

# 航空发动机试车数据采集 与处理系统

南京航空学院 韩文卿 李隆强 黄志庆

## 摘 要

本文介绍一个以微型计算机为中心的试车数据采集与处理系统。该系统具有稳态和动态采集与处理的双重功能。系统使用高速采集硬件,用PL/M语言编写采集和处理程序,采集速度达5000次/秒以上。稳态压力采集使用自行研制的计算机控制扫描阀,并运用了实时校准技术。温度信号的线性化处理使用变权自动分段多项式拟合法求出的热电偶回归方程。系统硬件采取了一系列抗干扰措施,程序中安排了软件滤波。为保证试车安全,采取了计算机报警。

## 一、系统概述

这是一个以86/330 A微机系统为中心的比较完整的数据采集和处理系统(图1)。计算机的主要外部设备有控制键盘、显示屏幕、宽行打印机和八笔彩色绘图仪,发动机性能参数分成四种类型,即模拟量、数字量、频率量和开关量,分别从四种通道进入计算机。通道的配置如图2所示,其中左侧为各种传感器,中间为二次仪表及其型号,右侧为隔离放大器。转速、燃油流量和推力三个重要参数的稳态采集和动态采集分别从两个通道

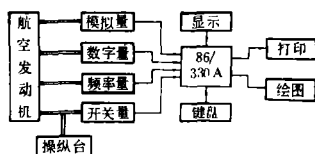


图1 系统原理

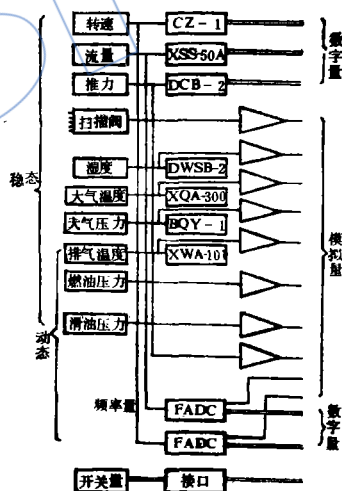


图2 输入通道

输入,即数字量通道和实时频率量通道FADC。

## 二、模拟量输入

模拟量输入通道的主要组成部分是多路隔离放大器、多路转换器、程控增益放大器和模数变换器。其中多路隔离放大器置于试车现场,以增加抗干扰能力,同时将信号放大,以便远距离传输并满足模数变换器的输入要求。在计算机控制下逐通道把信号切换到程控增益放

大器。最后由模数变换器将放大的模拟信号变为数字量送往计算机。

模拟量输入的主要参数有：动态推力、排气温度、大气参数、扫描阀输出以及各种压力传感器的输出信号。

1. **推力** 应变式推力传感器的四个应变片构成一个全桥，由二次仪表中的恒压源供电；电桥输出与推力呈线性关系的电压，经数字式电子秤进行稳态数字显示，同时输出BCD码供计算机进行稳态采集。传感器的输出电压经隔离放大器送到模拟口，进行动态采集。

2. **排气温度** 用四支镍钴——镍铝热电偶测量，这种热电偶在 300℃ 以下几乎不输出热电势，所以不必考虑参考端的补偿问题。热电偶的热电势经隔离放大器放大送模拟口进行稳态和动态采集。由于这种热电偶的非线性误差较大，达 4 %<sup>[1]</sup>，所以必须进行线性化处理。

对镍钴——镍铝热电偶的分度表进行回归分析<sup>[2][3]</sup>表明，可用下列两式表达温度 $t$ 与热电势 $E(\text{mV})$ 之间的关系。

$$300 \sim 540^\circ\text{C}: \quad t = 260.05 + 114.42E - 20.009E^2 + 2.0857E^3$$

最大误差 0.75℃

$$540 \sim 1000^\circ\text{C}: \quad t = 320.57 + 55.075E - 0.70528E^2 + 0.028937E^3$$

