

某高超声速风洞模型底压精确测量方法改进研究与试验验证

黄昊宇, 黄 辉, 张 鑫, 凌忠伟

(中国空气动力研究与发展中心高速所, 四川 绵阳 621000)

摘要: 针对某高超声速风洞模型底压量值低精确测量难度大、底压传感器容易过温超载等问题, 在某高超声速风洞中建立了一套可精确测量风洞模型底压的专用装置; 该装置采用了小量程绝压式薄膜电容规作为主要的测量元件, 并有针对性的设计了传感器过压保护气路、水冷隔热结构和测控程序; 该装置布置于该风洞试验段内模型支撑机构上, 可大幅缩短测压气路, 减少转接环节; 该装置在马赫数 5~9 试验条件下开展了 HB-2 标模试验验证, 试验结果表明: 该模型底压精确测量装置达到了设计要求, 集成度高, 故障率低, 系统稳压时间显著缩短, 可快速响应模型底部压力变化情况, 可适应高马赫数试验条件下模型底压测量要求, 系统测量精度优于 0.5%, 能大幅度提高了高超声速风洞模型底压测量的精度。

关键词: 高超声速风洞; 模型底压; 精确; 测量; 验证

Research and Test Verification of Bottom Pressure Measurement Method in the Hypersonic Wind Tunnel Model

HUANG Haoyu, HUANG Hui, ZHANG Xin, LING Zhongwei

(High Speed Institute of China Aerodynamics Research & Development Center, Mianyang 621000, China)

Abstract: Aiming at the problems of low pressure, difficult measure in hypersonic wind tunnel model and the overheat threat of pressure sensor, a special device was established in hypersonic wind tunnel to accurately measure the bottom pressure. The device uses small range absolute pressure film capacitor gauge as main measuring element, sensor design with overload protection gas path, water cooling heat insulation structure and control program. The device is arranged on the model support mechanism of wind tunnel test section, which can greatly shorten the pressure measuring gas path and reduce the switching link. The device was tested and verified with the HB-2 standard model under the condition of Mach number 5~9, the test results show that, the model's bottom pressure precision measuring devices meet the design requirements of high integration, low failure rate, the pressure stabilization time could be shortened significantly, and the bottom pressure change of the model can response rapidly, which can adapt to the bottom pressure measurement requirement at high Mach number, the measurement precision is better than 0.5%, can greatly improve the accuracy of bottom pressure for the hypersonic wind tunnel model.

Keywords: hypersonic wind tunnel model; bottom pressure; accurate; measurement; verification

0 引言

在风洞试验中, 模型底部压力常用专用压力传感器或压力扫描阀进行测量, 同一飞行器的底压量值随着马赫数增加会不断减小, 在现有设备条件下测量误差也会不断增大, 特别在高超声速流场条件下, 模型底部为准真空状态, 压力量值非常低, 精确测量模型底压更加困难。但模型底压作为风洞气动力试验中的重要组成部分, 其精度会直接影响飞行器相关气动特性的分析处理^[1-2]。根据对以往试验数据积累分析, 不同试验模型外形条件下, 飞行器底阻一般会占到模型总阻力的 5%~20%, 所以如果在飞行器气动力载荷分析计算中不能准确扣除底阻, 就无法满足风洞测力试验数据精细化要求, 也会给飞行器操纵性能的预测带

来明显的困扰^[3-5]。

在某高超声速风洞, 原有模型底部压力测量系统由于部件和测量方法的问题存在以下不足:

1) 原测量传感器放置于风洞洞体之外, 测压管路过长, 影响模型底压测量的动态特性。以往的试验表明, 在 $Ma=5$ 试验条件下模型底压测值稳定时间需在 15 s 以上, 而在模型底部压力更低的 $Ma=8$ 试验条件时, 底压测值的趋稳时间更是超过了 30 s, 导致风洞试验中气源能耗增加, 同时, 由于管路长度影响, 模型底压测量是在趋稳过程中, 影响测量数据的准确性和可信度。

2) 采用差压式测量方式导致系统测量精度难以提高。早先系统采用大气压作为参考压力, 由于该高超声速风洞

收稿日期: 2021-10-21; 修回日期: 2021-12-07。

作者简介: 黄昊宇(1980-), 男, 湖南岳阳人, 硕士, 高级工程师, 主要从事风洞测控技术方向的研究。

引用格式: 黄昊宇, 黄 辉, 张 鑫, 等. 某高超声速风洞模型底压精确测量方法改进研究与试验验证[J]. 计算机测量与控制, 2022, 30(5): 13-17, 23.

