

doi: 10.11823/j.issn.1674-5795.2017.03.13

基于 LabVIEW 的超音速校准风洞测控系统

潘超, 赵俭

(航空工业北京长城计量测试技术研究所, 北京 100095)

摘要: 随着航空技术的发展, 需要建设超音速校准风洞, 以满足特殊工况下的动态校准需求。基于 TCP/IP 协议, 应用 LabVIEW 语言设计了一套超音速风洞测控系统, 并详细介绍了系统的工作原理、硬件构成和软件设计思路。通过系统运行和性能测试, 验证了该系统可以满足超音速条件下相关校准的使用要求。

关键词: 测控系统; LabVIEW; 超音速风洞; 总静压系数

中图分类号: TB93

文献标识码: A

文章编号: 1674-5795(2017)03-0059-03

Measurement and Control System of Supersonic Calibration Wind Tunnel Based on LabVIEW

PAN Chao, ZHAO Jian

(Changcheng Institute of Metrology & Measurement, Beijing 100095, China)

Abstract: With the development of the aviation technology, it is necessary to construct a supersonic calibration wind tunnel which meets the needs of dynamic calibration of sensors. A measurement and control system for sensor calibration using in supersonic calibration wind tunnel has been designed based on TCP/IP protocol and LabVIEW. The theory of operation, structure of hardware and design of software has been explained. Through the system operation and performance testing, the system has the capacity of data communication and remote control, and meets the requirements of the calibrating testing in supersonic air.

Key words: measurement and control system; LabVIEW; supersonic tunnel; total/static pressure coefficient

0 引言

目前, 在役或在研的超音速飞机飞行马赫数通常为 2 或更高^[1], 为保证其超音速进气道、超音速喷管等总压、静压与马赫数流场参数数据测量准确可靠, 对高速状态下总静压探针的设计和试验提出了更高的要求, 因此必须建立起专用的动态校准试验系统。

与低马赫条件相比, 高速条件下的工作条件更加苛刻, 具有沿程测点多、气压高、噪声大等特点, 因此专用测控系统在设计上需考虑高效性、集成性和实时性, 以实现大量程、多测点、多控制点和远程控制的试验需求。本文紧密结合超音速风洞试验特点, 围绕系统开发需求, 设计了一套超音速风洞试验测控系统, 对其硬件构成、软件研发过程做出详细阐述, 并对该系统进行了验证。

1 系统平台

本系统运行的平台为超音速校准专用风洞, 可以满足亚音速高温工况或超音速常温工况校准试验需求。系统可提供的跨声速工况马赫数介于 0.6~1.2 之间, 超声速马赫数以固定式超音速喷管为准。不失一般性, 本文选取马赫数为 1.6 的喷管进行测试。

2 系统硬件结构

系统硬件在设计上采用分布式结构, 主要由数据采集系统、调压阀控制系统、坐标架控制系统、计算机及交换机等五个子系统构成, 系统硬件框图如图 1 所示。

2.1 数据采集系统

压力数据采集系统由 PSI 9116 型压力扫描阀和 BQY 数字无汞气压计两部分组成。

由于试验中需要采集的压力值较多且待测量值较大, 因此数据采集系统选择 PSI 9116 为数采核心。相比于常规的压力变送器, PSI 9116 扫描阀可实现带温度补偿的 16 路气压数据采集, 最大量程可达 200 psi^[2]。其可依靠内部集成的压力传感器和气路校准阀, 通过预

收稿日期: 2017-05-02

作者简介: 潘超(1987-), 男, 助理工程师, 硕士, 从事特殊条件下的温度测量与校准技术工作。

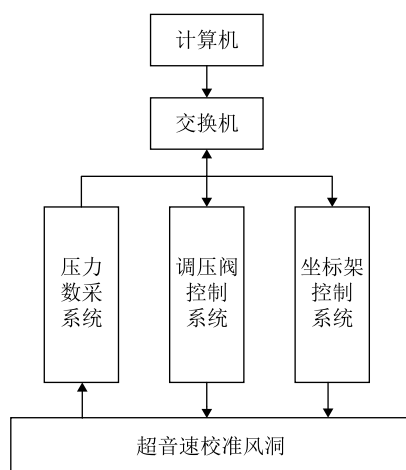


图1 系统硬件框图

置的EU转换和温度补偿系数获得高精度的气体压力数据，测量精度可达 $\pm 0.05\%$ 。根据理论计算，PSI 9116扫描阀的量程和测量精度可达到风洞系统的测试需求。