最大误差 0.43℃

3. **压力** 航空发动机上要测的压力很多，小到几十毫米水柱，大到十几 MPa。该系统采用两种测压方式，大部分小压力(0.2 MPa 以下)接到压力扫描阀上，大压力分别配置压力传感器。所使用的传感器全部为压阻式，采用恒流源供电。

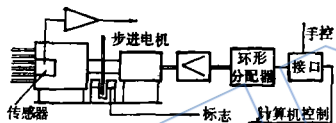


图 3 扫描阀测压系统

扫描阀测压是一种多点压力测量系统，所使用的压力扫描阀由SSF型48点手动扫描阀改装而成。采用步进电机驱动(图3)。所选用的步进电机步距角为7.5度，这样每步刚好一个通道。扫描阀与步进电机之间装有光电式标记器。标记器的圆盘上沿同一半径开有48个孔与扫描阀的48个通道相对应，两侧分别装光源和光敏管。

计算机或手控发出一个跳变信号，在接口中形成一个宽度和高度一定的脉冲，经环形分配器和功率放大器驱动步进电机转过一个步距角；此时扫描阀上的标记器产生一个正跳变，表示到位。这个信号送到计算机作为判断是否可以采样的标志。当扫描阀转到最后一个通道时，标记器产生另一个正跳变，表示已完成一遍扫描。

为了克服由于传感器、放大器等的零漂和温漂，使用了实时校准技术<sup>[4][5]</sup>。

4. **大气参数** 系统使用0.04级BQY-1型真空膜盒式数字无汞气压计、氯化锂湿度传感器和热电阻大气温度传感器；用大气温度对氯化锂湿度传感器的输出进行修正。大气湿度精度±1%，大气温度±0.5℃。

### 三、频率量输入

频率量的稳态测量仪器——数字频率计已发展到相当完善的地步，可以达到很高的精度；但对频率量进行动态测量，却没有理想的仪器可选用。为了对转速和流量等频率量进行动态采集，系统配备了自行研制的频率量动态采集通道FADC。

FADC是一个智能装置(图4)。被测频率 $f$ 经过滤波整形变为矩形波，使用晶体振荡器的

高稳定度输出频率经分频后作为时间基准,在计数器中获得被测频率的周期。它是一个二进制数  $N_T$ 。在控制器控制下,每个周期对被测频率进行一次跟踪。单片微型计算机按节拍每个周期对  $N_T$  进行一次处理,包括按预置数将  $N_T$  换算成所要求的单位如转/分、升/小时等并将换算后的数字量送往数码管进行数字显示,同时输出二进制数  $N$  供采集系统采集。

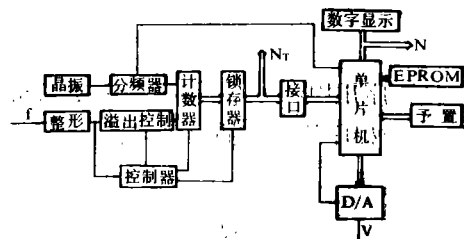


图4 FADC原理

单片机将正比于被测频率的二进制数按节拍送往数模转换器  $D/A$ ,将数字量转换成电压  $U$ 。这样可适应某些配有模拟式执行机构的控制系统或反馈控制的需要。

单片机根据被测频率的大小自动改变分频器的分频系数即改变时间基准,使量程扩大。

FADC 配有稳态测量频率和周期的程序,即具备数字频率计的功能,但比数字频率计增加了数字滤波功能。

FADC的量程:  $0.06\text{Hz} \sim 1000\text{Hz}$ (可以扩);精度:  $\pm 0.2\%$  全量程;响应时间:被测频率的一个周期。其性能在国内为首创,与日本86年产品FV-801型高响应频率电压变换器相当。但是FV-801没有数字显示,也没有数字量输量,不能预置数,也不能进行稳态测量。

