

航空发动机智能测试系统实验研究

航空燃气涡轮研究所 王为颂

【摘要】 本文介绍了新研制的航空发动机智能测试系统的性能调试方法及新研制的位移机构系列及其配套探针，以及在实际考核中取得预期的效果。由于系统实现了控制、测量、处理一体化，控制通道多，采集容量大、跟踪准确，处理及时，完全实现了自动化测试。因此对提高测试精度、速度，对加快实验进程、节省人力、物力、能源起着重要作用。

一、新的测试系统

新的测试系统是以 IBM-PC/XT 增强性微机为中心、位移机构为执行元件的自动测量、自动控制、自动处理的智能系统（见图 1）。整个系统由四大部分组成。

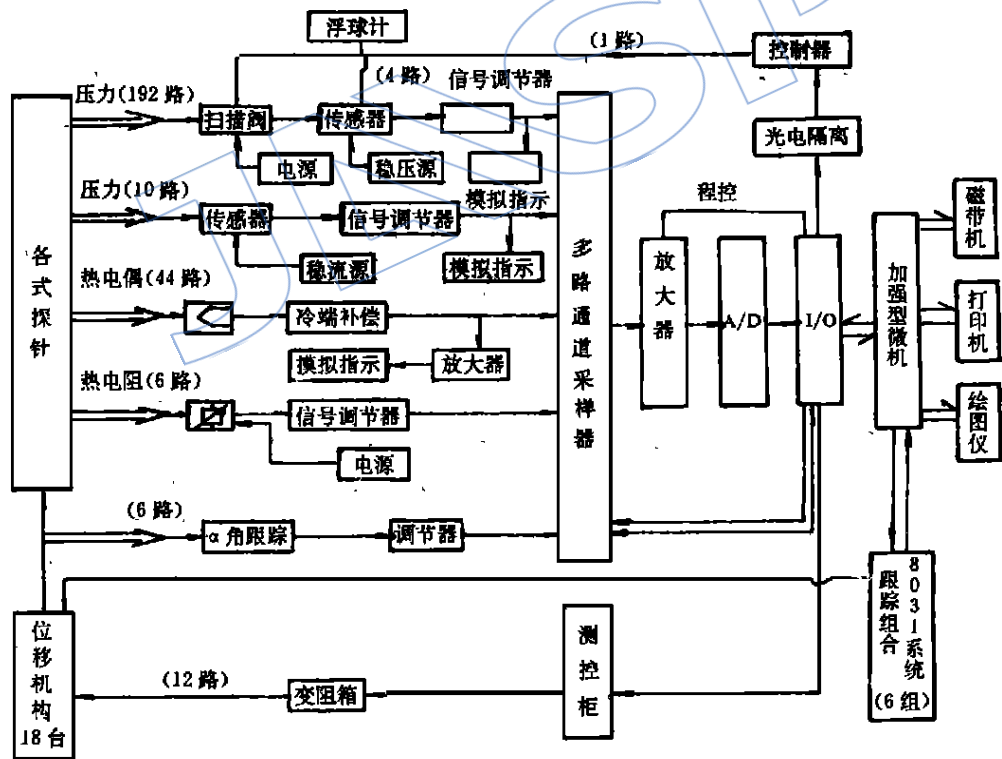


图 1 智能系统测试框图

1. 控制系统 由微机发出脉冲，通过控制柜驱动步进电机，电机带动位移机构，机构

带动配套探针, 从而实现探针的精确位移。本系统主要以 PC/XT 为控制主体, 采用多路分时控制方式, 控制 12 路位移机构, 还可同时控制 6 路位移机构, 实施位移或跟踪^[1]。本系统主要由 PC 接口板、光电隔离器、控制转换器、多路选择器、步进电源、位移机构等组成。具有机控和手控两种功能, 位移精度高, 软件设计中采取确定起始相位措施, 保证控制部分不失一个脉冲 (± 0.5 个脉冲), 系统的位移精度高达 0.08%, 位移型式、点数、间距等可按需要预置。微机控制位移机构系列有三种:

(1) 摇测附面层位移机构及微型附面层探针 (图 2) 机构直径 $\Phi 36\text{mm}$, 长 115mm, 重 0.5kg, 位移量 40mm, 分辨率 0.002mm, 使用了高精度传动螺纹特 M7.5 $\times$ 0.5-1, 结构紧凑, 体积小, 重量轻, 位移平稳可靠, 耐压耐振耐热冲击。位移精度高达 0.03%, 并采用了定位限位装置和通用安装座, 保证使用安全性和通用性。微型附面层探针尺寸小、刚度大, 不仅可测亚音速附面层, 而且可测超音速。

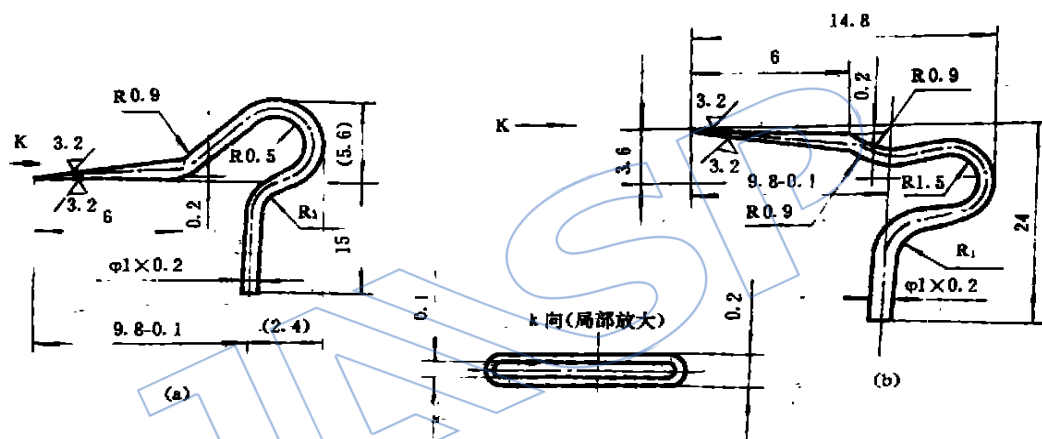


图 2 微形附面层探针 (a: 流路外壁面附面层探针 b: 流面内壁面的附面层探针)

(2) 二维通用位移机构 (实物备查) 机构采用了高精度的小模数涡轮付、齿轮付和滚珠丝杠付, 线位移 200mm, 角位移 $\pm 180^\circ$, 位移精度高达 0.07%。采用了定位限位装置和通用安装座, 保证使用安全性和通用性。二维机构结构紧凑, 移位精确, 限位对零可靠, 控制自如, 可与多种探针相匹配。如微型复合探针、充油探针、多点总温总压耙、多点普朗特管、多点三孔针耙、五孔针耙等。可以多机种多截面长期使用。

(3) 三向位移机构 (实物备查) 它是在二维通用机构的基础上研制成的。长 350mm, 宽 64mm, 高 340mm, 重 5.5kg。采用微型滚珠丝杠付, 提高移位精度; 用滚动代替滑动, 减少摩擦; 采用了迷宫式密封方式减少泄漏; 采用了气冷结构和钛合金材料, 使得机构重量轻、耐高温。三向机构运动灵活, 位移精确, 限位定位可靠, 与多种探针相匹配, 适应发动机的各种测试需要。移位量 x 向 0~110mm, y 向 0~200mm, α 向 $\pm 90^\circ$; 可实现自动跟踪。

目前智能系统具有 18 路控制能力。可以控制 18 台附面层机构, 或者控制九台二维机构, 或控制 6 台三向位移机构。还可以混合使用, 并具有自控、手控两种功能。

2. 采集系统 根据发动机测试需要, 本系统配置了 252 路采集通道。其中扫描阀校准 4 路, 压力 188 路, 热电阻 6 路, 电偶或其它参数 48 路。扫描阀除按顺序步进外, 还可针对任一点快速步进到位。为了提高采集精度, 采取了如下措施: (1) 采用 AD574 高速高精度 12 位

