

能源与动力学院

021 系



目 录

序号	姓名	职称	单位	论文题目	刊物、会议名称	年、卷、期	类别
1	徐科 黄金泉 张天宏 蒋文亮	硕士 正高 副高 硕士	021 021 021 021	基于 DSP 的航空发动机转速传感器设计	推进技术	2004.25.02	
2	徐科 黄金泉	硕士 正高	021 021	基于分布式控制的航空发动机智能温度传感器	传感器技术	2004.23.01	
3	黄开明 黄金泉 刘杰 周剑波	博士 正高 研高 研高	021 021 外 单位	基于无迭代解法的航空发动机实时模型	航空发动机	2004.30.02	
4	蒋文亮 黄金泉	硕士 正高	021 021	具有专家系统的 PID 自适应控制	动力控制	2004.00.03	
5	窦建平 黄金泉 周文祥	硕士 正高 博士	021 021 021	基于 UML 的航空发动机仿真建模研究	中国航空学会第十二届 发动机自动控制学术会 议	2004	
6	周文祥 黄金泉 黄开明	博士 正高 博士	021 021 021	基于试验数据的发动机实时模型研究	中国航空学会第十二届 发动机自动控制学术会 议	2004	
7	潘慕绚 黄金泉	初级 正高	021 021	航空发动机全系数自适应控制研究	中国航空学会第十二届 发动机自动控制学术会 议	2004	
8	张军锋 黄金泉	硕士 正高	021 021	基于免疫反馈机制的发动机多变量控制研究	中国航空学会第十二届 发动机自动控制学术会 议	2004	
9	王振樯 叶志锋 吉洪湖	硕士 正高 正高	021 021 023	基于神经网络的旋转肋化强弯曲 U 型通道内压力分布特性预测	燃气涡轮试验与研究	2004.17.03	
10	郑绪生 张天宏 丁毅	硕士 副高 硕士	021 021 021	某型涡轴发动机起动建模技术研究	中国航空学会第十二届 发动机自动控制学术会 议	2004	
11	卞春江 张天宏 张平	硕士 副高 硕士	021 021 021	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	
12	卞春江 张天宏 邓志伟 张平	硕士 副高 高工 硕士	021 021 614 所 021	面向旋转构件的高速无线数据采集系统	传感器技术	2004.23.11	
13	张天宏 丁毅 卞春江	副高 硕士 硕士	021 021 021	自动控制综合教学实验仪器开发	实验室研究与探索	2004.23.12	

目 录

序号	姓名	职称	单位	论文题目	刊物、会议名称	年、卷、期	类别
14	张天宏 丁毅 卞春江	副高 硕士 硕士	021 021 021	自动控制综合教学实验系统的开发与 应用	南京航空航天大学学报 (社会科学版)	2004.06.增刊	
15	张天宏 牟路勇	副高 硕士	021 021	基于 DSP 和 CAN 总线的发动机电 子控制器核心电路模块研究	中国航空学会第十二届 发动机自动控制学术会 议	2004	
16	张天宏 丁毅 牟路勇	副高 硕士 硕士	021 021 021	合成电阻在发动机控制半物理仿真 接口模拟器中的应用	航空动力学报	204.19.05	
17	张天宏 丁毅 黄向华	副高 硕士 副高	021 021 021	用于电阻类传感器校准的电子合成 电阻	传感器技术	2004.23.10	
18	丁毅 黄向华 张天宏 郑绪生	硕士 副高 副高 硕士	021 021 021 021	基于 DSP 的航空发动机转速自适应 PID 控制	中国航空学会第十二届 发动机自动控制学术会 议	2004	
19	丁毅 黄向华 张天宏	硕士 副高 副高	021 021 021	基于相似理论的燃气轮机建模技术 研究	航空动力学报	2004.19.05	
20	曹谦 黄向华 张天宏	硕士 副高 副高	021 021 021	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	
21	张平 黄向华 卞春江	硕士 副高 硕士	021 021 021	航空发动机多变量模糊控制研究	中国航空学会第十二届 发动机自动控制学术会 议	2004	
22	黄向华 彭召勇	副高 硕士	021 031	无人驾驶直升机发动机自适应模糊 控制	中国航空学会第十二届 发动机自动控制学术会 议	2004	
23	黄向华 张天宏 左芸	副高 副高 硕士	021 021 021	飞/推综合控制半物理仿真试验平 台设计及监控系统开发	中国航空学会第十二届 发动机自动控制学术会 议	2004	
24	黄向华	副高	021	Sensor Fault Diagnosis and Recon- struction of Engine Control System Based on Autoassociative Neural Network	Chinese Journal of Aeron- autics	2004.17.01	
25	杨刚 孙健国 李秋红	博士 正高 中级	021 021 021	航空发动机控制系统中的增广 LQR 方法	航空动力学报	2004.19.01	

目 录

序号	姓名	职称	单位	论文题目	刊物、会议名称	年、卷、期	类别
26	卓刚 孙健国 杨刚	硕士 正高 博士	021 021 021	基于小波神经网络的航空发动机建模研究	南京航空航天大学学报	2004.36.06	
27	袁春飞 孙健国 熊智 李松林	博士 正高 硕士 博士	021 021 021 021	推进系统优化控制模式研究	航空动力学报	2004.19.01	
28	杨刚 孙健国	博士 正高	021 021	Reduced Order H_{∞} /LTR Method for Aeroengine Control System	Chinese Journal of Aeronautics	2004.17.03	
29	袁春飞 陈雪强 张天宏 孙健国	博士 硕士 副高 正高	021 021 021 021	基于 DSP 和 CAN 的飞/推综合控制优化计算机设计	南京航空航天大学学报	2004.36.04	
30	袁春飞 孙健国 姚华	博士 正高 研究员	021 021 614 所	航空发动机模型参考模糊自适应控制	南京航空航天大学学报	2004.36.02	
31	杨刚 孙健国	博士 正高	021 021	一种新的控制系统 H_{∞} /LTR 设计方法	航空学报	2004.25.02	
32	陈恬 孙健国	博士 正高	021 021	基于跟踪滤波器的航空发动机直接推力控制	中国航空学会第十二届发动机自动控制学术会议	2004	
33	周维 孙健国	硕士 正高	021 021	“橡皮”发动机模型概念研究	中国航空学会动力分会第五届小发动机学术研讨会	2004	
34	严后选 张天宏 孙健国	博士 副高 正高	021 021 021	旋转机械测量中信号无线传输探讨	中国航空学会动力分会第五届小发动机学术研讨会	2004	
35	陈恬 孙健国	博士 正高	021 021	粗集理论在发动机气路部件故障诊断中的应用	中国航空学会第十二届发动机自动控制学术会议	2004	
36	袁鸯 孙健国	硕士 正高	021 021	基于神经网络的航空发动机自适应实时模型研究	中国航空学会第十二届发动机自动控制学术会议	2004	
37	袁春飞 孙健国 姚华	博士 正高 研究员	021 021 614 所	基于遗传算法的推进系统多目标优化控制	中国航空学会第十二届发动机自动控制学术会议	2004	
38	杨刚 孙健国 姚华	博士 正高 研究员	021 021 614 所	航空发动机多目标优化解耦控制设计方法	中国航空学会第十二届发动机自动控制学术会议	2004	

