放大、二阶 RC 滤波送至 CPU 片上 A/D 转换器（AIN2）。本系统中放大电路的输入信号在 $0\text{mV}\sim52.41\text{mV}$ 之间，A/D 转换的电压范围为 $0\text{V}\sim3\text{V}$ ，经过计算，放大电路的放大倍数为 65 倍左右时可以满足 A/D 转换的要求。敏感性与噪声也是热电偶测量的重要影响因素。噪声对信号的影响很大，所以热电偶的信号调理中需设计一个抑制 50Hz 左右噪声的低通滤波器。

热电偶的冷端补偿选用 ADI 公司的 TMP36GRT，整个测量范围内精度为 $\pm 2^{\circ}\text{C}$ 。芯片工作温度范围（ $-55\sim+150$ ） $^{\circ}\text{C}$ 。调理信号经过二阶 RC 滤波送至 CPU 片上 A/D 转换器（AIN5）。

T4 热电偶信号调理电路原理框图见图 3.6 所示。

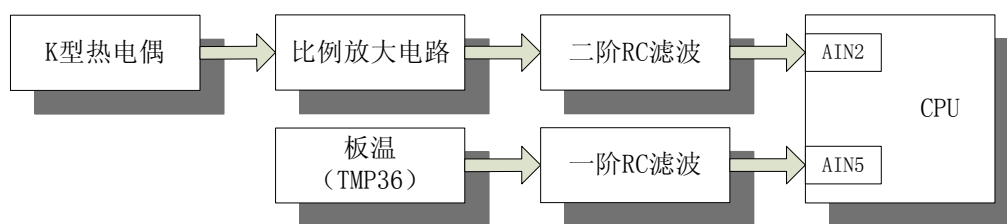


图 3.6 T4 热电偶信号调理电路原理框图

b. 热电偶信号调理电路仿真

采用 OrCAD/Capture 软件作为建立仿真对象（电路图）的工具。

在仿真电路中，

- ① 设置 1 个直流电压源用来模拟热电偶传感器；
- ② 设置 2 个节点网络标号：热电偶输入端（ U_A ）；运放输出（ U_{OUT} ）。

温度为 1250°C 时，对应热电偶电压 52.41mV ，仿真结果见图 3.7。从图 3.7 中可以看出，输入信号为 52.41mV 时，经由放大电路调整后（ U_{OUT} ）输出为 3V 。

以上仿真结果完全满足设计的初衷，证明所设计的电路是合理的，能够满足调理电路的需求。

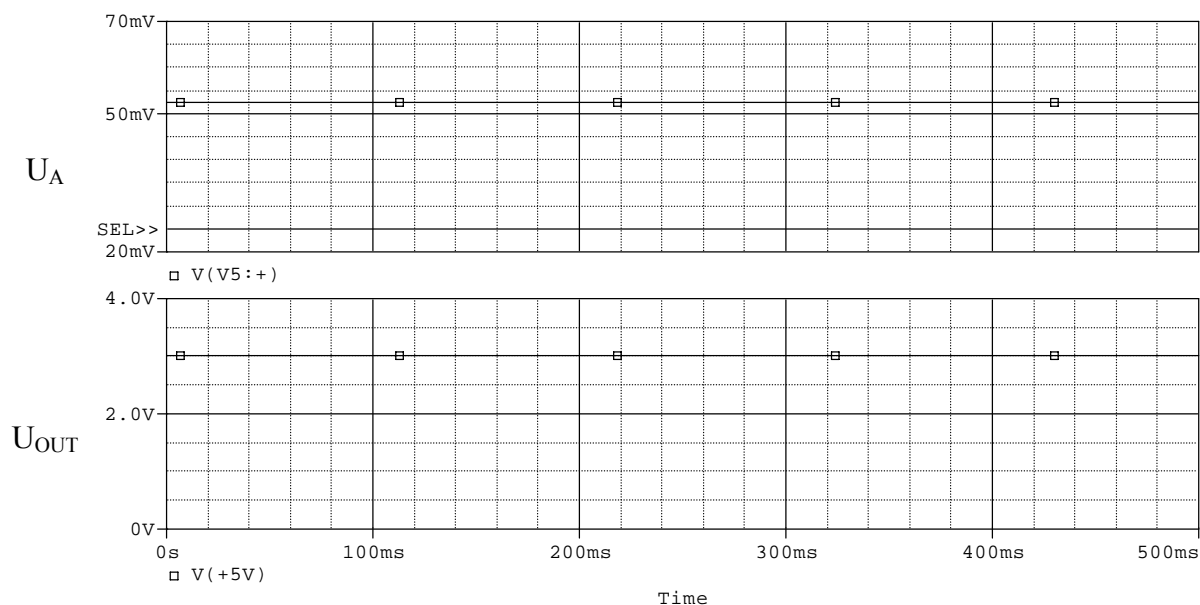


图 3.7 T4 热电偶信号调理电路仿真结果

3.1.4.3 P2、Pef 压力信号调理

P2、Pef 压力传感器分别用于测量发动机压气机后气流压力和燃油泵后油压，预计的测压范围同为 600kPa。P2 和 Pef 压力传感器选用的是 Honeywell 的 40PC 系列相同型号的小体积放大压力传感器（40PC150G2A），PCB 板封装接口，PCB 板封装经过软管连接到外壳上的穿板接头上，外壳引出不锈钢快插接头，外形结构如图 3.8 所示。该类传感器需要外部提供 5V 供电信号即可正常工作，40PC 产品可提供模拟放大信号输出，传感器利用了独创的单硅片的设计，把所有温度补偿、输出零点/满量程校整、放大功能集中在一块硅片中。

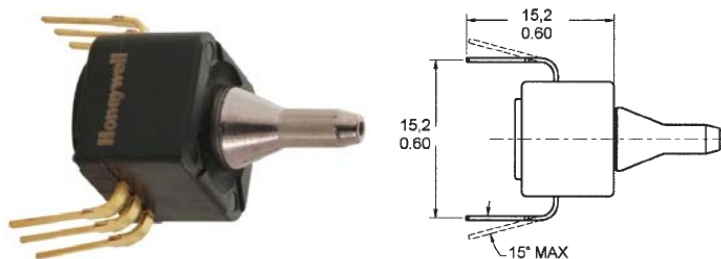


图 3.8 PCB 封装结构的压力传感器

压力传感器信号经过二阶 RC 滤波送至 CPU 片上 A/D 转换器（P2：AIN0；Pef：AIN1 通道）。原理框图见图 3.9。

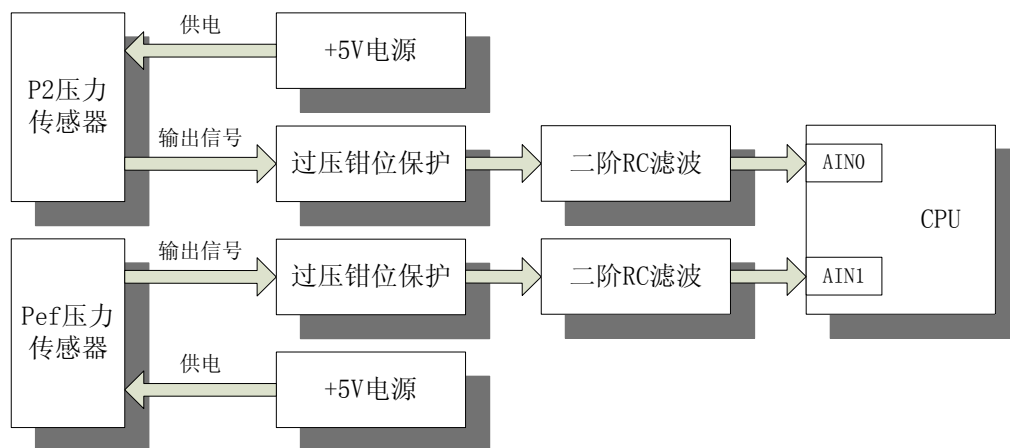


图 3.9 压力信号调理电路框图

3.1.4.4 转速信号调理

a. 转速信号调理电路设计

系统采用霍尔式转速传感器测量发动机转速。转速传感器的输出信号是频率量，电平标准为 0~12V 方波。设计调理电路的目的是把传感器的输出信号调制成可供 CPU 使用的标准电压信号，即 0~3.3V 方波，同时滤掉正常转速范围外的噪声信号。

理论上讲，霍尔式转速传感器输出信号是周期的方波信号，但在实际中，传感器输出信号并非为理想的方波信号，特别是在转速低的情况下容易发生畸变，必须用信号调理电路加以调制。

转速信号的调理电路为：转速传感器的输出信号为经过低通滤波（RC 组合）、过压钳位保护和施密特滤波后，后进入 CPU 定时器捕捉管脚（CAP0.1）。由于发动机的转速测量范围宽，软件算法采用计频和计周期组合的方法，保障转速测量精度，硬件电路设计原理框图见图 3.10。且霍尔式转速传感器需要+12V 供电电源来供电，因此 ECU 在电源设计上采用 Infineon 的 TLE4254GS 芯片，其输出电流为 70mA，带有短路保护，短路检测（利用 TLE4254GS 中的状态输出反馈信号）等功能。



图 3.10 转速信号调理电路原理框图

1. 滤波：在本系统中，采集处理的转速信号为 0~125000rpm（对应频率 0~2083Hz）的低频信号，所以需要设计一个低通的滤波器，通过电阻、电容搭建一阶 RC 滤波网络

来实现，只允许 4kHz 以下的低频信号通过。

2. 过压钳位：为了稳定信号的电压，需要对电压进行钳位保护，把电压钳制在 3.3V 范围。这样可以防止当转速过高，或异常信号输入将电路损坏，大大提高电路可靠性。

3. 整形：传感器输出的方波信号在传输后往往发生波形畸变。当传输线上电容较大时，波形上升沿明显变坏；若传输线路较长，而且接收端阻抗不匹配时，上升（下降）沿将产生振荡，并叠加噪声。可以通过施密特触发器来获取比较满意的整形效果。整形后，转速信号变成峰-峰值约为 3.3V 的单极性方波信号，提供给 CPU。

b. 转速信号调理电路仿真

采用 OrCAD/Capture 软件作为建立仿真对象（电路图）的工具。

在仿真电路中，

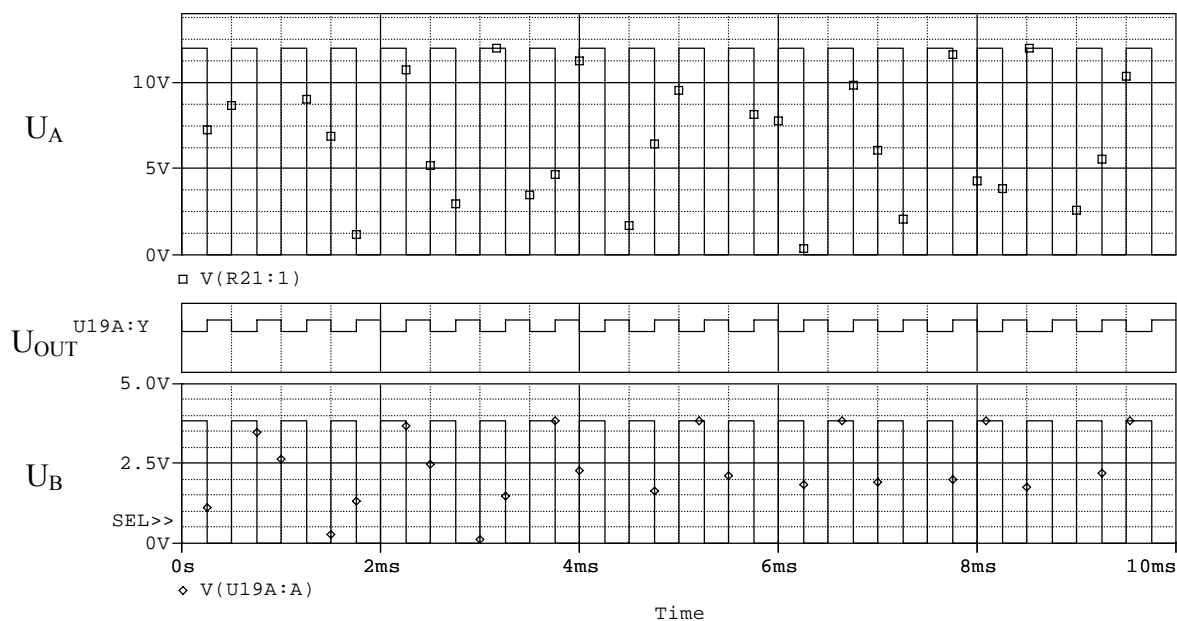
- ① 设置转速信号激励源：峰-峰值约为 12V 的单极性方波信号（ U_A ）；
- ② 设置 3 个节点网络标号：输入信号（ U_A ）；过压钳位保护后（ U_B ）；施密特触发器后（ U_{OUT} ）。