此外，系统引入BQY-B1型数字无汞气压计对数采系统测量值做绝压修正，测量精度为 ± 40 Pa。

2.2 调压阀控制系统

为增强系统的可扩展性和易开发性，系统选择NI cDAQ 9188机箱作为测控核心部件，搭配NI 9265和NI 9203板卡各2块，实现8通道标准电流控制和9通道标准电流采集。作为8槽的以太网机箱设计，NI CompactDAQ 9188可集成最多8块板卡，系统预留4个槽位为将来可能引入的扩展功能提供支持。

NI 9265是一款4通道的模拟输出模块，为系统提供4~20 mA的标准控制电流输出。其最大采样率可达100 kHz，是高速情况下，连接并控制受电流驱动的工业激励器的理想之选，可满足对调压阀开度的精密控制。

NI-9203常被用于高性能控制和监控，可满足8通道4~20 mA模拟电流输入，用以监测调压阀开度反馈和沿程压力变送器数值。

2.3 坐标架系统

为实现总静压探针在高速气流中的位置和姿态调节，系统选择了7SC303型三轴位移台和运动控制器组成坐标架系统装置。

由于超音速风洞试验段采取闭口设计，内部空间有限，因此试验系统传感器位移控制装置要求较高。为此，为位移子系统选择了配有行程极限开关和零位光电开关的7SC303型三轴位移台。该型位移台电控时可进行复位操作，并在位移超出行程时进行断电保护，可有效避免探针与风洞体撞击而造成的损失。

运动控制器是与7SC303位移台配套的专用位移控

制装置，配有液晶显示屏、功能按键、控制接口及电源接口。运动控制器可直接与电动位移台相连接，实现本地控制和远程控制，增加了试验过程中操作的灵活性。

3 软件设计

超音速风洞测控系统软件采用LabVIEW图形化编程语言开发，用图形化和“数据流”的思想实现计算机指令编译，避免了繁琐的编程代码编写。在结构上，软件基于模块化的思想，有效地将分布式硬件装置整合，实现了测、控功能的集成化和实时化。下面将围绕软件所实现的功能，阐述系统软件设计思路。

3.1 软件功能

软件主要包括四个功能：①试验配置。包括设置采样间隔、压力数据保存路径、记录标识、总静压通道源等信息，并将调压阀开度调节到所需状态。系统将PSI 9116扫描阀的IP地址固化在代码中，可自动建立网络连接。②设备连接。主控计算机与PSI 9116扫描阀实现通讯，若网络连接错误，用户进行故障检查，重新运行软件。③数据采集。网络连接成功后，软件自动发送采样指令，进行参数测量。④数据显示和处理。试验过程中，操作者可查看16路采样通道数值、监测通道绘图、数据保存、更改路径和停止采样。软件流程图如图2所示。

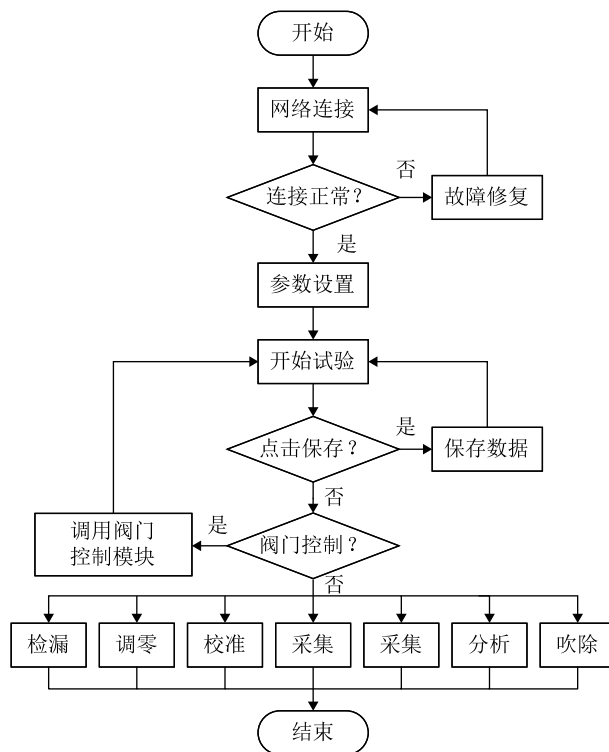


图2 系统软件流程图

3.2 软件设计

根据试验功能需求并基于事件触发, 软件设计了试验设置模块、数据采集模块和数据处理模块三个部分。

1) 试验设置模块

试验设置模块主要完成采样间隔、数据保存路径、记录标识、通道源选择等设置。由于系统采用固定的 PSI 9116 进行采集, 因此将其 IP 地址和采样指令固化到代码内, 无需实验前预先配置。其 LabVIEW 代码如图 3 所示。