基于 DSP 的航空发动机转速传感器设计*

徐 科, 黄金泉, 张天宏, 蒋文亮

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏 南京 210016)

摘 要: 提出了一种基于 TMS320 LF2407A DSP 的航空发动机智能转速传感器。设计了转速信号处理电路、显示电路、数字信号处理 (DSP) 与控制器局域网 (CAN) 总线接口电路和电源电路。提出采用动态分频技术的转速测量方法, 并分析了其在 2407A DSP 上的实现, 提高了转速测量的精度。实验结果表明该智能转速传感器功能强大、实时性好、精度可达 0.01%, 可应用于航空发动机分布式控制系统中。

关键词: 航空发动机; 转速测量; 智能传感器; 数字信号处理

中图分类号: V241.73

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055 (2004) 02-0180-04

A speed sensor design based on DSP for aeroengines

XU Ke, HUANG Jin-quan, ZHANG Tian-hong, JIANG Wen-liang

(Coll. of Energy and Power Engineering Nanjing Univ. of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: A smart speed sensor based on DSP for aeroengines was proposed. The speed signal processing circuit, the driving LED circuit, and the interface circuit between DSP and CAN buses were designed. A new speed measurement method by dynamically dividing frequency of speed signal was proposed. The precision of speed measurement was improved. The experiment indicates that the real-time response of the smart speed sensor has satisfactory performance and the relative error of speed measurement is less than 0.01%. The smart speed sensor is suitable for aeroengine distribution control systems.

Key words: Aircraft engine; Rotating speed measurement; Intelligent sensor; Digital signal processing

1 引 言

分布式控制是航空发动机控制的重要发展方向^[1,2]。分布式控制系统把低级处理功能从 FADEC 系统的电子控制器 EEC (Electronic engine control) 下放到现场的传感器和作动器中, FADEC 仅仅完成高级控制逻辑和算法功能, 在传感器和作动器中集成微处理器, 使之成为智能传感器和智能作动器, 并通过数据总线与 EEC 通讯。用智能装置代替 EEC 实现激励、滤波、A/D、时间平均、测量、线性化、温度补偿等一些简单功能, 减轻了电缆的重量。智能传感器和智能执行机构以固定的速率通过数据总线向 EEC 发送信号和状态信息。

转速是航空发动机中非常重要的一个状态参数, 本文的智能转速传感器是针对航空发动机控制系统

中经常采用的磁电式测量元件 (音轮) 设计的。音轮与转轴一起在磁场中旋转, 连续旋转时由于电磁感应从线圈中输出连续的脉冲信号, 从而将发动机的转速转变为具有一定频率的脉冲信号。脉冲信号频率与转速的关系为

$$f = nz/60 (\text{Hz}) \quad (1)$$

式中 n 为发动机转速 (r/min), z 为音轮的齿数, f 为脉冲的频率值。通过式 (1) 可以很方便地从脉冲频率计算出转速, 因此本文下面的转速测量均是针对脉冲信号的频率测量, 所提及的转速信号实际指的也是音轮输出的脉冲频率信号。音轮转速测量范围为几百 r/min ~ 几万 r/min, 输出频率为 20 Hz ~ 20 kHz。

传统的单片机由于运算速度慢、功能单一、没有片内存储器等缺点不能胜任分布式控制智能装置的要求。数字信号处理 (DSP) 的高速运算能力使很多

* 收稿日期: 2003-05-26; 修订日期: 2003-09-25。

基金项目: 航空科学基金资助 (03C52020)。

作者简介: 徐 科 (1979—), 男, 硕士生, 研究领域为航空发动机控制。

复杂的控制算法和功能得以实现,而且 DSP 将实时处理能力和控制器的外设功能集于一身,因此本文选用 DSP 作为智能转速传感器的微处理器,设计了一种在实验室环境下基于 TMS320 LF2407A DSP 的航空发动机分布式控制系统智能转速传感器。该智能传感器集成度高、实时性好、精度高、组网能力强,适合于分布式控制系统。

2 转速测量的方法

转速测量的方法主要有测频法和测周法。测频法在一定时间间隔 t 内,计数转速信号的脉冲数为 N ,则转速信号频率 $f_x = N/t$,其误差来自于 N 的整数量化造成的 ± 1 误差,最大相对误差 $E_{\max} = (1/N) * 100\%$ 。测周法在被测转速信号的一个周期内,计数内部时钟的脉冲数 m_0 ,则转速信号频率 $f_x = f_c/m_0$, f_c 为内部时钟频率,其误差来自于计数脉冲的整数量化造成的 ± 1 误差,最大相对误差 $E_{\max} = (1/m_0) * 100\%$ 。测频法和测周法在整个转速测量范围内均不能获得较高的精度。

2.1 动态分频法

针对测周法在高转速时误差较大,本文提出采用动态分频技术^[3]的转速测量方法,将被测转速的频率进行 $1/m_1$ 分频,即在被测转速信号的 m_1 个周期内,计数内部时钟的脉冲数 m_2 ,则转速信号频率

$$f_x = f_c m_1 / m_2 \quad (2)$$

式中 m_1 是变化的,根据所测转速的值变化,转速越高, m_1 越大;转速越低, m_1 越小。 m_2 始终保持为一个较大的数,最大相对误差

$$E_{\max} = (1/m_2) * 100\% \quad (3)$$

误差与转速无关,这样就解决了测周法在转速较高时 m_0 较小而带来的较大误差问题,可以达到非常高的精度。本文即采用动态分频法进行转速测量。

3 智能转速传感器系统构成及设计

3.1 TMS320 LF2407A DSP 结构、特点

TMS320 LF2407A DSP 是一款低价格,高性能的 16 位定点 DSP,有以下一些特点^[4]:功耗低,供电电压降为 3.3V;实时性好,指令最快执行速度可达 40MIPS;片内自带 32K 字的 FLASH 程序存储器,2.5K 字的数据/程序 RAM;两个事件管理器(EVA 和 EVB),各包括:两个 16 位通用定时器、8 个 16 位的 PWM 通道、3 个捕捉单元、2 个正交编码脉冲单元;总

共 16 通道的 10 位 A/D 转换器;串行通信接口(SCI)和 16 位的串行外设接口(SPI);内嵌 CAN2.0B 模块;看门狗定时器模块和基于锁相环的时钟发生器;高达 40 个可单独编程或复用的通用输入/输出引脚(GPIO)。

3.2 智能转速传感器系统构成

智能转速传感器系统构成(图 1)主要包括上电自检电路、转速信号处理电路、显示电路、DSP 与 CAN 的接口电路和电源电路几部分。

智能转速传感器具有上电自检功能,上电时电子模拟开关先拨到上电自检电路,上电自检电路产生一个固定频率的正弦波信号,2407A DSP 首先测量出这个正弦波信号的频率,判断这个频率是否和其设定频率一致,如一致则认为电路工作正常,将电子模拟开关拨到发动机转速信号,测量发动机的转速,并通过显示电路显示出来;如不一致则通过 CAN 总线发出报警信号。