方案一：对正常范围内的转速信号进行仿真

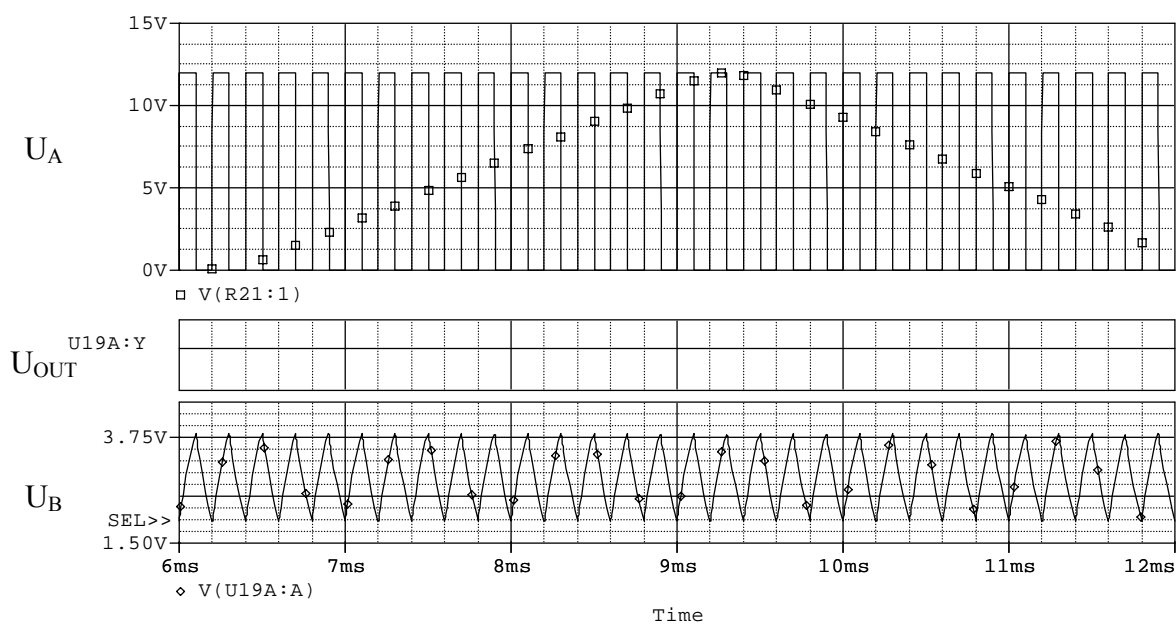
转速信号为 120000r/min（对应频率 2kHz），仿真结果见图 3.11（a）。从图 3.11（a）中可以看出，输入信号为 12V 方波信号（ U_A ），经由 RC 低通滤波和过压钳位后，将输出电压钳制成 3.3V 的方波（ U_B ），而最后输出的波形（ U_{OUT} ）为一单极性方波。

方案二：对超出范围的转速信号进行仿真

转速信号为 300000r/min（对应频率 5kHz），仿真结果见图 3.11（b）。从图 3.11（b）中可以看出，输入信号为 12V 方波信号（ U_A ），经由 RC 低通滤波和过压钳位后，将输出电压调制成 2.6V~3.3V 的三角波（ U_B ），而最后输出的波形（ U_{OUT} ）无输出。



(a)



(b)

图 3.11 转速调理电路仿真结果

以上 2 种仿真结果完全满足设计的初衷，证明所设计的电路是合理的，能够满足调理电路的需求。

3.1.4.5 PWM 输入信号处理

a. PWM 输入信号电路设计

ECU 通过 2 路 PWM 脉宽调制输入信号进行指令切换和油门状态调整，2 路 PWM

信号的周期同为 14.2ms，脉宽调整范围 1.0ms~2.0ms，幅值为 0~5V。设计 PWM 信号调理的目的是把输入的 PWM 信号调制是可供 CPU 使用的标准电压信号，即 0~3.3V 方波，同时滤掉正常指令外的噪声信号。

ECU 对两路 PWM 输入信号采用如下方式处理：通过 RC 组合、过压钳位保护和施密特触发器后，进入 CPU 定时器的捕捉管脚 CAP1.0 和 CAP1.1 通道进行边沿捕捉，再经软件进行脉冲宽度计算。硬件电路设计原理框图见图 3.12。

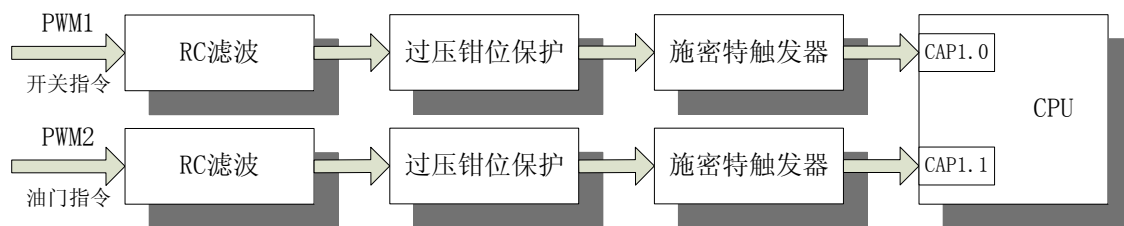


图 3.12 PWM 指令调理电路原理框图

b. PWM 输入信号调理电路仿真

采用 OrCAD/Capture 软件作为建立仿真对象（电路图）的工具。

在仿真电路中，

- ① 设置 PWM 信号激励源：峰-峰值约为 5V 的单极性方波信号（ U_A ）；
- ② 设置 3 个节点网络标号：输入信号（ U_A ）；过压钳位保护后（ U_B ）；施密特触发器后（ U_{OUT} ）。

设置 PWM 信号为周期 14.2ms、脉宽 2/min，仿真结果见图 3.13。从图 3.13 中可以看出，输入信号为 5V 脉冲信号（ U_A ），经由 RC 低通滤波和过压钳位后，将输出电压钳制成 3.3V 的方波（ U_B ），最后输出的波形（ U_{OUT} ）为一单极性方波。

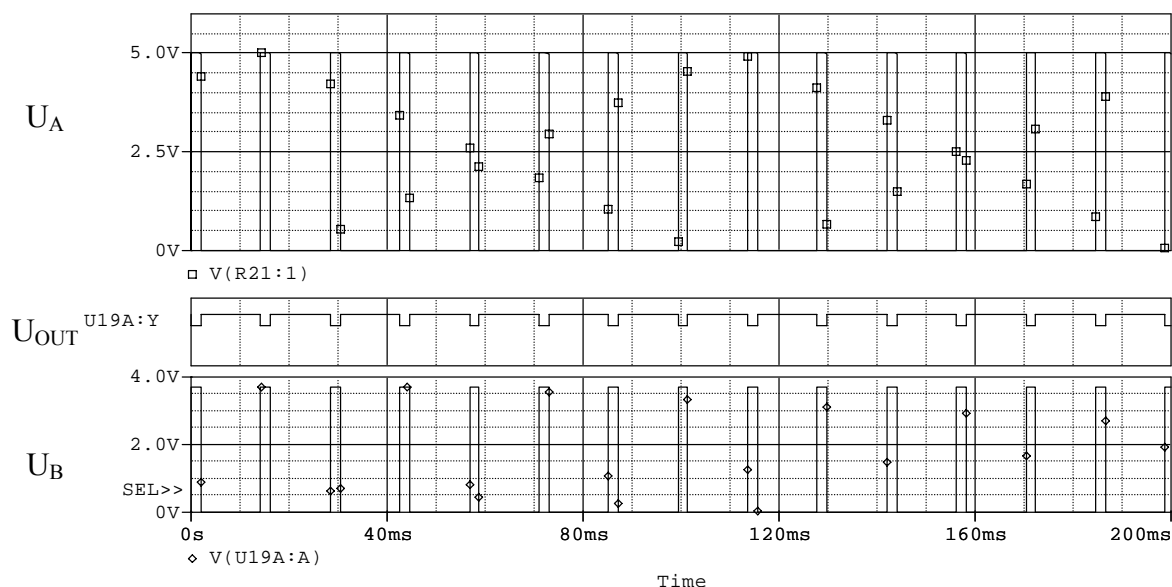


图 3.13 PWM 输入信号仿真结果

以上仿真结果完全满足设计的初衷，证明所设计的电路是合理的，能够满足调理电路的需求。

3.1.5 开关量输入处理及输出驱动模块

开关量输入输出电路系统的功能是将 ECU 对外发出的指令信号、状态信号等输出信号按接口要求调理成控制系统执行元件的驱动信号；将外部状态指示信号、应答信号、地面试验台操控信号等输入信号处理成计算机电路可用的信号。

3.1.5.1 开关量输入信号处理

ECU 有 2 路开关量输入，分别作为地面/空中切换及参数装订输入，软件依据上述开关量的状态控制系统进入正常控制模式或参数装订模式，并且依据地面/空中状态调整起动停车策略。硬件上将上述 2 路开关量通过 RC 滤波、过压钳位保护和施密特滤波后接入 CPU 通用 I/O 管脚。并且确保地面/飞行、装订开关量为低有效。开关量输入信号原理框图见图 3.14。



图 3.14 开关量输入信号原理框图

3.1.5.2 开关量信号驱动输出处理

ECU 设计有 9 路开关量输出通道，其中 4 路小功率负载由智能多通道开关（TLE6240GP-1）直接驱动（油阀、丙烷阀、火花塞、空气阀），另外 5 路为继电器控制（烟火点火 2 路、补氧阀 1 路、备用 1、备用 2）。

继电器选用松下的 PA1a-24V，可提供 5A 电流，该继电器控制端由另外一片智能多通道开关（TLE6240GP-2）驱动。

开关量输入输出与计算机总线的互联，针对不同的输入信号选用不同的连接方式，为了使电路小型化，可使用 SPI 总线控制方式。

针对补氧阀和烟火点火器等关键执行机构的驱动，要确保火工品开关量的输出安全可靠。选用此芯片有着它特有的针对功能：

通过硬件配置，决定输出对应的输入管脚是高有效还是低有效，这在 ECU 复位时，根据 CPU 管脚默认的输出来决定。

通过 SPI 软件通讯配置，决定输出状态是输入管脚直接控制与 SPI 控制的逻辑关系（And/Or）；初步定义实现复位时电磁阀打开；火工品关闭；起动电机和电点火装置保

持原状态；

当然，在硬件复位结束后，系统会根据当前遥控指令和发动机状态进行判断，来决定各个负载的输入状态。

电磁阀/继电器低边驱动芯片选用 Infineon 公司的 TLE6240GP，其适用于动力总成、车辆安全和工业应用的 Flex 多通道低边开关系列产品，该芯片通道数量为 16 个，并采用了尖端技术，所有多通道开关都具有嵌入式保护功能和增强诊断功能，可用于不同的产品平台。所选用的 16 通道低边开关芯片细节可参见图 3.15。

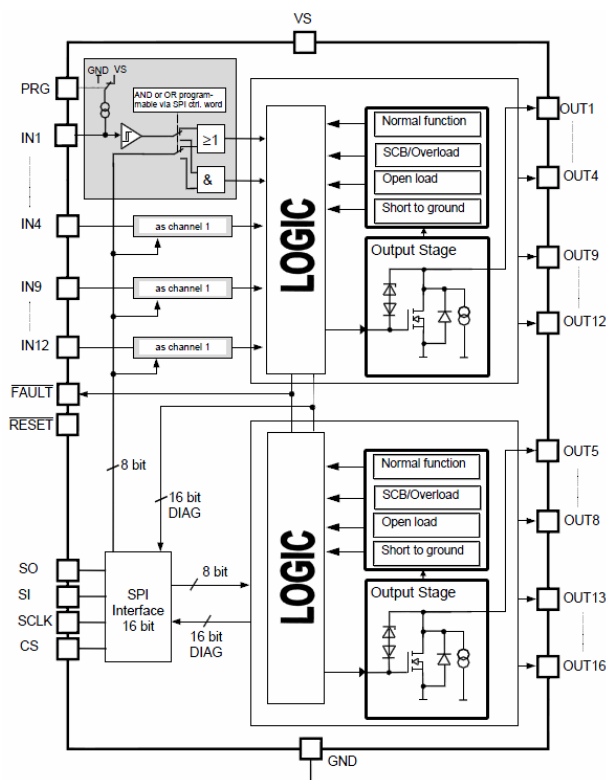


图 3.15 16 通道低边驱动芯片 TLE6240GP 原理框图

3.1.6 脉宽调制驱动输出模块设计

ECU 设计支持三路 PWM 脉宽调制驱动输出信号，可分别用于起动泵控制、电点火器控制及起动电机控制。

其中，对于小功率起动泵的控制由智能多通道开关（TLE6240GP-1）中的通道 6 和通道 7 两路并连后直接驱动，能够提供 2A 电流。

电点火器控制和起动电机控制由 CPU 输出 PWM 信号经过半桥 MOSFET 控制芯片（A3946KLPTR-T）到功率驱动 MOS 管（IPP80N08S2L-07），该 MOS 管可提供 80A 持续电流/260A 峰值电流，漏源电压 VDS 可达 75V，满足上述两个负载的驱动使用。

3.1.7 计算机电路设计

计算机电路系统是 ECU 的核心部分，其主要功能是：进行整个 ECU 的控制运算，控制指令及开关量输入/输出信号的时序逻辑控制，与飞行控制系统、遥测系统、电动泵通讯，以及整个控制电路运行的诊断、监测和保护。

本系统由于选用了片上资源丰富的处理器（后续阐述）从而较大程度的简化了计算机电路设计，主要包括核心微处理器、片外非易失存储器及通讯接口处理。

3.1.7.1 微处理器选型

微处理器是嵌入式系统的核心，其功耗、体积、成本、处理能力是直接影响了嵌入式数字系统的品质。通过统计系统的外设种类、信号数量，预估信号带宽、软件规模等，并兼顾设计周期、设计成本、升级维护等因素，系统选用NXP公司的LPC1764微处理器。LPC1764系列ARM芯片以第二代Cortex-M3为内核，是为嵌入式系统应用而设计的高性能、低功耗的32位微处理器，其应用已遍及工业控制、消费类电子产品、通信系统、军用系统等各类产品市场，基于ARM技术的微处理器应用占据了32位RISC微处理器70%以上的市场份额^{[32][33]}。

LPC1764系列ARM芯片操作频率高达100MHz，采用3级流水线和哈佛结构，带独立的本地指令和数据总线以及用于外设的低性能的第三条总线，使得代码执行速度高达1.25MIPS/MHz，并包含一个支持随机跳转的内部预取指单元。同时该芯片具备低功耗、低成本、高度集成、外设资源丰富的特点，可简化计算机电路设计，并可支持配置嵌入式实时操作系统内核 μ COS II。

LPC1764 系列 ARM 的外设组件包括 128KB 片内 Flash 程序存储器、32KB 片内 SRAM、8 通道 GPDMA 控制器、4 个 32 位通用定时器、一个 8 通道 12 位 ADC、一个 10 位 DAC、一路电机控制 PWM 输出、一个正交编码器接口、6 路通用 PWM 输出、一个看门狗定时器以及一个独立供电的超低功耗 RTC。还集成了丰富的通信、总线接口资源，包括一个以太网 MAC、一个 USB 2.0 全速接口、4 个 UART 接口、2 路 CAN、2 个 SSP 接口、1 个 SPI 接口、3 个 I2C 接口、2 路 I2S 输入、输出。