模型底部压力通常在几十帕至几千帕的范围，与大气压的差压大，测量传感器通常使用量程为 15 PSI，即使采用高精度的电子扫描阀或其他类型单只压力传感器，加上大气压测量本身的误差，系统总误差通常在 60 Pa 以上。后改用微真空为参考压力，选用振动筒式绝压传感器^[6]测微真空参考腔内压力，并选用小量程的高精度差压传感器测模型底压与微真空参考腔压力的差值。该方式的测量精准度有所提高，但由于真空泵工作引起的压力波动、振动筒式绝压传感器与小量程高精度差压传感器的误差，系统的总误差可达到 35 Pa 左右，但仍难以满足测量精细化的要求^[7]。

3) 现场测量设备采用分体式结构，部件数量过多，操作和维护不便利。底压测量管、试验段洞壁转接组件、底压测量箱、真空表和真空泵等独立部件，试验时通过真空管路连接起来整体使用，试验结束时再拆散存放，需要对 5 个环节共 18 处接头进行组装和拆卸，真空管路容易产生漏气问题；底压测量箱、真空表和真空泵等部件体积大、重量重，搬运不便。系统的试验准备时间通常为 2~3 h，且在吹风间隙需经常性地在吹风间隙需经常性地复核真空管路的气密性。

为此，项目组对其进行深入研究，重新设计研发了新的测量系统，确立了新的测量方法，从自动化程度、稳定性和精准度等几个方面进行了优化改进。

1 系统研制

1.1 技术指标

根据该风洞试验需求，新构建的测量装置应满足超声速气流条件下不同马赫数下模型底部压力测量系统对环境、测量范围、精准度等方面的性能需求，需满足以下要求：

- 1) 测点数：4；
- 2) 工作环境压力：0~150 kPa；
- 3) 工作环境温度：5~200 ℃；
- 4) 适用马赫数：5~9；
- 5) 工作频度和时间：4 次/小时、10 分钟/次；
- 6) 底压测量范围：0~2 kPa；
- 7) 测量精度：≤0.5%；
- 8) 管路气密性及通气性：优良；
- 9) 其他：气路环节减少，操作简便性提高，准备时间缩短至 30 分钟内。

1.2 总体方案

针对某高超声速风洞模型底压难以准确测量的特殊情况，研制中摒弃了原有测量方式，采用了“直接测量、就近布置、做好保护、小型集成”的思路进行了系统整体设计，以达到提高模型底压测量精准度的

目的。

新系统的架构包括硬件和软件两个方面。硬件划分为现场测量装置和数据采集设备两部分，现场测量装置为全新设计的高集成度箱体，其主要测量部件使用高精度小量程绝压传感器，保护部件使用高可靠小尺寸真空泵、三通电磁阀及密封管路组成，而数据采集设备沿用风洞原有 PXI 数据采集系统；软件在原风洞标准化数据采集和处理软件的基础上作适应性优化改进。其主要技术方法见图 1，系统工作原理见图 2^[8]，用到的技术途径有：

