

运动模型式飞行器气动力参数测试系统研究

马洪强¹, 王圣友¹, 王苏宁^{1,2}, 王晓³

(1. 中国航天空气动力技术研究院, 北京 100074;

2. 航天彩虹无人机股份有限公司, 北京 100074;

3. 兰德科技有限公司, 河北 秦皇岛 066102)

摘要: 为了对飞行器进行气动布局、飞行性能评估, 提出了一种运动模型式气动力参数测量方法, 并研制了一套运动模型式测试系统, 通过运动模型来模拟飞行器在空气中的运动, 其构造主要包含载具、测试支架、六分量天平、风速测量模块、数据采集模块、控制模块、便携计算机等部分; 该类测试系统在某些特定工况下能准确模拟飞行器的飞行状态, 对流场参数和模型所受载荷进行实时测量, 预测各运动状态下飞行器的气动特性; 通过数值模拟分析和风洞试验对车载试验数据进行了对比验证, 结果表明, 该测试系统能够准确获得模型的气动力特性数据; 该系统具有一定的拓展性和通用性, 可使用火箭橇等其他载具开展高速运动模型式气动力参数测量试验。

关键词: 飞行器; 运动模型; 气动特性; 车载测力; 天平

Research on Aircraft Aerodynamic Coefficient Measuring System with Moving Model

MA Hongqiang¹, WANG Shengyou¹, WANG Suning^{1,2}, WANG Xiao³

(1. China Academy of Aerospace Aerodynamics Technology, Beijing 100074, China;

2. Aerospace Rainbow UAV Co., Ltd., Beijing 100074, China;

3. Land Science & Technology Co., Ltd., Qinhuangdao 066102, China)

Abstract: In order to evaluate the aerodynamics layout and flight performance of aircraft, an aerodynamic coefficient measuring method with moving model is proposed, and a moving model measuring system is developed to simulate the motion of the aircraft in the air, it is mainly composed of the carrier, measuring support, six-component balance, wind speed measurement module, data acquisition module, control module, portable computer and other parts; The measuring system can accurately simulate the flight state of the vehicle under certain specific conditions, implement the real-time measurement of the flow field coefficients and load on the model, and predict the aerodynamic characteristics of the vehicle in various motion states; Compared with the numerical simulation analysis and wind tunnel experiments on the vehicle test data, the results show that the measuring system can accurately obtain the aerodynamic characteristics data of the model. The system has certain scalability and versatility, and it is useful for other carriers such as rocket sleds to carry out the aerodynamic coefficient measurements of high-speed moving model.

Keywords: aircraft; moving model; aerodynamic performance; vehicular dynamometer; balance

0 引言

飞行器的气动力参数主要包括气流角、气流速度、动压和对应的气动力、气动力矩等方面的数据, 是空气动力学中至关重要的指标, 每一种飞行器在正式投入使用前都需要对气动参数进行预测, 预测的精准度严重影响着飞行器制导和控制的性能^[1-2]。目前, 飞行器气动力参数的预测主要有 3 种方法, 分别是 CFD 数值模拟、风洞试验和飞行试验^[3-5]。

CFD 数值模拟是利用电子计算机和离散化的数值方法对流体力学问题进行数值模拟及分析的一种方法, 其实质是通过建立模型求解流体力学基本方程组的过程。CFD 能将模型中的气流流动状况、温度和压力分布等信息通过模

拟计算得到, 并采用曲线、图像等方式展现出来。CFD 技术在航空航天、水力、冶金及建筑等行业均有应用, 其最早是应用在航空领域, 随着计算机性能的提升和流体力学学科的蓬勃发展, CFD 技术也得到了显著提升^[6-8]。

风洞试验是在试验系统中进行环境模拟并同时进行载荷测量, 属于半实物仿真技术, 是进行飞行器空气动力学研究的主要手段, 能准确获取模型气动力参数, 适用性非常广, 在航空航天、汽车制造、体育竞技、建筑设计等领域都发挥着不可替代的作用^[9]。在风洞试验过程中, 飞行器模型是静止的或小幅运动的, 流场则是运动的, 测控系统不仅控制模型的运动和流场的状态, 还兼具测量模型受力的功能。测控系统通常是将控制监测系统和测量处理系

收稿日期: 2023-08-10; 修回日期: 2023-11-03。

作者简介: 马洪强(1972-), 男, 硕士, 研究员。

引用格式: 马洪强, 王圣友, 王苏宁, 等. 运动模型式飞行器气动力参数测试系统研究[J]. 计算机测量与控制, 2024, 32(5): 88-93, 101.