ARM 芯片组成及原理框图见图 3.16。

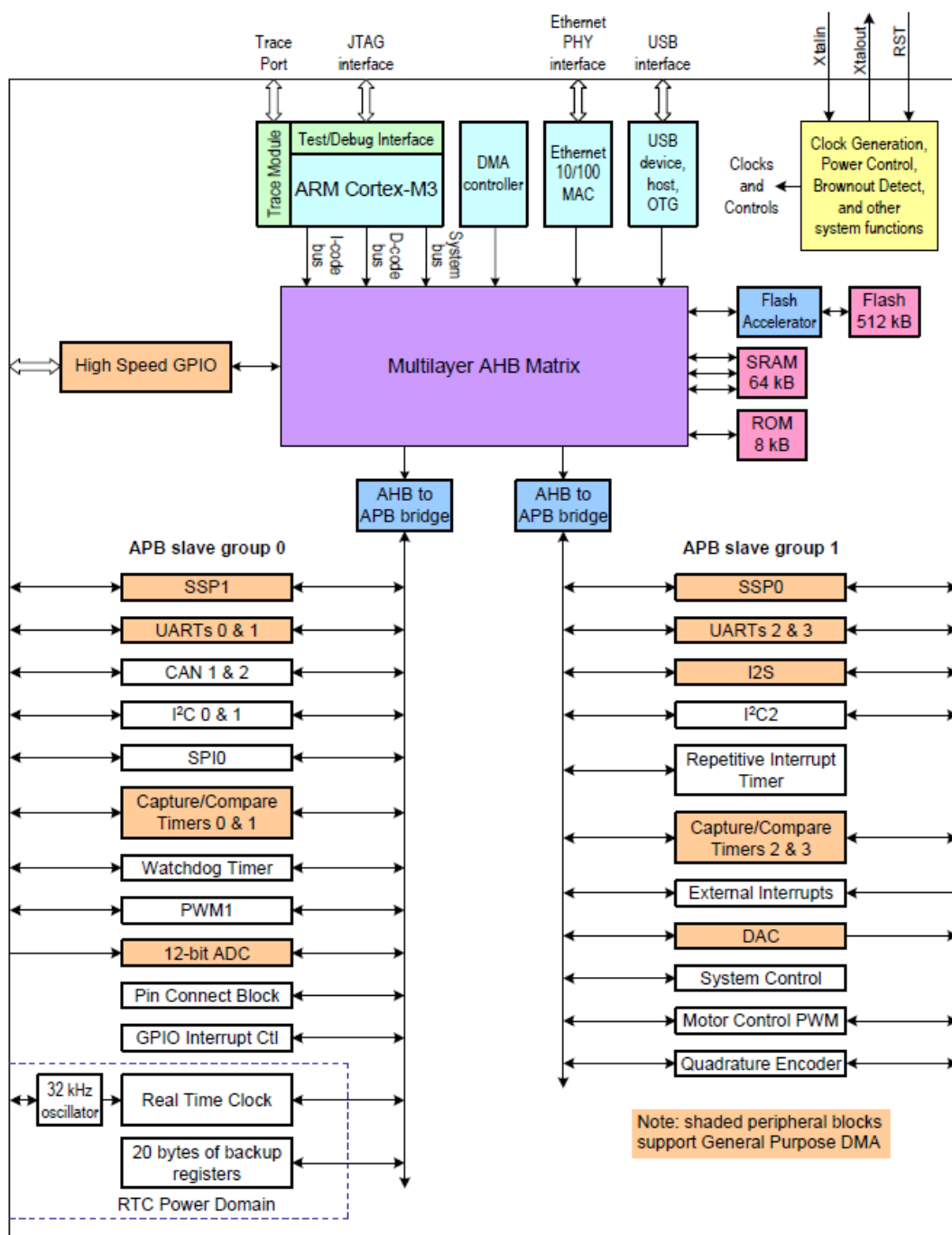


图 3.16 ARM Cortex-M3 芯片框图

其地址分配情况见表 3.3。

表 3.3 地址分配表

功 能		物 理 地 址	说 明
on chip flash		0000,0000 H~0002,0000 H	128kB 程序存储器
Local SRAM		1000,0000 H~1000,4000 H	16kB
boot ROM		1FFF,0000H~1FFF,2000H	8kB
AHB SRAM		2007,C000H~2008,0000H	16kB 未使用
GPIO		2009,C000H~200A,0000H	16kB
APB0 Peripherals	WDT	4000,0000H~4000,4000H	16kB
	TIMER0	4000,4000H~4000,8000H	16kB 转速信号测量
	TIMER1	4000,8000H~4000,C000H	16kB PWM 信号测量
	UART0	4000,C000H~4001,0000H	16kB 串口 0（飞控小遥测）
	UART1	4001,0000H~4001,4000H	16kB 串口 1（泵控通讯）
	PWM1	4001,8000H~4001,C000H	16kB 点火器信号
	SPI	4002,0000H~4002,4000H	16kB 开关管控制
	ADC	4003,4000H~4003,8000H	16kB AD 转换
APB1 Peripherals	UART2	4009,8000H~4009,C000H	16kB 串口 2（遥测）
	UART3	4009,C000H~400A,0000H	16kB 串口 3(起发电机通讯)
	system control	400F,C000H~4010,0000H	16kB 系统控制
AHB peripherals		5000,0000H~5020,0000H	AHB 外设 未使用

3.1.7.2 数据存储

ECU 的计算机电路设计有一片串行闪存（DataFlash），用于将发动机的运行参数按照设定的间隔时间记录下来，实现发动机数据存储（黑匣子）功能。

数据存储采用 ATMEEL 公司的 AT45DB321D 串行 FLASH 芯片，它是新型 FLASH 芯片，数据读写采用串行方式。该芯片具有容量大、读写速度快、外围电路少等诸多优点。存储容量达 32M 位，主存储区有 8192 页，每页容量为 512/528 个字节，3mS 的页写入时间，工作电流仅为 7mA，数据可保持 20 年。

存放在数据存储中的主存数据掉电不会丢失。除了主存以外，AT45DB321D 还有两个容量为 512/528 字节的数据缓存。缓存可以用作主存与外部进行数据交换时的缓冲

区域，也可以暂存一些临时数据。当转移数据从缓冲区到主存（页写入）时，存储器处于忙的状态，但另一个缓冲区可以被读或被写，这就是通过写缓冲区的方式实现的存储连续技术，但此种技术必须处于在页写入时间内而当前的缓冲区还没写满的前提下，也就是说当发动机每包数据为 512 个字节时，写入频率不超过 3mS。图 3.17 示了存储连续实现示意图。

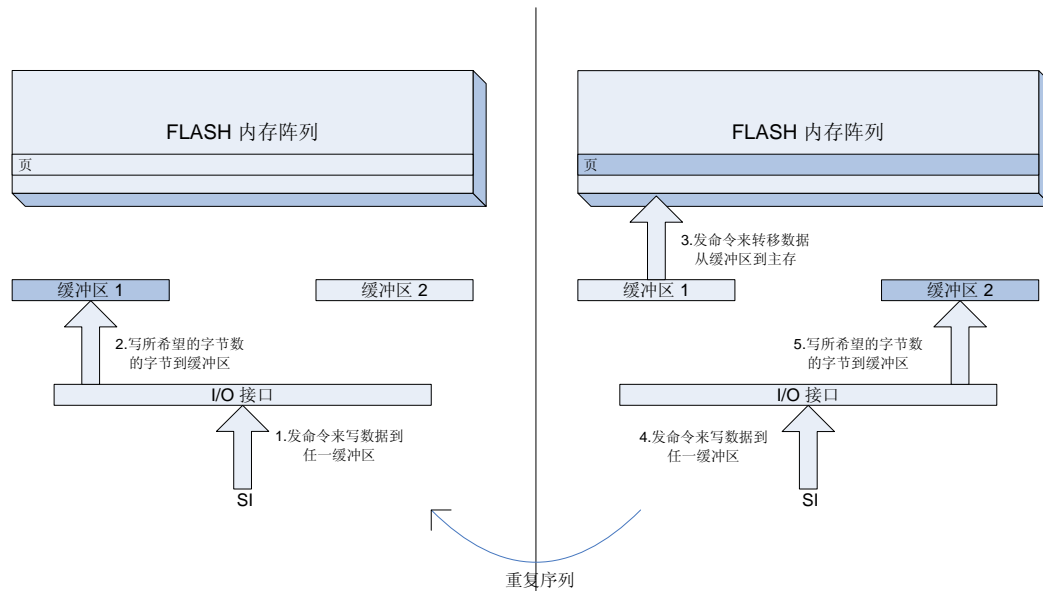


图 3.17 存储连续示意图

3.1.7.3 铁电存储器

计算机电路选用铁电存储器(FRAM)保存发动机实时运行关键数据和系统装订参数。以实现系统特性的在线修订和 ECU 在非正常复位后的自恢复能力，为软件参数装订功能及复位策略提供硬件支持，提升系统可维护性及运行安全性。

非易失性存储器 FRAM 具备以下特性：

- 64Kbit（8192 x 8）容量；
- 高耐久性，无支持限次的读写；
- 高速读写周期，写数据无延迟，可按字节进行写操作；
- 采用先进的高可靠性铁电制造工艺，45~125 年的保存寿命，抵抗磁场电场干扰的能力强；
- 与 CPU 之间采用 SPI 高速串行外设总线接口，总线频率可达 16MHz；
- 低功耗特点，写入功耗仅为 EEPROM 的 1/20，而且具有极低的静态功耗；
- 汽车级 AEC-Q100 标准认证，Grade 1 温度：-40℃~+125℃。

3.1.7.4 串口通讯收发器

硬件电路针对系统的通讯接口需求选用 EXAR 的 SP3203E 作为 RS232 串口通讯收发器，实现 TTL 电平到 232 电平的转换。该收发器具有 3 驱动器/2 接收器结构，可满足 ECU 与上位机、燃油泵的双向通讯及与遥测机的单向发送需求。

选用的 SP3203E 芯片具备以下特性：

- 逻辑选择器(VL)可为固定的逻辑系统设置 TTL 输入/输出电平；
- 满足 EIA/TIA-232-F 标准，工作电源为+3.0V~+5.5V；
- 电源电压可降至+2.7V；
- 最小数据传输速率为 250Kbps(带负载)；
- 通过可调电荷泵来获得稳定的 RS-232 输出，与 Vcc 无关；
- 增强型 ESD 规范：
 - ±15kV 人体放电模式(Human Body Model)；
 - ±15kV IEC1000-4-2 气隙放电(Air Discharge)；
 - ±8kV IEC1000-4-2 接触放电(Contact Discharge)。

3.1.8 硬件电路设计特点

- ECU 内部所需二次电源品种+12V、+5V（数字/模拟）、+3.3V、+1.8V 使用汽车级电源芯片转换实现，具有宽电压适应范围，所有的输出具有短路保护能力；
- 转速信号调理没有使用 f-V 频压转换方式，而是通过 RC 滤波及施密特触发后，经 CPU 定时器捕捉管脚进行频率信号边沿捕捉。软件算法采用计频和计数相组合的方法实现了宽范围内转速信号的精确采集和计量功能；
- CPU 首次选用 ARM 系列芯片——NXP 公司的 LPC1764，该系列芯片以第二代 Cortex-M3 为内核，是为嵌入式系统应用而设计的高性能、低功耗的 32 位微处理器，该芯片集成度高，具有非常丰富的外设端口（尤其是通讯接口）及片上资源，为支持整个系统方案的升级扩展提供了便利；
- 独立的数据存储器，具有发动机数据“黑匣子”功能，将状态参数按照设定的间隔时间记录下来；
- 使用低功耗、无限次读写 FRAM 实现发动机参数装订及实时保存发动机的关键运行数据，以保障非正常（不可抗拒）复位后的自恢复能力，保持系统状态的连续性，提高可靠性；
- ECU 集成印制板安装式微小型测压传感器，有利于系统小型化，同时简化电缆传输，提升电磁兼容性。

3.2 ECU 软件研制

发动机控制软件是 ECU 内部加载的嵌入式应用软件,该软件依托于硬件平台,用于实现发动机全包线范围内的控制解算、燃油调节、状态调整及时序控制。完成硬件底层接口编程、数据采集、通讯处理及应用层核心控制算法、控制规律、控制策略实现。

3.2.1 软件功能

依据系统需求及电子控制单元硬件资源,系统共设计有 16 项应用层软件任务,结合底层接口操作实现 16 项系统功能。

- 自检功能(GN1): ECU 上电后软件组织系统进行内部电路及外部线路的完好性检测,即自检。自检覆盖对片上定时器、串口、flash、片外串行 flash、FRAM 以及各传感器(T4、Pef、P2、n)、开关量输出及 PWM 输入、输出通道以及电池电压的检测。
- 时序控制(GN2): 软件需按控制要求,完成系统火工品、电点火器、电磁阀的时序触发及状态控制;
- 起动供油控制(GN3): 系统起动段采用开环供油控制,软件依据转速测量信号,按预定的开环供油曲线实施供油控制,将预期的电动燃油泵转速经 RS232 串口发送至电动燃油泵驱动控制器;
- 转速闭环控制(GN4): 发动机点火起动成功后,系统进入转速闭环控制阶段,ECU 动态响应上位机或试车台的工况调整指令,转换为发动机目标转速,系统测量转速形成闭环偏差,经偏差整定后获取泵目标转速,驱动燃油泵,从而实现供油调节及发动机物理转速的闭环调整;
- PID 控制计算(GN5): 系统采用工程应用非常成熟可靠的经典 PI 控制算法 $nfp = kp \times (1 + \frac{1}{T_i}) \times \Delta n$, 软件实现采用增量式 PID 算法,并采用一阶前向差分进行离散化处理;
- 润滑停车控制(GN6): 润滑停车用于支持发动机正常停车,收到润滑停车指令后,软件停止向发动机供油,按规定速率下调燃油泵转速直至关断燃油泵。同时:
地面状态: 待发动机降转到 8000rpm 以下后,开启空气阀补气冷却,待排气温度下降到 200℃ 以下时,以 5s 为间隔以最小燃油量间歇供油 2 次,每次持续时间 3s。当排气温度下降到 100℃ 以下,软件控制关闭空气阀。
空中状态: 发动机依靠风车冷却,软件待发动机排气温度下降到 200℃ 以下,以 5s 为间隔以最小燃油量间歇供油 2 次,每次持续时间 3s;
- 紧急停车控制(GN7): 软件收到紧急停车指令,停止向发动机供油,下调并关断燃油泵。同时,若为地面状态,则待发动机降转到 8000rpm 以下后,开启空气阀补气冷却;