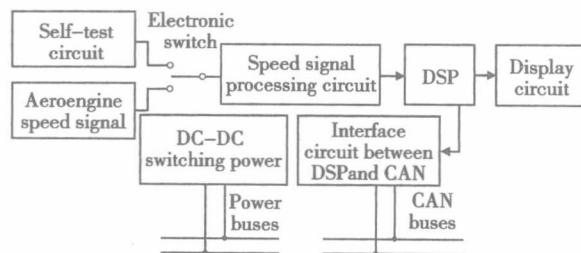


Fig.1 Hardware structure of smart speed sensor

3.3 转速信号处理电路

转速信号处理电路包括钳位、放大、比较和光隔组成(图 2)。电子开关的控制信号由 DSP 的 I/O 口输出。采用两个二极管反向并联将输入信号钳制在 $\pm 0.7V$ 左右,这样防止当转速较高时,过高的输入信号将电路损坏。利用 LM358 组成的反相放大电路,将 $\pm 0.7V$ 放大到 $\pm 7V$ 左右。由 LM393 组成时滞比较电路,这样可以有效防止波形不稳造成的比较不准。比较电路的比较基准选为地,经过比较电路,转速信号变成了方波信号。由于发动机的转速信号频率最高不超过 20kHz,所以光隔选用 TIL117 就可以了,将方波信号的幅值变为 0~3.3V,而且还隔离了模拟电路与数字电路,增强了抗干扰能力。最后将信号接入 2407A DSP 的 TCLKINA(EVA 的外部时钟输入引脚)来实现转速测量。

3.4 显示电路

2407A DSP 利用其自带的 16 位 SPI 模块,可以很

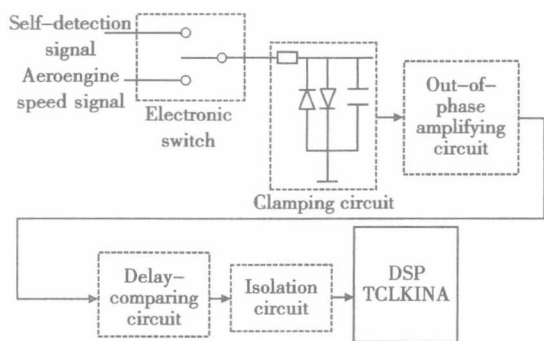


Fig.2 Speed signal processing circuit

方便地驱动外设芯片,如数码管显示电路。考虑到智能转速传感器的集成度和体积,只是在其上预留了显示电路接口。显示电路采用由 74LS164 组成的移位静态显示方式,具有抗干扰能力强,显示亮度高,稳定可靠,编程简单等优点。只需将 2407A DSP 的 SPI 口的 SPISIMO 和 SPICLK 与其相连即可,其中 SPISIMO 作为数据线,SPICLK 作为时钟线,软件采用 8 位发送的方式。2407A DSP 是 3.3V 供电,显示电路是 5V 供电,本文用 74LS245 实现电平转换。

3.5 DSP 与 CAN 总线的接口电路

CAN 总线是现场总线中的一种,采用等层通信和总线拓扑结构,具有下列主要特性^[5]:采用循环冗余码检验、框架检测、确认信号出错检测、总线监控、位填充等 5 种错误监测和纠错措施,具有很高的可靠性,平均误码率小于 10^{-11} ;采用独特的位仲裁技术,实时性好;最高位传输率达 1Mbps,远距离可达 10km;采用双绞线作通信介质,接口简单,组网成本低。CAN 的种种优点使得它成为分布式控制系统数据总线理想的选择^[6]。2407A DSP 芯片内嵌 CAN 控制器,该芯片与 CAN 物理总线的接口采用 82C250 驱动器芯片。82C250 采用阻抗为 120Ω 双绞线作通信介质,信号采用差动发送和差动接收。为了增强抗干扰能力,在 2407A DSP 与 82C250 之间加高速光隔,光隔采用 6N137 芯片,其速度为 10MHz。

3.6 电磁干扰产生和抑制

本文主要采用光隔和滤波技术进行抗电磁干扰^[7]。总线是智能转速传感器连接航空发动机其他控制装置的桥梁,因此外部总线是其最主要的电磁干扰来源。开关电源因为体积小、效率高、稳压范围宽,适合组成分布式控制的电源总线,开关电源同时也是一个极大的电磁干扰源。为提高抗干扰能力,本文选用了隔离型的 DC/DC 模块,将外部电源总线与

电路板的电源线隔离开;利用电感和电容组成滤波电路,可以有效的抑制 DC/DC 模块的电磁干扰。CAN 总线与 DSP 采用 6N137 光隔相连。电路板设计上将模拟电路与数字电路完全分开,用光隔进行连接;采用了大量的滤波电容;并进行了大面积铺铜,有效地增强了抗干扰的能力。实际运用时加装屏蔽外壳以抑制发动机运行环境对其产生的电磁干扰。本文是针对频率量的测量,而频率量抗干扰能力较强,当采用了以上措施后,该智能转速传感器基本上不受电磁干扰的影响,均可以获得满意的测量结果。

4 软件设计

4.1 智能转速传感器智能化软件设计

智能化软件^[8]主要由上电自检、自诊断、转速测量、报警、通信几部分组成。整个程序采用汇编语言和 C 语言混合编程,初始化程序、中断程序用汇编语言编写,计算程序用 C 语言编写。自诊断主要判断转速测量值与转速变化值是否超出实际范围,如超出实际范围则报警。转速测量是整个程序的核心部分,本文采用动态分频法进行转速测量。

动态分频的关键是如何决定 m_1 ,本文采用一个简单可行的方法实现动态分频。首先用测周法测量出 m_0 ,然后用一个常数 K 来除以 m_0 就可以求得 m_1 。2407A DSP 有 4 个定时/计数器,这里使用 T1 作为内部时钟计数, T2 作为外部转速信号(信号由 TCLKINA 输入)计数。T2 设为每 m_x 个转速频率信号产生一次中断,在这次中断中读取 T1 计数器 T1CNT 的值 m_2 。先让 $m_x = 1$,测出 m_0 ;接着让常数 $K/m_0 = m_1$,这里采用整数除法,不计小数;然后 $m_x = m_1$,测出 m_2 ,根据公式 $f_x = f_c m_1 / m_2$ 计算出转速信号频率,这里计算保留小数位以确保精度。在外部晶振为 15MHz,内部系统 2 倍频, T1 设为 1/128 分频, T2 设为 1/1 分频外部转速信号,转速信号频率范围为 20Hz ~ 20kHz 时, m_0 的取值范围为 0BH ~ 2DC8H,因此可以取常数 $K = 2DC8H$ 。

4.2 误差分析及实验结果

表 1 为智能转速传感器的实验结果。转速动态分频法的最大相对误差 $E_{\max} = (1/m_2) * 100\%$, $K/m_0 = m_1$, $m_2 \approx m_1 * m_0$,所以最大相对误差

$$E_{\max} \approx (1/K) * 100\% \quad (4)$$

$K = 2DC8H$, $E_{\max} \approx 0.00853\%$,精度非常高,完全满足了航空发动机控制的要求。(下转第 186 页)

