

基于 ARM 处理器实现的 发动机涡轮出口温度模拟系统

梁中明, 陈刚, 叶祥明, 胡生国

(中船重工集团公司第七一〇研究所, 湖北 宜昌 443003)

摘要: 采用新的热面陶瓷点火器加热及利用空气压缩机快速降温的方法实现涡轮发动机温度的动态模拟。控制器采用 ARM 处理器构成温度闭环控制系统。试验结果表明, 温度模拟系统基本满足航空发动机控制系统半物理仿真的需求。

关键词: 物理模拟 ARM 处理器 系统调试与试验

在航空发动机控制规律的研究过程中, 当在数字仿真中能满足性能要求时, 应在半物理仿真台上进一步验证其控制效果和工程实用性。在航空发动机全权限电子数字控制系统(FADEC)半物理仿真试验中, 应尽可能将更多的实物包含在回路, 如电子控制器、传感器和执行机构等采用实物, 而发动机采用数学模型。为构建实物与数学模型之间的联系, 数学模型输出信号采用物理模拟, 如图 1^[1]所示。发动机高、低压转子转速采用小惯量电机模拟; 压气机的进出口压力采用电气转换装置模拟。由于发动机涡轮出口温度高、变化快, 物理温度难以模拟, 一般采用模拟传感器信号输出的方法, 如模拟热电阻的电阻变化, 或模拟热电偶的毫伏级热电势输出, 并直接与电子控制器相连^[2]。这些模拟方法不能将温度传感器包含在回路中。

本文提出一种基于 ARM 的发动机涡轮出口温度物理模拟方案, 采用功率较大的热面陶瓷点火器作为加热设备, 用来激励半物理仿真系统中的温度传感器。

1 温度物理模拟系统总体设计

温度物理模拟系统结构框图如图 2 所示。基于 ARM 的温度控制器根据发动机模型输出的温度(数字信号或 0~5V 的模拟信号)控制加热装置以及降温装置, 快速跟踪给定信号, 用以激励半物理仿真系统的温度传感器。本文采用热面陶瓷点火器作为加热设备。热面陶瓷点火器的供电电流大, 温度上升快。初步试验表明, 热面陶瓷点火器能在 4 秒内达到 950 度左右的高温。降温时采用空气压缩机压入冷空气的办法对温度物理模拟系统进行降温处理。为了使系统能快速、准确地跟踪发动机模型输出的温度信号, 对热面陶瓷点火器以及空气压缩机采用脉宽调制(PWM)控制。

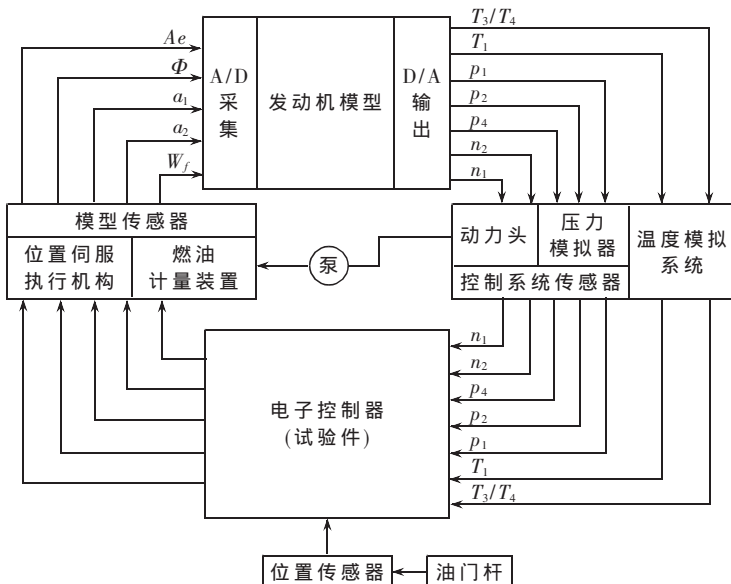


图 1 航空发动机控制系统半物理仿真原理框图

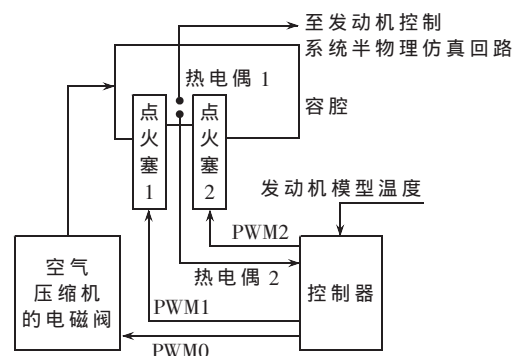


图 2 温度模拟系统结构框图

2 温度物理模拟系统控制器硬件设计

针对温度物理模拟系统的快速性和高精度要求, 采用嵌入式微处理器 ARM 作为核心处理器, 并构建必要的外围模块(如电源电路、热电偶接口芯片、PWM 控制驱动电路、RS232 接口电路、模拟

