

机翼表面多参量一体化柔性传感器阵列

郑禄军 陈仁文 李立早 郑博宇 刘昊 韩宇

(南京航空航天大学机械结构力学及控制国家重点实验室 南京 210016)

摘要:在飞行器风洞试验过程中,需要对飞行器表面的多项参数进行动态检测。传统监测系统在飞行器表面部署过程中面临着机翼外形结构受到破坏,监测参数单一化以及监测范围不足等一系列问题。对此,设计了一款机翼表面多参量一体化柔性传感器阵列系统,并针对其中流速流向解析问题提出了一种基于二维三次样条插值的流速流向解析方法,该系统能够同时采集风速、风向、温度、压力、应变等参量,并能实时显示相应监测物理量在机翼表面的分布情况。系统在 NH-2 风洞中进行了变风速、变迎角和变侧滑角试验,试验结果表明,该系统角度辨识分辨率能够达 2° ,进一步验证了系统设计的可行性和有效性,为分析飞行器表面的气动特性提供了数据支撑。

关键词:多参量测量;柔性电子;气动特性;风洞实验

中图分类号: TP212.9 **文献标识码:** A **国家标准学科分类代码:** 510.99

Multi-parameter integrated flexible sensor array on wing surface

Zheng Lujun Chen Renwen Li Lizao Zheng Boyu Liu Hao Han Yu

(State Key Laboratory of Mechanics and Control of Mechanical Structures, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: In the process of wind tunnel test of aircraft, it is necessary to dynamically detect many parameters of aircraft surface. The traditional monitoring system faces a series of problems, such as the destruction of wing shape structure, insufficient monitoring parameters and monitoring range. Aiming at these problems, this paper designs a multi-parameter integrated flexible sensor array on wing surface, and puts forward an distinguishing method of velocity and direction based on two-dimensional cubic spline interpolation. The system can simultaneously collect wind speed, wind direction, temperature, pressure, strain, and can display the distribution of the corresponding monitored physical parameters on the wing surface in real time. Experiments with variable wind speed, variable angle of attack and variable sideslip angle are carried out in NH-2 wind tunnel. The experimental results show that the angle identification resolution of the system can reach 2° , which further verifies the feasibility and effectiveness of the system designed and provides data support for analyzing the aerodynamic characteristics of the aircraft surface.

Keywords: multi-parameter measurement; flexible electron; aerodynamic characteristics; wind tunnel experiment

0 引言

飞行器表面的多物理量测量是飞行器风洞实验以及实际飞行中最重要的环节之一,分析压力、温度、流速、应变等参数分布可以得到飞行器的气动特性和老化及损伤区域,进而提高飞行器的气动性能和可靠性^[1-3]。

传统的飞行器表面物理量测量是分立式的,各种传感器被孤立地安装在飞行器表面,安装及布线难度较大,可

靠性得不到保证,并且会破坏飞行器表面形状。柔性印刷电路工艺可以把大量传感器以及引线集成到一起,并且能和飞行器表面的复杂曲面贴合,在降低工艺难度和整体重量的同时提升了可靠性和飞行器的隐身性能^[4-8]。

目前针对柔性传感器阵列的多物理量测量,研究人员开发了多种测量方案。Aygun 等^[9]基于柔性印刷工艺开发了一种可伸缩的轻量化电阻应变传感器,该传感器能够一次性测量整个区域的应变并且能够批量生产,但是其覆

盖范围较小。Xiong等^[10]设计了一种基于柔性传感器网络的智能蒙皮,其中集成了多种不同的传感器,能够实现各种气流参数的感知、飞行状态的评估和预测、冲击的识别和定位等功能,但是其每种传感器只布置了一列,无法得到物理量在整个模型表面的分布情况。Qiu等^[11-12]和方明等^[13]设计开发了压电传感器阵列能够实现结构健康检测以及冲击载荷识别等功能,但其只对压电传感器进行了研究,只能采集单一的物理量。Salowitz等^[14]开发了一种生物仿生、微加工、可扩展的可伸缩传感器网络,能够实现温度、应力、振动等物理量的检测,但其每种传感器网络上只集成了一种类型的传感器网络,并且其结构也不适用于飞行器表面。Yang等^[15]设计了一种集成了电容传感器和商用数字式温度传感器的柔性传感器阵列,但该传感器阵列是针对复合材料结构开发的,采集的物理量和传感器的布置方式并不适用于飞行器。Sengupta等^[16]开发了一种基于新型复合材料的压阻传感器网络,能够同时测量人体表面的应变和受到的压力,使用神经网络优化了传感器的布局,可以为飞行器表面的传感器网络开发提供参考。Kopsaftopoulos等^[17]针对在不同飞行状态下运行的飞行器结构开发了柔性压电传感器网络,可以集成到飞行器结构中,对飞行器的飞行状态做出评估,同样只能对单个参量进行小范围测量。

