

双余度发动机状态监测技术的研究与应用

房海华, 黄 蓝

(中航工业上海航空测控技术研究所 故障诊断与健康管理工作航空科技重点实验室, 上海 201601)

摘要: 在飞机、舰艇、装甲、汽车电子控制系统中采用双余度发动机状态监测技术, 能够有效提高飞机、舰艇、装甲、汽车运行的安全性和可靠性, 以某型涡轴发动机为研究对象, 对双余度发动机状态监测技术进行了深入研究, 研制了双余度发动机状态监测系统, 介绍了系统的总体设计、软硬件设计、余度设计、虚拟仪表设计, 并在双余度发动机状态监测系统的设计中引入了嵌入式 PC/104 模块; 为了使状态监测系统具有更好的扩展性和适应性, 将系统设计成可以在两种方式下工作: 机载运行方式和地面试车方式, 通过这两种方式对发动机状态进行自动监测, 为发动机的状态趋势分析、故障诊断和视情维修提供科学的依据; 采用双余度发动机状态监测技术研制的某型涡轴发动机状态实时监测系统经过了大量的地面试验和某型直升机上试飞试验, 功能、性能满足要求, 目前该系统已在某型直升机上得到应用。

关键词: 双余度; 涡轴发动机; 状态监测; PC/104; 虚拟仪表设计

Research and Application of Dual Redundant Engine Condition Monitoring Technology

Fang Haihua, Huang Lan

(AVIC Shanghai Aviation Measurement and Control Technology Research Institute, Shanghai 201601, China)

Abstract: The application of dual redundancy engine condition monitoring technology in aircraft, ships, armored, automotive electronic control system can improve the security and reliability of aircraft, ships, armored, auto running. A turbo shaft engine as the research object, the dual redundancy engine condition monitoring technologies are studied, we develop a dual redundancy engine condition monitoring system, this paper introduces the overall design, hardware and software design of the system, redundancy design, the design of virtual instrument, and introduces the embedded PC/104 module in the design of dual redundant engine condition monitoring system. In order to make the scalability and adaptability of the condition monitoring system has better, this system is designed to work in two ways: airborne operation and ground test method. Automatic monitoring the state of the engine by the two way, to provide scientific basis for analysis of status, trend of engine fault diagnosis and condition based repair. The turbo shaft engine condition monitoring system using dual redundancy engine condition monitoring technology has got acorss extensive ground tests and flight tests in a certain type of helicopter, it can fulfil the requirements of function and has a good performance. At present, the system has been applied in a certain type of helicopter.

Keywords: dual redundancy; turboshaft engine; state monitoring; PC/104; virtual instrument design

0 引言

随着现代工业的不断发展, 现今飞机、舰艇、装甲、汽车上的发动机变得越来越复杂, 导致发动机发生故障的可能原因越来越多, 飞机、舰艇、装甲、汽车的安全性和可靠性越来越引起人们的重视, 发动机状态监测技术的研究与应用显得尤为重要, 发动机在运行的过程中的工作状态参数, 以及这些参数的变化趋势, 与他们的工作性能和故障状态及其发展趋势密切相关, 为发动机的控制系统提供了可靠的依据。实时监测发动机的工作状态, 连续记录和存储工作状态参数, 能够有效提高发动机的安全性和可靠性, 状态监测是发动机视情维护的重要措施之一, 也是安全运行的重要方面。通过状态监测: 第一, 它可以迅速而准确的确定故障部位及故障严重程度, 有利于确保飞机、舰艇、装甲、汽车安全以及减少投入维修的人力、物力, 缩短发动机的停止工作时间, 提高飞机、舰艇、装甲、汽车的利用率; 第二, 它是实现先进的维修思想(从经验型的

“以预防为主”的维修思想转向“以可靠性为中心”的维修思想)和维修方式(从单纯的定时维修方式转向定时维修、视情维修和状态监测3种方式)的必要手段与前提。第三, 它可以提高发动机的可靠性, 提高飞机、装甲、船舶、汽车运行的安全性; 缩短发动机的维修周期, 简化维修步骤, 降低维护成本。第四, 它可以为飞行员提供了准确的发动机、滑油、燃油、液压、电源等重要系统信息, 使飞行员能够掌握发动机当前运行状态, 改善人机功效, 提高任务完成率。本论文主要深入研究了采用双余度发动机状态监测技术进行研制某型涡轴发动机状态实时监测系统。