A/D 转换器, 并利用 AD574 具有单、双极性和多范围的特性, 根据传感器输出的信号的极性和范围, 选择相应的转换极性和范围, 降低 A/D 转换误差。采用单极性可使误差降低一半。

(2) 除用高精度 SF-80 程控放大器外, 对系统精度和增益线性, 采用软件进行校准。(3) 通道选用 CMOS 集成电路模拟开关, 损耗小, 速度快, 性能可靠, 接触电阻低, 误差小。

采集系统主要性能指标为: 系统精度 $< 0.3\%$; 稳定度 $< 0.3\%$; 增益线性 $< 0.3\%$; 共模抑制比 $> 150\text{dB}$; 串模抑制比 $> 140\text{dB}$; 信号输入范围 $-5\text{V} \sim +5\text{V}$; 采集速度: 定点 1000 点/秒; 扫描阀 6~12 点/秒; 系统零点飘移: 温飘在 $15 \sim 35$ 内 $< \pm 0.5\mu\text{V}/$; 时飘在 24 小时内 $< \pm 35\mu\text{V}/\text{h}$; 系统噪音跳字, 即时跳字 $\Delta x_{01} < 0.0009\text{mv}$, 均方根值 $\alpha < 0.00031$ 。

3. 角度自动跟踪系统 为了精确地测量气流角和总温总压参数, 智能系统配置了六路角度自动跟踪系统^[2]。它采用了 PC/XT 为主控机的多机系统。其六路分机采用了结构相同的 8031 单片机和系统。由于采用并行数据传送, 速度快, 六个分机可同时进行跟踪。该系统由 PC 接口板、8031 单片机系统、步进电源、位移机构、探针、传感器和采集系统等组成。

当气流角为 $\Delta\alpha$ 时, 方向探针形成的 Δp 压差值通过传感器送给信号放大器, 放大后的信号经比较器比较后, 产生一个跟踪信号, 送到 8031 系统, 经判断, 确定跟踪方向, 并控制机构带动探针跟踪, 使 Δp 值逐渐减少直至为零, 即 $\Delta\alpha$ 消失。由于气流脉冲、惯性等因素的干扰, 探针会在平衡位置上左右振荡, 在软件设计上采取了跟踪 20 次 (振荡 20 次), 计算其振幅的平均值, 并将探针控制到振动的中心位置上 (均值位置), 再进行数据采集。由 8031 系统将测得的各路气流偏角送回 PC/XT 主控机, 并显示打印。

跟踪系统的主要特点是:

(1) 气流方向角的测量精度达 $0.1 \sim 0.3^\circ$; (2) 稳定性强, 采用跟踪 20 次, 停在平稳位置上, 避免了探针的不停振荡而无实用价值; (3) 跟踪范围大 ($\pm 90^\circ$; $\pm 135^\circ$), 回零准确, 零点调整方便; (4) 数据传输速度快, 六路可同时跟踪, 而且可作 6 路控制用。主机与各分机通信可靠; (5) 有较强的安全保护措施, 系统每行进一个脉冲随时检测是否到极限。

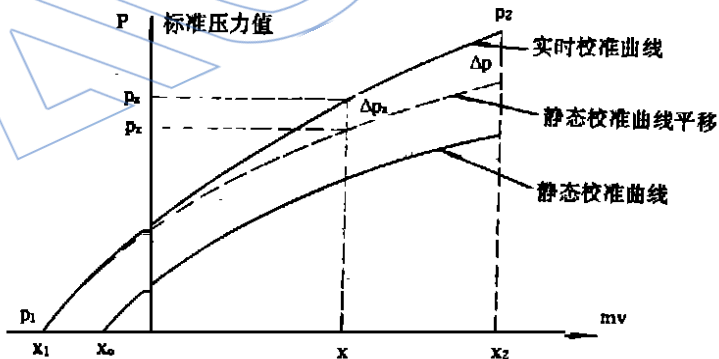


图 3 实时校准修正原理示意图

4. 实时校准系统 为了提高压力测量精度, 系统配置了校准装置。主要是修正传感器零点飘移、灵敏度飘移和非线性飘移所引起的误差。选用了 YJF 浮球式标准压力发生器作为标准压力, 它精度为 0.05% , 适应性强, 可以同时数十路传感器进行校准。校准方法为联机静态校准和实时校准两种。