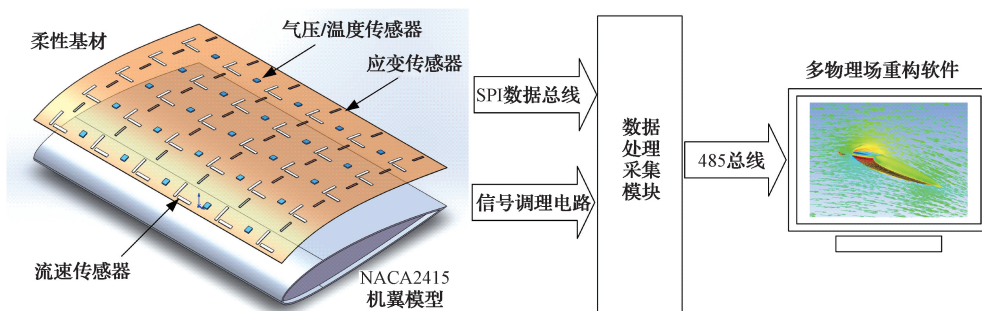


图1 系统整体结构

采用机翼缩比模型作为风洞实验载体,选择NACA2415翼型作为参照,中框使用铝合金材料制作,蒙皮使用碳纤维制作,模型弦长为400 mm,翼展600 mm,蒙皮厚度为2 mm,如图2所示。

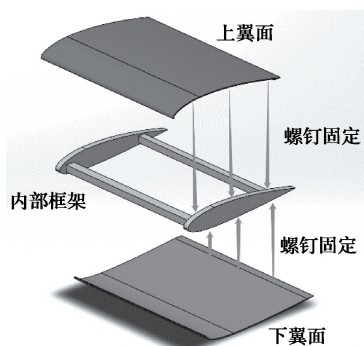


图2 机翼模型示意图

上述测量方法存在测量参数单一或者测量点单一的问题,并不能同时获得多个物理量在飞行器表面的分布情况。目前针对飞行器表面的柔性传感器网络研究中,由于信号采集方法的限制,很大一部分都在研究单一参量的模拟传感器网络,或者只关注几个物理量在某个区域的分布。随着微机电系统(MEMS)传感器技术的发展,市面上出现了大量性能优秀的数字传感器,这些传感器能够在很大程度上减小传感器网络的设计难度。

多物理量的全场测量不仅能够同时获得多个物理场,还能够通过这些物理量存在的关系进行深入的研究和相互验证。为此,本文设计了一种机翼表面多参量一体化柔性传感器阵列系统,在机翼表面以阵列方式布置多种微型化传感器,对机翼表面大气压力、温度、流速以及机翼应变特性进行实时监测。所有传感器都被集成在以聚酰亚胺为基材的柔性印刷电路板上,并完全贴合在机翼表面。通过上位机能够直观地看到多个物理场的变化。

1 总体系统设计

本文设计的传感器阵列系统针对风洞实验开发,能够完成对机翼表面气动压力、大气温度、气流流速以及机翼应变的测量,并能将测试所获得的数据以多物理场形式显示。该系统的整体结构如图1所示。

模型通过支架固定在风洞中,利用支架上的插销孔能够精确调节分辨率为 2° 俯仰角,侧滑角通过风洞实验平台调节,分辨率同样为 2° ,模型侧边的俯仰角调节机构如图3所示。



图3 模型俯仰角调节机构

所有传感器被安装在一整张柔性电路板上,由于传感

器具有一定厚度,所以在柔性电路板上再覆盖一层聚酰亚胺薄膜,并使用硅胶填充传感器位置的空隙,保证蒙皮表面的光滑,从而不会影响飞行器表面的气动特性。整块柔性电路板使用环氧树脂粘贴在蒙皮表面,电路板末端引出3种不同的传感器的接口,从机翼尾部连接到模型内部的信号采集处理模块,设计完成的柔性电路板如图4、5所示。

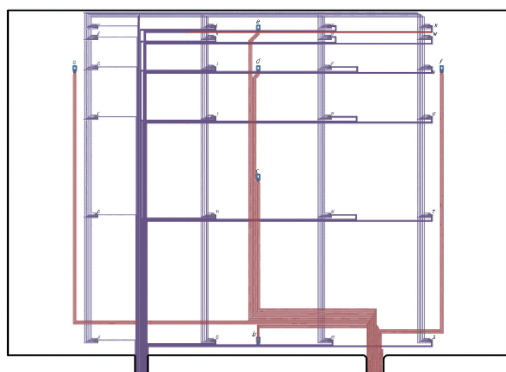


图4 表层柔性电路板

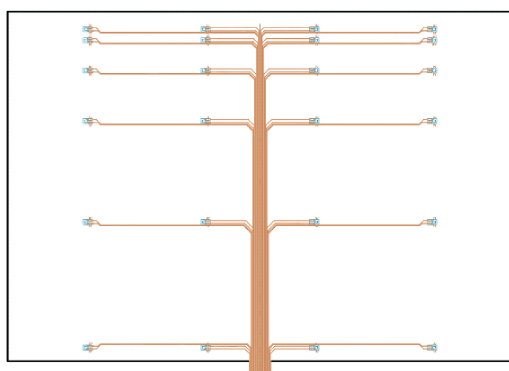


图5 内层柔性电路板

机翼模型内部放置信号采集处理模块,电路板固定在中框上的支架上。3种传感器的采集处理分成3块电路板,每一块电路板又由底板,多个单独的信号调理模块和模拟开关,以及主控芯片组成。主控芯片采用STM32F407芯片,可以使用24个模拟数字转换器(ADC)输入端口,完全能满足数据采集需求。共使用6块主控芯片,芯片之间使用485总线和上位机通信。实验系统内部结构如图6所示。