1 系统对外接口关系

双余度发动机状态监测系统与涡轴发动机、传动系统、液压系统、滑油系统、燃油系统、涡轴发动机电子控制装置(EECU)、电源系统以及主减相连, 采集 ARINC429 信号、模拟量、频率量和离散信号, 通过 2 路 ARINC429 接收总线和发送总线与发动机电子控制装置(EECU)交联, 通过 1 路 ARINC429 接收总线与大气数据计算机交联。双余度发动机状态监测系统具备对上述系统的信息进行分析、记录, 显示告警信息。双余度发动机状态监测系统对外接口关系如图 1 所示。

收稿日期:2016-04-10; 修回日期:2016-05-10。

作者简介:房海华(1983-), 黑龙江人, 工程师, 硕士, 主要从事数据采集与处理技术方向的研究。

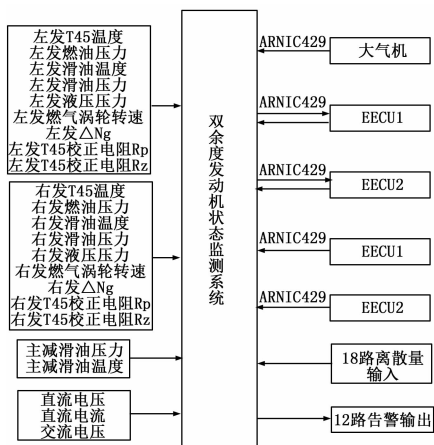


图 1 双余度发动机状态监测系统对外接口关系图

2 系统结构及原理

双余度发动机状态监测技术能够与机上传感器和发动机电子控制装置 (EECU) 交联, 实时采集和监视发动机当前运行状态以及燃油系统、液压系统、滑油系统、电源系统信息, 保证发参显示系统的工作可靠性, 为飞行员提供准确的发动机各项参数指示。

系统采用双通道型式，两个独立的数据采集处理和显示通道分别为置于一个机箱内的两个显示器提供显示信息。每个通道配置独立的信号调理、数据采集处理、显示和电源模块。每个通道都能独立采集和处理左发动机（1）和右发动机（2），EECU1、EECU2，大气数据以及直升机其它参数和信息。

两通道处理器之间通过并行接口交换数据, 进行通道间的互检和余度管理。

正常工作时，上通道主要处理主页面（发参信息页面）显示所需要的信息；下通道主要处理副页面显示所需要的滑油、燃油、液压、电源等信息。

在其中一个通道故障时,系统进入降级工作模式,在另一个通道显示复合信息页面,以保证飞行正常进行。

当直升机着陆时，显示飞行报告页。

双余度发动机状态监测系统由 AMLCD (TFT 液晶) 组件、信号调理板组件、数据采集处理板组件、导光板组件、电源板组件、底板组件等组成。

系统板级组成框图见图 2。

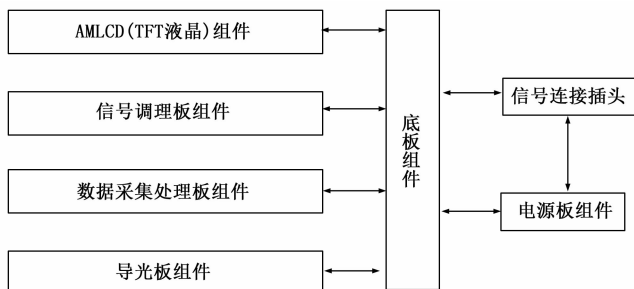


图 2 系统板级组成框图

双余度发动机状态监测系统由两个独立的通道组成,每个通道都由独立的信号调理、数据采集处理、显示和电源4个模块组成。

系统原理框图见图 3。

信号调理模块：将左发动机（1）和右发动机（2）和直升机其它系统的传感器信号进行滤波、放大、整形，同时送给通道1和2的数据采集处理模块。

数据采集处理模块：数据采集模块采集模拟、离散和频率信号；通过 ARINC429 接口模块与 EECU1、2 和大气数据计算机进行通讯，接收发动机、大气温度等信息。根据显示页面要求，有关数据处理后在显示器上显示相应信息。

