

# 基于CAN总线的分布式翼面压力测量系统

徐媛媛, 马炳和\*

(西北工业大学 微纳米系统重点实验室, 陕西 西安 710072)

**摘要:** 为降低飞行器翼面压力检测系统对气动分布的影响,并实现翼面任意位置的壓力检测,设计了一种基于CAN总线的翼面压力分布式测量系统。利用微机电系统压力传感器测量翼面压力,并使用柔性材料制作检测节点电路,最后结合CAN总线搭建了分布式测量系统;气罐实验结果显示,各节点测量均方差不超过0.1 kPa,总线连接可靠。风洞试验结果初步验证了该系统可以实现分布式翼面压力测量,同时研究结果表明该测量系统具有较好的应用前景。

**关键词:** 飞行器;翼面压力;微型压力传感器;微机电系统;CAN总线

**中图分类号:** V224;TP212.9;TH823;TH39

**文献标志码:** A

**文章编号:** 1001-4551(2012)08-0902-05

## Distributed airfoil surface pressure measurement system based on CAN bus

XV Yuan-yuan, MA Bing-he

(Micro and Nano Electromechanical Systems Laboratory, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

**Abstract:** In order to achieve the random extend function of the testing nodes on the measurement system, a distributed airfoil surface pressure measurement system based on CAN bus was designed and realized. Micro-electro-mechanic system (MEMS) pressure sensors were adopted as the core of testing nodes, and CAN bus which is high expansibility was used to build the distributed measurement system, use flexible PCB to realize the final circuit with the purpose of minimizing negative influence to aerodynamic characteristics of airfoil surface. Measuring effects of testing nodes and the reliability of bus connection were tested. The wind tunnel test verifies that this system could achieve distributed wing surface pressure measurements preliminary, and it has well application prospect.

**Key words:** aircraft; airfoil pressure; pressure sensor; micro-electro-mechanic system (MEMS); CAN bus

## 0 引言

翼面压力分布实时检测是飞行器设计以及性能评估的重要内容之一,其检测结果对于研究飞行器的气动特性具有非常重要的意义<sup>[1]</sup>。

传统风洞试验中的压力测量多采用压力扫描阀测量系统,通过测量机翼表面固定位置处压力导孔的压力值,对整个翼面压力进行评估。该检测系统的主要缺点是气压传导造成测量迟滞严重,压力平衡时间过长,无法满足动态测量的需求。

MEMS技术的发展为翼面压力分布检测提供了较

好的解决方案。基于MEMS工艺的压力传感器具有体积小、重量轻的特点,可以直接安装在翼面任何位置,同时,这种传感器的响应频率高,在保证测量精度的基础上实现了翼面压力实时测量。目前,欧美等发达国家都在积极开展相关方面的研究与设计。

2000年左右,针对试验性飞机的飞行压力载荷测试要求,波音公司在DARPA支持下与Endevco公司、佐治亚理工学院联合研制成功了一种使用柔性衬底和MEMS微型压力传感器构成的阵列式翼面压力测量系统,也称为压力检测条带<sup>[2-3]</sup>。压力检测条带可以更好地贴附于机翼表面,实现阵列化翼面压力测量,

收稿日期:2012-02-14

作者简介:徐媛媛(1982-),女,山西忻州人,主要从事微型压力传感器的应用、翼面压力测量等方面的研究。E-mail: xuyuan.1216@163.com

通信联系人:马炳和,男,教授,博士生导师。E-mail: mbh@nwpu.edu.cn

另外,测量点的数量在某种程度上也决定了测量的精度,尤其对于曲线变化复杂的翼面<sup>[4]</sup>,通过增加测量点数量可以使测量结果更好地反映翼面分布压力情况。

本研究将压力检测条带“化整为零”,在使用MEMS压力传感器和柔性衬底的基础上,结合CAN总线技术设计一种传感测量网络,既继承压力检测条带在测量精度、动态响应等方面的优点,同时利用CAN节点独立工作,通过总线可以进行任意扩展的特点<sup>[5]</sup>,为复杂翼面测量点数量变更、位置分布不确定的问题提供解决方案。

