

doi: 10.3969/j.issn.1006-1576.2010.02.026

静态压力测量系统在风洞实验中的应用

李岩, 邓学莹, 王延奎

(北京航空航天大学 流体力学教育部重点实验室, 北京 100191)

摘要: 风洞用于空气动力学的模拟试验, 通过数据采集系统获取风洞试验数据。从实验设备、测量模型、实验系统和实验步骤等方面对低速风洞静态压力分布实验进行介绍。实验结果表明, 该实验以先进的智能压力扫描阀测量仪器为主体, 能快速提供实验数据报告及图表, 实现高精度、高速率、多通道、高稳定性的压力数据的采集。

关键词: 压力测量; 风洞试验; 压力扫描阀; 数据采集; 数据处理

中图分类号: TP206⁺.1 **文献标识码:** A

Application of Static Pressure Measurement System in Wind Tunnel Test

LI Yan, DENG Xue-ying, WANG Yan-kui

(Ministry of Education Key Laboratory of Fluid Mechanics, Beihang University, Beijing 100191, China)

Abstract: Wind tunnel is used to the aerodynamic simulation test. The way of obtain the test data is rely on the data acquisition system. The static pressure distribution test in a low speed wind tunnel is introduced from the experimental equipment, measurement models, experimental system and experimental steps, etc. The results show that the experiment with advanced intelligent pressure scanning valve as the main measuring instruments is capable to provide experimental data reports and charts quickly, as well as to achieve high-precision, high-speed, multi-channel, high stability of the pressure data collection.

Keywords: Pressure measurement; Wind tunnel test; Pressure scanner; Data acquisition; Data processing

0 引言

低速风洞主要应用于航空航天飞行器、桥梁、机车和高层建筑群等的气动力研究实验, 实验的主要项目有测力实验、测压实验、传热实验、动态模型实验和流态观测实验等。测压实验测量模型表面压力, 如飞行器的机翼、尾翼、机身、操纵面等表面的压力分布, 为飞行器及各部件结构强度计算提供载荷和研究绕模型的流动特性提供数据^[1]。故对静态压力测量系统在风洞实验中的应用进行研究。

1 实验设备

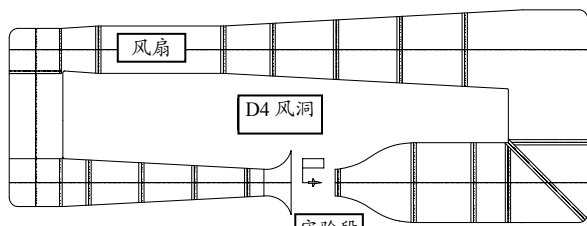


图1 D4风洞示意图

在北京航空航天大学流体力学教育部重点实验室低速回流式风洞实验, 该风洞是一座低速、低湍流度、低噪声的回流风洞。风洞有开口和闭口2个实验段, 压力测量实验在这一风洞的开口段中完成。

开口段长 2.5 m×宽 1.5 m×高 1.5 m, 最大开口流速 $V=60$ m/s, 风洞的湍流度为 0.08%。如图 1。

2 测压模型

2.1 旋成体模型

测压实验在带有大量测压孔的细长旋成体测压模型上进行。模型后体圆柱段直径 200 mm, $L/D=6$, 模型总长 1 200 mm, 头部长细比 $L_n/D=3$, 前体总长 625 mm, 后体总长 575 mm。直径 200 mm 的粗长柱体很难成型, 且越长加工同轴度越低, 为了方便加工, 提高加工精度, 采用前后体分段处理。模型头部采用尖拱型曲线, 曲线方程为 $(X-600)^2+(Y+1750)^2=1850^2$ 。模型尖拱型头部曲线如图 2。

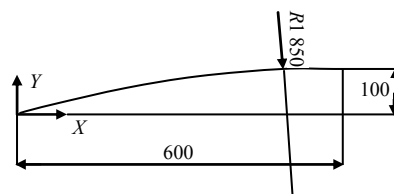


图2 模型尖拱型头部曲线

2.2 测压孔

为了得到模型流场结构的完整信息, 在模型表面布置了较多的测量截面及尽可能多的测点^[2]。模

收稿日期: 2009-09-08; 修回日期: 2009-10-13

作者简介: 李岩 (1969-), 女, 北京人, 工程师, 从事实验流体力学研究。

型上总共布置了 12 个测压截面，其中前体 7 个，圆柱段后体 5 个。由于模型尖部尺寸空间的限制，模型前体头部的 2 个测压截面一周只均布了 12 个测压点，其余每一个测压截面都均布了 24 个测压点，整个模型共 264 个测压点。测压孔孔径 1 mm。测压截面的位置如图 3。为保证测量物面静压的准确性，在加工模型时，头部测压截面的测压孔一定要垂直于模型表面^[3]。模型上的测压孔通过直径 1 mm 的钢管从模型尾部引出，并按照截面进行编号。不同截面上编号相同的测压孔处于模型的同条母线上。