传感器阵列系统的传感器类型包括模拟传感器和数字传感器。其中数字传感器通过SPI总线连接到单片机,模拟传感器需要接入调理电路后连接到单片机的ADC输入端口。流速传感器的调理电路包括恒温差反馈电路和滤波电路,应变片的调理电路包括惠斯通电桥和放大滤波电路。考虑到单片机ADC转换均为分时进行,采用AD684采样保持芯片,在对数据开始采样时将所有传感器数据进行保持,再分别读取并转换这些数据,确保反演物理场时所有数据均为同一时刻所采集到的。6块单片

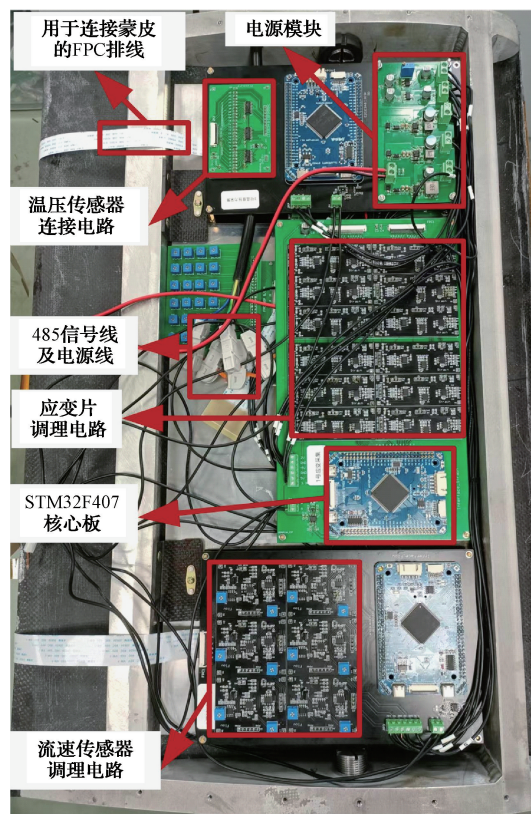


图6 实验系统内部结构

机的串口都通过485收发芯片连接到485总线上,再通过485转USB模块连接到上位机的USB口。当风洞的风速和模型姿态确定以后,需要获得每个传感器的稳定输出,并由这一组输出进行整个物理场的分析,所以本文对信号的采样频率要求不是很高。与此同时,信号在采集过程中已经进行了硬件滤波和软件滤波处理,可以较好地消除噪声干扰。本文的风洞试验每个状态下可以采集1min的数据,结合传感器响应时间和485总线传输速率等因素,将每一组数据的采样频率设定为10Hz。

上位机软件使用LabVIEW编写,通过将获取到的数据进行分类和处理,能够实时显示机翼表面气动压力、大气温度、气流流速以及机翼应变情况,同时可以将采集到的原始数据保存下来进行深入的分析。进一步通过样条插值的方法得到整个机翼表面的温度,压力,应变以及流速分布,并进行可视化处理,最终设计的上位机界面如图7所示。

2 传感器布局设计

实验系统需要采集的物理量主要有气压、温度、流速和应变4种,分别采用温压一体MEMS传感器、流速传感器和应变片3种传感器实现对4种物理量的采集工作。通过对近200种不同实验工况的FLUENT仿真分析,发现气压、温度、应变3种物理量沿弦向变化较为明显,而沿翼展方向变化相对有限,部分仿真结果如图8、9所示。