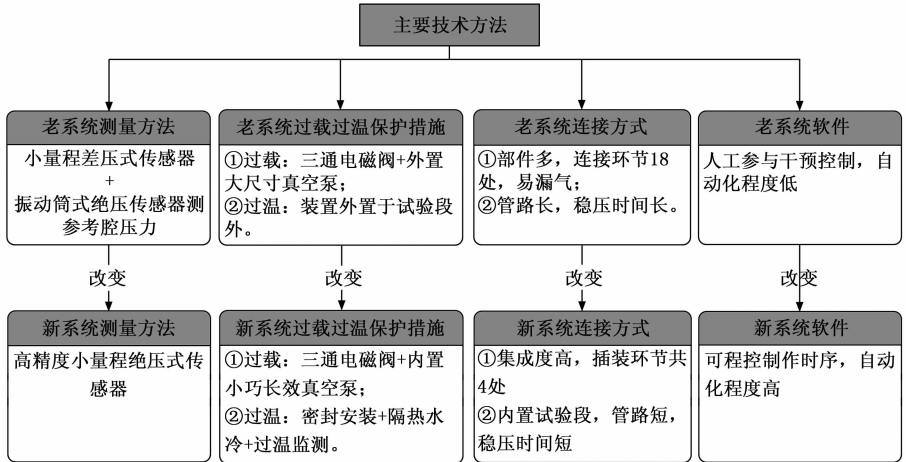


图 1 新模型底压测量系统主要技术方法

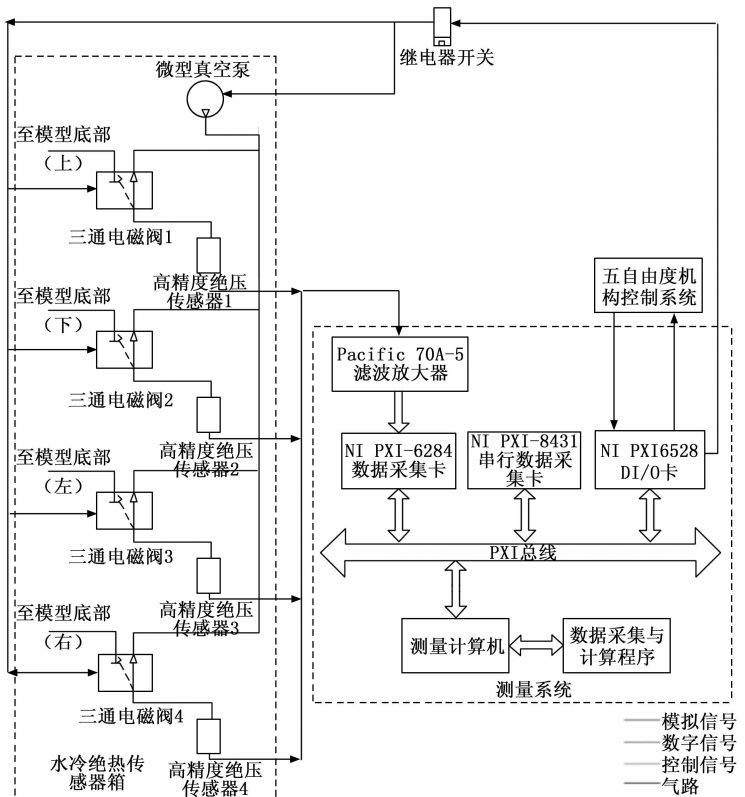


图 2 新模型底压测量系统工作原理图

1) 引入高精度小量程的绝压传感器, 直接测量模型底部压力, 以减小系统间接误差;

2) 采用传感器放置于试验段下驻室内靠近模型的地方, 缩短底压测量管的长度, 以提高模型底压测量的响应特性;

3) 引入微型真空泵和三通电磁阀, 以防止传感器通电期间其工作腔出现过压;

4) 设计制作一个具备隔热水冷功能、小型化、可安装在试验段内五自由度模型支撑机构上的底压测量集成箱, 将传感器、微型真空泵和三通电磁阀集成安装在箱体内部, 以保证系统关键元器件在高温环境下不会受热损坏;

5) 从模型尾部压力测点到传感器之间的真空管路, 每个管路只设一处经常性拆卸环节, 将试验准备和结束时需拆装的接头数量减少为4个, 以降低真空管路产生漏气问题的概率;

6) 优化底压测量箱的外形和尺寸, 以减少对五自由度模型支撑机构运行范围的影响。

7) 测处软件做适应性改进, 以实现三通电磁阀动作、微型真空泵电源通断等进行程控功能, 以及对模型底压测量数据的实时显示。

1.3 硬件设计

从图1可以看出, 新系统的硬件部分在原PXI数据采集系统^[9-10]基础上增加新的现场设备实现, 包括底压测量集成箱, 配套的底压测量管、冷却水管路和信号线缆等。其中, 系统核心部件为底压测量集成箱, 它主要由压力传感器、防过压保护装置和水冷隔热箱体3个部分构成, 箱体后壁配置有电、气、水输入输出接口。集成箱布局见图3。风洞试验准备和结束时, 需要装拆和搬运的现场设备, 只有一个小型的底压测量集成箱和底压测量管。

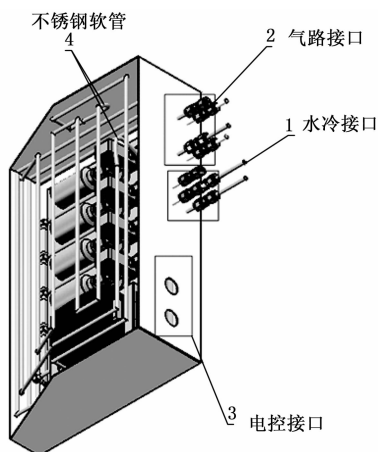


图3 新模型底压测量集成箱布局

1.3.1 压力传感器

本项目主要测量传感器采用MKS绝压式薄膜电容规^[11-12], 为绝压测量方式。该类型传感器量程可从1~3 325 kPa之间选取, 由于该超声速风洞流场建立后大部分