## 1 系统总体结构

分布式翼面压力测量系统结合了MEMS技术和CAN总线技术,分布在不同位置的采样节点通过CAN总线连接起来构成网络系统。该系统主要包括3个功能模块:采样节点、网络控制器和上位机。采样节点的功能为压力信号的采集和传输。翼面的压力信号通过压阻式压力传感器转换为电压信号,该电压信号通过模数转换器转换为数字信号再发送到CAN总线上,由于传感器和采样系统具有尺寸小的特点,采样节点可根据实际需求安置在翼面的不同位置从而实现不同位置的信号采集;网络控制器用于接收来自不同采样节点的数据,同时它也将收集到的数据信息上传给上位机;上位机为数据的最终解释模块,它可以实现数据的分析管理以及人机交互功能。

## 2 采样节点系统设计

采样节点在功能上分为3个模块,包括传感器模块、数据采集模块和CAN总线模块,其原理框图如图1所示。

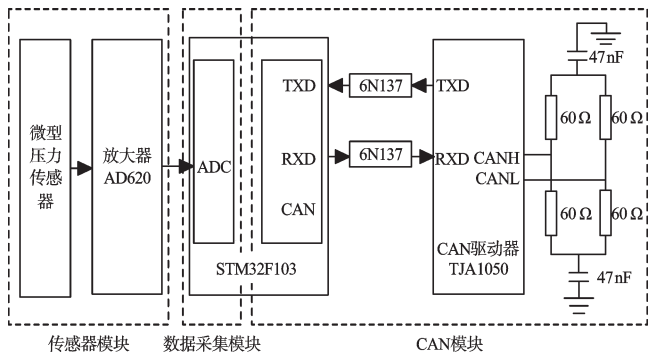
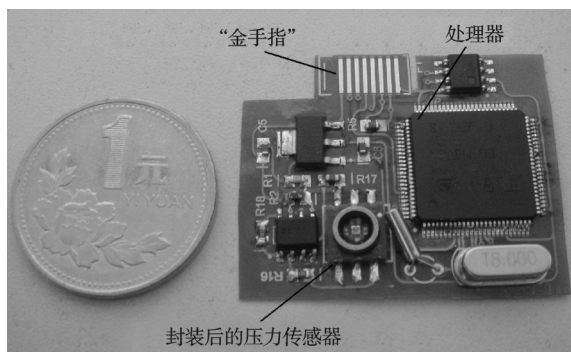


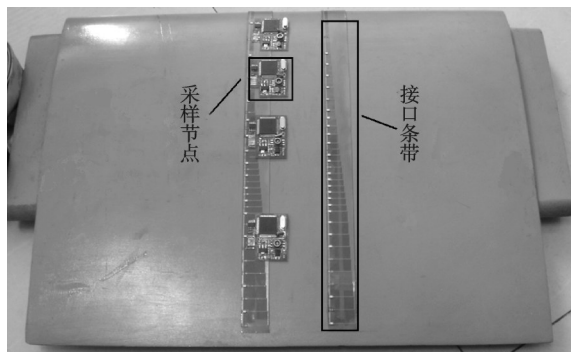
图1 采样节点原理框图

相比于体积、重量等参数,采样节点的厚度会影响翼面的气动分布,对翼面压力检测的影响相对较大,因此除微型压力传感器以外的元器件都采用贴片封装。同时,本研究采用柔性印刷电路板工艺实现采样节点的最终电路。柔性电路板以聚酰亚胺为材料,

在有些非平面的翼面区域,柔性PCB材质制作的节点可以适度弯曲从而紧密、严实贴附在翼面上,从而有效地避免对翼面气动特性的影响。每个节点带有“金手指”接口,如图2(a)所示,“金手指”上包含电源接口和CAN总线接口。机翼表面事先贴覆以柔性材料制成的接口条带,目的是为采样节点提供在机翼表面的挂接和电气接口,以NACA0012标准翼型为例,将制作完成的4个采样节点安装在其表面,如图2(b)所示。