- 干起动控制功能(GN8): 软件可独立按照上位机或试车台指令控制发动机实施干起动(冷吹)流程。干起动流程用于发动机地面试验,软件收到干起动指令后,直接控制空气阀开启,吹转发动机,直至指令撤销;
- 湿起动控制功能(GN9): 软件可独立按照上位机后试车台指令可能告知发动机实施湿起动(油路填充及供油系统完好性检测)流程。湿起动流程用于发动机地面试验,软件收到湿起动指令后,首先判读排气温度,若处于 200℃ 以下,则控制空气阀开启,并以 5s 为间隔以最小燃油量间歇供油,每次持续时间 3s,直至指令撤销;
- 极限参数保护(GN10): 软件在发动机起动后实时监测转速信号、排气温度信号及上位机或试车台的系统油门调整指令,按规定策略实施超转保护、超温保护及油门调整速率限制;
- 数据通讯功能(GN11): 软件需完成与三个对象的通讯信息交互,包括与上位机或试车台的双向通讯、与遥测机的单发通讯以及与燃油泵驱动控制器的双向通讯。目前 ECU 的上述三个通讯口全部设计采用 RS232 串口通讯。为保障串口通讯的可靠性,三个串口的波特率均设置为 9600bps,并且采用中断接收方式;
- AD 信号转换处理(GN12):
 软件完成以下 6 路状态参数的采样及平滑处理: 排气温度 T4、进气温度 T1、泵后油压 Pef、压气机后压力 P2、冷端补偿温度 Tb 及电池电压 Volb。采样周期为 20ms,一次 AD 采样过程中软件触发 8 次 A/D 转换,去除最大值和最小值后取平均,实现数字平滑滤波,改善信号品质;
- 转速、PWM 信号接收处理(GN13): 转速信号及 PWM 脉宽调制信号经硬件滤波及施密特触发后分别进入 CPU 定时器捕捉管脚。为兼顾发动机转速信号的宽范围,软件算法采用计频和计周相组合的方法,实现了宽范围内转速信号的精确采集和计量功能;
- 参数装订功能(GN14): 为提升系统的信息化水平及可维护性,系统进行了参数装订功能设计。软件通过通讯口接收待装订数据,校验无误后写入 FRAM 存储器规定地址,供软件读取,从而实现在不更改软件代码的条件下在线更新数据变量。参数装订具备下载和上传双向功能,可为系统带来以下收益:
 提升代码可维护性;
 补偿对象特性及传感器特性散差: 依据试验条件差异、发动机对象差异可在线调整系统的关键参数,如超转限制阈值、超温限制阈值、PID 控制参数等;同时软件通过线性补偿,可在线修正和标定温度及压力传感器的输出特性;
- 数据黑匣子功能(GN15): 软件以 1s 为间隔,周期将发动机系统的关键状态参数顺序写入 dataflash,对系统的运行状态进行备份记录;
- 复位处理(GN16): 系统选用的微处理器提供 4 个复位源,上电复位、掉电检测复位、

外部中断复位和看门狗复位。软件运行过程中，实时将系统的关键输出变量及运行阶段标志写入 FRAM 存储器，软件复位引导运行后，通过 ARM 复位源标志寄存器获取复位源信息，若为非上电复位则按 FRAM 中记录标志和状态控制输出，保持发动机工作的连续性，实现系统在非正常（不可抗拒）复位后的自恢复能力。

3.2.2 软件架构

相对于硬件来说，发动机控制软件具有非常大的灵活裕度，系统控制的对象差异及硬件平台提供的接口资源情况对软件功能及实现框架必然有不同的需求和制约。微发系列发动机控制软件使用了嵌入式实时操作系统（ μ C/OS-II），是基于抢占式的实时多任务内核结构，操作系统依据预先约定的任务优先级以及中断优先级，调度就绪的高优先级任务得到“0”响应时间的执行，而将低优先级任务在资源冲突时暂时挂起，从而保证系统的实时性并且无需程序员关注实时调度算法的运作^{[34][35]}。该软件从层次上划分为 μ C/OS-II 实时内核层，硬件底层以及用户应用层。其中 μ C/OS-II 为应用较为成熟的开源代码，在 2000 年获得了美国联邦航空管理局相关标准认证；硬件底层为软件对于所依托的硬件平台进行的规则描述；应用层为用户针对软件任务要求进行的算法设计、逻辑描述等等。

操作系统依据任务进行调度管理，软件依据系统的 16 功能需求定制了 10 个基于操作系统的应用层任务，并发运行，每个任务划分独立的堆栈区，任务间的同步通过信号量，信息传递通过全局变量和邮箱。任务描述及优先级划分情况见表 3.4。

表 3.4 软件应用层任务分配表

序号	名称	描述	优先级	执行周期
1	TaskStart	启动任务，初始化外围硬件，创建其他应用层任务并控制看门狗。	29	100ms
2	TaskUART0R	装订参数及上位机指令接收。	11	20ms
3	TaskUART0T	反馈指令执行结果及参数装订值。	20	50ms
4	TaskUART1R	燃油泵转速反馈接收任务。	12	20ms
5	TaskUART1T	燃油泵指令转速发送任务。	21	100ms
6	TaskUART2T	遥测发送任务。	23	50ms
7	TaskBeep	发动机主控任务，根据当前发动机状态解算燃油泵指令转速，并进行开关量时序控制。	10	20ms
8	TaskADC	数据采集、平滑滤波任务。	13	20ms
9	TaskDELT	折合电压控制任务。	14	1s
10	TaskSPI0	定时向 AT45DB321 写入发动机信息。	18	200ms

软件的主流程及发动机主控任务流程分别见图 3.18、3.19。

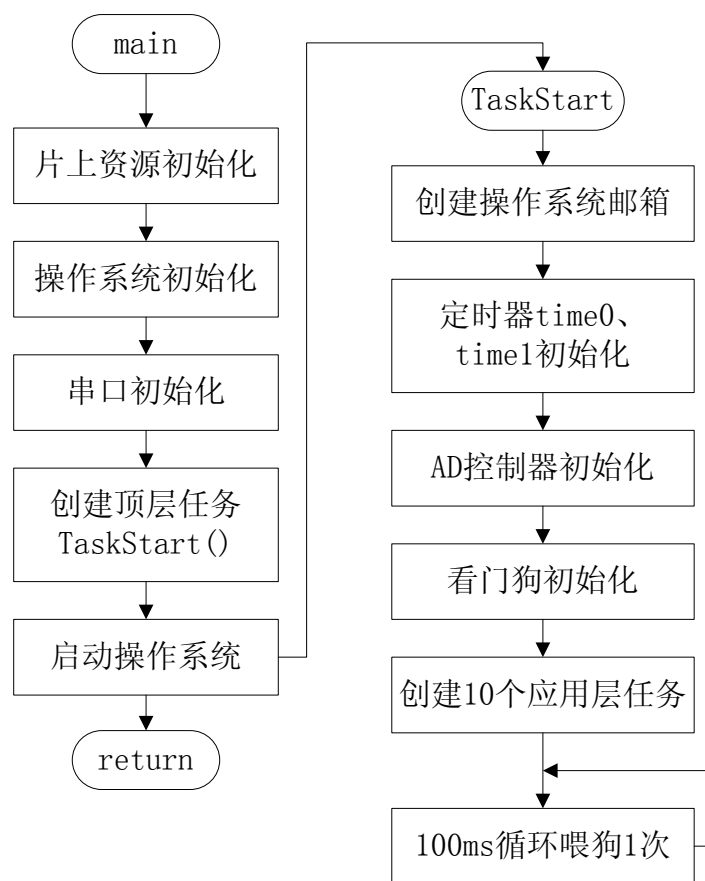


图 3.18 软件主流程

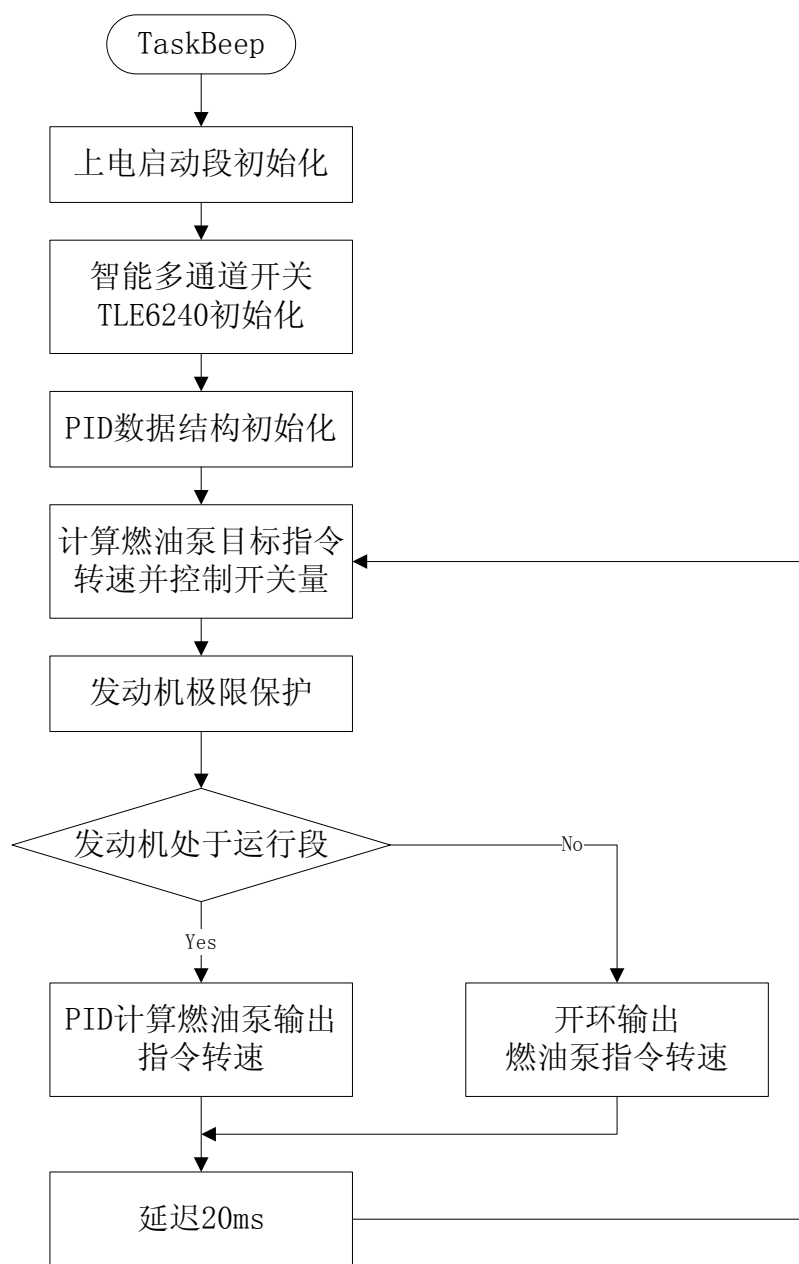


图 3.19 系统主控任务流程

3.2.3 软件设计特点

微型涡喷发动机控制软件最大的设计特点就是在嵌入式软件开发中应用了小型实时操作系统内核^[36]。该嵌入式实时操作系统虽然并非由于系统的实时性需求而引入，但在应用以至后续的维护过程中还是给本课题设计带来一些收益。实时操作系统在嵌入式软件的应用为软件的整体运行和调度架构提供了新思路。与目前弹用嵌入式软件普遍应用的前后台系统的带中断时间片轮转调度有明显不同， $\mu\text{C}/\text{OS-II}$ 是一个基于抢占式的实

时多任务内核，它总是运行就绪条件下优先级最高的任务，并且具备以下主要特点：

- 可移植性：由于对 CPU 的约束仅限于具有堆栈指针及堆栈操作指令，因此可在绝大多数微处理器、DSP 上运行^[37]；
- 可剥夺性： $\mu\text{C}/\text{OS-II}$ 是完全可剥夺内核，最高优先级的任务一旦就绪，当前运行的任务即被挂起，CPU 的使用权转交高优先级任务，因此任务切换带来的时延窗口很小；
- 多任务：最多可执行 56 个应用级任务，每个任务都是整个应用的一部分，须被赋予不同的优先级，拥有独立的栈空间；
- 中断管理： $\mu\text{C}/\text{OS-II}$ 提供了完备的中断管理机制，与前/后台系统及不可剥夺内核系统不同，其完成 ISR 处理后，其既不返回到后台程序，也不返回到被中断任务，而是进入就绪态的优先级最高任务开始运行。

3.3 本章小结

本章依据系统方案分解形成电子控制单元软、硬件功能及接口需求，针对该需求，论述了硬件电路设计实现及软件核心架构和流程。硬件设计选用 Cortex-M3 为内核的 ARM 系列芯片为核心处理器，将电子控制单元硬件划分为二次电源模块、计算机电路模块、新号调理模块、开关量输入处理/输出驱动模块等，应用电路计算及电路仿真技术实现了上述电路设计及仿真验证。软件应用了 $\mu\text{C}/\text{OS-II}$ 嵌入式实时内核，设计规划了 16 项系统功能、10 项操作系统应用任务。通过软、硬件协同及多个智能芯片的使用成功实现了高度集成化、智能化、小型化 ECU 的采集、驱动级控制功能。

第 4 章 发动机数字控制系统控制规律设计及仿真验证

4.1 控制规律设计

4.1.1 起动控制规律设计

系统对发动机起动过程采用开环控制。涡轮发动机的起动（加速）过程普遍采用以下控制规律之一：

$$\text{固定时间程序供油: } q_{mf} = f(t) \quad (4-1)$$

$$\text{转速函数供油: } q_{mf} = f(n) \quad (4-2)$$

$$\text{适当油气比供油: } q_{mf} / p_2^* = f(n) \quad (4-3)$$

由于 P_2^* （压气机后总压）可较为精确的反映发动机空气流量，因此式 $q_{mf} / p_2^* = f(n)$ 是一种依据发动机转速状态及进气量合理供油的一种起动控制规律。但是考虑到目前需求的微型涡喷发动机起动包线较窄，因此适当油气比供油规律作为后续技术储备。另外，考虑到微型发动机对于燃油的响应更为敏感，固定时序供油无法满足平稳可靠起动，因此引入发动机状态参数，选用转速函数供油方案 $q_{mf} = f(n)$ 。