模型底压测量值一般低于1 kPa, 为确保传感器工作在稳定可靠的测试区间, 本项目最后选用传感器量程为0~4 kPa。

该传感器标称精度优于0.5% of reading, 频响小于20 ms, 可满足该风洞模型底压测量对精度、响应时间要求。传感器外形如图4所示。



图4 MKS绝压式薄膜电容规

1.3.2 防过压保护装置

该风洞流场建立前后, 模型底压测值差量大, 可达到100 kPa。考虑到绝压式薄膜电容规的过压特性, 为保护其在流场建立前后不受损坏, 系统中采用微型真空泵和三通电磁阀组成相应切换气路对其进行保护。通过对国内外多种产品比对, 最终确定使用德国Pfeiffer Vacuum公司生产的微膜片型真空泵和日本SMC公司的二位三通微型电磁阀建立防过压保护装置。

微型膜片真空泵的尺寸小便于集成, 操作维护简单, 使用压力范围为133 Pa~0.1 MPa, 抽气速度为0.25 m³/h, 泄漏率为6×10⁻³ Pa·m³/s, 频响优于20 ms, 能持续24小时连续运转, 因此能满足试验高强抽吸能力和高强度连续运行的需求。

1.3.3 水冷隔热箱体

该风洞试验时来流空气要进行加热, 随着试验马赫数的增大, 来流总温最高可达800℃, 试验段下驻室的环境温度也会随之升高至最高200℃。由于底压集成测量箱安装在五自由度机构上, 为保护箱体内高精密电气工作稳定正常, 必须采取一定的防热措施。本项目中采用了“隔热+水冷”方式进行防热处理, 主要方法是箱体采用上盖可开启的封闭结构, 在壳体内布置不锈钢水盘管进行冷却, 并填充保温棉隔热。

1.4 软件设计

本项目数据采集处理软件系统基于NI PXI总线的采集系统硬件平台, 使用BORLAND C++ BUILDER 6.0编程平台进行开发, 其中Pacific 70A-5放大器和PXI6284多功能采集板卡负责传感器放大调理和信号采集, PXI6528数字I/O卡负责真空泵、电磁阀等设备的远程开关控制。通过程序适应性改进, 原标准化数据采集软件增加了测量集成箱内电磁阀和真空泵的远程控制、底压传感器信号采集、底压信号解析和预处理等三块功能代码, 优化了程序流程, 对电磁阀切换、真空泵启停、压力传感器电源通断、数据采集等动作时序进行了严格的流程控制, 确保系统安全稳定运行。新系统的集成箱控制和底压采集程序流程如图5

所示。数据处理软件主要针对采集获取的 4 个测点位置的模型底部压力值 Pb_i ($i=1\sim 4$) 进行事后处理, 获得每个测点位置的底阻系数 Cpb_i 、所有测点的底压平均值 Pb 。