(a) 压力传感器节点



(b) 采样节点安装示意图

图2 压力传感器节点及采样节点安装示意图

### 2.1 传感器模块

传感器模块由基于MEMS技术的微型压力传感器和通用运算放大器组成,将压力信号转换为电压信号。

实验室设计研发了压阻式微型压力传感器,典型结构之一如图3所示。

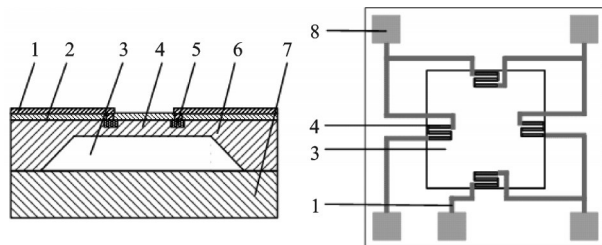


图3 压阻式微型压力传感器结构

1—导线;2—二氧化硅;3—真空腔;4—敏感膜片;5—压敏电阻;6—硅晶片;7—玻璃晶片;8—焊盘

该传感器采用基于硅压阻效应的微型压力传感器。传感器敏感膜片平面尺寸仅为1 mm×1 mm,有利于实现较精密的定点测量,膜厚约为30 μm,对应高的

固有频率,提高了测量的快速性和实时性<sup>[6]</sup>。封装后的压力传感器如图2(a)中所示。在室温25℃、外界气压97 kPa的条件下,本研究对已封装传感器样件进行了测试,得到的性能指标如表1所示。

表1 微型压力传感器性能指标

量程	0~150 kPa(绝对压力)
灵敏度	>2.5 mV/V/10 kPa
满量程输出	≥ 150 mV/5 V
非线性误差	≤ 0.6%
迟滞性误差	≤ 0.15%
重复性误差	≤ 0.15%

由表1可以看出,压力传感器满量程电压输出约为150 mV,而数据处理模块中的模数转换器上限电压为3.3 V,因此,运算放大器AD620需要将压力传感器的输出电压放大约22倍。压力传感器与AD620的连接如图4所示,其中,压力传感器被表示为电阻桥形式。

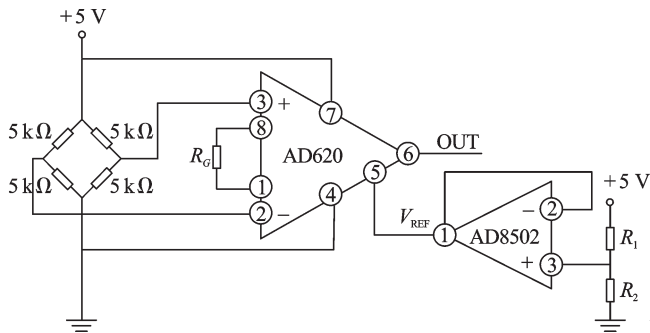


图4 压力传感器放大电路

其中,  $R_c$  被称为增益调节电阻,按照增益计算公式  $G = 49.4 \text{ k}\Omega / R_c + 1$ ,若  $G=22$  可得  $R_c \approx 2.36 \text{ k}\Omega$ 。

AD620的第5引脚用于设置放大器的输出零位电压  $V_{\text{REF}}$ ,理论上零位电压定义为在绝对气压为0 kPa时,使放大器输出为0 V,但由于传感器的一致性,以及方便测试,  $V_{\text{REF}}$  的选取在常压下进行。一般常压在100 kPa左右,而传感器最大量程为150 kPa,再结合数据采集模块中的A/D转换器上限电压为3.3 V,因此选取  $V_{\text{REF}}$  为:

$$V_{\text{REF}} = 3.3 \text{ V} \times \frac{100 \text{ kPa}}{150 \text{ kPa}} = 2.2 \text{ V} \quad (1)$$

这样可以保证,在同样的近大气压下,每个传感器模块的输出可以在合适的电压值。

压力传感器放大电路如图4所示,运算放大器AD8502连接成电压跟随器形式,用于为AD620提供零位电压  $V_{\text{REF}}$ ,使用运算放大器可以提高零位电压的稳定性,降低噪声的同时增强带负载能力。  $V_{\text{REF}}$  按照下式计算:

$$V_{\text{REF}} = 5 \text{ V} \times \frac{R_2}{R_1 + R_2} \quad (2)$$

传感器最终输出电压  $U$  与压力  $P$  关系如下:

$$U = \frac{P}{150 \text{ kPa}} \times 3.3 \text{ V} \quad (3)$$

## 2.2 数据采集模块

数据采集模块使用了意法半导体公司生产的ARM处理器STM32F103,该处理器具有72 MHz主频和丰富的外设,其中包括采样率高达1 MHz的多通道12位A/D转换器,可以实时采集传感器信号并转换成数字量存储起来。数字量  $D$  与测量压力  $P$  转换关系如下:

$$P = \frac{D}{2^{12}} \times 150 \text{ kPa} \quad (4)$$

## 2.3 CAN模块

CAN总线采用德国博世(BOSCH)公司开发的一种串行数据通信协议。总线上任意节点可在任意时刻主动地向网络上其他节点发送信息而不分主次,因此可在各节点之间实现自由通信,特别适用于分布式测控系统之间的数据通讯<sup>[7]</sup>。

CAN模块一般由两个部分组成:CAN控制器和CAN总线驱动器。CAN控制器决定了数据传输的各种细节,包括数据帧格式、总线仲裁和错误检测等;CAN总线采用两种互补的逻辑数值“显性(0)”和“隐性(1)”。信号以物理总线CAN\_H和CAN\_L两线之间的“差分”电压  $V_{\text{diff}} = V_{\text{CAN\_H}} - V_{\text{CAN\_L}}$  形式出现。在“隐性”状态下,  $V_{\text{diff}}$  近似为零,“显性”位时  $V_{\text{diff}} = 2 \text{ V}$ ,因此需要CAN驱动器为CAN控制器与物理总线间提供接口<sup>[8]</sup>。

STM32F103内部集成了CAN控制器模块,支持CAN2.0A和2.0B协议。CAN总线驱动器使用TJA1050。CAN控制器与驱动器TJA1050之间通过光电隔离器件6N137进行连接,这种连接在实现接口的电器隔离的基础上也提高了系统的安全性。总线上60  $\Omega$  的电阻和47 nF的电容用于滤除总线上的高频干扰。

## 3 CAN网络控制器和上位机

CAN网络控制器在硬件上类似于一个高性能的采样节点<sup>[9-10]</sup>。它同样包含CAN总线接口,各采样节点通过连接在CAN\_H和CAN\_L两根线上,从而实现分散在不同位置的测量数据的收集,在异常情况下,它还需要发送控制命令,复位各个子节点。设计中笔者采用了KPCI-8110型CAN总线通讯卡作为网络控制器,它采用PCI接口,可以直接插在普通PC机或工控机上使用,并且提供了大量API函数,为上位机通讯提供了软件接口。

上位机的软件设计是系统的一个重要部分,本研



究采用 Visual C++ 开发上位机软件。上位机软件包括通信模块、数据数据处理模块及显示模块,通信模块实现网络控制器和上位机的数据交互;数据处理模块则用于对数据的分析与解释,模块采用中值平均滤波法对收集到的数据进行软件滤波,该方法定义如下:

$$x_t = \frac{1}{N-2} \sum_{i=1}^{N-2} x_i (x_i \neq x_{\max} \cap x_i \neq x_{\min}) \quad (5)$$

式中:  $x_t$ — $t$ 时刻的有效值,  $N$ —样本的个数。

该方法去掉样本数据中的最大值和最小值,用剩下数据的均值作为最终的有效值,这种滤波算法可以去除由于偶然性的脉冲所带来的采样值偏差;显示模块将数字信号按式(4)换算为压力量,并提供用户报表显示、曲线显示等功能。

## 4 实验结果分析

针对翼面压力测量系统,在实验室进行的实验一般包括两项:压力罐实验和风洞试验,其中首先进行压力罐实验,该实验将对测量系统的有效性进行验证,包括验证各个节点是否可以对气压进行正确测量,以及CAN总线的连接可靠性。

实验用压力罐如图5所示。本研究将4个压力传感器节点贴附于压力罐内表面,并连接至CAN总线,调节气瓶阀门使压力罐内产生不同压力,压力测压节点S1,S2,S3,S4分别对气罐内压力进行测量,将输出的电压值通过CAN总线发送给上位机。上位机接收到的测试结果如表2所示。