对于微发系统来说，选用电机转速作为燃油流量的线性映射量，按转速函数的供油规律的起动控制原理框图见图 4.1。

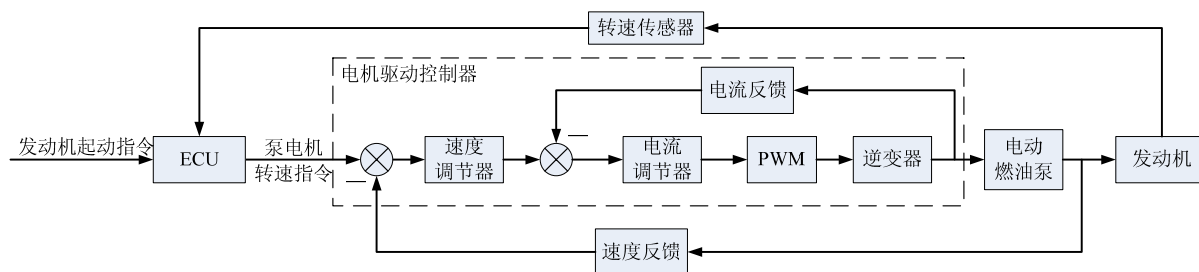


图 4.1 起动控制原理框图

微型涡喷发动机的可靠点火起动控制是系统要解决的关键技术之一。除起动过程的供油量控制外，点火起动过程还涉及到点火系统、油路系统、气路系统的相关开关量控制。特别是采用蒸发管式燃烧室的发动机，其主环燃油基本呈束状射流，无法直接点燃，需要使用附加燃料预热燃烧室为燃油雾化创造条件。目前微发领域较为普遍使用的是丙烷气预热点火，丙烷气的供气方式以及其与主燃油的接力控制也是影响点火起动过程的重要因素。综合考虑上述因素并参考国内外微型发动机点火起动过程，依据对象发动机起动特性摸底试验情况整合得出某微型涡喷发动机地面起动时序控制流程如图 4.2 所示，开环供油流程如图 4.3 所示。

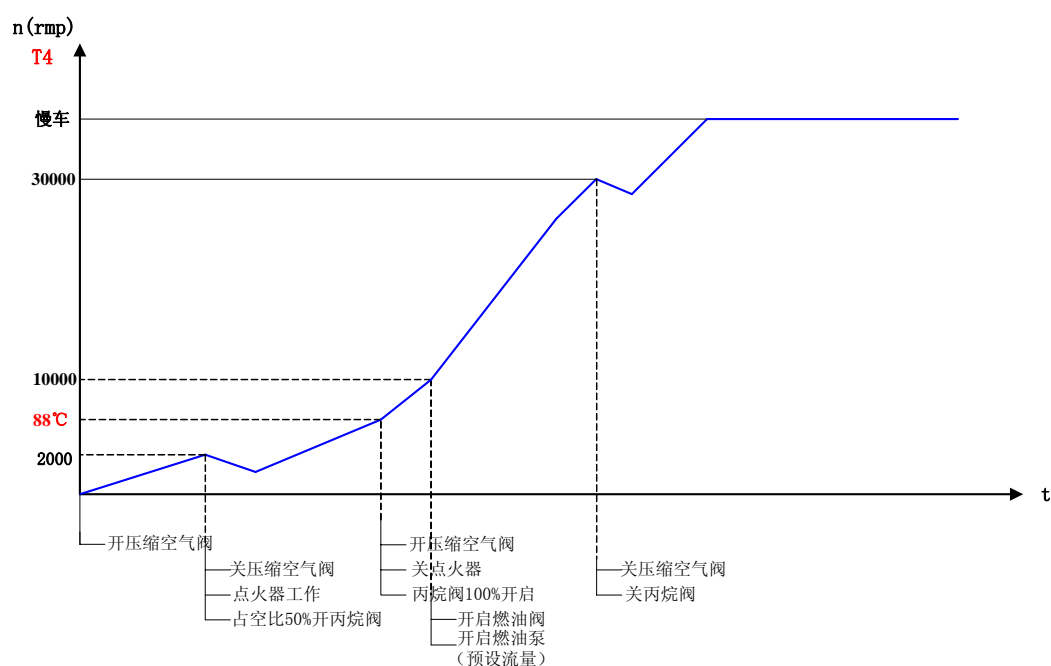


图 4.2 地面起动时序控制流程

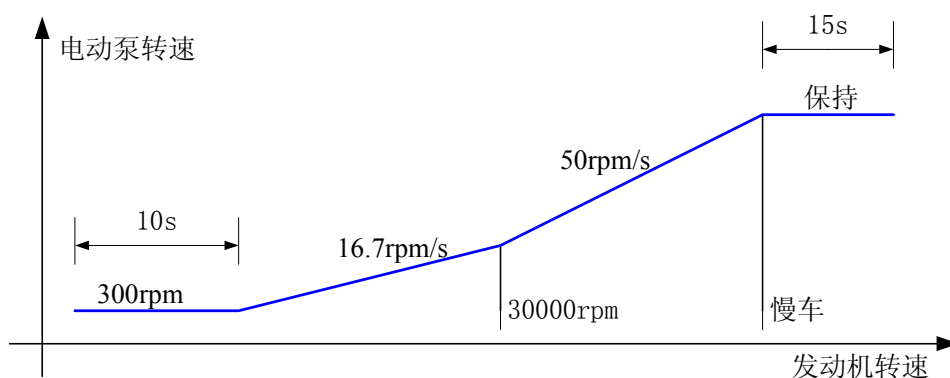


图 4.3 开环供油流程

4.1.2 稳态控制规律设计

系统稳态过程采用闭环控制，控制目标可选用等物理转速控制、等折合转速控制以及等 P2 压力控制。采用不同的控制规律发动机共同工作点随飞行条件变化的情况有所差异。在等物理转速控制规律下，若飞行条件或外界扰动等因素造成发动机进气总温较低，则可能导致共同工作点进入不稳定区域。因此从控制角度来讲采用等折合转速控制规律更为合理^[38]。但此控制规律由于需引入两个传感器信号，ECU 还需进行温度信号的开方处理，因此相对复杂，可靠性有所降低。因此，系统稳态过程首选等物理转速控制规律，若难以满足全包线内的稳定控制，则考虑采用等折合转速控制规律。等 P2 控

制规律在美国 Sundstrand 公司研发的 TJ-90 微型发动机上有应用先例，可在系统缺省转速传感器的情况下借鉴应用。

4.1.3 稳态控制与起动控制的切换

一般可考虑采用不同通道控制输出的高低选策略，按数学方法进行裁决，此种方法的缺点是发动机及环境散差可能导致控制规律的反复切换。也可按照系统的状态量（比如转速）直接切换，但应充分考虑切换过渡过程系统的摄动问题。微发控制系统采用的切换方法是：发动机一旦达到慢车转速，则保持当前燃油泵电机转速，持续 5s 后退出开环控制，进入闭环控制阶段，并不再跳出闭环控制。发动机慢车转速可基于以下原则确定：

高于自维持转速，以保证压气机有足够的稳定裕度；

排气温度不高于规定值；

满足飞行器总体需求的最小推力；

目前发动机地面慢车转速暂定为 $40\%n_{\max}$ （ n_{\max} ——发动机最大物理转速）。

4.1.4 加、减速控制

系统不再独立设计加、减速控制规律，当油门指令调整时，直接按闭环控制响应系统偏差。通过 ECU 软件设计对油门调整速率的限制策略，以确保过渡过程不失稳、不超温。

4.1.5 停车冷却及润滑控制

系列微型涡喷发动机可能应用于小型无人机，因此整个系统需考虑可回收性，发动机系统需进行停车冷却及润滑控制。

ECU 收到来自飞行控制器的发动机润滑停车指令后，按一定速率下拉泵转速到最小，电机驱动控制器控制电机停转。在发动机降转到规定转速同时排气温度低于规定温度后按一定时序间歇供油若干次，以供发动机润滑冷却。若为地面状态则在发动机降转到规定转速后开启空气阀直至排气温度降到规定阈值以下；若为飞行状态，则在供油润滑后依赖风车继续进行引气冷却。

另外，系统还支持和响应另一种停车指令——紧急停车。紧急停车用于应急状态下的停车，其与润滑停车的区别在于紧急停车不再进行供油润滑。

4.1.6 极限参数限制

4.1.6.1 物理转速限制

为避免飞行器指令误发或等折合转速控制过程中进气温度大幅度偏离导致的物理

转速超出正常约束范围，系统对发动机物理转速进行限制，并上报系统超转信息：

发动机转速超出 96000rpm，并持续 2s，则启动紧急停车模块。

4.1.6.2 T4 温度限制

系统内不单独增加等 T4 控制规律与等转速规律进行组合控制。而是采用油门保持或下拉的方式避免系统超温^{[39][40]}，使系统退出超温边界，运行在安全范围。T4 限制阈值为起动过程 $T_4 \geq 1000\text{ }^{\circ}\text{C}$ ；稳态过程及加减速过程 $T_4 \geq 800\text{ }^{\circ}\text{C}$ 。

T4 限制策略如下：

系统起动过程中，若 T4 超限持续 3s，则判超温，启动紧急停车模块；

系统在切入闭环后，若 T4 超限持续 5s，则判超温，软件按 50rpm/s 下调泵转速，直至 T4 低于限制值 10℃，退出温度限制策略，并以当前周期的发动机转速作为后续飞控油门指令的最大限制。此策略可在发动机大推力工况超温的情况下，自主下调发动机状态，确保发动机退出超温边界后仍可正常运行，并提供推力。

4.1.6.3 指令速度限制

系统对油门指令的调节速度进行限制，当处理后的指令调节速度（绝对值）大于 10%/s（0%对应慢车，100%对应最大转速）时，限制以该速度调整发动机目标转速；

同时对燃油泵电机指令转速进行限制，以确保执行机构及发动机工作安全。

4.2 闭环控制算法设计

系统闭环控制原理框图见图 4.4。其中 ECU 内部转速大闭环控制选用 PID 算法。油门控制指令 alfa 为飞行控制器经通讯口或以 PWM 信号形式发出。从系统方案及系统的闭环控制原理框图都可以看出系统实际上构成了发动机对象与电动燃油泵对象的串级控制。其中发动机控制依赖霍尔转速传感器反馈构成转速外闭环，电动燃油泵依赖电机内部的霍尔器件反馈构成泵转速内闭环。通过外闭环与内闭环两个回路的串级控制，可将供油执行机构的干扰在内回路中加以抑制，削弱对发动机对象的影响，并提高整个系统的响应速度。

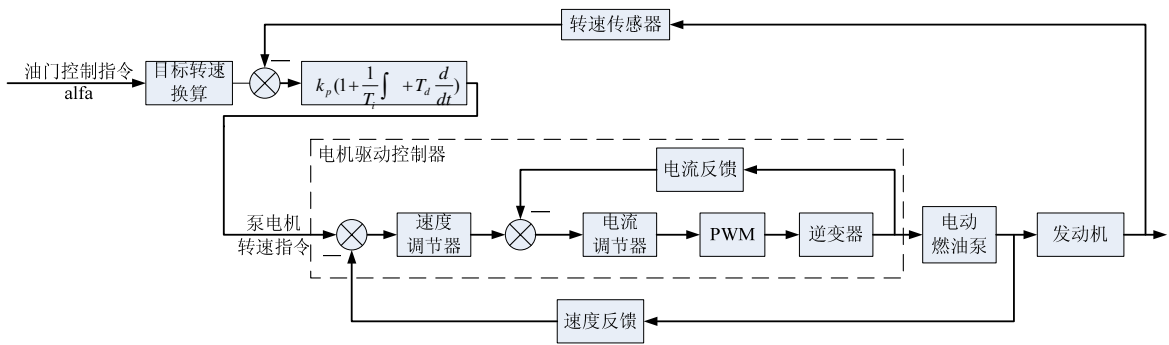


图 4.4 系统闭环控制原理框图

系统采用增量式 PID 算法^[41]，具体的算法参数依据仿真结果进行选取和整定^[42]：

$$\Delta u(k) = kp(1 + \frac{T}{T_i} + \frac{T_d}{T})e(k) - kp(1 + \frac{2T_d}{T})e(k-1) + kp\frac{T_d}{T}e(k-2) \quad (4-4)$$

$$u(k) = u(k-1) + \Delta u(k) \quad (4-5)$$

其中：Kp——比例系数；

Ti——积分时间常数；

Td——微分时间常数；

T——控制周期。

4.3 对象建模

为实现系统的控制算法设计、参数初步确定及仿真优化，需对系统的控制对象及执行机构进行数学描述。由图 4.4 可见，微发系统的控制算法设计需获取发动机对象模型、电动燃油泵对象模型、泵控制模型、以及反馈测量通道的两型霍尔器件模型。其中，两型霍尔器件为简化起见，忽略其动态特性，直接按 1:1 比例测量处理。

4.3.1 发动机模型辨识

应用平衡流形方法^{[43][44]}，进行慢车以上发动机非线性动态建模，并使用当时较为有限的可用试车数据完成平衡流形展开模型的参数辨识。

模型结构：

将微型涡喷发动机动态过程描述为：

$$\dot{n} = f(n, q_{mf}) \quad (4-6)$$

平衡流形集合为：

$$\{(n_e, q_{mfe}) | f(n_e, q_{mfe}) = 0\} \quad (4-7)$$

其中， n 为转速， q_{mf} 为喷嘴环燃油流量， (n_e, q_{mfe}) 为稳态点集合。

将动态描述方程进行泰勒展开，舍去高阶项^[45]，得到：

$$\dot{n} = \frac{\partial f}{\partial n} \cdot \Delta n + \frac{\partial f}{\partial q_{mf}} \cdot \Delta q_{mf} \quad (4-8)$$