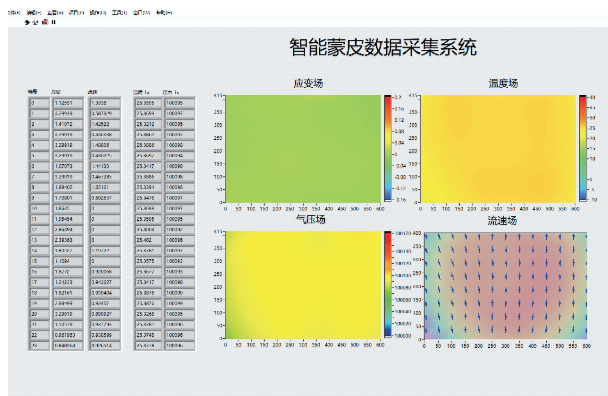


图7 上位机界面

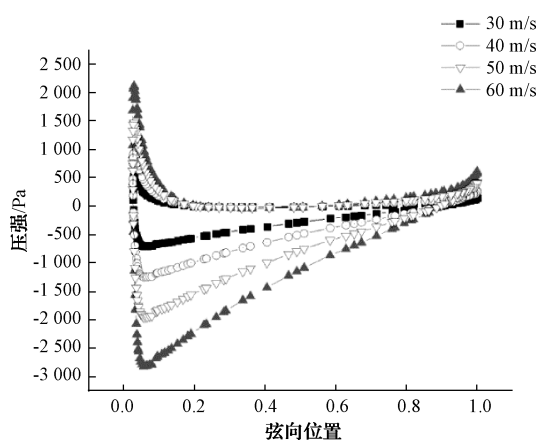


图8 不同流速下气压沿弦向分布

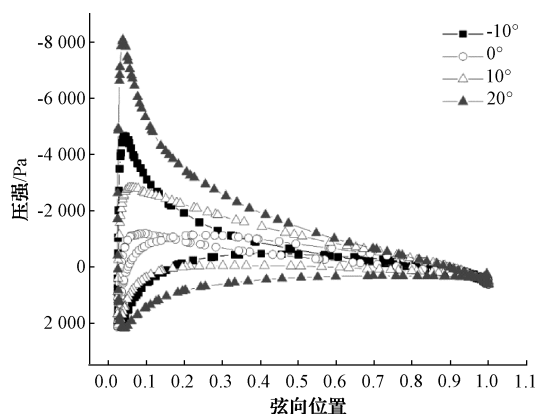


图9 不同迎角下气压沿弦向分布

从仿真结果可以看出,在不同风速和不同迎角的条件下,模型弦向的气压变化存在一个明显转折,以此为分界点气压在前端变化率较高,而后端变化率较低。因此只需要在气压变化比较明显的位置布置传感器就可以还原模型弦向的气压分布,并且要保证前端的传感器密度大于后端的传感器密度。与此同时,模型表面的应变、温度参量与气压存在很大的关联,所以温度和压力参量使用同一种

传感器测量,应变片紧靠压力传感器布置,这样不仅能还原模型表面的应变和温度分布,还能与压力传感器的输出相互对照。流速沿模型弦向的分布规律与压力类似,不同的是模型中段流速较大,前后缘部分流速较小。流速传感器的布置和调试比较复杂,所以布置的密度会小于压力传感器。

考虑到传感器数量过多会导致电路布线和对应的调理电路更加复杂臃肿,在4种物理量沿展向变化不明显的情况下,选择在弦向上布置更多的传感器。结合模型内部的空间大小,确定了弦向上压力变化率比最大的6个位置和速度变化率最大的4个位置,如表1、2所示。

表1 气压/温度/应变传感器位置

编号	1	2	3	4	5	6
上翼面位置/mm	21	34	72	132	252	403
下翼面位置/mm	18	31	67	127	247	396

表2 流速传感器位置

编号	1	2	3	4
上翼面位置/mm	21	72	212	403
下翼面位置/mm	18	67	207	396

展向上的传感器密度比弦向上的略低,在留出两端蒙皮与框架固定的位置以后,选取中间流场稳定的区域平均布置4列温度压力传感器和应变传感器,3列流速传感器。本文主要观察的是弦向上的流速变化,所以两侧的流速传感器只布置一个。综上,上下翼面各使用温度压力传感器24个,应变片24个,流速传感器6个。传感器位置如图10所示。

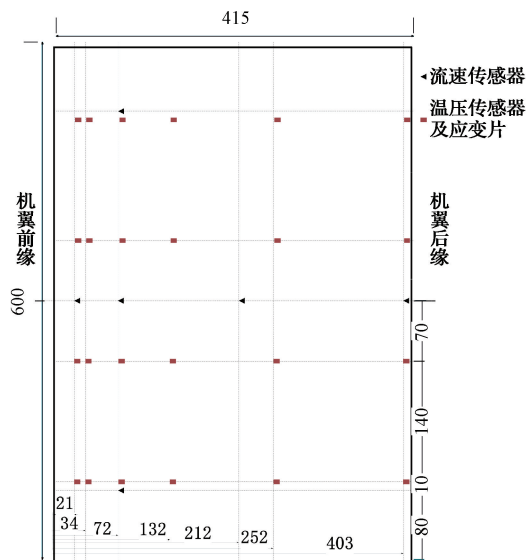


图10 传感器布局

3 传感器选型及外围电路

3.1 传感器选型及特点

在传感器阵列系统搭建的过程中,首先必须考虑传感器的尺寸参数,传感器尺寸过大将会改变飞行器表面的流

场分布。同时,由于传感器数量较多,使用数字式传感器能够大大降低调理电路的复杂度。结合测量范围和测量精度的要求,传感器具体类型及相关选型参数如表3所示。其中数字式温压一体传感器能够同时测量温度和压力,进一步降低了系统复杂度。

表3 传感器选型

名称	型号	尺寸/mm	量程	精度	接口类型
流速传感器	FS2	$6.9 \times 2.4 \times 0.2$	$0 \sim 100 \text{ m/s}$,	0.01 m/s	模拟
温度/压力传感器	BMP280	$2 \times 2.5 \times 0.95$	$30 \sim 110 \text{ kPa}$, $-40 \text{ }^{\circ}\text{C} \sim +85 \text{ }^{\circ}\text{C}$	0.16 Pa , $0.01 \text{ }^{\circ}\text{C}$	SPI
应变传感器	电阻式应变片	$6.6 \times 2.8 \times 0.05$	标称电阻 $120 \text{ }\Omega$, 应变极限 3%		模拟