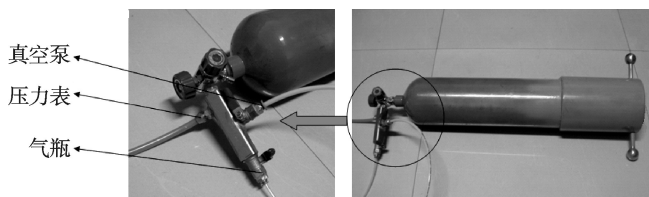


图5 实验用压力气罐

表2 各采样节点测量结果

压力罐气压/kPa	S1/kPa	S2/kPa	S3/kPa
5	4.94	5.10	5.08
25	24.93	25.02	24.89
45	45.01	44.88	44.89
65	64.91	65.11	64.94
85	85.11	84.98	84.91
105	105.13	105.02	104.99
125	125.05	124.87	124.89
145	145.09	144.11	145.11

从表2可以看出,节点S1,S2,S3均工作正常,按照式(3)计算可知,各节点全量程内测量均方差不超

过0.1 kPa,说明各个节点不仅可以独立对气罐内压力进行有效测量,并通过CAN总线传输数据至上位机,实现了对气罐内不同位置的分布式测量。

本研究将气罐内压力设置为65 kPa,对测量系统进行5 min测试,并在第180 s左右引入新节点S4,其结果如图6所示。

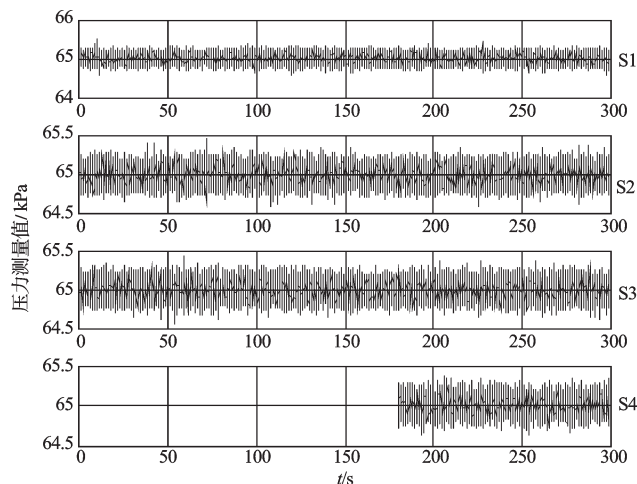


图6 引入新节点后的测量数据

从图6可以看出,引入任意节点S4后,其他3个节点的测量数据未发生跳变或数据丢失,说明其他节点的测量和总线传输没有受到影响,证明了该测量系统的可靠扩展性。

第2个实验要在风洞完成,4个压力传感器节点将在NACA0012翼型的弦向4个不同位置<sup>[11]</sup>,测量翼面所受静压值。由于NACA0012翼型曲线较为平坦,根据流体力学模拟结果,流场压力主要在前缘开始到弦向70 mm处有较大变化,因此在曲线变化较大处安装两个节点,分别在6.9 mm和45.4 mm处,而另外两个节点分别安装在95.2 mm和229.1 mm处。

压力测量系统在机翼上的安装是风洞实验的难点,为了减少测量节点对翼型的影响,在实验前笔者做了如下准备工作:

(1) 首先在翼型底部开深槽,使采样节点和接口电路在槽内连接,在翼面中间的夹层实现电气连接;然后在翼型表面开浅槽,将节点粘附在槽内。

(2) 一个热压成型的铝板,铝板外形与翼型外表面相同,铝板上开有通孔,每个通孔的中心点位置与采样节点上传感器的中心对应,通孔直径与塑胶圈外径相同。

(3) 一个柔性的玻璃钢条带,条带宽度和铝板相同,条带表面对应阵列上每个塑胶圈的位置钻直径1mm的小孔,以实现压力在传感器敏感膜片表面均匀的分布式加载。

安装完成的翼面压力测量系统如图7所示。

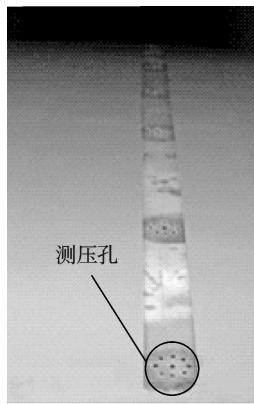


图7 安装完成的翼面压力测量系统

同时,为了进行实验对比,本研究将压力孔与压力扫描阀进行了连接,将翼型放置在来流速度 20 m/s 的风速条件下,将上位机接收到的压力数据与压力扫描阀的测量值绘制成曲线,如图8所示。图8中,横坐标为传感器在翼型上的弦向位置 $x$ ,纵坐标为绝对压力值 $P$ ,S1到S4分别对应4个采样节点和其对应的测压孔。