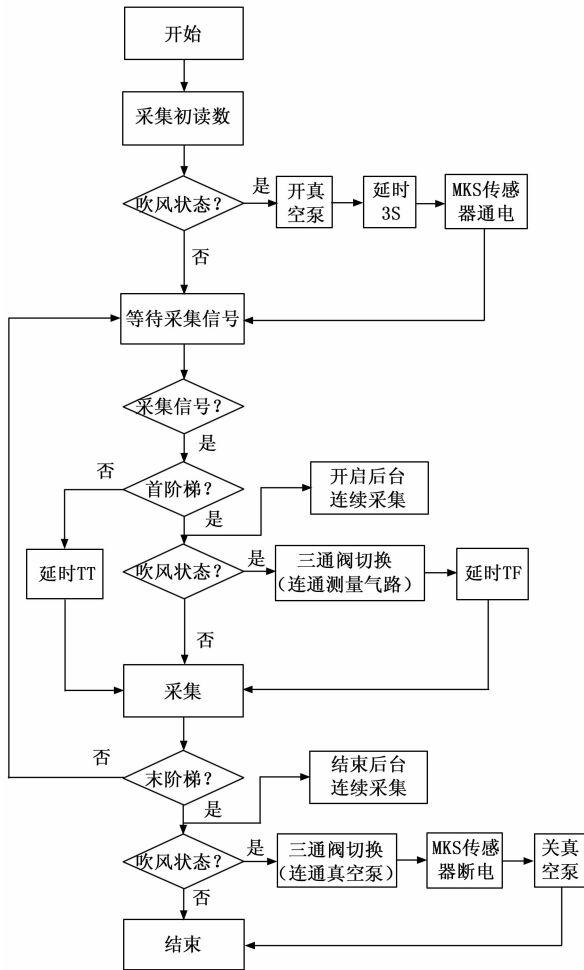


图 5 集成箱控制和底压采集程序流程图

2 关键技术难点及解决办法

2.1 过压保护装置设计及工作流程

本项目选用的 MKS 传感器量程非常小, 且在通电状态下不宜长时间暴露在大于 13.3 kPa 的气压环境中。而在该高超声速风洞试验使用过程中, 模型底压测点大部分时间直通大气, 只有在流场建立时才处于传感器标定量程区内。若无相应保护装置, 试验前后模型底部压力的变化范围远远超过了 MKS 传感器的承压上限^[13-14]。因而, 过压保护装置的安全性和便捷性设计是本项目研究中一个难点问题。项目针对此问题, 采用的最终解决思路是: 底压测量集成箱内设计了由微型真空泵、三通电磁阀等构成的过压保护装置, 在系统通电状态下, 主动创造一个满足 MKS 传感器使用要求的封闭真空环境, 并通过设计电路和程序执行逻辑来实现其自动化程控操作, 适时完成“传感器工作腔——真空泵”气路、“传感器工作腔——模型底压测点”气路之间的切换, 以达到保护传感器、简化操作的目的。

底压测量集成箱气路原理如图 6 所示。

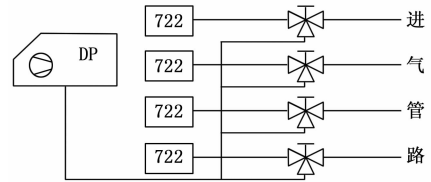


图 6 集成箱气路原理图

2.2 测量管路优化

除传感器自身性能指标外, 影响底压测量精准度的因素还包括测量管路长度、管路内径、管接头密封、测点位置。项目实施过程中, 有针对性的对此难点做了三方面优化工作:

1) 将底压测量集成箱移进试验段下驻室并安装于五自由度机构的转角机构小车平台上, 使模型底压测点与传感器之间的测量管路长度由 5 m 缩短至 1.5 m, 并将管路内径增至 2 mm, 提高气流在测量管路中的流通性, 有效改进了底压测量的动态响应性能。

2) 测量管路中的管接头均采用了长寿命的双卡套真空快拆不锈钢接头, 经过工厂安装检测合格后, 除箱体与底压测量铜管之间 4 套接头外, 其余接头在使用过程中无需拆卸。这样, 整个测量管路需经常拆装的接头数量, 比原系统减少了 14 个, 提高了测量管路密封可靠性, 同时也增强了操作便利性。

3) 规范模型底压测点位置, 一般布置 4 测点, 沿支杆外表面在水平和垂直方向以 90°间隔均布, 试验时底压管伸入模型底部约 10 mm。

3 系统动态验证试验

本项目实施中做了三方面动态验证试验, 内容包括新老系统对比试验、新方法重复性精度测试和新系统典型试验。试验名义马赫数 $M=5、6、7、8、9$, 试验模型采用 HB-2 标模, 模型迎角为 $-4^\circ\sim 14^\circ$, 侧滑角为 0° 。

3.1 新老系统对比试验结果分析

新老系统对比试验在 $M=4.95$ 和 $M=7.95$ 各进行了一次。图 7 给出了典型的对比试验结果, 图中横坐标为数据的采集阶梯数。由图可知:

1) 同老系统相比, 新底压测量系统的测压管路大大缩短, 因而各试验迎角下的稳压时间也明显缩短。 $M=4.95$ 时新系统在各试验迎角下的稳压时间约为 9 s, 而老系统约为 36 s; $M=7.95$ 时各试验迎角下的稳压时间约为 15 s, 而老系统约为 45 s。