选择 n 为调度变量，将偏导数项及平衡流形用关于调度变量 n 的多项式进行拟合，得到：

$$\dot{n} = g1(n_e) \cdot (n - n_e) + g2(n_e) \cdot (q_{mf} - q_{mfe}(n_e)) \quad (4-9)$$

其中, $g1(n_e)$, $g2(n_e)$ 及 $q_{mfe}(n_e)$ 为多项式。

$$\text{假设} \quad \frac{\partial f}{\partial n} = g1(n_e) = \sum_{i=0}^{n1} k_i n_e^i \quad (4-10)$$

$$\frac{\partial f}{\partial q_{mf}} = g2(n_e) = \sum_{i=0}^{n2} b_i n_e^i \quad (4-11)$$

$$q_{mfe}(n_e) = \sum_{i=0}^m a_i n_e^i \quad (4-12)$$

则平衡流形发动机模型的动态方程描述为:

$$\begin{pmatrix} n_e^{n1} \Delta n & \cdots & n_e \Delta n & \Delta n & n_e^{n2} \Delta q_{mf} & \cdots & n_e \Delta q_{mf} & \Delta q_{mf} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} k_{n1} \\ \vdots \\ k_1 \\ k_0 \\ b_{n2} \\ \vdots \\ b_1 \\ b_0 \end{pmatrix} = \dot{n} \quad (4-13)$$

将经平滑滤波等处理后的试验数据序列与平衡流形按法平面映射的规则计算可获取试验过程中最接近平衡流形点的调度变量序列。从而平衡流形建模过程转化为 $m+1$ 个静态参数的拟合及 $(n1+1+n2+1)$ 个动态参数的辨识问题。

辨识结果与试验数据对比情况见图 4.5。该辨识模型可用于控制系统算法仿真设计。

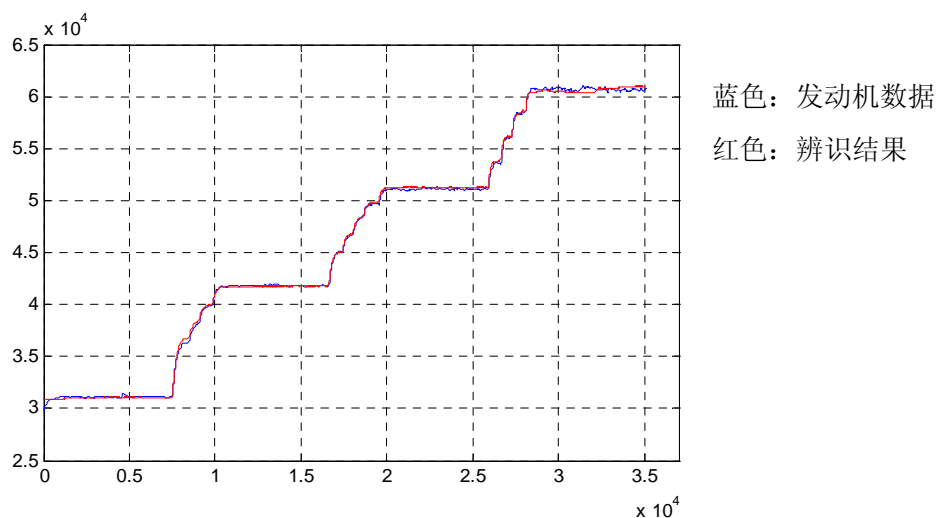


图 4.5 发动机辨识结果对比曲线

4.3.2 电动燃油泵建模

电动燃油泵及其电机驱动控制器采用 DSP 为计算核心，以高精度霍尔传感器作为速度反馈元件，实现速度控制。同时为提高电机的响应速度，以高精度取样电阻作为电流反馈元件，构成内层电流环控制，以便在速度调节进入饱和后，通过电流环快速驱动电机加、减速。泵系统自身构成速度环和电流环的双闭环控制，可依据通讯指令实现泵转速的快速、准确调节，从而使泵系统成为大系统的一个分布式智能执行机构。泵系统控制框图见图 4.6。

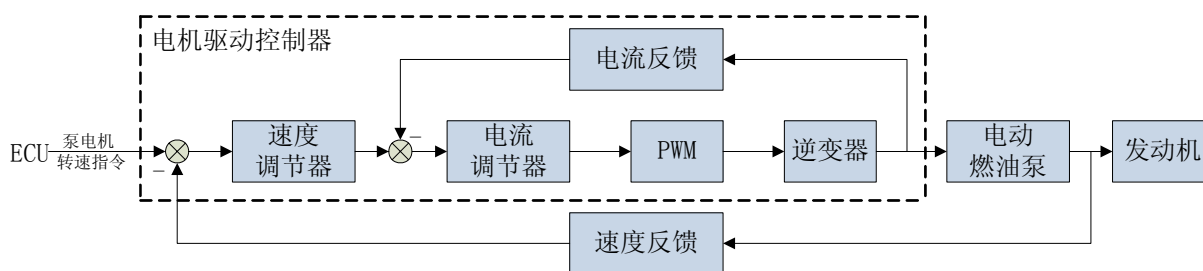


图 4.6 电动燃油泵控制框图

由于电动燃油泵及其驱动控制器为委托外协研制，暂时无法获取典型设计参数及算法参数，因此可将其按黑箱处理，通过综合的外部特性进行静态拟合及动态辨识^[46]。

流量特性静态模型：

齿轮泵的实际供油量与泵转速及泵效率分别呈正比关系 $q_{mf} = n \times q_L \times \eta$ 。其中， n 为泵（电机）转速； q_L 为齿轮泵每转排量； η 为泵效率。齿轮泵效率取决于齿轮间隙及泵负载。由于发动机工作过程中，受燃烧室反压影响，泵出口压力是动态变化的，要精确获取燃油泵的供油量，除泵转速的主要影响外，必须引入状态参数 P_{ef} ，即泵后油压。因此，齿轮泵的流量特性模型可用以下公式描述：

$$q_{mf} = f(n_{fp}, p_{ef}) = c1 * n_{fp} - c2 * p_{ef} + c3 \quad (4-14)$$

应用线性回归算法及泵的特性数据，可直接获取齿轮泵的流量特性参数 $c1$ 、 $c2$ 、 $c3$ 。该模型输出结果与部件试验数据的对比情况见图 4.7。

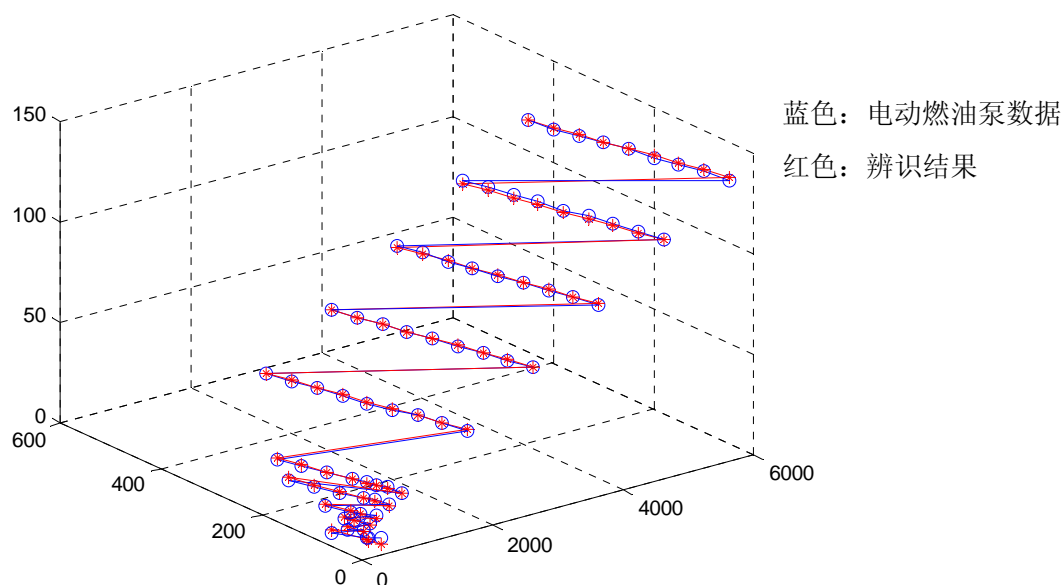


图 4.7 燃油泵流量特性拟合对比结果

将电机及其驱动控制整体按惯性加纯滞后环节处理,得到电动燃油泵的整体模型如图 4.8:

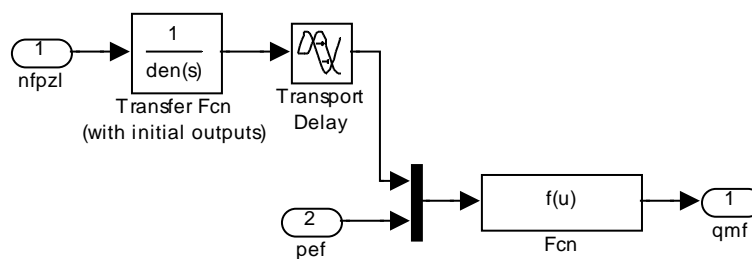


图 4.8 电动燃油泵仿真模型

4.3.3 控制系统仿真

将发动机、燃油泵封装成子系统，得到控制系统仿真^{[47][48]}简化模型如图 4.9。依据该模型，对系统大闭环 PID 控制参数进行了整定，系统仿真输出结果见曲线 4.10。使用该组参数控制发动机闭环工作获得一次成功。

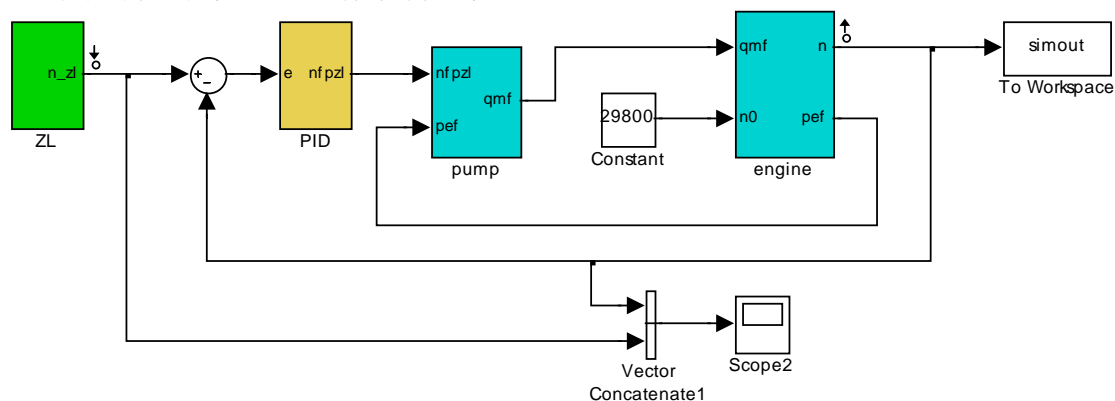


图 4.9 系统 simulink 仿真模型

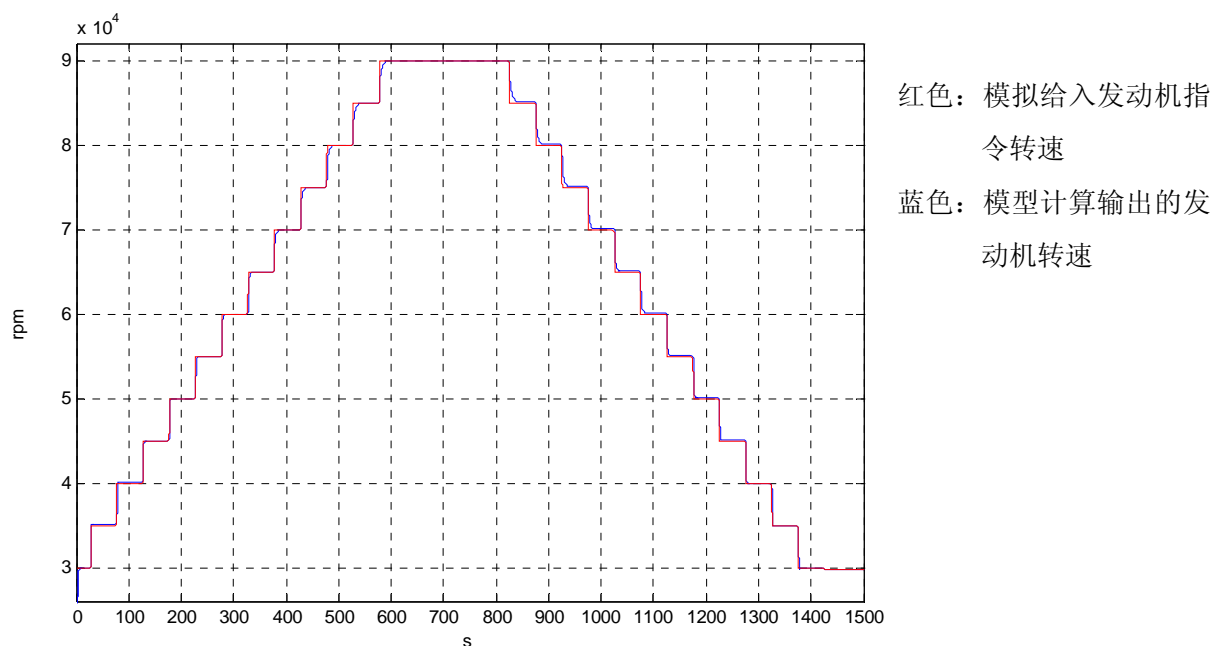


图 4.10 仿真输出曲线

4.4 本章小结

本章设计论证了系统的起动、加减速及稳态调节计划，针对微发的特点提出超转、超温、指令调节超速等限制策略及停车润滑控制策略。运用平衡流形辨识算法及线性回归方法解决了发动机及电动燃油泵的黑箱模型问题。选用工程应用广泛的 PI 控制算法，应用依据上述辨识结果搭建的系统控制仿真模型，开展了算法参数的整定工作。仿真优化结果表明，系统稳定，动、静态指标满足要求。