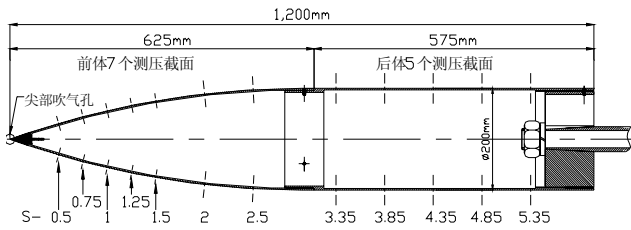


图 3 模型及测压截面安排

2.3 模型吹气量的调节

实验中，为了研究背涡响应和头部扰动大小之间的关系，需要通过改变头部吹气动量系数来改变扰动大小^[4]，因此模型头部尖部设有吹气孔，吹气孔直径为 0.5 mm，吹气孔距离头部 3 mm。

将氮气瓶减压阀的接口接到流量计上，连接吹气孔的管子与流量计相连，通过调节流量计控制吹气量的大小。为取得同一个吹气量下，吹气孔在不同周向角位置时的模型表面压力数据，模型头部内置小步进电机，利用其控制程序实现头部的旋转。

2.4 模型迎角机构

实验段中部用来安装实验模型的迎角机构，可进行迎角 α 和侧滑角 β 的变换^[3]。实验时模型的迎角为 $0^\circ \sim 70^\circ$ ，风洞模型支架系统的设计保证了在大迎角实验中弯刀前端不会进入实验段，如图 4。

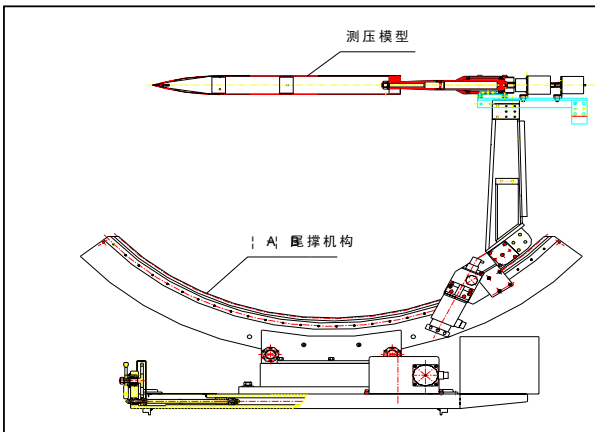


图 4 测压模型安装示意图

3 实验系统

3.1 模型测压管的检查

模型共有 264 个测压管，通过硅胶软管与压力测量系统相连。在连接前，先对测压管逐一进行气密性检查。该项工作一定要在与测压系统连接之前完成，由于实验模型的测压管很多，如果直接进行实验，一旦发现结果有问题，再进行排查，就相当麻烦。检查的同时并对测压管贴标签编号^[5]。

3.2 压力测量系统^[6]

本次实验采用的测压设备是美国 PSI9816 智能压力扫描阀多通道压力采集系统，如图 5。系统共配有 4 个机箱，每个机箱配有 8 个模块，每个模块上集成有 16 个硅压阻传感器（即 16 个压力测量通道），并带有一个 32 比特的微处理器。这个微处理器用于归零校准和满量程校准，以保证系统的测量精度。该系统最多可以测量 512 个压力点，量程都为 $\pm 1\text{PSI}$ ，校零以后精度为 $\pm 0.05\%$ ，最大采样频率 100 Hz。在本次静态测压实验中，采样频率设为 10 Hz，每采 100 个数据点取一次平均。