3.2 热式流速传感器外围电路

热学法是一种应用范围广泛的流速测量技术,其基本原理是将发热的电阻放置到被测流体当中,利用散热率和流速之间的对应关系来获取流速。热式流速传感器根据测量原理的不同,分为热温差、热损失和热脉冲3种类型^[18-19]。

FS7属于热损失型流速传感器,基于热耗散原理工作,通过测量传感器上的热电阻在流体中损失的热量来检测流速的大小。热损失型流速传感器的工作方式有恒定温度和恒定功率两种,根据使用条件选择恒定温度工作方式。其原理是热电阻在流体中随着流速的增加,加热电阻损失的热量也在增加,为了保持加热电阻温度保持不变,必须提高加热电阻的功率来补偿损失的温度。使加热电阻的温度和流体温度之间温差保持恒定的工作方式又叫做恒温差式,其电路一般是由带有负反馈回路的惠斯通电桥电路组成。

系统中热式流速传感器的部分调理电路如图11所示,将加热电阻 R_H 和补偿电阻 R_{ref} 接入电桥中,当风速增加时,加热电阻的热能损失增加,电阻温度下降从而阻值降低,运放负端电压随之降低,从而输出电压增大,加热电阻两端电压增大,补充流体带走的热量,实现加热电阻和环境温度的恒定温差。可调电阻 R_1 可以调节电阻温度和环境温度的差值,通过测量电桥的输入电压即可得到风速。

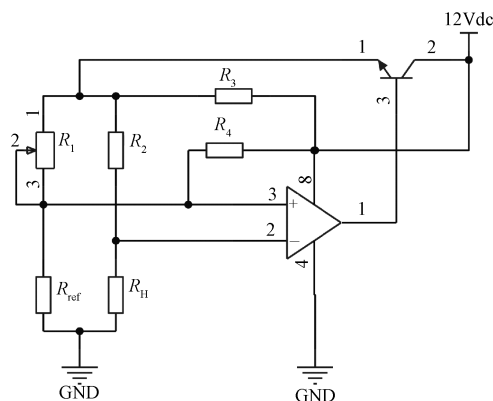


图11 流速传感器调理电路

3.3 流速传感器组合测量原理

单个FS7热式流速传感器只能实现流速的测量,并不能测量来流的方向。King在热线流速计的研究中发现,热线在流场中的散热由垂直于热线的流速分量决定,因此热线流速计具有方向敏感性^[20]。从结构上看,FS7传感器的加热电阻类似为长方形,在实验过程中发现这款传感器同样具有方向敏感性。使用大功率风扇和商用流速计对粘贴在平板上的流速传感器进行标定,结果如图12所示。在风速一定的条件下,来流平行于发热带长边时散热率最小,输出电压最低;来流垂直于发热带长边时散热率最大,输出电压最高。可以注意到在 $0^{\circ} \sim 90^{\circ}$ 范围内传感器输出是单调递增的。

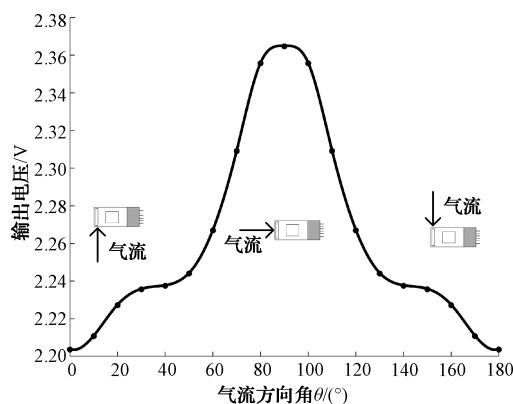


图12 一定风速下输出与风向的关系

气流方向和气流速度不同时传感器的输出电压如图13所示,每一条曲线均代表该流速下气流角度不同时的传感器电压输出。气流角度相同时,流速越大,电压输出越高;气流速度相同时,传感器电压输出符合图12的趋势。当传感器输出电压确定时,会与这几条曲线存在多个交点,即一个电压输出对应多组流速值和流向值。

为了得到流速和对应的来流角度,将两片传感器垂直放置,如图14所示。在传感器输出单调的情况下,可以证明两个传感器的输出 U_1 和 U_2 可以确定 90° 范围内唯一的一组风速和风向。