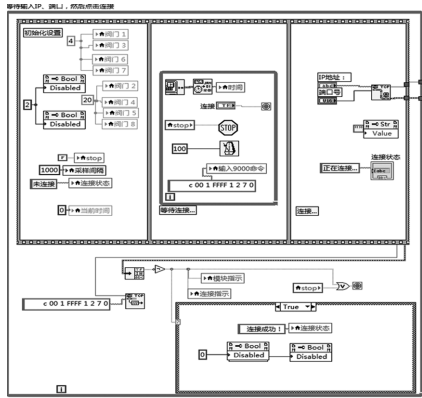


图 3 参数设置模块代码

2) 数据采集模块

数据采集模块主要完成软件的数据采集、显示功能。以数据表格的方式实时显示全部的气压数据, 并可根据试验需要, 选择 4 路监测数据加以绘图显示。采集界面包含全通道数据显示区、监测绘图区、气流速度绘图区, 以及气动特性参数监测区, 其界面如图 4 所示。

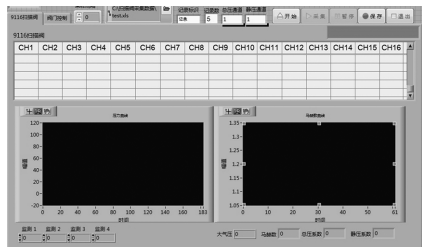


图 4 数据采集模块界面

气动参数监测区中, 大气压数值由 NI 9203 采集大气压力计输出电流得到; 气流马赫数通过总压和静压计算得到, 并在气流速度绘图区显示其变化过程曲线; 被校总静压探针周围的流体按势流处理, 被校的总静压探针按细长旋成体扰流考虑。则超音速总静压探针校准系数(总压系数) C_{pt1} 和静压探针校准系数(静压系数) C_{ps1} 为

$$C_{pt1} = \frac{P_{t1} - P_0}{0.7 Ma_\infty^2 P_\infty} \quad (1)$$

$$C_{ps1} = \frac{P_{s1} - P_\infty}{0.7 Ma_\infty^2 P_\infty} \quad (2)$$

式中: p_{t1} 为被校总压; p_{s1} 为被校静压; p_0 为来流参考总压; p_∞ 为来流静压; Ma_∞ 为来流马赫数。

3) 阀门控制模块

阀门控制模块可对 8 个气路控制阀门开度的进行控制和反馈, 为试验提供超音速工况, 界面如图 5 所示。

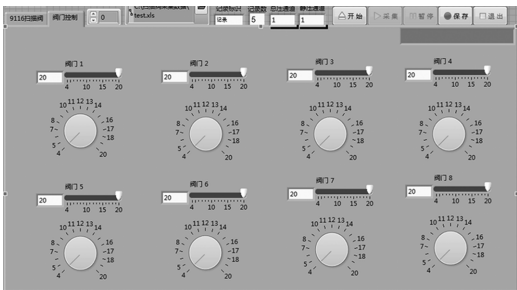


图 5 阀门控制模块界面

4 试验验证

超音速风洞测控系统已成功应用于流场稳定性试验。流场稳定性验证试验的 5 次采样结果如表 1 所示。其中 P1 为试验段静压, P2 为试验段总压, P3~P5, P11~P13 为沿程监测气压。从试验结果可看出, 压力值波动范围在百帕数量级, 说明数采系统测量精度可以达到试验要求。风洞马赫数波动在 0.01 数量级, 与模拟仿真结果、理论计算结果一致, 在验证了风洞稳定性的同时, 也验证了测控系统的有效性。

表 1 超音速总压探针校准试验结果 kPa

试验次数	P1	P2	P3	P4	P5	P9	P10	P11	P12	P13	马赫数
1	48.74	193.79	133.27	47.78	43.43	76.7	61.09	92.35	95.25	84.94	1.49
2	48.69	196.85	133.27	47.78	43.07	77.68	61.19	91.86	94.52	85.17	1.51
3	48.8	194	133.22	47.88	42.96	76.59	61.14	92.51	95.19	85.4	1.49
4	48.85	195.56	133.32	47.83	43.12	76.28	61.19	92.17	93.79	83.17	1.5
5	48.79	196.07	133.32	47.83	43.02	77.37	61.14	91.65	94.67	86.16	1.5