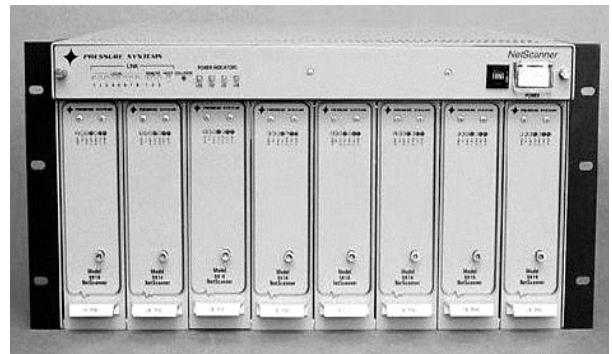


图 5 PSI 9816 智能压力扫描阀测压系统

3.3 系统与测压管的连接

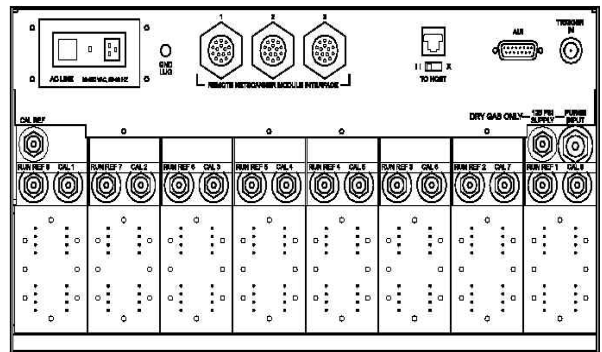


图 6 PSI9816 智能压力扫描阀后面板视图

从模型上引出的测压导管检查完毕后，直接连接到扫描阀的测压通道上即可，如图 6。为保证导管与扫描阀的连接可靠性，测压通道的管口设计有

一个 0.04 英寸的凸台。另外, 每个模块都有一个标准的排放和泄露检查导管, 有一个共同的参考气压导管。将这些导管放入一个桶中, 桶内气流变化小, 以尽量保证各模块参考气压较稳定。另外, 在风洞收缩段出口洞壁上安装有皮托管, 将其总压、静压管也连接到扫描阀的 2 个通道上以测量风速。

3.4 系统的数据通讯

系统通过以太网传输数据, 每个智能压力扫描阀有一个 10Base-T 以太网主通讯接口, 使用工业标准 TCP/IP 或 UDP/IP 协议。这个接口能提供很高的数据传输率 (10 Mbit/s) 和系统连通性。如果实验中使用的测量通道比较少, 只使用了一个机箱的模块, 则可通过网线直接将智能压力扫描阀与计算机相连接; 如果在实验中使用的测量通道比较多, 则需先将压力扫描阀接出的网线接到一个 Switch 上, 再从 Switch 接到计算机上。系统内部的信号调节器能够将每个通道传感器获得的模拟信号进行调理, 转换成数字量输出到计算机。

3.5 系统的零点标定

在数据采集之前, 要对系统各个通道的传感器压力零点进行自动校准。要求各通道零点值 < 0.001 4 kpa, 如发现零点不好的通道, 要将该通道上的测压管更换到好的通道上。另外, 为减小零漂的影响, 通常在使用两三个小时后, 再检查一下零点, 并对零漂较大的通道调零。

3.6 建立实验配置

数据采集前, 要建立本次实验的实验配置。包括实验所需的模块、IP 地址、通道、压力单位、采集速率、当前大气压等参数, 并存成磁盘设置文件, 不同时间做同一个模型风洞测压实验时, 只要调出相应的配置文件即可。

4 实验步骤

4.1 实验条件

先将模型安装于 α - β 机构上。对模型做水平或垂直调整。将模型的攻角 α 、侧滑角 β 分别调整为 0° 角。开启风洞, 利用风洞控制系统调节到所需的实验风速, 采用 α - β 自动控制机构调整实验角度。

实验条件: 风速 $v=10$ m/s; 模型攻角 $\alpha=0^\circ \sim 70^\circ$, 角度调整间隔为 5° , 侧滑角 $\beta=0^\circ$; 吹气量调节范围: $0 \sim 1000$ ml/min, 调节间隔 100 ml/min。

4.2 数据采集

在风速、模型角度及吹气量不变的条件下, 启动步进电机的驱动程序, 旋转模型头部, 利用压力测量系统的采集程序得到吹气孔在不同周向角位置的的压力数据值。采集时实时显示数据、压力曲线、棒图、模块工作状态等。采集数据可以输出生成数据报表、曲线、文本数据文件, 输出数据的起始位置、抽样间隔、输出通道。