目前热式流速传感器流速流向的解析算法主要包括

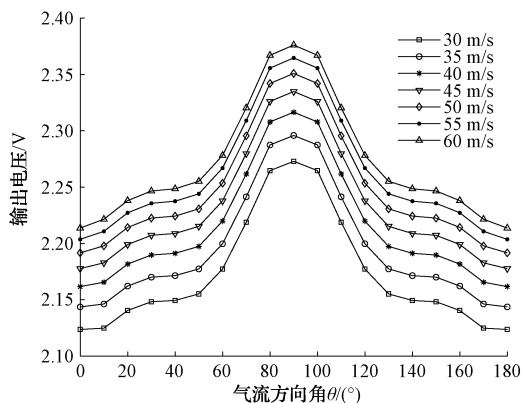


图13 不同风速下输出与风向关系

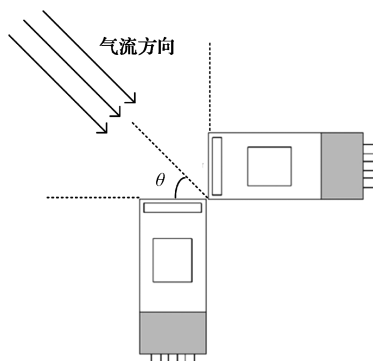


图14 组合热式流速传感器

最小二乘法、分段线性插值法和反向传播(BP)神经网络算法。其中最小二乘法拟合可以让拟合的曲线接近标定点,但是曲线与传感器实际输出相差较大;分段线性插值法曲线平整度较差,不符合数据测量的连续性的特点;BP神经网络需要大量数据训练,标定点过少可能导致模型不收敛^[21-23]。

因此,针对本文设计的组合热式流速传感器的特点,本文提出一种基于二维三次样条插值的流速流向解析方法。该方法需要将标定点的风速,风向和对应的输出电压通过二维三次样条插值的方法得到一个空间上的曲面,这样可以直观地看出流速、流向和输出电压的对应关系,并能兼顾流速变化的特点和流向变化的特点,具有很好的连续性和光滑度。单个流速传感器输出电压的二维三次样条插值结果如图15所示。

这个时候如果一个传感器输出电压确定,可以垂直Z轴的对应电压做一个平面。该平面会与插值得到的曲面相交于一根曲线上,这根曲线即流速流向的集合。同样的,另一个传感器输出确定后也可以得到一根曲线。这两根曲线相交于一点即可确定此时的流速和流向。当插值密度不高时,Z轴可以设置成随输出电压浮动的一个范围值,这样最后得到的曲线就有了一定的“宽度”,此时两根曲线交汇处的中心即要求的流速和流向。这两个传感器流速流向的集合在平面上的投影如图16所示,两个投影

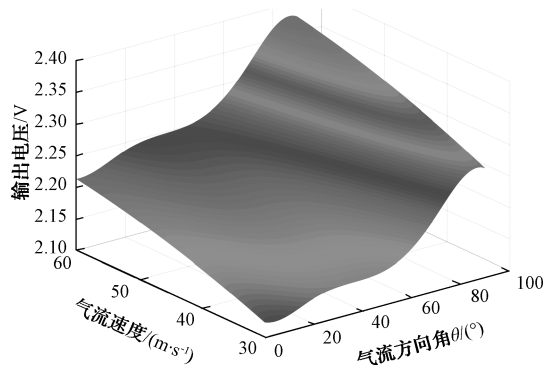


图15 二维三次样条插值示意图

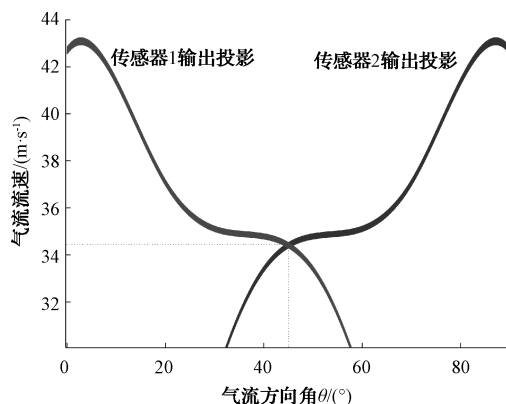


图16 组合热式流速传感器风速风向投影

交点的横纵坐标即为气流方向角和气流流速。

4 实验结果与讨论

4.1 风洞实验

样机的风洞实验在南京航空航天大学 NH-2 风洞进行。实验环境如图17所示,样机通过模型支架固定到风



图17 实验现场图

洞实验平台上,并通过一根屏蔽线连接到上位机和电源。上位机能够实时显示采集到4种物理场以及每个传感器采集到的具体数据,便于判断传感器的工作状态。

实验需要采集机翼模型不同姿态和不同流速情况下对应的物理场和各个传感器的输出。在确定模型姿态的情况下,气流速度范围为30~60 m/s,步进5 m/s。模型姿态主要包括攻角和侧滑角,共进行两种姿态的调节。第1种是无侧滑角的情况下,攻角在 $-10^{\circ}\sim 20^{\circ}$ 变化,步进为 2° ,攻角通过支架上的插销调节。第2种是攻角 2° 的情况下,由于模型左右对称,因此只进行单侧侧滑角的调节。侧滑角在 $0^{\circ}\sim 10^{\circ}$ 变化,步进为 2° ,侧滑角的调节由风洞实验平台控制。

实验时先调节好模型姿态,等待风速达到要求并且气流稳定后开始采集1 min的数据,采集完成后风速增加,共完成7组数据的采集。然后重新调整模型姿态,重复上述步骤,最后采集到154组数据。