行域上分别寻优,将其中的最小值作为最优解。

(4) 干涉分析

得到最优刀轴矢量后,还需进行干涉分析,判断刀具是否与相邻叶片干涉,干涉分析是笔者前期的工作,参见文献[5]。如果出现干涉,则在可行域内在最优解 α_{opt} 附近取一值,再进行干涉分析,直到得到无干涉刀位;如果总是不能避免干涉,则说明在当前工作台倾角 θ 下,此铣床不能实现当前点的加工。严格意义上讲,干涉条件应该为一个约束条件,但考虑到干涉分析本来比较复杂,若将此约束加入到求解数学模型中,无疑将大大增加优化过程的复杂性,所以将干涉分析单独考虑。

3 结论

本文在分析了四坐标铣床加工叶轮局限性的基础上,提出了确定加工刀位的方法。利用机床主轴作为初始刀轴矢量,再经过旋转变换产生一组刀轴矢量,并在这组矢量中搜索出与给定刀位最近的矢量,将其作为最终的刀轴矢量。这种方法所得到的刀位可以保证在四坐标机床上实现,所述方法已用于四坐

标叶轮的数控加工编程中,证明是可行的。

参考文献:

- [1] 胡新平,李中庆. 用四坐标数控铣床加工整体叶轮[J]. 推进技术,1993,14(2). (HU Xin-ping, LI Zhong-qing. Processing integral impeller 4-coordinate numerically controlled milling machine[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 1993, 14(2).)
- [2] Wu C Y. Arbitrary surface flank milling of fan, compressor, and impeller blades[J]. *Transactions of the ASME, Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 1995, 117.
- [3] Vafaesefat, ElMaraghy H A. Optimal workpiece orientations for machining of sculptured surfaces[J]. *Proceeding Institute of Mechanical Engineerings*, 2000, 214(Part B).
- [4] 孙春华,陈皓晖,刘华明. 整体叶轮侧铣数控加工刀位轨迹生成新方法[J]. 推进技术,2000,21(5). (SUN Chun-hua, CHEN Hao-hui, LIU Hua-ming. Algorithm for NC cutter path generation during cylindrical milling integrated impeller[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2000, 21(5).)
- [5] 蔡永林,席光,樊宏周,等. 曲面5轴加工中全局干涉检查与刀位修正[J]. 机械工程学报,2002,(9).

(编辑:王居信)

(上接第182页)

Table 1 Experimental result of intelligent rotating speed sensor

Speed signal frequency/Hz	20	100	500	1000	5000	10000	15000	20000
Experimental result/Hz	19.9979	99.9979	500.032	1000.01	4999.89	10000.1	14999.7	20000.3

5 结论

DSP 的强大功能使它成为智能装置微处理器的理想选择。本文所设计的基于 2407A DSP 的智能转速传感器集成度高、外围电路少、抗干扰能力强、模块化程度高,只需 2 根 CAN 总线,2 根电源总线就可以方便地与外界相连;智能化程度高,可实现上电自检、自校正、自诊断、数值处理、通信等功能;实时性好,2407A DSP 运行速度最快可以达到 40M;软硬件配置灵活,动态分频法测量转速可以达到 $< 0.01\%$ 的精度。该智能转速传感器不仅适用于航空发动机的转速测量,还适用于其他场合的转速测量,具有广泛的应用前景。在此基础上,我们可以很容易地开发出其他智能传感器,如温度、压力、位移等,为进一步研究航空发动机分布式控制系统奠定了基础。

参考文献:

- [1] 黄金泉,徐科. 航空发动机分布式控制系统结构分析

[J]. 航空动力学报,2003,18(5).

- [2] Shaffer P L. Distributed control systems for turbine engines [J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 1999, 121:102 ~ 107.
- [3] 王军政. 电液伺服阀控马达速度闭环数字控制系统的应用研究[J]. 北京:北京理工大学学报,2002,22(2).
- [4] 刘和平,严利平,张学锋,等. TMS320LF240X DSP 结构、原理及应用[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,2002.
- [5] 阳宪惠. 现场总线技术及其应用[M]. 北京:清华大学出版社,1999.
- [6] Thompson H A. A CANbus-based safety-critical distributed aero-engine control systems architecture demonstrator[J]. *Microprocessors and Microsystems*, 1999, 23:345 ~ 355.
- [7] 李本忍,宁玉杰. 工业控制系统抗电磁干扰技术研究[J]. 小型微型计算机技术,1994,15(2).
- [8] 刘君华. 智能传感器系统[M]. 西安:西安电子科技大学出版社,1999.

(编辑:王居信)

基于分布式控制的航空发动机智能温度传感器*

徐 科, 黄金泉

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏 南京 210016)

摘 要: 提出了一种基于分布式控制, 用 AD595 和 TMS320 LF2407A DSP 构成的航空发动机智能温度传感器。设计了热电偶测温电路、报警电路、显示电路接口并讨论了分布式控制的总线选择。用切比雪夫分段拟合的方法进行了热电偶的非线性校正。实验结果表明, 该智能温度传感器结构简单、能够实时报警、准确度较高(相对误差小于 1%), 适用于航空发动机分布式控制系统。

关键词: 分布式控制; 智能温度传感器; 热电偶

中图分类号: V233.7; TP212

文献标识码: A

文章编号: 1000-9787(2004)01-0024-04

Smart temperature sensor for aeroengine based on distributed control

XU Ke, HUANG Jin-quan

(Coll of Energy and Power Engin, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: Based on distributed control, a smart temperature sensor for aeroengines with AD595 and TMS320 LF2407A DSP was proposed. Thermocouple measurement circuit, alert circuit, and interface circuit for display were designed. The choice of buses for distributed control was discussed. Nonlinear calibration of thermocouple was executed by Chebychev method. Experiment result indicates that the smart temperature sensor is simple, can give the real-time alarm, and its precision is less than 1%. The smart temperature sensor can be applied to aeroengine distributed control systems.

Key words: distributed control; smart temperature sensor; thermocouple

0 引 言

分布式控制是航空发动机控制的重要发展方向^[1]。分布式控制系统把低级处理功能从集中式控制系统的电子发动机控制器 EEC(electronic engine controller)中下放到现场的传感器和作动器中, EEC 仅仅完成高级控制逻辑和算法功能, 在传感器和作动器中集成微处理器, 使之成为智能传感器和智能作动器, 并通过数据总线与 EEC 通讯。用智能装置代替 EEC 实现滤波、A/D、时间平均、测量、偏移、线性化、温度补偿等一些简单功能, 减少了电缆的质量。智能传感器和智能执行机构以固定的速率通过数据总线向 EEC 发送信号和状态信息。涡轮温度是评价发动机性能、试车过程监控、数控系统设计的一个重要参数, 涡轮温度测量的准确性与传感器是否出现故障直接影响发动机的性能评价。传统的测温方法由于传感器信号经过很长的电缆到达

EEC 而造成温度信号在电缆上的损耗和干扰, 而且对传感器的故障不能实时检测会造成控制系统失效。因此, 本文针对航空发动机中常用的温度测量元件——热电偶, 基于分布式控制, 在实验室环境下, 提出了用 AD595 和 TMS320 LF2407A DSP 构成航空发动机智能温度传感器的方案。