#### 四、数字量输入

现行航空发动机试车用的常规二次仪表有的具有较高的精度,而且实现了直读数字化,有的已智能化。多数仪表进行数字显示的同时,有数字量输出,这给数据采集带来很大方便。该系统中转速、燃油流量和推力三个参数进行稳态测量时,就是通过自行设计的数字量接口将二次仪器输出的二进制或BCD码接到多路转换锁存器上,计算机用地址码依次选通各表进行采集。动态数字量是由FADC提供(见图2)。

#### 五、系统抗干扰措施

试车台都具有较多较强的干扰源,如各种电机、控制继电器、强劲的点火系统等。数据采集系统如不采取一定的抗干扰措施,可能造成较大的误差。该系统所采取的主要措施:

1. **隔离** 进入计算机的模拟量全部经隔离放大器,使系统与现场隔离,消除长距离传输共模电压造成的干扰。

2. **屏蔽** 模拟量每路单独屏蔽,使用双绞屏蔽线,屏蔽层在信号端一点接地。数字量共用一个屏蔽层,也妥善接地。

3. **接地** 系统使用可靠的地线。该地线为截面积足够大的铜条且与建筑物绝缘。系统模拟地和数字地汇集在地线上一点。

4. **尽量采用数字量传送**,如传送模拟量,则先放大到足够的电平。

5. **数字滤波** 每个稳态模拟量连续采集多次,按大小排队,去掉偏大偏小各几个后取其余的平均值。

## 六、采集和控制程序简介

该程序用PL/M语言编写,主要完成采集、控制和处理。图5为主程序框图。图中SUB1、SUB2等子程序的功能简介如下:

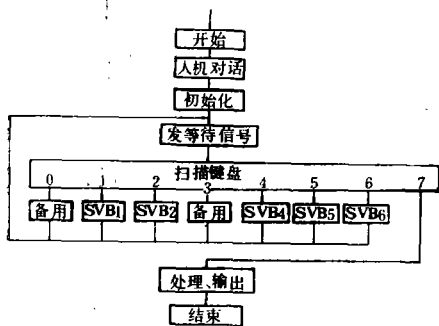


图5 主程序框图

1. **人机对话** 键入试车数据和计算机进行初始化后,发等待信号,并连续扫描键盘。

2. **采集发动机最高启动温度(SUB1)** 程序不断采集排气温度 $t_4$ ,并与前值比较,最后取入缓冲区的就是最高启动温度。

3. **加速时间测量(SUB2)** 程序进行0.1秒定时中断采 $n$ 值。当 $n$ 达到半程转速时,按中断次数求半程加速时间;当 $n$ 达到全程转速时退出中断采样,求全程加速时间。

4. **稳态采集(SUB4)** 程序对数字量通道采集一遍,对模拟量通道采集十遍,然后对

模拟量进行数字滤波、换算、显示和存盘。

5. **过渡态采集(SUB5、SUB6)** 0.1秒巡回采集,满500次或按键后结束。换算和存盘。

6. **报警** 参数一旦越限,如超温、超转等,程序立即发出警报,保证试车安全。

### 参 考 文 献

- [1] 韩文卿,“航空热电偶信号的计算机处理方法”,江苏航空,第4期,1985。
- [2] 韩文卿,“数据处理中变权自动分段多项式拟合法”,数据采集与处理,第2期,1987。
- [3] 韩文卿等,“国产标准化热电偶的回归方程”,计测技术,总第18期,1984。
- [4] 韩文卿、丁钟林、王维来,“微机控制三向移位和扫描阀测压系统”,气动实验与测量控制,第一卷,第一期,1987。
- [5] 韩文卿,“扫描阀的动态特性”,测控技术,第2期,1986。
- [6] Garrett, Patrick H., “Analog I/O Design: Acquisition Conversion Recovery” Prentice-Hall Company, Reston, Virginia, 1981.