2) 随着马赫数的增加, 两套系统之间的底压测值差异明显增大。 $M=4.95$ 时的底压测值差异相对较小, 在 $\alpha=0^\circ$ 和 $\alpha=10^\circ$ 时两套系统 Cpb 测值相差分别约为 0.001 5 和 0.003; 而在 $M=7.95$ 时的底压测值差异则相对较大, 在 $\alpha=0^\circ$ 和 $\alpha=10^\circ$ 时两套系统 Cpb 测值相差分别约为 0.014

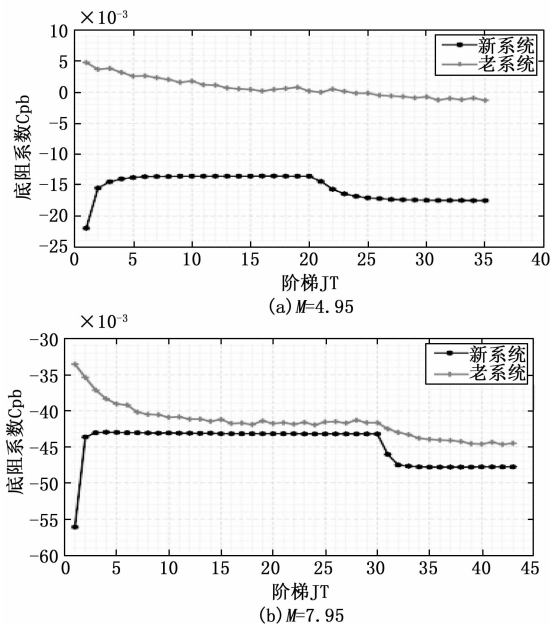


图 7 新老系统对比试验结果

和 0.016。

对比两套系统的稳压时间, 以及底压测值随迎角、马赫数变化规律可以发现, 新系统底压测值更加准确可信。这主要是因为: 老系统受测量管路长、管径小、漏气环节多等因素影响, 动态响应特性相对较差。而新系统大幅缩短了管路长度, 并减少了接头泄漏环节, 系统动态响应特性大大提高, 在同样的时间内新系统管路压力更容易稳定, 也更接近真实值, 因此底压数据的可信度大幅增加^[15]。

3.2 新系统重复性试验结果分析

新系统重复性精度测试在 $M=4.95$ 和 $M=7.95$ 下各进行了 5 次重复性试验, 以检验新底压测量系统的稳定性。 $M=4.95$ 下试验车次号分别为 544~546、548~549, $M=7.95$ 下试验车次号为 553~557。图 8 给出了相应的试验结果曲线, 由图可知: $M=4.95$ 时 C_{pb} 重复性均方根误差不超过 0.000 4, $M=7.95$ 时重复性均方根误差约为 0.000 1, 本期试验重复性精度高。分析表明, 新系统精度高、稳定可靠, 能较好满足风洞试验高精度测量需求。

3.3 新系统典型试验结果分析

新系统典型试验在 $M=4.95$ 、5.96、6.97、7.95 和 8.92 下各进行了一次, 图 8 给出了新系统调试的典型试验结果。由图可以看出: 在试验范围内, 随着马赫数增大, HB-2 标模的底压系数逐渐增大, 马赫数之间的底压系数差异逐渐减小, 且同一马赫数下, 正负迎角的底压系数对称性良好, 表明新系统的试验数据可信, 该系统可正式投入使用。

4 结束语

1) 与老系统相比, 新系统的动态响应特性显著增强, 稳压时间明显缩短, 其中 $Ma=5$ 稳压时间缩短至原来的 1/4, $Ma=8$ 稳压时间缩短至原来的 1/3, 新系统的底压测值