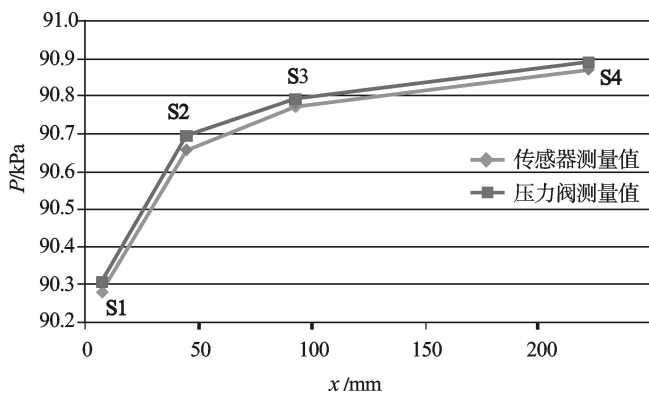


图8 来流速度 20 m/s 的翼面压力测量数据

从图8中可以看出,传感器的测量值和传统的压力阀测量结果在趋势上一致,但每个传感器的测量值与扫描阀对应点的测量值相比均偏小约 30 Pa。原因在于标定过程中,标定精度受限于用于读取压力值的压力表精度而造成一定的系统误差。在后续研究中,笔者将继续完善测量系统。

## 5 结束语

本研究首次将微型传感器和CAN总线技术相结合,开发了节点可任意扩展的翼面压力分布式测量系

统。一方面MEMS工艺使得翼面分布式测量系统成为可能;同时,CAN总线数据通信在可靠性、实时性和灵活性上具有突出优点,因此该传感器网络测量系统具有信号响应速度快、节点数量和位置可以随意扩展的优越性。本研究介绍了系统的软、硬件设计以及工艺设计,实验结果证明了该系统的可行性和有效性。

由于国内对这种分布式翼面压力测量系统研究较少,对比传统测压方法,可以看出该系统具有同等测量精度,本研究后期将引入国外技术,进行充分的试验比对。

## 参考文献(References):

- [1] 常莹,马炳和,邓进军,等. 基于微型压力传感器阵列的翼面压力分布直接测量系统[J]. 实验流体力学,2008,22(3):89-93.
- [2] 恽起麟. 实验空气动力学[M]. 北京:国防工业出版社,1991.
- [3] ECCLES L, CATLIN W, HOLLAND M, et al. MEMS pressure belt with sensor interface and communication architecture [J]. **Smart Electronics and MEMS in Proceedings of SPIE**, 2001, 29(3):309-316.
- [4] TANIELIAN M H. MEMS Multi-sensor System for Flight Testing [C]// Proceedings of SPIE on MEMS components and applications for industry, automobiles, aerospace, and communication. Proceedings of SPIE., 2001, 10(8): 120-129.
- [5] 张贵珍,冯平. 基于CAN总线的智能传感器网络[J]. 浙江工程学院学报,2004,21(1):20-24.
- [6] 苑伟政,马炳和. 微机械与微细加工技术[M]. 2版. 西安:西北工业大学出版社,2000.
- [7] 王斌杰,吴卿,赵俊杰. 基于汽车电子网络的CAN总线简化型混合调度算法[J]. 机电工程,2009,26(6):54-57.
- [8] 孙韬,刘宗行,吴斌. 基于CAN总线构成的分布式通信网络的应用[J]. 重庆大学学报,2003,26(1):69-72.
- [9] 张殉,叶海龙. 基于CAN总线的船舶数据通信[J]. 机电工程,2010,27(3):89-92.
- [10] 张卫国,马丽萍. 基于DSP的分布式温度调节控制系统[J]. 轻工机械,2011,29(4):59-62.
- [11] 王献孚,韩久瑞. 机翼理论[M]. 北京:人民交通出版社,1987.

[编辑:罗向阳]