1 热电偶测温的主要问题

热电偶是航空发动机中测量涡轮温度经常使用的温度测量元件, 其中, K 型热电偶^[2]由于性能稳定、价格低廉、电势较大, 热电特性接近线性而在航空发动机中得到广泛使用。热电偶使用中的主要问题是: (1)冷端温度补偿; (2)故障报警; (3)非线性校正。如何解决上述问题一直是工程技术人员研究的课题。传统的温度补偿^[3]常采用 0℃恒温法、补偿导线法、电桥补偿法, 需要专门的恒温装置, 或对导线和其连接方式有严格要求, 或需另加补

收稿日期: 2003-08-04

* 基金项目: 航空科学基金资助(03C52020)

偿电路,满足这些要求必然会使结构复杂,体积增大,均不符合分布式控制智能传感器的要求。热电偶故障通常是由处理器采用查询方式判断,不能实时报警。非线性校正由微处理器通过查表或曲线拟合的方法解决,传统的单片机由于运算速度慢、功能单一、没有片内存储器等缺点不能胜任分布式控制的要求。本文通过使用 AD595 和 2407A DSP 组成基于分布式控制的智能温度传感器,解决了上述问题。

2 硬件设计

2.1 AD595 的结构、特点

AD595 是专为 K 型热电偶设计的信号放大芯片,经激光修整配合 K 型热电偶工作,具有冷端温度自动补偿、热电偶断线实时报警、输出线性度高(近似 $10\text{ mV}/^{\circ}\text{C}$)、低功耗(小于 1 mW)、供电电压范围宽(供电电压不同,测温范围不同)等特点。AD595 输入端短接时,由于其自动进行冷端温度补偿,此时输出就相当于大气温度的测量值。AD595 经激光修整有如下关系:

$$V_k = V_0/247.3 - 11 \quad (1)$$

式中 V_0 为 AD595 输出电压; V_k 为热电偶输出电压, mV 。

2.2 TMS320 LF2407A DSP 结构、特点

DSP 的高速运算能力使很多复杂的控制算法和功能得以实现,而且 DSP 将实时处理能力和控制器的外设功能集于一身,所以,近年来应用越来越广泛。

TMS320 LF2407A DSP 有以下一些特点^[4]: 功耗低,供电电压降为 3.3 V ; 实时性好,指令最快执行速度可达 40 MIPS ; 片内自带 32 k 字的 FLASH 程序存储器, 2.5 k 字的数据/程序 RAM; 2 个事件管理器各包括: 2 个 16 位通用定时器、8 个 16 位的 PWM 通道、3 个捕捉单元、2 个正交编码脉冲单元; 总共 16 通道的 10 位 A/D 转换器; 串行通信接口和 16 位的串行外设接口 (SPI); 内嵌局域网控制器 CAN2.0B 模块; 看门狗定时器模块和基于锁相环的时钟发生器; 高达 40 个可单独编程或复用的通用输入/输出引脚。

因为 2407A DSP 有以上的特点,所以,本文选用 2407A DSP 作为分布式控制中智能温度传感器的微处理器。

2.3 总线选择

航空发动机分布式控制系统中数据总线和电源

总线是非常重要的设计环节。数据总线^[5]有 MIL-STD-1553、ARINC 429、RS485、Field bus、CAN 等几种选择。其中, CAN 总线^[6]具有很高的可靠性,平均误码率小于 10^{-11} ; 采用独特的位仲裁技术,实时性好; 最高位传输率达 1 Mbit/s , 远距离可达 10 km ; 采用双绞线作通信介质, 接口简单, 组网成本低。鉴于 CAN 总线的种种优点和 2407A DSP 内集成 CAN 控制器, 因此, 本文选择 CAN 总线作为航空发动机分布式控制系统中智能温度传感器的数据总线。

电源总线有 DC 开关电源、DC 线性稳压电源、单相方波 AC、单相正弦波 AC、三相正弦波 AC 等几种选择方案。DC 开关电源把 FADEC 的 28 VDC 转换为智能装置上模拟和数字电路的 DC 电压, 对现有的 FADEC 电源系统只有很小的改动, 电源使用效率高; 缺点是花费和体积较大, 然而现在 DC 开关电源技术发展迅猛, 目前, DC 开关电源的花费和体积均大大减小, 已经能够满足分布式控制的需要, 因此, 本文选用 DC 开关电源构成智能温度传感器的电源总线。

2.4 智能温度传感器构成

智能温度传感器构成如图 1 所示。

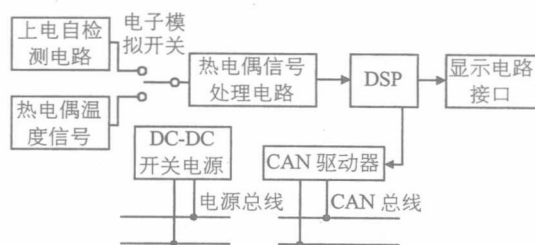


图1 智能温度传感器构成

Fig 1 Structure of smart temperature sensor

主要包括上电自检检测电路、热电偶信号处理电路、显示电路接口、DSP 与 CAN 的接口电路和电源电路几部分。智能温度传感器具有上电自检功能, 上电时电子模拟开关先拨到上电自检检测电路, 上电自检检测电路用可调电阻器分压产生一电压(对应着相应温度), 2407A DSP 首先测量出这个温度值, 判断这个测量值是否和设定温度一致, 如一致则认为电路工作正常, 将电子模拟开关拨到热电偶温度信号, 测量发动机的温度, 通过显示电路显示并将测量值通过 CAN 总线发送给 EEC; 如不一致则通过 CAN 总线向 EEC 发出故障报警信号。

2.5 热电偶温度信号处理电路

热电偶温度信号处理电路如图 2 所示, 主要包

括热电偶测温电路、报警电路、电压幅值调整电路。

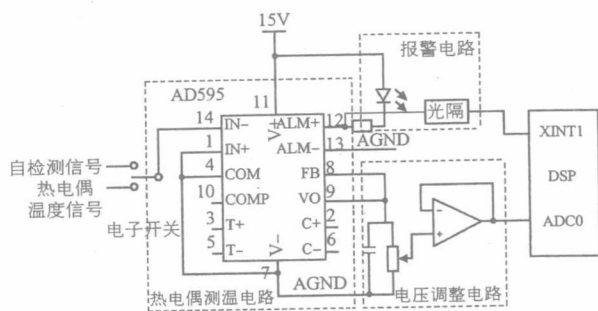


图2 热电偶温度处理电路

Fig 2 Processing circuit of thermocouple temperature signal

AD595 的供电模式设为单端供电, V_+ 接 15 V, V_- 接地, 测温范围为 $0 \sim 1250^\circ\text{C}$, 基本满足了涡轮后温度 t_4^* 的测量要求。IN+ 接地, IN- 接温度信号, 接入 AD595 的为负电压信号。由于 AD595 的输出电压并不能直接匹配 2407A DSP 的 AD 转换电压, 2407A DSP 的 AD 参考低电压为 0 V, 参考高电压为 3.3 V, 因此, 需要通过电压调整电路将电压幅值调整为 $0 \sim 3.3\text{ V}$ 之间接入 2407A DSP, 再用一级运算放大器组成跟随器对 A/D 转换的电压进行缓冲, 最后接入 ADC0 引脚。AD595 具有故障实时诊断能力, 不仅能报警热电偶断线, 而且对于超过范围的温度信号也发出报警信号。报警信号在电路板上以发光二极管发光报警, 同时将报警信号通过光隔接入 2407A DSP 的 XINT1(外部中断引脚), 触发外部中断, 调用中断程序将报警信号通过 CAN 总线发送到 EEC 中。