5 实验结果和分析

实验完毕, 利用预先编制的数据处理程序对处理实验数据。对应程序中, 利用各个点上的压力 P_i , 未扰动气流中的速度 V_∞ 和压力 P_∞ , 根据公式 $C_p = \frac{P - P_\infty}{1/2 \rho U_\infty^2}$ 计算压力系数; 再利用各点的压力系数, 根据公式 $c_y = \int_0^1 (c_{p下} - c_{p上}) \cos \delta dx$ 得到升力系数, 并绘制各截面在不同实验条件下的压力分布及升力曲线图。图 7~图 9 为模型攻角 $\alpha=50^\circ$, 吹气量为 100 ml/min 条件下的实验结果。该结果可以反映出气流在流过模型表面时, 两侧涡位的高低变化, 并与之前的流动显示结果相吻合。

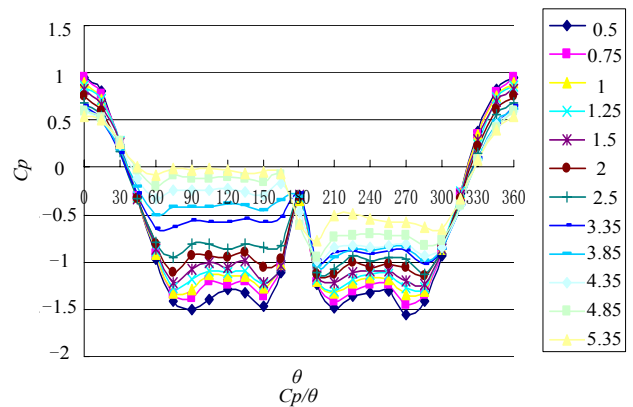


图 7 模型不同截面位置 C_p 随 θ (滚转角) 的变化曲线

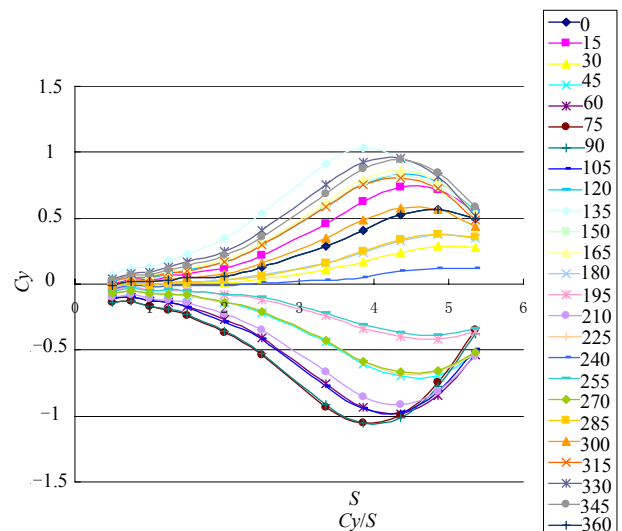


图 8 不同滚转角位置 C_y 随 S (截面位置) 的变化曲线

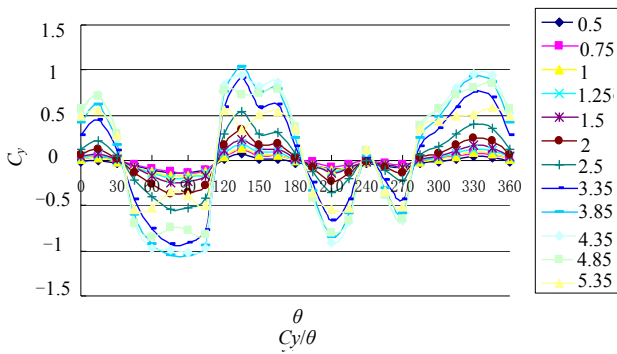


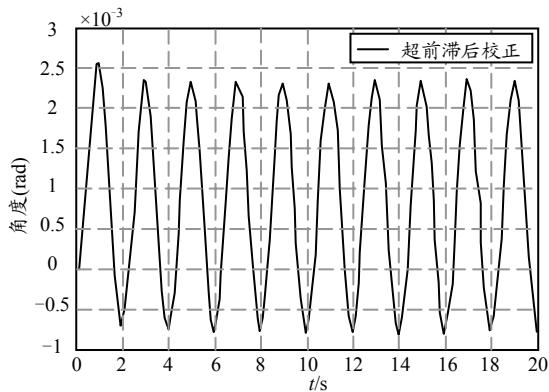
图 9 模型不同截面位置 C_y 随 θ (滚转角) 的变化曲线

6 结论

目前,该系统已在风洞的教学任务及课题研究中投入使用。实验结果表明,该系统不仅能提供精确的测量数据,且采集速度相当快,软件方便灵活,

(上接第 76 页)