4.2 实验结果分析

将采集到的1 min的数据做一次平均,共得到154个状态下每一组传感器的输出其中流速传感器输出稳定,风速增加时流速传感器输出明显增大,且对 2° 侧滑角的变化能做出明显的区分。如图18所示,横坐标是不同的工况条件,每7个1组,流速由30 m/s增加到60 m/s,第1组的侧滑角为 0° ,并以 2° 的步进增加到 10° 。

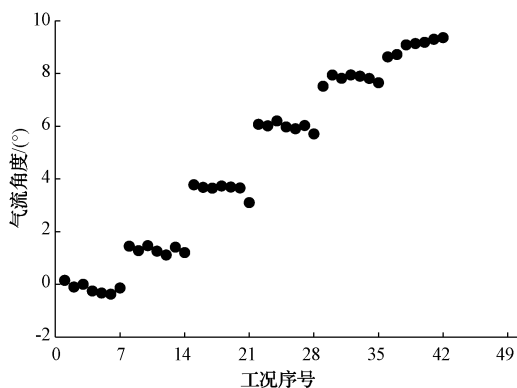


图18 流速传感器角度测量

温度数据受环境温度影响比较大,实验过程中上午和下午的温差较大,且通过仿真发现在实验过程中气流对温度的影响比较小,因此温度仅作为环境温度的参考值。

压强数据表现良好。在攻角变化实验中沿展向分布的同一排压力数据的变化表现出良好的一致性。且随着攻角增大,压力的变化也符合理论变化规律。取部分传感器的输出进行分析,上表面后缘的压力变化如图19所示,横坐标是不同的工况条件,每7个1组,流速由30 m/s增加到60 m/s,第1组的攻角为 -10° ,并以 2° 的步进增加到 20° 。可以注意到所有工况下,气压值均随风速的增大而减小。

同样地观察下表面前缘的压力变化,如图20所示,可知攻角在 $-2^{\circ}\sim 4^{\circ}$,气压值随流速增大而减小;攻角在

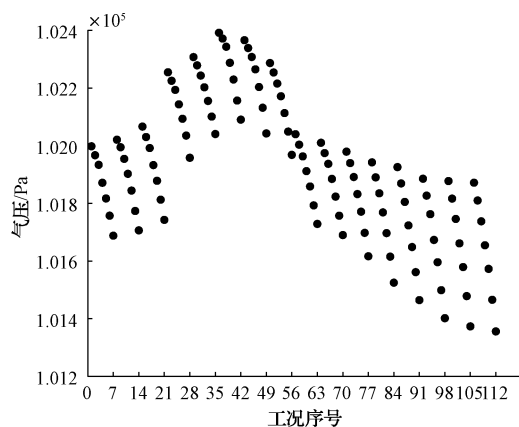


图19 上表面后缘压强变化

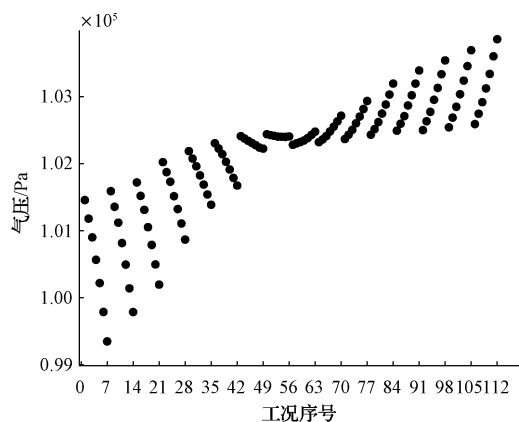


图20 下表面前缘压强变化

$6^{\circ}\sim 20^{\circ}$,气压值随流速增大而增大。

攻角 2° ,侧滑角 4° ,风速30 m/s时气压分布如图21所示,机翼表面沿后缘中心剖开并展开,以0刻度线为界分别是上下表面,可以观察到机翼表面压力分布趋势符合

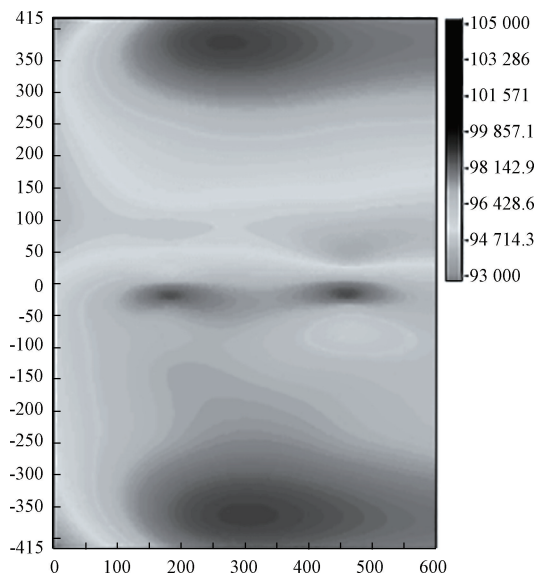


图21 机翼表面压力场反演图

理论值,最大压强位于下表面前缘,沿弦向方向表现先减后增的趋势,并沿流场方向偏移。

5 结 论

本文针对机翼模型设计了一套多参量一体化柔性传感器阵列系统,能够同时采集流速、流向、温度、压力等物理量的分布,并经过风洞实验验证了系统的功能。针对其中的流速流向解析问题,本文提出了一种基于二维三次样条插值的流速流向解析方法。本文设计的柔性传感器阵列具有不破坏机翼外形,采集参数多,采集结果显示直观等特点,对采集到的不同种类的参量联合分析可以进一步计算机翼表面的流场分布及气动载荷。