2.6 其它电路

考虑到智能温度传感器的集成度和体积, 只是在智能温度传感器上预留了显示电路接口。显示电路采用由 74LS164 组成的移位静态显示方式。2407A DSP 利用其自带的 SPI 模块, 可以很方便地驱动数码管显示电路, 只需将 2407A DSP 的 SPI 接口的 SPISIMO 引脚作为数据线, SPICLK 引脚作为时钟线, 与显示电路相连即可, 软件采用 8 位发送的方式。2407A DSP 是 3.3 V 供电, 显示电路是 5 V 供电, 本文用 74LS245(8 总线收发器) 实现电平转换。

2407A DSP 与 CAN 物理总线的接口采用 82C250 驱动器芯片。82C250 采用阻抗为 $120\ \Omega$ 双绞线作通信介质, 信号采用差动发送和差动接收。为了增强抗干扰能力, 在 2407A DSP 与 82C250 之间加高速光隔 6N137 芯片, 其速度为 10 MHz。

为提高抗干扰能力, 整个电路板采用了大面积

网格铺铜, 并使用了大量的滤波电容器。该智能温度传感器硬件电路简单、集成度高、大部分元件采用表面贴装技术, 节省了电路板空间, 占用空间很小, 整个智能温度传感器的体积不足 50 cm^3 , 符合分布式控制智能装置的体积要求。

3 软件设计

3.1 热电偶的非线性校正

AD595 已经解决了热电偶的冷端温度补偿和故障报警问题, 但并没有解决热电偶输出的非线性问题, 因此, 需要通过软件校正的方法来进行非线性校正。本文采用切比雪夫多项式^[7] 分段拟合的方法来解决热电偶的非线性校正问题。

根据 K 型热电偶的分度表可以得到 4 段切比雪夫二次多项式的拟合方程:

$$(1) \ 0 \sim 100^\circ\text{C}: t = -0.143335 V_k^2 + 24.96293 V_k + 0.090204131; \quad (2)$$

$$(2) \ 100 \sim 500^\circ\text{C}: t = -0.05111291 V_k^2 + 25.4977 V_k - 4.04997; \quad (3)$$

$$(3) \ 500 \sim 1000^\circ\text{C}: t = 0.0572003 V_k^2 + 20.6327 V_k + 50.09108; \quad (4)$$

$$(4) \ 1000 \sim 1250^\circ\text{C}: t = 0.1852966 V_k^2 + 9.829392 V_k + 278.425; \quad (5)$$

式中 t 为温度, $^\circ\text{C}$; V_k 为热电偶输出电压, mV。

3.2 智能温度传感器的智能化软件设计

整个程序采用汇编语言和 C 语言混合编程, 初始化程序, 中断程序用汇编语言编写, 计算程序用 C 语言编写。整个程序设计流程如下: 首先初始化 2407A DSP, 然后运行上电自检程序, 发现异常则通过 CAN 总线报警, 正常则进行多次 AD 转化并取平均值, 计算出 AD595 输出电压, 通过式(1) 得出 V_k , 再通过拟合式(2), 式(3), 式(4), 式(5) 计算出测量温度; 整个程序运行过程中如有故障报警(热电偶断线或测量温度超过范围), 则会触发 XINT1 外部中断, 通过 CAN 总线向 EEC 实时报警。

4 实验结果及误差分析

实现 $0 \sim 1250^\circ\text{C}$ 的温度测量需要一套专门的设备, 使用极其不方便而且昂贵, 因此, 实验采用模拟^[8] 的方法进行。根据 K 型热电偶的分度表, 用直流电位差计给 AD595 输入相应温度对应的电压。由于接入的不是实际的热电偶, 而 AD595 又自动进行温度补偿, 温度补偿的结果相当于在 AD595 的输出端自动叠加了一个相当于大气温度的电压值, 所以, 应该在 2407A DSP AD 转换计算的结果上减去大气温

度对应的电压值才是 AD595 的准确输出 V_0 。

2407A DSP 自带 10 位 AD 转换,准确度较低,本文采用连续转换 10 次然后取平均值的方法,但是要注意第 1 次转换的值往往很不准确,应取第 2 次到第 11 次共 10 次的值取平均值,可以有效地提高转换准确度。实验时 AD595 的 1,14 脚短接测量到的大气温度电压值为 284.4 mV,测量结果见表 1 所示。

表 1 智能温度传感器实验结果

Tab 1 Experiment result of smart temperature sensor

K 型热电偶 输出(mV)	对应温 度(℃)	测量温 度(℃)	K 型热电偶 输出(mV)	对应温 度(℃)	测量温 度(℃)
0	0	0	29.128	700	699.40
4.095	100	99.052	33.277	800	799.63
8.137	200	198.920	37.325	900	899.57
12.207	300	298.790	41.269	1000	998.44
16.395	400	399.620	45.108	1100	1098.10
20.640	500	500.180	48.828	1200	1200.10
24.902	600	598.520	50.633	1250	1248.30

4 段拟合多项式的最大相对误差为 0.494 %, AD595 放大电压和 2407A DSP 进行 AD 转换都会造成一定的误差。AD595 随着测量温度的升高误差增大,最大误差不超过 $\pm 1^\circ\text{C}$ (AD595 C 型); 2407A DSP 在 AD 转换时会产生整数量化误差和一定的线性偏差,转换电压较低时误差较大。综合各方面因素,结合实验结果,该智能温度传感器的最大相对误差在 1% 以内。

5 结 论

本文所设计的基于分布式控制,用 AD595 和 2407A DSP 构成的航空发动机智能温度传感器结构简单、体积小、模块化程度高、组网能力强,可以很

方便地与其他智能装置组成分布式控制系统;智能化程度高,可实现上电自检、非线性校正、故障自诊断、数值处理、通信等功能;实时性好,具有故障实时报警功能,2407A DSP 40MIPS 的运算速度使数值运算的时间大大减少;准确度较高,最大相对误差小于 1 %,可以满足航空发动机控制的需要。分布式控制将成为继集中式控制之后航空发动机控制系统的重要发展方向。本文所设计的智能温度传感器符合航空发动机分布式控制系统的要求,已经和其它智能装置在实验室构成了一个小的分布式系统,为进一步研究航空发动机分布式控制系统打下了基础。

参考文献:

- [1] Shaffer P L. Distributed control systems for turbine engines[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1999, 121: 102-107.
- [2] 曾俊英. 航空动力装置控制(元件部分)[M]. 北京:航空工业出版社,1995. 100-107.
- [3] 黄继昌,徐巧鱼,张海贵,等. 传感器工作原理及应用实例[M]. 北京:人民邮电出版社,1998. 13-18.
- [4] 刘和平,严利平,张学锋,等. TMS320LF240X DSP 结构、原理及应用[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,2002. 1-2.
- [5] Fletcher T R. Convenient airborne MIL-STD 1553 multiplex data bus data acquisition system[J]. Canadian Aeronautics and Space Journal, 1993, 39(4): 185-190.
- [6] 阳宪惠. 现场总线技术及其应用[M]. 北京:清华大学出版社,1999. 309-321.
- [7] 徐士良. C 常用算法程序集[M]. 北京:清华大学出版社,1993. 365-369.
- [8] 苏三买,郭伟名. 一种测量航空发动机 T_4^* 温度的新方法[J]. 宇航计测技术,2000,20(6):52-55.