分析常值干扰力矩下系统的抗干扰性能,取幅值为 600 gf.cm 的干扰力矩下的内框架角速度和角度输出响应图如图 5、图 6。可见超前校正方式下角速度达到稳态时保持在 2.48 mrad/s,而角度输出呈现发散趋势,不能满足系统静态指标要求。加入高阶 PI 校正时,系统的角速度和角度输出可实现稳定后无静差。其中,高阶 PI 校正角度波动最大值为



系统功能全面,性能可靠。

参考文献:

[1] 恽起麟. 风洞实验[M]. 北京:国防工业出版社,2000.
 [2] 周昶毅,顾明. 风洞实验中多通道测压管路系统的参数分析[J]. 同济大学学报,2005,33(8): 1001-1005.
 [3] 别德尔日茨基,杜鲍夫,拉德齐格. 空气动力实验的理论与实验[M]. 沈阳:气动研究与实验,1998.
 [4] 柏楠,邓学莹,王延奎. 前体非对称涡Re效应初探及其风洞模拟技术[J]. 北京航空航天大学学报,2006,32(12): 1408-1422.
 [5] 恽起麟. 实验空气动力学[M]. 北京:国防工业出版社,1991.
 [6] 施洪昌,等. 风洞数据采集技术[M]. 北京:国防工业出版社,2004.
 [7] 赵元元,韩珠凤. 低速风洞数据采集与处理系统[J]. 南京航空航天大学学报,1995,27(4): 525-532.

38 μ rad、高阶 PI 校正加超前校正的输出角度波动为 22 μ rad。当给定干扰力矩为频率 0.5 Hz,幅值 600 gf.cm 的周期干扰力矩时,内框架角度响应曲线如图 7。超前滞后校正方式下的干扰输出的角度峰峰值约为 3 mrad;采用高阶 PI 校正方式,输出角度峰峰值减小约为 20 μ rad;高阶 PI 校正加超前校正时,较高阶 PI 校正时的稍有减小,约为 16.6 μ rad。

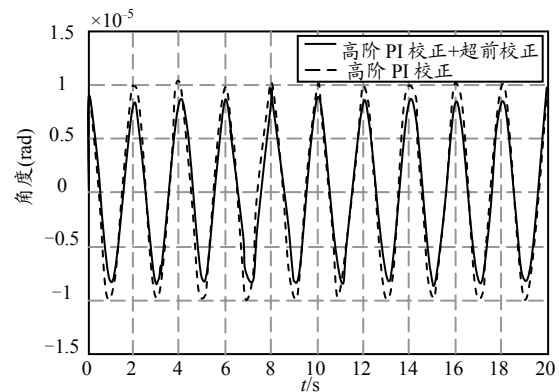


图 7 正弦干扰力矩的角度响应曲线

5 结束语

仿真验证表明,与传统的超前滞后校正相比,该方法可以改善系统的稳态性能,使系统达到稳态无静差。与高阶 PI 校正相比较,采用高阶 PI 校正加超前校正环节有效地改善了系统的动态性能,同时,抗干扰性能也有了进一步提高。

参考文献:

[1] J.M.Hilkert. Inertially Stabilized platform technology[J]. IEEE, 2008, 28(1): 26.
 [2] 毕永利. 多框架光电平台控制系统研究[D]. 长春:长

春光光学精密机械与物理研究所,2003.
 [3] 张智勇,等. 光电稳定跟踪装置的控制系统设计[J]. 光学精密工程,2006,14(4): 682-684.
 [4] 王连明. 机载光电平台的稳定与跟踪伺服控制[D]. 长春:长春光学精密机械与物理研究所,2002.
 [5] 姬伟,等. 陀螺惯性平台视轴稳定双速度环串级控制的研究[J]. 仪器仪表学报,2007,28(1): 114-119.
 [6] Steven T. Jenkins, J. M. Hilkert. Line of sight stabilization using image motion compensation. SPIE, 1989, 1111 (Acquisition, Tracking, and Pointing III): 98-115.
 [7] 裘海涛,等. 基于 DSP 的光学探测陀螺稳定系统的设计与实现[J]. 电子技术应用,2007,33(6): 82.