第5章 数字控制系统的最小实现及试验验证

5.1 数字控制系统最小实现

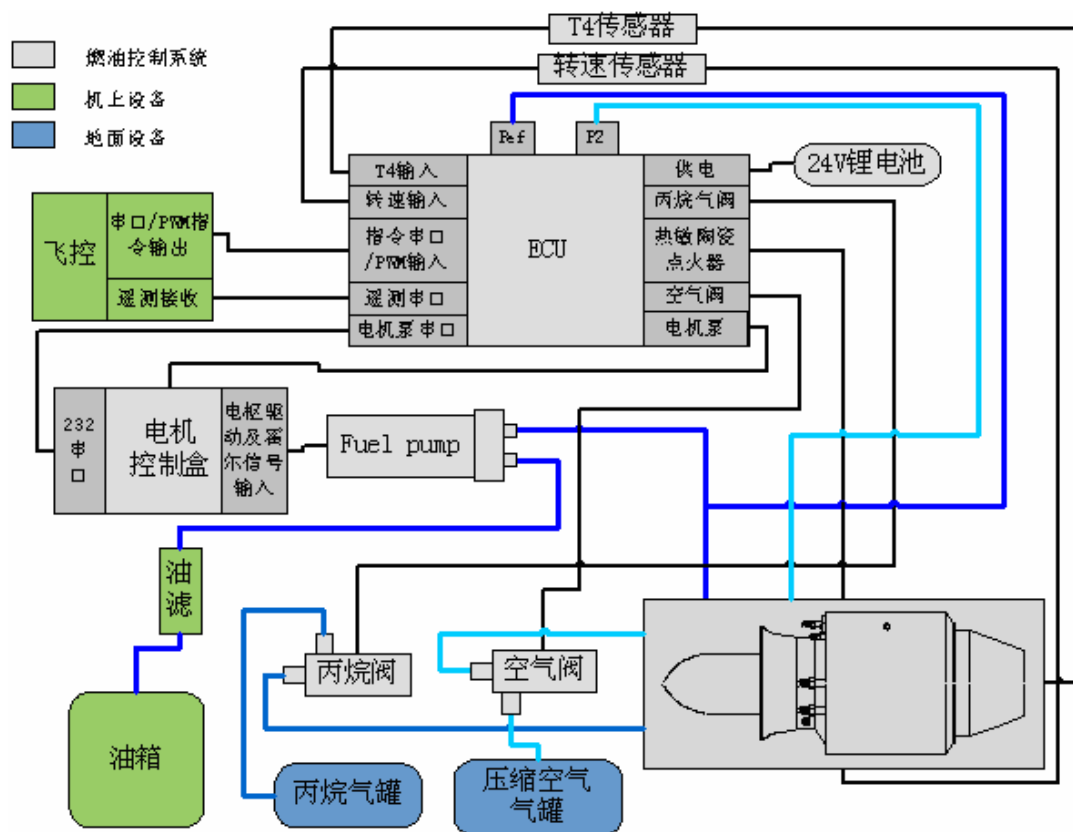


图 5.1 某微型涡喷发动机控制系统最小实现

以前述系统设计为基础，针对靶机应用平台完成了某微型涡喷发动机控制系统的产品实现，系统构成及接口关系如图 5.1。该系统实现依据应用背景定制，突出数字化、小型化、低成本的技术特征，适用于地面起动的微型涡喷发动机使用。其中，ECU、电动燃油泵及其驱动控制器的外形如图 5.2~图 5.5 所示。



图 5.2 ECU 产品实物照片



图 5.3 ECU 电路板实物外观

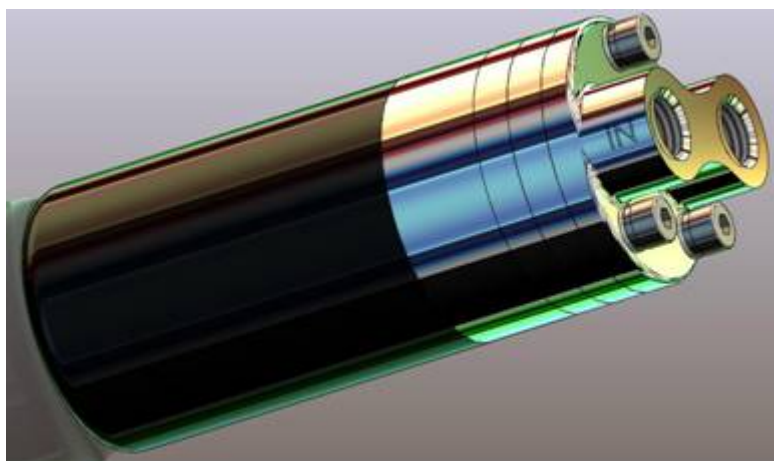


图 5.4 电动燃油泵三维造型

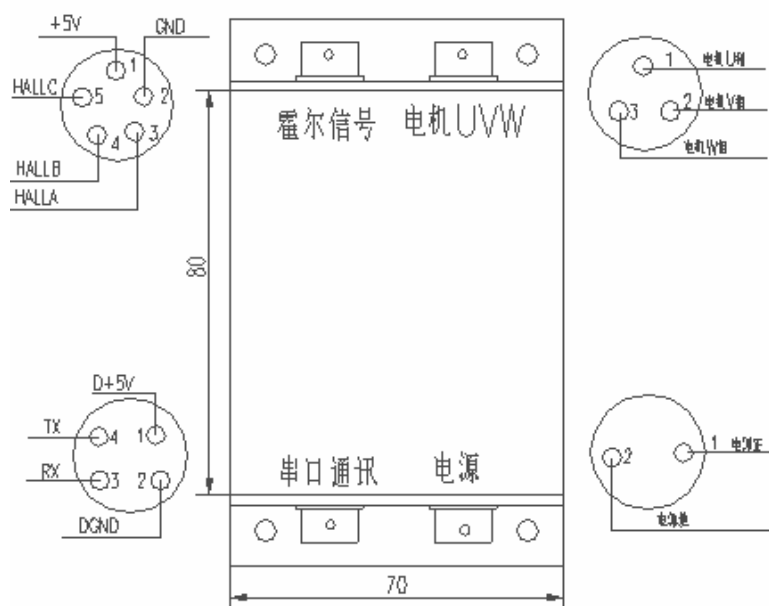


图 5.5 电机驱动控制器外形

5.2 数字控制系统上位机设计

为配合微型涡喷发动机数字控制系统设计，解决研制过程中的测试、验证问题，开发了便捷式微型涡喷发动机综合检测设备，完成上位系统设计。该检测设备 4 大独立功能：

- 发动机试车控制，数据采集功能；
- ECU 测试，外负载信号模拟功能；
- ECU 参数装订功能；
- 电动燃油泵控制及状态监测功能。

针对不同的测试对象，可选择匹配串口通道及串口波特率，实时更新显示状态量及状态曲线，对关键状态量进行超限报警。并且可生成当前测试的报表，内容包含测试/试验名称，产品编号，测试日期等。

5.2.1 发动机试车控制、数据采集功能

上位机系统可模拟飞行控制器发送 PWM 指令信号或经串口发送通讯指令信号，控制发动机起动、停车、油门调节，同时采集 ECU 反馈的数字信息。发动机试车控制及数据采集界面如图 5.6 所示。



图 5.6 发动机试车控制及数据采集界面

5.2.2 ECU 测试及负载模拟功能

上位机系统可模拟 ECU 外部负载及频率、脉宽调制信号源，以实现对其的全面测试，测试界面如图 5.7 所示。

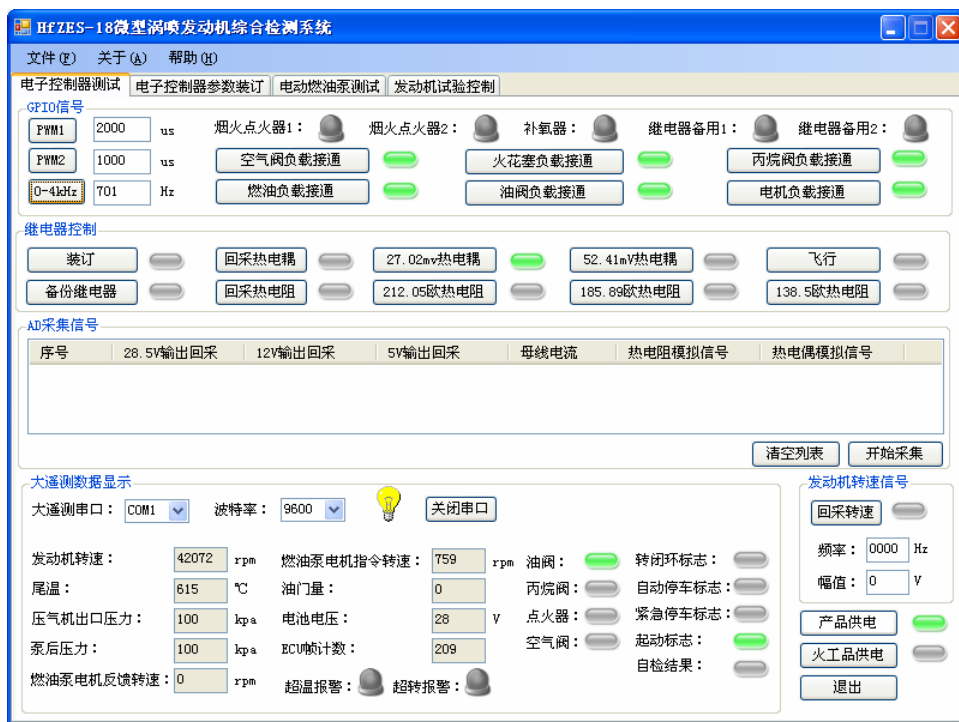


图 5.7 ECU 测试界面

5.2.3 ECU 参数装订功能

上位机系统经串口实现 ECU 装订参数的读写功能。参数装订界面如图 5.8 所示。



图 5.8 ECU 参数装订界面

5.2.4 电动燃油泵控制及状态监测功能

上位机系统可模拟 ECU 实现与电动燃油泵驱动控制器的双向信息交互，发送电动燃油泵转速控制指令，接收并显示燃油泵反馈状态信息，实现电动燃油泵产品的检测。测试界面如图 5.9 所示。



图 5.9 电动燃油泵测试界面

5.3 系统试验验证

某微型涡喷发动机数字控制系统已完成了产品的调试、测试，并搭载发动机成功完成了地面及自由射流考核验证。发动机自由射流试验的全程试验曲线见图 5.10，图 5.11、图 5.12、图 5.13 分别为发动机转速闭环控制对比曲线、电动燃油泵转速闭环控制对比曲线及其起动段放大图。试验结果表明，系统实现了预定控制功能，发动机控制效果良好，系统稳定性、稳态精度及过渡态特性均达到系统预定效果和指标要求。

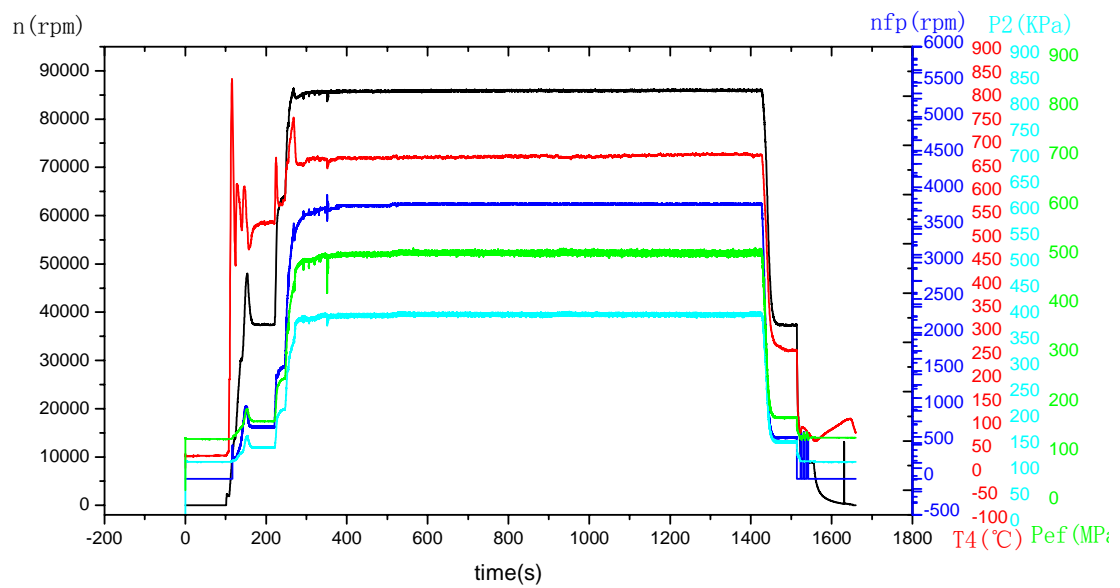
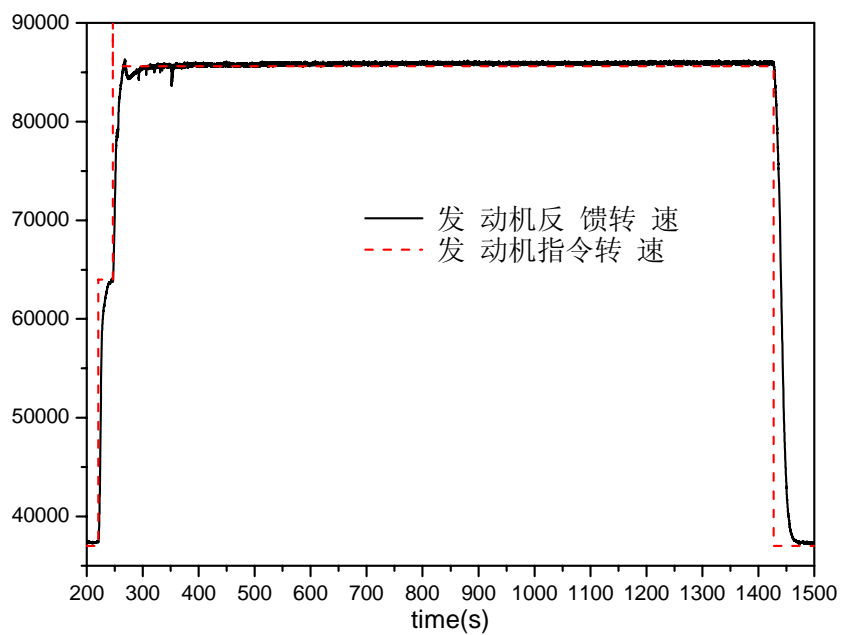
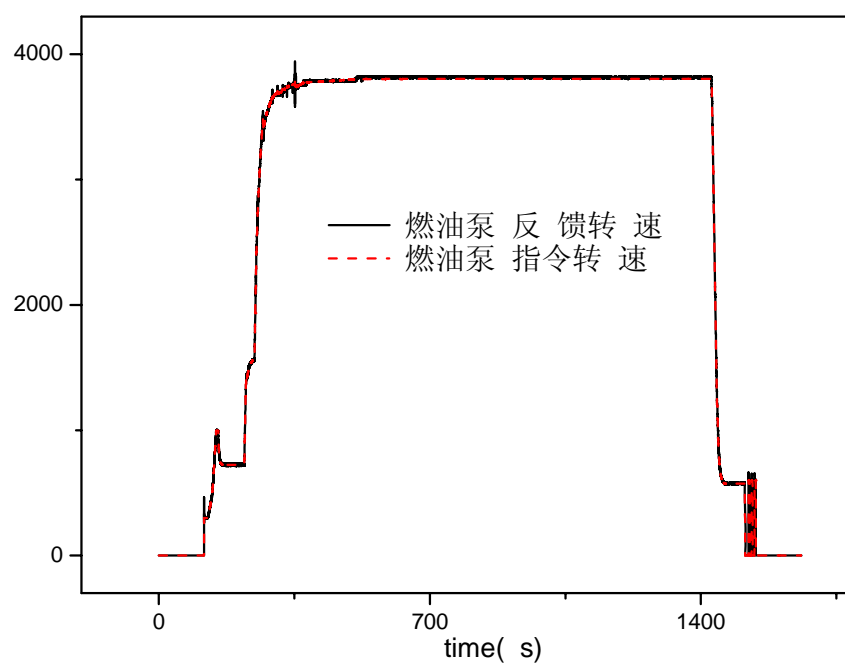