显示模块：在处理器控制下，以数据页面、虚拟仪表、柱状图形、告警字符等形式显示发动机状态参数、运行状态和故障信息。

电源模块：为显示、数据采集处理、信号调理模块等提供所需供电电压。

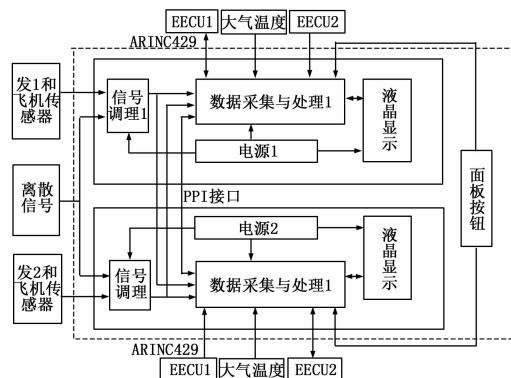


图 3 统原理框图

信号调理模块：将左发动机（1）和右发动机（2）和直升机其它系统的传感器信号进行滤波、放大、整形，同时送给通道1和2的数据采集处理模块。

数据采集处理模块：数据采集模块采集模拟、离散和频率信号；通过 ARINC429 接口模块与 EECU1、2 和大气数据计算机进行通讯，接收发动机、大气温度等信息。根据显示页面要求，有关数据处理后在显示器上显示相应信息。

显示模块：在处理器控制下，以图形、页面数据、告警字符等形式显示发动机参数和运行状态信息。

电源模块：为显示、数据采集处理、信号调理模块等提供所需供电电压。

2.1 硬件设计

双余度发动机状态监测系统性能要求高（宽工作温度、高可靠性）、体积小、电路复杂（它包括多通道多参数信号调理、数据采集和处理、显示和电源），系统输入的传感器类型多、小信号（有热电偶、热电阻、压力、转速计、电压、电流以及离散数字信号），内部信号连接线多。其技术难点是小型化和通道间的串扰。实施途径除选用低功耗、小型化表面贴装元器件进行电路设计外，在设计过程中按信号类型进行分类布局，对地线进行分类处理，以减少通道间的干扰，同时对小信号多级滤波及参数进行修正补偿等，保证电路工作可靠性和测试精度。

2.1.1 信号调理模块

双余度发动机状态监测系统信号调理模块将发动机及飞机的传感器输出的模拟信号、EECU 及其它装置输出的离散量信号进行调理后, 送给通道 1、2 的数据采集处理模块。

主要信号调理信号如下:

1) 温度 (电阻测温) 传感器提供电源并对其输出信号进行调理。

- 2) 压力传感器提供电源并对其输出信号进行调理。
- 3) 输入的离散信号转换成 TTL 电平。
- 4) 对转速传感器输出的信号进行整形, 变换成脉冲信号。
- 5) 交直流电流、电压型号进行调理

实施方案如下:

1) 温度转换电路。

模拟信号测量通道的输入阻抗要足够高, 以使源阻抗效应引起的误差可以忽略不计, 另外在调理电路中应加入滤波电路以减小或消除干扰。

滑油温度传感器是一个感温热敏电阻, 转换电路采用二线制电桥电路取样, 然后进行两级比例放大, 最后转换输出 $0\text{ V} \sim +5\text{ V}$ 的电压, 经过滤波后输出给 AD 电路板进行采样。具体接法如图 4 所示。

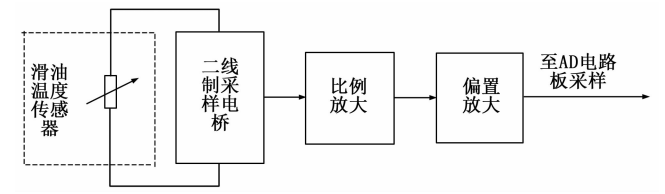


图 4 滑油温度调理转换原理框图

2) 热电偶转换电路。

调理电路把热电偶输出的电压信号 ($0\text{ MV} \sim 45.12\text{ MV}$) 先经过低通滤波, 再经差分放大器放大倍, 然后给偏置放大电路放大, 最后转换输出 $0\text{ V} \sim +5\text{ V}$ 的电压, 经过滤波后输出给 AD 电路板进行采样。具体接法如图 5 所示。