量给定和数码管显示电路等), 构成完整的温度物理模拟系统的硬件平台, 如图 3 所示。

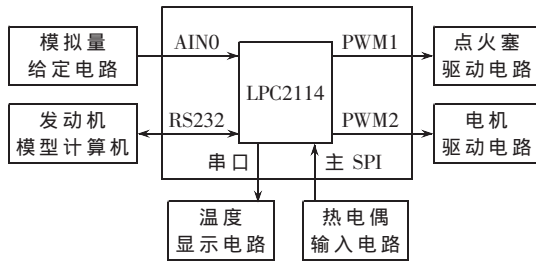


图 3 温度物理模拟系统控制器硬件结构图

控制器采用 LPC2114 作为 CPU。LPC2114 体积小、功耗低、可靠性高, 带有 128KB 的高速 Flash 存储器。128 位宽度的存储器接口和独特的加速结构使 32 位代码能够在最大时钟速率下运行; 具有 2 个 32 位定时器、4 路 10 位 ADC、6 路 PWM 输出、2 个 16C550 工业标准 UART、高速 I²C 接口、2 个 SPI 接口以及多达 9 个外部中断, 片内 Boot 装载程序可实现在系统编程 (ISP) 和在实际应用中编程 (IAP); 提供标准的 JTAG 仿真接口。因此通过扩展少量的外围电路, 可以方便地与模型计算机接口, 输出 PWM 控制加热装置和降温装置, 并采用控制算法满足温度模拟系统的实时性和控制精度等需求。

采用热电偶测量温度需进行冷端补偿, 从热电偶出来的毫伏信号需经放大电路放大处理后作为处理器的输入, 并考虑其测量的非线性。本文采用了 K 型热电偶接口芯片 MAX6675。它是一个集成了热电偶放大器、冷端补偿、A/D 转换器的热电偶放大与数字转换器件, 采用标准的 SPI 串行外设总线与 LPC2114 接口。SPI 总线接口简单, 只需 3 根连线, 即片选、时钟和数据线, 大大简化了 A/D 采样和放大电路。

温度模拟系统的输入是 PC 机发动机数学模型输出的温度信号。PC 机发动机数学模型既可以通过 D/A 输出 0~5V 的模拟信号, 也可以通过 RS232 接口输出数字信号给温度模拟系统。RS232 接口电路实现 ARM 处理器和上位机的通讯。

数码管显示采用 LPC2114 的两根 I/O 口线与 4094 芯片构成串行移位方式, 驱动数码管实时显示当前系统的温度值。

热面陶瓷点火器及空气压缩机电磁阀的驱动电路采用 PWM 输出控制。PWM 控制可以得到连续可调的控制量, 经光电隔离后, 通过 CMOS 管驱动电路控制热面陶瓷点火器和空气压缩机的电磁阀。

为方便调试, 给定的模拟信号可采用电位器输入, 而给定的数字信号则通过 RS232 接口形式接收, 同时将实时采集的温度信号通过串口发送给上位机进行监测。

3 温度模拟系统控制器软件设计

ARM 控制器的软件采用模块化结构设计, 整个软件具有较高的通用性及较强的可维护性。控制器软件

应具备的功能包括: (1) 信号采集: 对温度模拟系统的温度数据进行采集。(2) 数据处理: 对采集到的温度数据进行处理并进行换算、类型转换及取平均值等操作。(3) 实时显示: 对温度数据实时显示。(4) 按键、拨动开关等响应处理: 能检测到硬件电路中的按键、拨动开关等部分的状态变化, 并对状态变化进行响应处理。(5) 控制功能: 根据计算得到的控制量, 实现控制量的输出, 完成控制功能。