(下转第 65 页)

4 结束语

通过设计可调式专用芯轴,解决了转台角速率检定过程中光栅测量系统与转台连接装配难度大的问题,降低了装配要求,提高了工作效率。设计龙门滑轨式双读数头调整支架,采用对径安装方式进行角度测量,采集两个读数头数据取平均值作为测量数据,大幅降低了圆光栅安装偏心带来的读数误差。采用莫尔条纹细分技术,设计了光栅测角信号采集及处理电路,利用差分放大器对光栅采集信号进行处理,通过运算获得新的矢量保证相位差恒定,将莫尔条纹细分倍频,提高系统分辨力,降低光栅测量的细分误差,提高了检定装置的测量精度,可满足双轴速率位置转台的现场计量检定需求。

参 考 文 献

- [1] 国家标准化管理委员会. JJF 1210-2008 低速转台校准规范[S]. 北京: 中国标准出版社, 2008.
- [2] 国防科学技术工业委员会. GJB 1801-1993, 惯性技术测试设备主要性能试验方法[S]. 北京, 1993.
- [3] 彭军, 何群. 超低速转速标准转台[J]. 测试技术学报, 2002(6): 312-315.
- [4] 周徐昌, 沈建森. 惯性导航技术的发展及基应用[J]. 自动测量与控制, 2006(9): 55-56.
- [5] 唐声权, 刘均松, 张新磊. 高准确度转台中动态测角方法的研究[J]. 宇航计测技术, 2011(4): 8-12.
- [6] 朱长征. 惯性导航、卫星导航与天文导航[J]. 通信导航与指挥自动化, 2007(1): 12-14.
- [7] 秦永元. 惯性导航[M]. 北京: 科学出版社, 2006.
- [8] 张玉文, 唐家才. 角度测量[M]. 北京: 中国计量出版社, 1998.

(上接第 60 页)

5 结论

本文紧密围绕试验需求,设计了一套高效、实时、集成化超音速风洞试验测控系统,主要特点为:

- 1) 系统实现了最多 16 路气压信号的实时采集,提高了测量效率;
- 2) 系统将气体压力测试功能、阀门测控功能、位移量测控功能有机整合,打破分散式测控结构壁垒,有效改善了操作者的使用体验;
- 3) 系统可在实验过程中实时显示马赫数、总压系数、静压系数等参数,实现了试验过程中对结果的有效评估,节省了从试验过程到数据处理过程的中间环节;
- 4) 系统基于 TCP/IP 通讯协议和网络通讯方式,实

现了远程测控,有效避免恶劣的试验环境对操作者的危害。

研究表明,本系统硬件结构完整,工作性能良好,可以达到预定的测试要求。应用软件用户界面友好,实现了多参数的实时读取、显示、处理和保存。整套系统采用模块化的编程思想,具有较强的可扩展性,为今后的试验功能拓展打下了良好的基础。

参 考 文 献

- [1] 荆卓寅, 赵俭, 李海燕. 超音速校准风洞中的喷管设计[D]. 计测技术. 2006.
- [2] 钟诚文, 杨小辉, 浦甲臣. 电子扫描测压系统的研制[J]. 测控技术, 2005, 24(3).
- [3] 潘锦珊. 气体动力学基础[M]. 北京: 国防工业出版社, 1980.

我国第一台微波光子雷达诞生

中科院电子所网站近日披露,该所成功研制出我国第一台微波光子雷达样机,并通过外场非合作目标成像测试,获得国内第一幅微波光子雷达成像图样,在图像分辨率上比国际水平高出一个数量级。雷达具有全天候对目标探测、成像的能力,在军事民用上具有广泛应用。传统雷达以电子为载体实现信号的产生和处理,分辨率和处理速度因电子器件的带宽限制而存在提升瓶颈,难以满足未来应用对高性能雷达的需求。而微波光子雷达,以光子为信息载体,利用丰富的光谱资源和灵活的光子技术,能够更好、更快地产生和处理雷达宽带信号,具有快速成像、高分辨率和清晰辨识目标的能力。微波光子雷达对目标精细结构和特征的快速识别,使其不仅能够应用于作战平台对小型化目标的实时辨识,也能为无人智能设备提供准确的环境信息,在军民两栖领域具有重要意义。