作者简介:

徐科(1979-),男,江苏兴化人,硕士研究生,主要从事航空发动机控制的研究。

信息纵横

告 示

自 2004 年第 1 期起,本刊原设的《企业之窗》和《名人介绍》两个栏目合并为《企业风采》,继续报道敏感行业企(事)业在国家政策导向下,坚持改革开放,与时俱进,开拓创新,在人才培养、科技攻关、新品开发和规模生产等方面取得的优异业绩以及在体制改革、企业管理、经营策略、技术改造、产品出口和境外办厂等方面的创业经验,以达互相交流,共同发展之目的。本栏目报道内容坚持实事求是的原则,并应突出重点,文句精炼,文责自负。本栏目实行免费服务,欢迎协会会员单位及本行业企(事)业广为利用这一宣传先进品牌和创业风采的信息平台。

《传感器技术》编辑部

基于无迭代解法的航空发动机实时模型

黄开明 黄金泉

(南京航空航天大学, 南京 210016)

刘 杰 周剑波

(中国航空动力机械研究所, 株洲 412002)

摘要:研究了航空发动机部件级模型, 考虑了容积惯性; 采用无迭代法保证模型的实时性, 并较详细地研究了初值条件较详细的研究。给出了某型发动机慢车以上状态的气体热、动力学实时模型仿真结果。

关键词:航空发动机 实时模型 容积动力学 无迭代法

An Aeroengine Real Time Model Based on Non-Iterative Method

Huang Kaiming Huang Jinquan

(Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Liu Jie Zhou Jianbo

(Zhuzhou Aviation Powerplant Research Institute of China, Zhuzhou 412002, China)

Abstract: An aeroengine real-time model was constructed with the component-by-component method considering volume dynamics. The non-iterative method was adopted to ensure a good real-time model performance. The simulated results of power ratings were presented for the aeroengine.

Key words: aeroengine; real-time model; volume dynamics; non-iterative method

1 引言

建立发动机的实时数学模型是进行实时仿真和研究半物理仿真实验器的基础, 而部件级模型是各种发动机实时模型的基础。发动机部件级模型建立的基本原理是求解描述发动机热力过程特性的非线性方程组。建立发动机部件级模型时, 需根据发动机的气动热力过程, 将整台发动机划分成相对独立的几大部件, 如压气机、燃烧室、涡轮、尾喷管等等。每一个部件的特性一般由 1 族相应的特性曲线来描述, 这些特性曲线通常由部件试验获得, 每个部件的气动参数之间的关系由气动热力方程及相应的特性线共同确定。在常规的航空发动机建模中, 一般都忽略比转子转动惯性小得多的容积惯性和热惯性的

影响, 认为在任意时刻部件进出口质量流量以及吸、放热均处于平衡状态, 这样可以简化和降维方程组, 但是由于发动机和流体网络中压力和流量的耦合特性, 每一循环计算中转动惯性微分方程式的右函数无法显式求得, 因此在实际计算时多假定各部件的压比为一定值, 求出上下游的流量后再修正压力, 这样需要进行反复迭代, 直到流量差达到给定的控制精度。又因为发动机由多个部件串接组成, 这使得迭代次数大大增加, 从而影响计算时间, 模型的实时性也得不到保证^[1]。为了提高实时性, 不得不忽略一些次要的气动热力特性, 采用一些近似或简化的方法, 如将部件特性用不高于三次的多项式或其他函数来拟合, 避免特性的插值计算; 降低计算复杂性, 减少计算量等等^[2], 这又使得模型的计算精度

收稿日期: 2003-05-12

第一作者简介: 黄开明(1970—)高级工程师, 1994年毕业于西北工业大学, 南京航空航天大学在读博士研究生, 研究方面为航空发动机控制与仿真。

难以满足实际工程的要求。采用容积法建立模型能够消除计算时的迭代过程,既可以缩短计算时间,又能保证模型的计算精度。

2 部件级实时模型的建立

容积法考虑了管路及连接段的容积,这样可以避免流量平衡所引起的迭代计算。因此可以将发动机各部件划分成2种类型的基本模块。一种类型是有一定控制容积的模块,如管路连接段(压气机级间容腔以及涡轮级间容腔)和燃烧室,它们的特点是有一定的容积,其进出口的压差可以忽略;另一种类型是压气机和涡轮等模块,它们的物理界面明确,其流动特性是以整个部件的特性线形式给出的,流量主要由转速和压比(膨胀比)决定。当然,要建立一个完整的模型还需要转子模块和负载模块。

在建立模型前我们作如下假定。

(1) 气体沿发动机轴向是一维定常流动,同截面上气体参数均匀;

(2) 不考虑气体动力学方程中气体的粘性和惯性力;

(3) 绝热系数 K_i 是燃气总温的函数: $K_i(T, \alpha) = K_i(T^*, \alpha)$ 。

2.1 转子动力学方程

燃气涡轮转子动力学方程:

$$\frac{dn_g}{dt} = K_{dn} \frac{P_{gt} - P_c - P_a}{n_g - J_{gt}} \quad (1)$$

动力涡轮转子动力学方程:

$$\frac{dn_{pt}}{dt} = \frac{\eta_{ge} \cdot P_{pt} - P_{sh}}{I_{pt+sh} \cdot n_{gt}} \quad (2)$$

式中: t 为时间; n_g 为燃气涡轮转速; P_{gt} 为燃气涡轮产生的功率; P_c 为压气机消耗的功; P_a 为附件提取的功; J_{gt} 为燃气涡轮惯量矩; K_{dn} 为量纲常数; n_{pt} 为动力涡轮转速; I_{pt+sh} 为旋翼和动力涡轮折合到发动机上的惯量矩; P_{pt} 为动力涡轮产生的功率; P_{sh} 为负载消耗的功率; η_{ge} 为传动机械效率。

2.2 气体热力学方程

能量方程:

$$\frac{\partial(\rho \cdot C_v \cdot T^*)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho \cdot W \cdot i)}{\partial x} = 0 \quad (3)$$

连续方程:

$$\frac{\partial}{\partial t} \cdot \frac{\partial(\rho \cdot W)}{\partial x} = 0 \quad (4)$$