其中 ARM 控制器的主程序流程如图 4 所示。

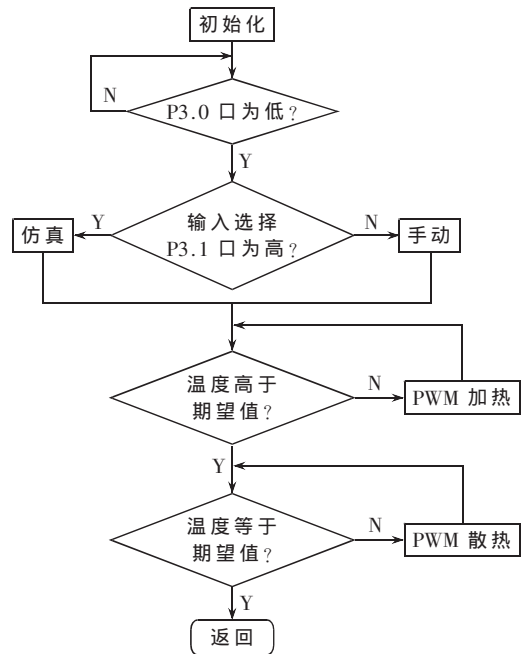


图 4 ARM 主程序流程图

4 温度模拟系统调试与试验

4.1 温度模拟系统调试

升温及降温过程得到的试验曲线如图 5 和图 6 所示。

从图 5 中可以看出, 对热面陶瓷点火器加热控制时, PWM 不同, 温度的最终值也不同。图 6 是在 PWM 的不同占空比下进行的系统降温的阶跃响应。

4.2 对象模型的辨识和 PID 控制器的设计

温度闭环控制系统的结构框图如图 7 所示。

为了设计闭环控制器, 对温度模拟系统进行了开环

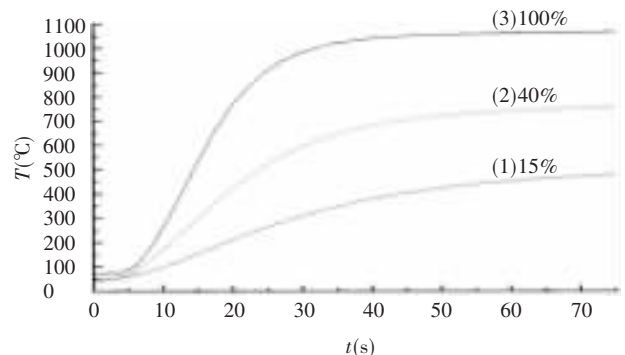


图 5 PWM 占空比为 100%、40% 及 15% 的系统升温阶跃响应

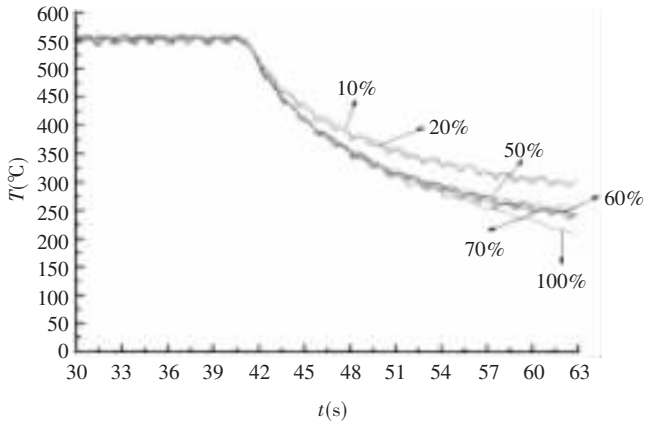


图6 PWM的不同占空比降温阶跃响应

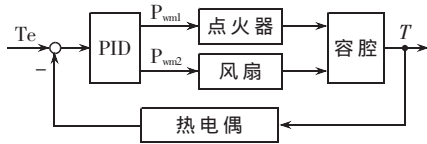


图7 温度闭环控制系统结构图

辨识。从图7可以看到,被控对象的数学模型可以写成以下形式:

$$G(s) = \frac{\delta T_{emp}(s)}{[\delta P_{pwm1}(s) \quad \delta P_{pwm2}(s)]^T} = [G_1(s) \quad G_2(s)] \quad (1)$$

温度模拟系统分为升温 and 降温两种过程。降温的过程可以按照和升温过程相类似的方法进行设计和分析。下面以热面陶瓷点火器加热过程为例说明辨识方法。 $G_1(s)$ 可以用以下带纯时延的惯性环节近似表示:

$$G_1(s) = \frac{\delta T_{emp}(s)}{\delta P_{pwm1}(s)} = \frac{Ke^{-\tau s}}{(Ts+1)} \quad (2)$$