(责任编辑 王庆康)

## INSTABILITY ANALYSIS OF STRONG NONLINEARITY OF TURBULENT FLOW

Gao Ge

*(Beijing Institute of Aeronautics and Astronautics)*

### Abstract

In order to analyse the instability of turbulent flow from the viewpoint of fractal dynamics, an arbitrary curve with discrete disturbance wave is chosen as the element of fractal structures of turbulence. Meanwhile, a quantized scale and coordinate method is adopted to handle the strongly nonlinear phenomena of flows despite their complex structures and large amplitudes of disturbance. Two of the main difficulties for the complexity of turbulence, i.e. nonlinearity and discreteness, have been approximately solved by the above-mentioned means. The bifurcated solution leading to transition and turbulence is meaningful, which embraces all the effects of nonlinearity and discreteness, including shearing, stretching, rotation, dispersion, pressure-strain interaction and memory. Therefore, the result should deepen our comprehension of turbulence.

## A SYSTEM OF DATA ACQUISITION AND PROCESSING IN AEROENGINE

Han Wenqing, Li Longqiang, Huang Zhiqing

*(Nanjing Aeronautical Institute)*

### Abstract

A comprehensive system of data acquisition and processing in aeroengine testing is described which can acquire and process all parameters including dynamic ones. Its advanced hardware and program compiled with PL/M language enhance its maximum acquisition speed to more than 5000 times per second. The thermocouple regression equations are obtained by polynomial fitting in sections with changing weight and applied to linearization of temperature measurement. The self-made scanivalve controlled by microcomputer is used for steady multipoint pressure measurement, and the technique of real time calibration is also adopted to guarantee high accuracy of the measurement. The self-made frequency channel is capable of turning frequency into analog or digital signal in real time and its response time makes up only one period of the signal measured.

The practice of employing this system in aeroengine testing shows that its hardware and software are reliable and easy to operate. The time of the whole processing

reduces from half a day manually to merely several minutes. The test run time is also saved up to about 20%, but the average measurement accuracy increases from 0.8% to 0.3%.

## EXPERIMENTAL INVESTIGATION OF THE INFLUENCE OF DIFFUSER SHELL SHAPES ON PERFORMANCE OF DUMP DIFFUSERS IN COMBUSTOR

Hua Guangshi, Wang Weibin, Tang Ming, Chen Binglu  
(*Northwestern Polytechnical University*)

### Abstract

The overall performance of a two-dimensional symmetric straight-walled dump diffuser in combustor is investigated experimentally. The test model consists of a straight-walled pre-diffuser with fixed diffuser wall angle ( $2 = 12^\circ$ ), a semicircular head flame tube without holes, two throttles for varying flow split ratio ( $S$ ) between upper and lower channels surrounding the flame tube, add eight different diffuser shells. The experiments were carried out under the conditions of  $Ma_{in} = 0.277$  and  $S = 1$ , and for each of the eight shells, the dump gap ( $D$ ) was changed 4 times. The main purpose of the tests is to study the influence of the different shell shapes and dump gaps on the overall performance of the dump diffusers.

The results show that their influence on the loss of total pressure of the diffuser is strong and the maximum loss occurs when the front wall of the shell is located in the pre-diffuser outlet section. However, the change of shell shapes has only small influence on optimal dump gap (for minimum loss of total pressure). In all the test cases, the optimal dump gaps are within  $D = 40\text{mm}$  and  $D = 50\text{mm}$ . The experiments also indicate that under certain operating conditions there exist low pressure areas around the head of the flame tube. The external static pressure in these areas can be lower than the pressure in the flame tube. Therefore, any holes in the areas should be placed with great care to avoid reversed flow.

## STUDY OF PERFORMANCE OF ROTATING STALL IN BLADE ROW

Liu Zhiwei, Zhu Junjiang, Wang Zhunsheng  
(*Northwestern Polytechnical University*)

### Abstract

The experimental performances of rotating stall in the blade row of altered geometric parameters are analyzed by use of the flow model and the method provided