(1) 联机静态校准 每次试验前, 对压力传感器进行 12 点或 20 点校准, 校准曲线直接储在微机中, 并以此进行压力转换。

(2) 联机实时校准 在试验过程利用试验间隙对传感器再次进行校准, 修正传感器的飘移。常用二点法: 即零压力点 p_1 和 70% 量程压力点 p_2 组成, 在原来校准曲线的基础上, 对

采集压力值进行修正。这种方法, 节省时间而又满足精度要求, 比多点校准简单方便(图3)。

从图中可见, 实时校准得到了每一传感器零点飘移量 x_{0x1} 和曲线斜率变化引起的转换压力差 Δp , 因此对任意采集点 x 就很容易找出对应的压力差:

$$\Delta p_x = \Delta p(x - x_1)/(x_2 - x_1) = k(x - x_1), \quad p_x = p'_x + \Delta p_x = p'_x + k(x - x_1)$$

式中 $k = \Delta p/(x_2 - x_1)$ 为传感器实时校准系数, p'_x 为传感器零飘后转换压力, p_x 为经过修正后的压力值。实际使用时, 先静校, 试验中按试验长短确定实时校准次数, 一般在二次以上。

二、校准试验和考核应用

为了鉴定系统的测量、控制、处理的综合性能, 必须对系统全面进行校准试验, 可分:

1. 静态标定 首先对采集系统进行测量精度的标定。(1) 用模拟信号输入作对比试验, 用 UJ_{33a} 标准电位差计, 精度 0.05%, 作为模拟信号源逐路直接输给微机, 采集十次。(2) 用标准压力信号输入作对比试验 采用浮球压力计, 精度 0.05%, 输出压力信号, 用 7065 数字电压表(精度 0.02%) 测量电信号, 与微机采集值逐路比较。静校结果: 系统精度 < 0.3% (其它略)。接着对控制系统进行位移精度标定: (1) 对线位移作静态标定; (2) 对角位移作静态标定。其结果位移精度高达 0.07%, 位移灵活, 控制自如, 控制速度 1000 脉冲/秒, 即 4.3mm/s 和 15°/s, 控制转换时间 50ms, 完全满足发动机测试的要求。

2. 动态标定 在 SB901 亚音速校准风洞中进行, 把微型复合方向探针 ZH18B^[3] 装在二维机构内, 同时装在风洞的座标架上, 调整探头, 对准风洞轴线。试验状态为 $\lambda = 0.3, 0.5, 0.7$, 转角 $\alpha = 0^\circ, \pm 0.5^\circ, \pm 10^\circ, \pm 15^\circ, \pm 20^\circ, \pm 25^\circ, \pm 30^\circ, \pm 45^\circ$ 。座标架转动 α 角后, 让微机跟踪, 对比跟踪精度和跟踪速度。结果跟踪速度 0.5~10°/s, 跟踪精度 0.1~0.3°。

智能系统在 SB901 风洞上进行一系列的校准试验, 在 38 小时实验中各项功能正常, 收到了预期的效果。88 年 11 月, 智能系统正式在 SB402D 燃烧试验器上作二股流穿透深度试验的测试。控制 4 台三向机构, 分别带动五点三孔针靶两支, 总温靶两支。采集压力 62 路, 温度 22 路。试验中全部自动完成。完成一个状态, 采集 7400 个参数, 移位 400 次并处理成数表。整个过程控制灵活, 测量准确, 处理迅速, 只用了 1 小时 58 分, 仅用一人监视。在 SB302 压器机试验器上对 WJ5A-1 压气机测试取得了预期效果, 还在 SB503 上进行高温测试取得成功。智能系统对采集更多的参数, 提高测试精度、测试速度, 加快试验进程, 节省能源、人力, 改善劳动条件, 缩短试验周期, 早出成果早出人才起着重大作用。