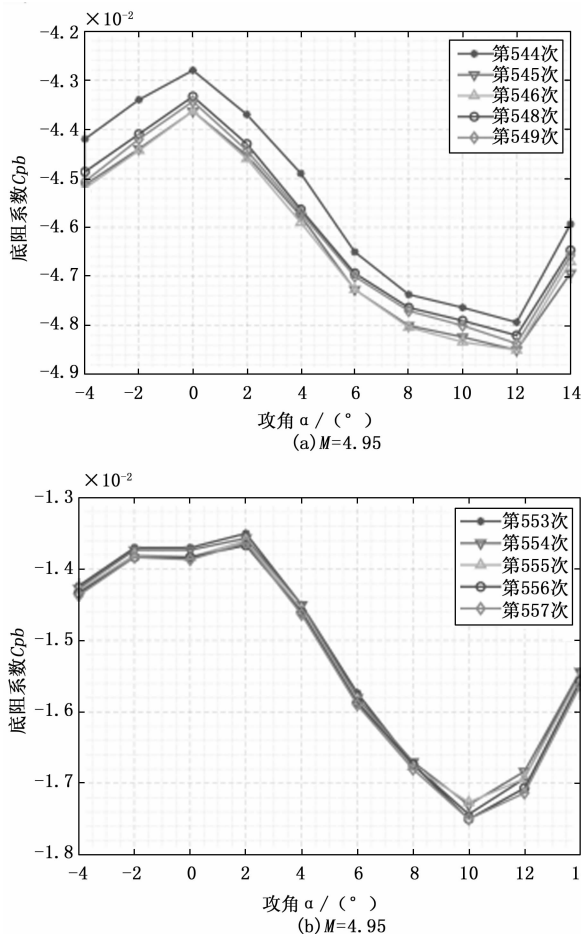


图 8 新系统重复性试验结果

更接近真实值, 数据可信度明显提升。

2) 新系统性能稳定可靠, 测量重复性精度高, 可实现高马赫数下的模型底压精准测量, $Ma=5$ 和 $Ma=8$ 下的 C_{pb} 重复性均方根误差均优于 0.000 4, 能较好满足绝大部分试验需求。

3) 新系统可适用高温环境, 转接环节少、密封效果好、拆装方便, 具备良好的可操作性和维护性, 试验准备时间明显缩短。

4) 新模型底压精确测量方法具有较高的普适性, 可用于大多数测力试验, 进行工程化应用。

参考文献:

[1] 黄昊宇. 基于 PXI 总线的 H 风洞数据采集和处理信息系统设计与实现 [D]. 成都: 电子科技大学, 2012.
 [2] 唐志共, 等. 高超声速气动力试验 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2004: 64-97.
 [3] 谢飞, 郭雷涛, 张绍武, 等. 高超声速风洞试验模型底压测量方法研究 [J]. 实验流体力学, 2016 (4): 71-75.
 [4] 谭俊杰, 等. 支杆及船尾对超声速弹丸底压影响的实验研究和理论计算 [J]. 兵工学报, 1997 (12): 13-14.

(下转第 23 页)

从表 2 中可以看出, 根据加速度计直接计算出的角度误差较大, 而采用互补滤波法计算出来的角度在不同的系数下, 相差误差有一定程度的减小。当加速度计测得的倾角占较高权重时, 互补滤波器输出的角度和实际角度更为接近, 分析其原因, 应是杆上的加速度以重力加速度为主, 杆子轻微晃动叠加进去的加速度经过预处理可以得到一定的抑制。从相对精度看, 当权重系数 $K=0.35$ 时, 获得的测数据相对精度可控制在 1.30% 以内, 已经完全能够满足杆塔在线监测的精度要求。

5 结束语

针对电力线路杆塔特别是台区用杆塔的倾斜测量, 以低功耗为设计考量的重要出发点, 提出一种通过惯性传感器获取加速度和角速度的原始数据, 经去极值平均滤波和互补滤波算法获取倾斜角的电力线路杆塔倾斜实时监测装置。经过实验表明, 利用好常规的滤波算法, 调节参数得当, 也能获得较好的测量精度, 这为杆塔倾斜监测时对成本敏感的场所提供了一种低硬件开销的解决方案。本设计针对台区场合进行设计, 杆塔倾斜监测装置和通信管理机距离较近, 因此点对点直接传输就可以满足, 如果能对手拉手的无线通信策略进行研究, 达到在功耗、通信距离和可靠性以及成本等多方面全面满足用电侧杆塔倾斜的监测, 这将会有更大的应用空间。

参考文献:

[1] 陈强强. 基于 GPS 的塔类结构变形远程动态监测系统研究 [D]. 杭州: 杭州电子科技大学, 2018.

[2] 王淮涛, 王新伟, 王 斌, 等. 采煤沉陷区高压架空杆塔倾斜在线监测系统设计 [J]. 农村电气化, 2021 (8): 43-45.

[3] 杨金显, 阎朝鹏. 基于 MIMU 的杆塔倾斜测量方法 [J]. 传感器与微系统, 2020, 39 (6): 58-61.

[4] 徐世东. 采空区 500 kV 输电线路杆塔倾斜的分析 [J]. 山西电力, 2019 (1): 28-30.