状态方程:

$$\rho = P^* / RT^* \quad (5)$$

式中: T^* 为总温; P^* 为总压; ρ 为密度; C_v 为定容比热; W 为气流速度; i 为总焓; R 为气体常数。

2.3 容积动力学方程

燃烧室的容积惯性和热惯性效应由下面的非定常过程描述^[3]:

$$\frac{dT_{out}^*}{dt} = \frac{R_{out} T_{out}^*}{P_{out}^* D_g V_{cmb}} \cdot \left[G_f \cdot \left(\eta_{cmb} \cdot H_u + i_f - \frac{i_{out}}{K_{out}} \right) + \left(i_{in} - \frac{i_{out}}{K_{out}} \right) - G_{out} \cdot (K_{out} - 1) \cdot \frac{i_{out}}{K_{out}} \right] \quad (6)$$

$$\frac{dP_{out}^*}{dt} = \frac{R_{out} T_{out}^*}{V_{ch}} (G_f - G_{out}) + P_{out}^* \frac{dT_{out}^*}{T_{out}} \quad (7)$$

$$D_g = \frac{d\left(\frac{i_{out}}{K_{out}}\right)}{dT_{out}^*} \quad (8)$$

式中: G 为流量; H_u 为燃油低热值; K 为绝热指数; V_{cmb} 为燃烧室容积; η_{cmb} 为燃烧效率。

下标: f 指燃油; out 指燃烧室出口; in 指燃烧室进口。

低压压气机和高压压气机之间的容腔 V_{23} 以及燃气涡轮和动力涡轮间的容腔 V_{67} 按相同的方法处理。

2.4 叶片机方程

根据相似理论,压气机和涡轮的工作特性可以由相对换算转速 $n_{c,cr}$ 、压比 π_i 、换算流量 G_{ic} 以及效率 (η_i 来表征。例如低压压气机的计算方程为:

$$\pi_{Lc}^* = P_2^* / P_1^* \quad (9)$$

$$G_{Lc} = f(n_{c,cr}, \varphi_{Lc}, \pi_{Lc}^*) \quad (10)$$

$$\eta_{Lc}^* = f(n_{c,cr}, \varphi_{Lc}, \pi_{Lc}^*) \quad (11)$$

参数 G_{Lc} 、 η_{Lc} 由低压压气机的特性决定,一般通过实验得到。根据数据表进行插值可求得 G_{Lc} 和 η_{Lc}^* 。高压压气机和涡轮的计算与此相同。

2.5 涡轮冷却用气的计算

$$G_{\sum cool} = G_{\infty Lc} + G_{\infty Hc} \quad (12)$$

$$T_{cool} = \frac{G_{\infty Lc} \cdot T_2^* + G_{\infty Hc} \cdot T_4^*}{G_{\sum cool}} \quad (13)$$

$$i_{cool} = f(T_{cool}) \quad (14)$$

式中: $G_{\infty Lc}$ 为低压压气机后引气量; $G_{\infty Hc}$ 为高压压气机后引气量。

2.6 其他辅助模块

除了上面的方程外,还需要进气道、尾喷管和飞行条件计算模块以及计算负载耗功,由于比较简单,在此不作描述,可参见参考文献[4]。

2.7 模型结构

某涡轴发动机慢车以上状态的仿真计算过程如图1所示。首先读入数据文件,包括初始条件、飞行条件以及发动机各部件特性,随后在给定的步长内计算转子速度、发动机进口参数、各部件出口参数,模型终止时,用最后状态结果生成一个初始条件文件,作为从该状态开始仿真的初始条件。

2.8 无迭代法的初值

实际上上面所建立的各部件方程组代表了发动机的热力过程,它的求解过程与发动机工作过程相似,发动机的工作是从平衡到不平衡又到一个新平衡的过程,不需要进行热力参数的迭代。

如图1所示,本模型中没有迭代过程。在计算各部件方程时,各积分变量的初值均取上一步计算的终值,由于本模型的步长很小(0.001s),所以即使是仿真动态过程,发动机的时间常数也远大于该值,这样在一个步距内发动机的状态变化很小,各个热力参数基本保持不变,所以只要给出动态过程精确的初始条件,无迭代法就可以保证足够的精度。因此本文对初始条件进行了专门的研究。

2.8.1 基本状态的初始条件

一般可以通过试车测量或发动机的性能计算程序精确得到发动机在标准大气下的地面慢车状态、中间状态和设计点状态的输出参数,以这3个状态的值为初始值,就可以进行ISA条件下地面试车的仿真。这3个基本状态的初始条件具有如下功能。

IDLE:仿真从慢车状态到中间状态各变量的初值。

MISTART:仿真从中间状态到额定状态各变量的初值。

MAXSTART:仿真从额定功率状态到极限状态各变量的初值。

仿真时从这3个基本状态中的1个出发开始计算,根据已知参数值就可以计算出该时刻发动机的其他参数,以此为初始值就可以进行下一个步长的计算。

2.8.2 基本状态非标准情况的初始条件

如果仿真的初始条件不是研究的ISA地面状态(如 $Ma \neq 0$ 、 $H \neq 0$),那么上面给定的3个初始条

件就不能直接使用。在程序中设定了时间 t_0 ,用来计算该条件下的初值,如果仿真时间 $t < t_0$,则计算 Ma 、 H 从0达到给定值的过渡过程。 Ma 、 H 过渡过程的时间设为 $1 \sim t_0$ s。在 t_0 时间内进行计算得到对应 M 、 H 下相应状态的积分初值。

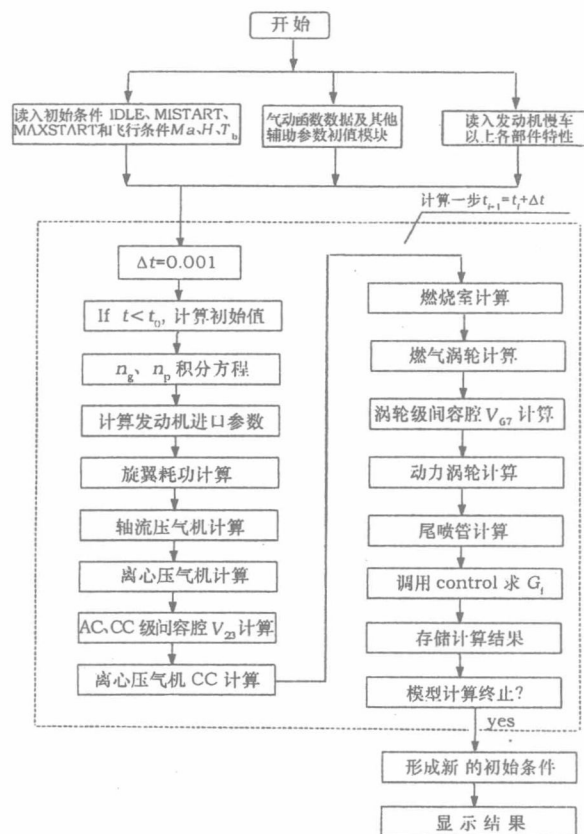


图1 模型计算框图

图2示出了计算得到的 $Ma = 0.3$ 、 $H = 3000$ m条件下从慢车开始加速的初值。从给定的慢车初始条件IDLE($Ma = 0$ 、 $H = 0$ 、 $n_{gg} = 0.72$)开始计算,1s内 Ma 、 H 达到给定值,3s左右得到初始条件($n_{gg} = 0.68$),当时间 $t \geq t_0$ 时开始正式仿真加速过程,即 $-5 \sim 0$ s计算积分初值,从0s开始仿真发动机的实际过程。

2.8.3 非基本状态初始条件的生成

如果仿真的发动机过程不是从IDLE、MISTART或MAXSTART开始的,而是从大于慢车的某一点开始,则可以离线通过该程序计算相应的初始值STARTCON,然后用STARTCON代替MISTART文件进行实时仿真。图3示出了一个经计算得到的大于慢车($n_{gg} = 0.9$)状态的初始值,然后从该状态仿真加速到最大状态的过程。实际上每一次