模型参数通过小扰动法测定。实验中在温度为200~1000°C之间每隔200°C给定10%的PWM阶跃,求出各点模型参数 K 、 T 、 τ 。

由于时延小,此处为了计算方便,略去了 τ 。

如图8所示,得到对象模型的近似传递函数为:

$$G(s) = \frac{0.95}{14s+1} \quad (3)$$

图8的10%曲线是系统开环辨识试验曲线图,曲线(2)是对该传递函数进行仿真得到的仿真图。在得到对象模型的近似传递函数之后进行了PID控制器的设计。

4.3 温度模拟系统试验

为了对温度模拟系统进行试验,编写了ARM处理器的PID控制等程序,搭建了温度闭环控制系统。在试验中进一步调整了实际控制系统中的PID参数,得到温度模拟系统闭环升温试验响应曲线,如图9所示。从图9可以看出,系统的响应无超调。

图10是发动机模型涡轮出口温度的响应曲线。其中(1)为发动机模型温度计算曲线,(2)为温度响应曲线。从图中可见温度模拟系统跟随发动机模型温度变化的效果较好。

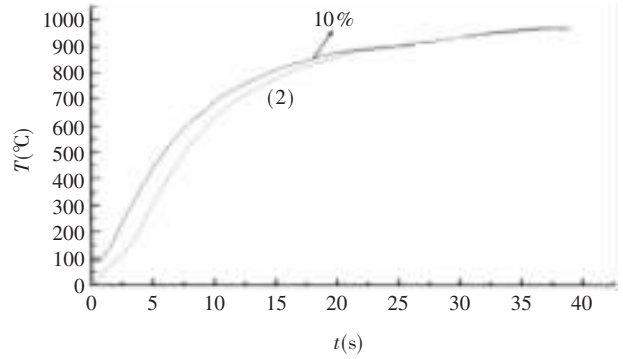


图8 系统开环模型辨识试验曲线与仿真图

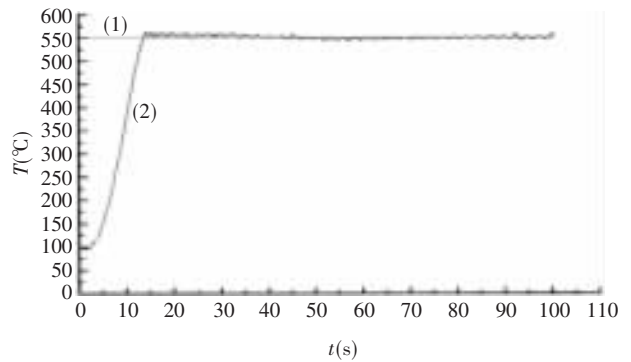


图9 升温闭环阶跃响应图

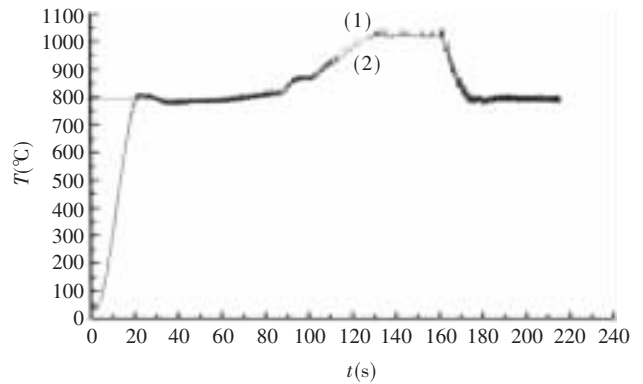


图10 发动机涡轮出口温度响应

本文构建的基于ARM的温度物理模拟系统结构简便,能满足发动机涡轮出口气体温度高、变化快的性能要求,能激励航空发动机控制系统(FADEC)半物理仿真试验中的温度传感器,能在半物理平台中应用。

参考文献

- [1] 黄向华,孙健国.发动机数控系统智能容错技术的半物理仿真研究[J].南京航空航天大学学报,2000,32(2): P224-228.
- [2] 左芸.飞/推综合控制半物理仿真平台及监控系统设计.南京航空航天大学硕士学位论文,2004.
- [3] 刘宏才.系统辨识与参数估计.北京:冶金工业出版社,1999.

(收稿日期:2006-09-25)