[5] 周文峰, 杜志叶, 张 力, 等. 地质灾害对超高压输电线路杆塔杆件失效影响分析 [J]. 电测与仪表, 2020, 57 (7): 16-22.

[6] 穆晓辰, 周学坤, 王常欣, 等. 基于北斗及 GPS 双系统的电力杆塔滑移监测系统研究 [J]. 电力信息与通信技术, 2019, 17 (6): 44-50.

[7] 熊跃军, 黄 爽, 杨 育, 等. 北斗杆塔倾斜形变监测设备的设计与实现 [J]. 长沙大学学报, 2021, 35 (2): 15-19.

[8] 甘 艳, 周文峰, 杜志叶, 等. 地沉降工况下杆塔应变实时监测与失效预警技术研究 [J]. 电测与仪表, 2019, 56 (20): 9-16.

[9] 崔思阳, 彭泳卿, 徐 辉. 适用于火箭环境监测的无线传感网络应用研究 [J]. 计算机测量与控制, 2019, 27 (9): 278-282.

[10] 王鹏程, 朱长青. 基于 STM32 的低功耗无线电池监测系统设计 [J]. 电测与仪表, 2020, 57 (6): 114-119.

[11] 宋代先, 王力立, 刘冰冰, 等. 基于 NB-IoT 的智慧井盖监测系统设计与实现 [J]. 计算机测量与控制, 2019, 27 (10): 55-59.

[12] 于 洵, 苏慧祥, 李 茜, 等. 基于单个 IMU 的光电升降桅杆姿态测量方法 [J]. 激光与红外, 2017, 47 (3): 327-331.

[13] 周旭东. 输电杆塔倾斜监测系统的设计与应用 [D]. 宁波: 宁波大学, 2018.

[14] 秦永元. 惯性导航 [M]. 北京: 科学出版社, 2020.

[15] 郑高铭, 焦新泉, 贾兴中. 基于基线偏移的加速度积分速度与位移的方法 [J]. 电测与仪表, 2021, 58 (9): 142-146.

[16] 赵 龙. 惯性导航原理与系统应用设计 [M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2020.

[17] 张 静, 李维刚, 张骏虎, 等. 基于卡尔曼滤波的四元数姿态解算算法研究 [J]. 计算机测量与控制, 2020, 28 (12): 233-237.

[18] 付梦印, 邓志红, 闫莉萍. Kalman 滤波理论及其在导航系统中的应用 [M]. 北京: 科学出版社, 2010.

[19] 朱勤翔, 郭 薇, 张 港. 基于多惯性传感器姿态的输电线路舞动监测算法研究 [J]. 传感器与微系统, 2017, 36 (11): 21-24.

[20] 黄新波, 赵 隆, 周柯宏, 等. 采用惯性传感器的输电导线舞动监测系统 [J]. 高电压技术, 2014, 40 (5): 1312-1319.

(上接第 17 页)

[5] 熊 波, 林学东, 杨 洋. 超声速风洞高马赫数模型底压精确测量研究 [J]. 气动研究与发展, 2013, 23 (3): 26-32.

[6] 张冰凌, 等. 浅析振动筒式压力传感器及其校准 [J]. 计量与测试技术, 2011 (1): 28-29.

[7] 黄昊宇. 高超声速风洞模型底部压力测量方法研究 [J]. 自动化与仪器仪表, 2015 (10): 169-170.

[8] 黄昊宇. 某高超声速风洞模型底部压力测量方法改进研究实施方案 [R]. 绵阳: 中国空气动力研究与发展中心, 2014.

[9] 施洪昌. 风洞数据采集技术 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2004: 1-5.

[10] 周晓刚, 杨海滨, 等. 风洞测控系统技术改造 [J]. 兵工自

动化, 2012 (1): 65-66.

[11] 贾军伟. 基于虚拟仪器的真空度现场测试系统 [J]. 宇航计测技术, 2012 (3): 61-62.

[12] 郭永刚. MKS-690A 电容薄膜真空计精度调整方法研究 [J]. 科技创新导报, 2012 (3): 61-62.

[13] 王铁玲. 大过载真空传感器结构优化设计 [J]. 传感器与微系统, 2019 (6): 102-104.

[14] 王正义. 航天器密封舱内真空测量技术改进 [J]. 航天器环境工程, 2011 (1): 63-65.

[15] 黄昊宇. 某高超声速风洞模型底部压力测量方法改进研究总结报告 [R]. 绵阳: 中国空气动力研究与发展中心, 2016.