参 考 文 献

- [1] 张卫方,何晶靖,阳劲松,等.面向飞行器结构的健康监测技术研究现状[J].航空制造技术,2017,(19): 38-47.
- [2] 史晓军,张昌荣,刘光远,等.飞行器大气数据系统测压校准风洞试验若干环节的的实现方法研究[J].电子测量技术,2020,43(1): 12-17.
- [3] MCEVOY M A, CORRELL N. Materials science. Materials that couple sensing, actuation, computation, and communication[J]. Science, 2015, 347(6228): 1261689.
- [4] 汪玉,邱雷,黄永安.面向飞行器结构健康监测智能蒙皮的柔性传感器网络综述[J].航空制造技术,2020,63(15): 60-69,80.
- [5] 尹周平,黄永安,陈蓉,等.柔性电子制造关键技术与应用[J].中国基础科学,2020,22(5): 21-34.
- [6] 郭隆德.风洞非接触测量技术[M].北京:国防工业出版社,2013.
- [7] 杨华,黄永安.大型风洞全场智能感知的研究进展[J].中国科学基金,2017,31(5): 450-460.
- [8] 曹经鎔,康健伟,袁卫锋.柔性压电复合材料薄膜无线应变传感器研究[J].电子测量与仪器学报,2021,35(6): 184-190.
- [9] AYGUN L E, KUMAR V, WEAVER C, et al. Large-area resistive strain sensing sheet for structural health monitoring[J]. Sensors, 2020, 20(5): 1386.
- [10] XIONG W, ZHU C, GUO D, et al. Bio-inspired, intelligent flexible sensing skin for multifunctional flying perception [J]. Nano Energy, 2021, 90: 106550.
- [11] QIU L, DENG X, YUAN S, et al. Impact monitoring for aircraft smart composite skins based on a lightweight sensor network and characteristic digital sequences[J]. Sensors, 2018, 18(7): 2218.
- [12] QIU L, LIN X D, WANG Y, et al. A mechatronic smart skin of flight vehicle structures for impact monitoring of light weight and low-power consumption [J]. Mechanical Systems and Signal Processing, 2020, 144: 106829.
- [13] 方明,邓晓磊,邱雷.一种连续异构传感器网络及其冲击监测方法[J].国外电子测量技术,2019,38(3): 103-107.
- [14] SALOWITZ N, GUO Z, LI Y H, et al. Bio-inspired stretchable network-based intelligent composites[J]. Journal of Composite Materials, 2012, 47(1): 97-105.
- [15] YANG Y, CHIESURA G, PLOVIE B, et al. Design and integration of flexible sensor matrix for in situ monitoring of polymer composites[J]. ACS Sens, 2018, 3(9): 1698-1705.
- [16] SENGUPTA D, MASTELLA M, CHICCA E, et al. Skin-inspired flexible and stretchable electrospun carbon nanofiber sensors for neuromorphic sensing[J]. ACS Applied Electronic Materials, 2022, 4(1): 308-315.
- [17] KOPSAFTOPOULOS F, NARDARI R, LI Y H, et al. A stochastic global identification framework for aerospace vehicles operating under varying flight states[J]. Mechanical Systems and Signal Processing, 2018, 98: 425-447.
- [18] ATIENZA M T, KOWALSKI L, GORRETA S, et al. Thermal dynamics modeling of a 3D wind sensor based on hot thin film anemometry[J]. Sensors and Actuators, A Physical, 2018, 272: 178-186.
- [19] SUN B, MA B, LUO J, et al. Sensing elements space design of hot-film sensor array considering thermal crosstalk [J]. Sensors & Actuators: A Physical, 2017, 265: 217-223.
- [20] QUE R, ZHU R, WEI Q, et al. A flexible integrated micromachined hot-film sensor array for measuring surface flow vector[C]. Proceedings of the 2011 16th International Solid-State Sensors, Actuators and Microsystems Conference. IEEE, 2011.
- [21] YIN F, YE D, ZHU C, et al. Stretchable, highly durable ternary nanocomposite strain sensor for structural health monitoring of flexible aircraft[J]. Sensors, 2017, 17(11): 2677.
- [22] 颜清云,宋连庆,何永康.基于经验模态二次分解的

改进门控循环单元风速超短期组合预测模型[J]. 国外电子测量技术, 2021, 40(6): 6-13.

- [23] 单泽彪, 鲁胜麟, 刘小松, 等. 基于高阶累积量的阵列式超声波传感器风速风向测量[J]. 仪器仪表学报, 2021, 42(6): 279-286.

作者简介

郑禄军, 硕士研究生, 主要研究方向为新型传感器。
E-mail: zhenglujun86@163.com