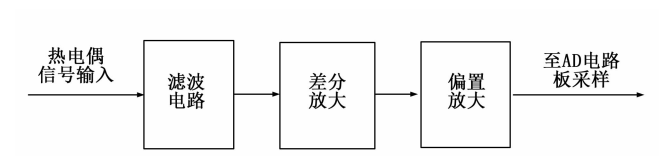


图 5 燃气涡轮温度 T45 转换原理框图

3) 离散量信号输入转换。

输入离散量输入信号采集的处理方法为: 由 CPU 发出的 CTR 信号经一限流电阻接 NPN 管的基极, 控制 NPN 管的导通与关断, NPN 管的集电极接 $+5\text{ V}$ 电源, 发射极经 $1\text{ }\Omega$ 电阻接比较器的输出。离散量输入信号首先经过上拉电阻接至 $+15\text{ VDC}$ 电源, 同时经过电阻和电容组成的滤波电路进行滤波, 然后通过二极管接至电压比较器的输入正端, 电压比较器的负端通过一个限流电阻和接地电阻接至 $+15\text{ VDC}$ 电源上。具体接法如图 6 所示。

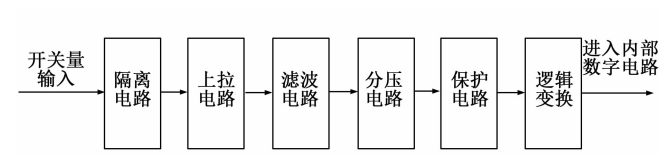


图 2—5 输入开关量转换电路

4) 离散量信号输出转换。

把 CPU 板输出的 $5\text{ V}/0\text{ V}$ 的离散信号经一限流电阻接至开关管的基极, 开关管的发射极接地, 形成 OC 输出, OC 门

集电极接开关量信号, 经一限流电阻接 $+27\text{ V}$ 电源, 该电源由机上提供。具体接法如图 7 所示。

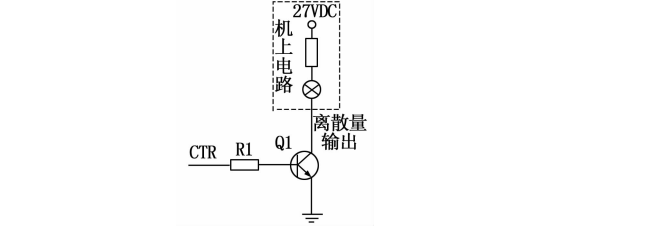


图 7 告警信号输出转换电路

5) 频率测量。

首先对该信号进行滤波、限幅, 然后经滞回比较以及整形后变为方波, 再将其进行倍频处理, 最后送到计数器进行计数测量。具体如图 8 所示。

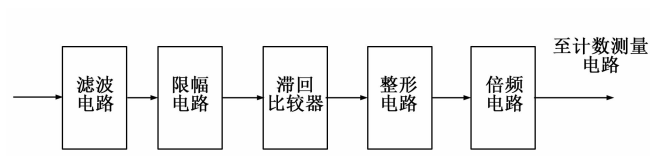


图 8 输入频率量转换电路

6) 占空比测量。

输入信号为电流, 要测量的是该信号的占空比。对该信号的处理方法是: 首先将该信号由电流变换为电压, 然后经过比较放大以及整形, 再送入 D 触发器, 将信号与 400 kHz 脉冲信号同步后分成两路 (分别是原信号和其反相信号), 再分别与 400 kHz 信号相与后送入计数器, 分别测出高电平与低电平的周期, 然后就可以根据占空比计算出 ΔNG , 如图 9 所示。

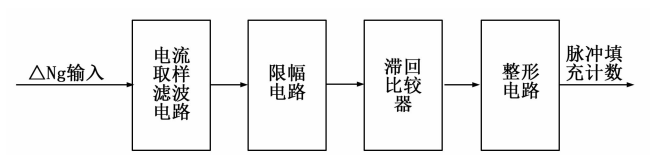


图 9 ΔNG 测量原理框图

7) 交流电流调理电路。

交流电流信号来自于飞机上的交流电流传感器, 信号大小为 $0 \sim 6.2\text{ VAC}/400\text{ Hz}$ (暂定)。调理电路首先将该信号进行滤波, 然后进行衰减, 再送入真有效值转换电路将其变为直流信号, 再进行比例放大, 最终将该信号调理成 $0 \sim +5\text{ V}$ 范围内的直流信号送入 AD 电路板进行采集。电路原理框图如图 10 所示。