三、结 论

(1) 航空发动机智能测试系统容量大、功能多, 精度高, 速度快, 通用性广, 适应性强, 是理想的自动化测试系统。它具有 18 路控制功能, 六路自动角度跟踪能力, 采集 252 路参数, 软件功能齐全, 把测量、控制、处理一体化, 经济效益显著。采集精度达到国外引进的水平。

(2) 通用位移机构系列结构紧凑, 体积小重量轻, 耐压耐振耐热冲击, 位移精度高, 限位对零可靠, 控制灵活, 通用性强, 是理想的自动执行机构。

(3) 与机构配套的各式探针, 互换性强通用性广, 精度高, 寿命长, 可以多机种多截面长期使用。能节省大量的固定探针和校准费用, 对提高测试精度和经济效益有显著贡献。

(4) 智能系统不仅适用于航空发动机高空台、地面台、另部件试验, 而且还适用于水利、化工等其它国民经济部门的自动化测控。

under turbulent dynamic inlet distortion conditions are "drift-mode" surges and appear randomly; The turbojet is far more sensitive to dynamic inlet distortion than to steady inlet distortion. It is shown that the signal analysis method with the FFT signal processor is of great practical value in the failure diagnosis, and it is a more accurate, reliable and convenient than others.

INVESTIGATION OF INTELLIGENT MEASUREMENT SYSTEM FOR AERO-ENGINE EXPERIMENTS

Wang Weisong (*Gas Turbine Establishment*)

ABSTRACT

This paper presents the aero-engine intelligent measurement system which has been developed. The system is original and new in its global design. It integrates the data acquisition, realtime calibration, displacement control, angle tracking, data processing and table printing. The system has been used successfully in combustion and turbine testings, its technical and economic effectiveness has been proved remarkable. It is of very great practical value not only in developing aero-engine and its parts, but also in its extension to other military and civil industrial departments.

SUB-MATRICES ANALYSIS APPLIED TO ENGINE FAULTS DIAGNOSIS

Tang Genglin and Chen Daguang

(*Beijing University of Aeronautics and Astronautics*)

ABSTRACT

The Gas Path Analysis method for fault diagnosis has been known as an effective method. But the crucial problem is the necessity of measuring a number of aerothermodynamic parameters more than or at least equal to the number of component fault parameters. But the number of measured parameters is always confined by cost and the structure integrity of the engine. The Sub-Matrices Analysis presented in this paper can perform component directed fault diagnosis with less measured parameters. The feature of this method is to combine the fault parameters into groups, in each of which the number of fault parameters equals the number of measured parameters to make the fault parameters solvable with respect to measured parameters. Thus, a set of solutions may be obtained. In order to select the most possible solution (s), the criteria are also given. The numerical investigation shows that this method is very effective to diagnose the malfunction occurring in one or two components which is the usual case at an early stage of engine fault. The problems which are worth careful consideration to avoid false diagnosis are also pointed out. Application of this method to JT9D commercial engine verifies its effectiveness.

HOLOGRAPHIC INTERFEROMETRY MEASUREMENT OF AXISYMMETRIC FLAME TEMPERATURE PROFILES

Xie Mingxing and Wang Zhu

(*Beijing University of Aeronautics and Astronautics*)

ABSTRACT

The Double-exposure holographic interferometry is applied to measuring the temperature profiles of axisymmetric spirit-lamp flame and hydrogen flame. A new method is used for searching and thinning interferometric fringes in the computer image processing of holographic interferograms. The temperature profiles of the flames are calculated from measurements of the fringe shift by solving Abel-type integral equation with the Laplace transform. The errors resulted from refraction of the probing rays in holographic interferometry of axisymmetric phase objects are discussed. A simple method is introduced to correct the refractive errors. The effects of the object composition and of small displacement errors of the interferometric fringes on holographic measurements of axisymmetric phase objects are considered too.