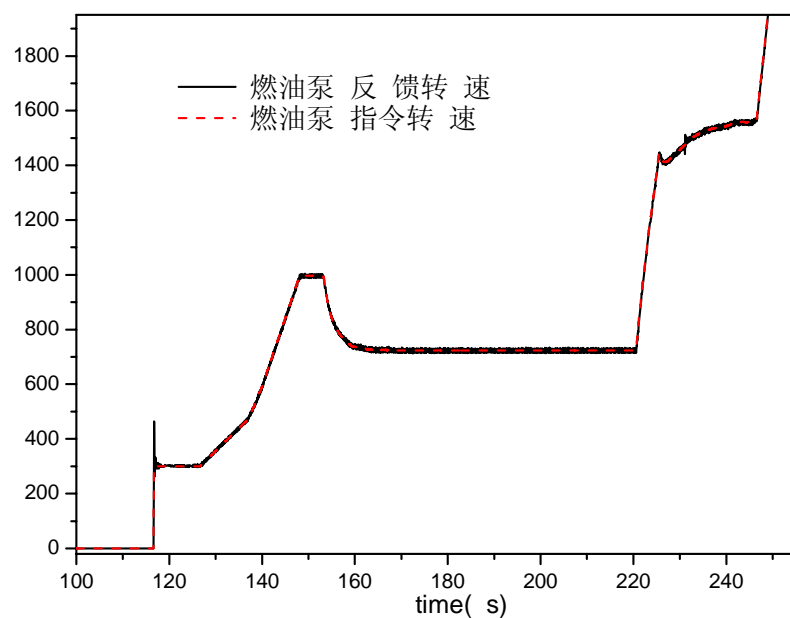
图 5.10 某微型涡喷发动机自由射流试验数据曲线



5.11 某微型涡喷发动机自由射流试验转速闭环控制对比曲线



5.12 某微型涡喷发动机自由射流试验燃油泵转速闭环控制对比曲线



5.13 燃油泵转速闭环开环段供油放大图

5.4 本章小结

依据前述理论分析及设计工作，开展了某适用于地面起动的微型发动机最小系统的

工程实现，并设计开发了配套上位系统，可用于系统的参数装订、状态监控、试车控制及部件测试。使用该上位系统对课题实现的软、硬件样机产品进行了发动机试车验证，结果表明，系统设计实现了预期目标，系统稳定性、准确性、及快速性达到了工程应用水平。

结 论

本课题依托某微小型涡喷发动机预研项目,开展了微型涡喷发动机数字控制系统的基础性研究、框架搭建、软硬件设计、仿真研究及工程实现。具体完成了以下工作:

1. 分析微型涡喷发动机对象系统的特点及系统设计关键技术,依据微型涡喷发动机的应用背景、系统功能需求及性能指标要求,提出了微型涡喷发动机数字控制系统构成方案。

2. 针对系统方案及外设情况,开展了核心数字控制单元的软、硬件设计工作。硬件系统选用 Cortex-M3 系列 ARM 芯片为核心处理器,通过器件选型、电路原理计算实现了硬件电路设计,并通过电路仿真,优化了电路参数;软件设计应用了 μ C/OS II 实时操作系统内核,规划了 16 项系统功能和 10 项操作系统任务,各任务间高内聚、低耦合,运用结构化编程技术,提升了软件的可靠性和可维护性。通过软、硬件协同工作,实现了嵌入式数字核心的采集、驱动、控制功能,同时充分利用系统资源及数字处理能力,强化了系统的内建测试能力、故障监测能力、参数装订及在线修正能力。

3. 针对对象特点,进行了系统控制规律及控制策略设计。包括稳态及过渡态控制规律、发动机极限状态保护策略等。

4. 利用数据辨识技术解决系统的黑箱模型问题;应用平衡流型算法及发动机试车数据实现了发动机非线性模型辨识,同时基于部件特性解析及试验数据拟合获取了电动燃油泵的数学模型。应用 Matlab 的 simulink 仿真平台,对系统的动态过程进行了数字仿真,实现了控制参数的整定和优化,并使用 simulink 的线性分析工具验证了系统的频域稳定性。

5. 以某型涡喷发动机研制项目为背景完成了数字控制系统的工程实现,并同步配套设计完成上位系统设计。应用上位机系统进行了微型涡喷发动机数字控制系统的测试及试验验证工作,实现微型发动机的点火、起动、巡航控制、极限参数保护及停车等规定功能。

通过本论文研究及工程实践为微型涡喷发动机的研制搭建了系列化的数字控制系统基础平台,应用该平台可进一步深入开展微型发动机的相关研究,为后续的系统设计、研制奠定了技术基础。同时,论文中系统硬件设计的分布式架构、低成本、小型化、高性能的设计思路以及基于实时操作系统内核的软件开发思路可为同类系统开发提供有益参考。

参考文献

- [1] 方昌德等. 世界航空发动机手册. 航空工业出版社, 1996
- [2] Seemann,R.J.,etc. Integrated of Fire Control. Flight Control &Propul si on Control Systems. AD/A 135166
- [3] Shrider Adibhalta. Propulsion issues in design of intergrated flight and proulsion control system. AIAA 94-361
- [4] R.H.Smith, J.D.Chisholm, J.F.Stewart, Optimizing Aircraft Performance with Adaptive Intergrated Flight/Propulsion Control, ASME 90-GT-252,1990
- [5] 怀寿章等. 对发展我国航空动力控制专业的建议. 中国航空学会航空百年学术论坛动力分论坛论文集, 2003, 1-9
- [6] 王曦, 程茵. 国外航空推进技术的发展. 航空发动机, 2009 年 3 期
- [7] 卞春江, 张天宏等. 航空发动机 FADEC 系统 BIT 技术探讨. 中国航空学会第十二届发动机自动控制学术会议, 2004.11
- [8] Built-In-Test Instrumentation and 21 Rules of Thumb. IEEE Instrumentation and Measurement,2002,9(30-38)
- [9] 缙林峰, 王镛根等. 航空发动机故障检测综合仿真平台设计. 中国航空学会第十二届发动机自动控制学术会议, 2004.11
- [10] Angelo Martucci. Fault Detection and Accommodation In Real Time Embedded Full Authority Digital Electronic Engine Controls. ASME, 1998,5(2-8)
- [11] 航空发动机燃油与控制系统的研究与展望
- [12] 王志, 郭迎清. 航空发动机分布控制系统若干问题研究. 中国航空学会第十二届发动机自动控制学术会议, 2004.11
- [13] Advanced Light Attack System.YuguoImport-SDPR Report.2006.12
- [14] 秦明, 朱会. 军用无人机发展趋势. 飞航导弹.2007.6
- [15] 单鹏, 兰可. 微型单叶轮涡扇发动机若干总体问题.航空动力学报.2007.5 (Vol.22)
- [16] 黄国平. 厘米级微型涡轮喷气发动机主要研究进展.航空动力学报.2004.5 (Vol.17)
- [17] 刘科辉. 一种低成本导弹远程侦察机用涡喷发动机, **AIAA19 88-3249**
- [18] M.M. Harris, A.C. Jones,and E.J. Alexander, Miniature turbojet development at Hamilton Sundstrand - The TJ-50, TJ-120 and TJ-30 turbojets,AIAA 2003-6568.
- [19] 武器系统逻辑弹药. 飞航导弹.2008.4
- [20] 李秋华. 微型涡喷发动机先进控制算法研究. 2007.1
- [21] 张力, 徐宗俊. 微型涡轮发动机设计与制造的若干关键技术. 重庆大学学报.2003.11

- [22] 黄治国, 单鹏, 王延荣. 微型涡喷发动机的结构设计研究. 北京航空航天大学学报.2004.3
- [23] 刘源, 张天宏. 厘米级微型涡轮喷气发动机关键控制技术研究.航空动力学报.2007.3
- [24] 张天宏, 王继业. 微型涡轮发动机快速原形控制系统[J]. 航空动力学报.2007.22 (1)
- [25] 糜坤年, 张天宏, 微型涡喷发动机燃油计量技术研究. 航空动力学报.2008.11
- [26] SU Sanmai. Fule metering apparatus design for missile turbojet[J]. Mrchine Tool and Hydraulics, 2005,(1):64-66.(in Chinese)
- [27] 李秋华, 张天宏. 基于磁阻传感器的宽量程转速测量电路设计. 传感器技术, 2006.25 (6) :55-58
- [28] 樊思齐, 徐芸华等. 航空推进系统控制. 西安: 西北工业大学出版社, 1995
- [29] 杨杰, 王曦. 微小型涡喷发动机数字式电子控制器研究. 中国航空学会第十二届发动机自动控制学术会议, 2004.11
- [30] 刘铁庚, 邓文革等. 电子控制器电磁兼容设计. 中国航空学会第十二届发动机自动控制学术会议, 2004.11
- [31] 王小飞, 袁涛, 张铁冰. 铂电阻测温仪的设计与实现. 沈阳单片机开发网
- [32] A R M 嵌入式系统综述 科技资讯 2007 NO. 21
- [33] 马忠梅. ARM 嵌入式处理器结构与应用基础[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社
- [34] JeanJ.Labrosse. 嵌入式实时操作系统 μ C/OS - II(第 2 版). 北京: 北京航空航天大学出版社
- [35] 沈金荣, 刘翔. μ C/OS - II 内核结构分析及多任务调度实现. 计算机工程第 32 卷 23 期
- [36] 杨云, 张勇. 基于 ARM7 的 μ C/OS - II 移植分析与实现. 计算机工程与设计, 2009.30(3)
- [37] 实时操作系统在发动机数字电子控制器中的尝试 航空发动机 2006
- [38] P.H. 聂恰耶夫. 航空动力装置控制规律与特性. 国防工业出版社, 1999
- [39] 曹谦, 黄向华等. 某微型涡喷发动机超温保护规律半物理仿真研究. 中国航空学会第十二届发动机自动控制学术会议, 2004.11
- [40] 黄开明, 郭腊梅等. 涡轴发动机带限制参数的控制规律仿真. 中国航空学会第十二届发动机自动控制学术会议, 2004.11
- [41] 刘金琨. 先进 PID 控制及其 MATLAB 仿真. 电子工业出版社, 2003
- [42] 刘镇等. PID 控制参数整定方法. 电子技术应用, 1997 年第 5 期, 4-6

- [43] 隋岩峰, 于达仁. 涡轮发动机平衡流形展开模型辨识方法研究. 航空学报, 2007.3
- [44] 隋岩峰, 杨晓亚. 基于样条函数的涡轮发动机平衡流形模型展开辨识方法. 航空学报, 2009.5
- [45] 刁启娜, 王曦. 航空发动机在 MATLAB 与 C++接口支持下的建模方法. 航空发动机第 30 卷第 4 期, 2004
- [46] 赵琳, 樊丁. 单轴航空涡扇发动机数学模型辨识. 推进技术第 29 卷第 6 期, 2008.12
- [47] 熊光楞等. 连续系统仿真与离散事件系统仿真. 清华大学出版社, 1991
- [48] 薛定宇. 基于 MATLAB/Simulink 的系统仿真技术与应用. 清华大学出版社, 2002

攻读硕士学位期间发表的论文和取得的科研成果

- [1] 郑颖. HfXX-1 综合控制器硬件方案论证报告. 31 所. 2007
- [2] 郑颖. HfXX-1 综合控制器初样阶段研制总结. 31 所. 2009
- [3] 郑颖. HfXXX-3 电子控制器硬件方案论证报告. 31 所. 2011

致 谢

首先感谢我的导师刘胜老师，在他的指点与帮助下，本论文得以顺利完成。

其次要感谢航天三院教育中心的教师对我的指点和关怀。

感谢 31 所领导、我的企业导师及项目总师在我研究生期间给予的热心帮助和悉心指导。

感谢我的家人和朋友对我的支持和鼓励，他们的支持是我完成论文的坚强后盾。

最后，衷心感谢为评阅此论文而付出辛勤劳动的各位专家和学者，你们所提的宝贵意见和诚恳批评将使我受益匪浅。