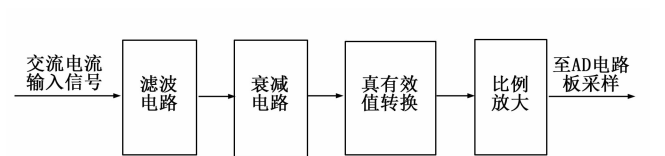


图 10 交流电流调理转换原理框图

8) 直流电压转换电路。

直流电压转换电路把直流电源电压经过稳压, 再由电阻进行分压后送入电压跟随器, 从电压跟随器出来的 $0 \sim +5\text{ V}$ 电压值给 AD 电路板进行采样。电路原理框图如图 11 所示。



图 11 直流电压转换原理框图

9) 直流电流转换电路。

直流电流转换把传感器输出的电压信号 ($0 \sim 60 \text{ MV}$) 经过低通滤波后, 给前级差分放大电路进行放大, 然后送入后级放大电路, 最后转换输出 $-9 \sim 0 \text{ V}$ 的电压, 经过滤波后输出给 AD 电路板进行采样。电路原理框图如图 12 所示。

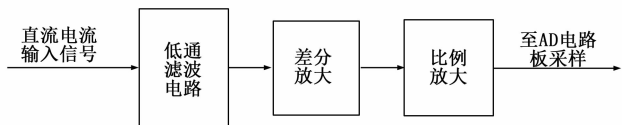


图 12 直流电流转换原理框图

10) 交流电压转换电路。

交流电压转换电路把交流电源电压经电阻分压和二极管整流后, 再进行滤波, 然后送入放大电路, 最后转换输出的 $0 \sim +5 \text{ V}$ 电压, 经过滤波后输出给 AD 电路板进行采样。电路原理框图如图 13 所示。

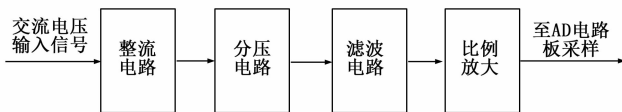


图 13 交流电压转换原理框图

11) 电流/电压转换电路。

电流/电压转换电路将 AD590 输出的电流是 $228.2 \sim 353.2 \text{ MA}$ 转换成 $2.967 \sim 4.592 \text{ V}$ ($13 \text{ MV}/^\circ\text{C}$), 经过低通滤波后, 输出给 AD 电路板进行采样。电路原理框图如图 14 所示。



图 14 直流电流转换原理框图

2.1.2 数据采集处理模块

每个通道各选用一个 PC104 嵌入式计算机, 包括处理器模块、数据采集模块和 ARINC429 接口模块。数据采集处理模块原理框图见图 15 所示。

1) 处理器模块。

采用 SCM/SPT2 系统模块, 其主要配置如下:

SCM/SPT2 模块遵从 PC/104+ 标准, 其 CPU 是一片 X86 兼容的 64 位微处理器, 最高运行速度可达 300 MHz , 128 M 在板内存, SVGA 显示器接口, 2 M 显存, 最大分辨率可达 1280×1024 , 1670 万种颜色; 一并两串接口, 看门狗, 支持 PC/AT 键盘及 PS/2 鼠标, EIDE 接口, USB 接口, 在板 10/100BASET 以太网接口。

2) 数据采集模块。

(1) AD 采集模块组成:

A/D 采集硬件电路基础是 DIAMONDSYSTEMS 公司的

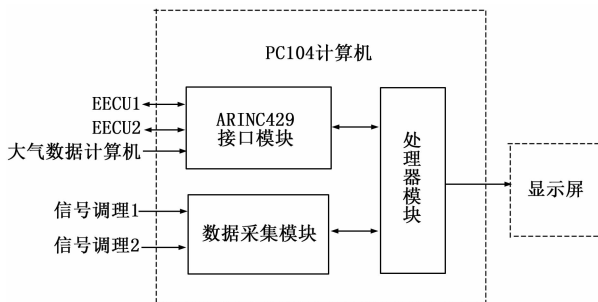


图 15 数据采集处理模块原理框图

PC104 数据采集板 DMM-32-AT, 共有 32 路 16 位 A/D 采集通道可配置为 32 路单端或 16 路差分, 最大采样率 200 K 。因为仅用于 A/D 和 D/A, DMM-32-AT 采集板只需通过一个 50 针的电气接口与信号调理电路相连。

(2) 计数采集:

在硬件选择上, 采用 CDT800 模块, 10 个独立 16 位计数器/定时器与数字量 I/O 模块, 有频率测量与脉宽测量能力。该模块具有两片 AM9513A 定时控制器, 每个 AM9513A 定时器包括 5 个通用的 16 位计数器, 可选用不同的内部频率源或外部管脚外接作为计数器的输入。主处理器在任何时候可以读出其累计数而不干扰计数过程。

3) ARINC429 接口模块。

系统中 PC104 通过 ARINC 429 来接收和发送各种数据。采用 SYSEXPANMODULETM/A429-4R2TM 模块。该模块通过 16 位总线与 CPU 模块进行数据交换, 可以通过栈接总线直接与 SBS PC/104 CPU 模块及其他的 SYSEXPANMODULE PC/104 兼容的扩展模块栈接起来, 为嵌入式系统提供 429 信号收发功能, 接口模块如图 16 所示。

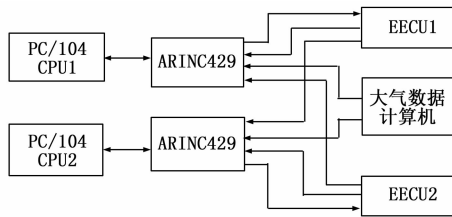


图 16 接线框图

本系统中每块 429 有三路接收数据: EECU1 数据、EECU2 数据、大气数据; 有一路发送数据: EECUN 数据。

2.1.3 显示模块

采用 VXWORKS 及 WINDML 实现虚拟仪表, 本系统采用双缓冲区、颜色配置更新系统默认位图等方法解决了动画刷新时的图像抖动, 系统默认颜色不够, 动画图像层叠刷新等问题, 实现了高清实时动态虚拟仪表方式和数字方式同时显示所需参数。

每个通道的显示模块通过一个连接器与数据采集处理模块和电源模块相连接, 在数据采集处理模块控制下完成背光调节、显示屏加热和显示。

显示模块控制原理框图见图 17。

数据采集处理模块与显示模块连接与控制原理如下:

1) 数据采集处理模块输出 RGB 视频信号控制 LCD 屏显示;

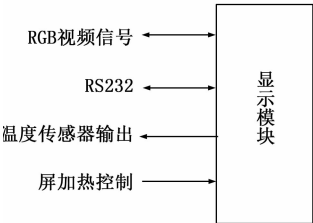


图 17 显示模块控制原理框图

2) 数据采集处理模块通过 RS-232 串行接口控制屏的背光调节;

3) 数据采集处理模块测试显示模块输出的温度信号, 由处理器判别、控制屏加热电路, 为显示屏提供加热电源。

2.1.4 电源模块

系统电源具有输出电压路数多、功率大、体积小并且输入电压范围宽 (17~30 V), 12 V (起动期间 50 秒) 在断电 (50 MS) 情况下要保证系统正常工作。系统电源板设计上采用高集成度的 DC/DC 模块进行串/并联工作, 同时采用自动充放电储能电路, 并采用冷板散热方式进行热传导, 电源模块原理框图如图 18 所示。

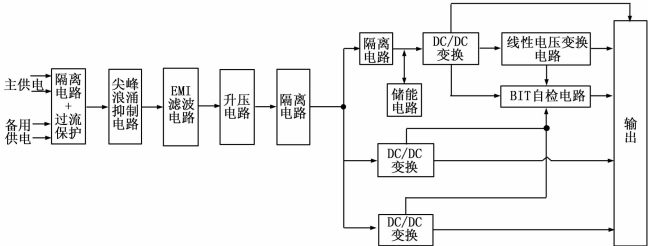


图 18 电源模块原理框图

2.2 软件设计

2.2.1 系统软件

系统软件负责系统起动、进程管理、信息调度、接口管理、中断处理等, 本系统采用 ANSI C 语言。其中应用软件完成发动机等数据处理和显示与控制处理。软件应具有下述特性:

- 1) 具有循环调度和优先级排队;
- 2) 实时 I/O 管理能力;
- 3) 支持系统自检和维护测试;
- 4) 模块化软件设置;
- 5) 支持系统容错和降级功能;
- 6) 具有高的软件运行可靠性。

2.2.2 软件系统组成

系统软件将 DOS6.22 下采用 BORLAND C++ 和在 VX-WORKS 开发环境下进行软件的开发。整个系统由主系统控制模块、初始化模块、数据采集处理模块、页面显示模块、按键处理模块和系统维护模块组成, 图 19 为软件系统框图。

2.2.3 系统软件流程图

系统上电后自动进入初始化模式, 在初始化模式下完成发动机状态监测系统的自检和模板的通道参数设置等, 然后对前面板共 10 个按钮进行扫描, 并读取按键状态信息进入相应界面或执行相应动作, 并自动进行数据采集与处理状态, 对发动机转速、温度、液压、燃油、滑油、大气等参数进行采集、数据计算与处理和超限判别, 并将计算处理后的数据进行存储和

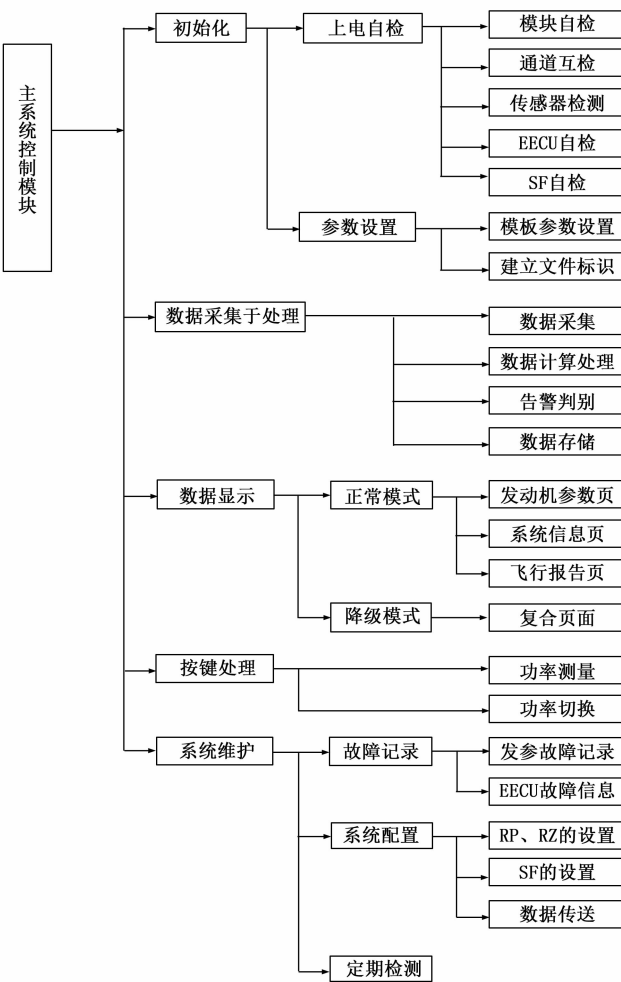


图 19 软件系统框图

送显示页显示。

系统软件流程图见图 20。

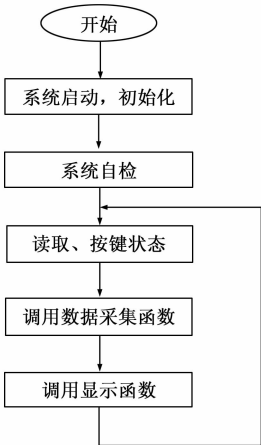


图 20 系统软件流程图

2.3 余度管理

系统设计成双通道型式, 每个通道具有独立的信号调理、数据采集处理、显示和电源。每个通道都能独立采集和处理发动机 1、2, FADEC1、2, 大气数据以及飞机其它参数和信息。

(下转第 73 页)