统两者组合成一个统一的系统, 用计算机统一进行管理和控制, 主要包括四部分内容: 第一部分是测量处理系统, 由传感器、信号调理器、数据采集测量装置和数据处理系统等组成, 在计算机的控制和管理下对试验数据进行采集、测量、分析和处理; 第二部分是控制与监测系统, 主要是对试验过程中的各种试验设备和试验参数进行实时控制, 比如风扇电机、阀门、角度机构、支撑机构等, 其次是对试验过程中的设备运行状况进行连锁控制和实时监测, 对设备可能出现的故障进行预测、诊断、报警、显示和记录, 并及时做出必要的处理, 从而保证了试验的安全运行; 第三部分是计算机及网络系统, 由于试验中通常会采用多台计算机进行试验数据采集处理、设备控制、曲线显示、文档资料输出和数据库管理等操作, 为了共享资源统一管理, 往往会将这些计算机通过接口通信或组成一个局域网; 第四部分是测控软件, 在计算机管理下的测控系统, 包括硬件和软件两大部分, 随着技术的发展, 软件所占比重将逐渐增大, 其主要功能是在试验中, 将试验设备调试到所需的状态, 然后再对试验数据进行测量和处理^[10-12]。

飞行试验则是使用飞行器样机或演示验证系统在各种试验场和各种运动工况条件下进行飞行试验和载荷辨识, 属于实物仿真技术, 一般在飞行器研制后期开展, 试验过程中, 飞行器是运动的, 流场是静止的^[13-15], 目的是理论分析和验证地面试验的结果, 鉴定设计指标、适航性和使用性能。飞行器的飞行试验理论作为世界航空科学的独立研究领域开始于 20 年代末期, 在这一时期, 苏联和其他外国大批航空专家都投入到飞行试验和飞行研究的工作中。随着现代高速飞行器的发展, 飞行试验也朝着高速、高空等方向发展, 并逐渐将自动控制应用于试验过程中, 以改进高速飞行器的稳定性和操纵性, 提高飞行安全性, 减轻飞行器的结构负载, 保证运动轨迹的精度^[16]。

上述 3 种方法在飞行器的研制过程中都起到了关键作用, 但是对于大翼展或刚度较差的飞行器来说, 风洞试验的效果并不理想, 例如图 1 的美国太阳神号无人机, 而 CFD 数值模拟方法则存在流固耦合问题, 且难以进行飞行器动力方面的准确模拟。这种情况下难以制作出所需的飞行器样机, 所以也无法进行飞行模拟试验。



图 1 太阳神号无人机

运用该方法, 针对某低速小型飞行器的低空试验, 参考风洞的测控技术, 研制了一套运动模型式飞行器气动力车载测试装置, 该测试装置采用载具对飞行器模型进行运动和流场模拟, 将模型安装于测试装置的模型支撑杆上, 再把测试装置固定在载具上, 用载具带动整个测试装置和模型, 进行车载试验, 并设计了一套适应该系统的硬件、软件测控模块, 从而测量飞行器模型运动状态下的动态特性数据。

为了确保车载试验数据的准确性, 本文对车载试验的结果开展了数据对比工作, 采用 CFD 数值模拟仿真方法和风洞试验方法对车载试验进行仿真模拟, 并将 3 种方法获得的数据进行对比分析, 以此来验证车载试验结果的可靠性和测试系统的可行性^[17-18]。

1 测试系统总体设计

测试系统的设计基于某低速小型飞行器的低空试验, 试验过程中, 飞行器模型是运动的, 流场是静止的, 通过测量模型上的载荷和周围流场的参数来获得飞行器气动力参数。根据试验要求, 如图 2 所示, 对飞行器所受力进行测量, 在测量仪器的选择上, 采用天平测量模型支撑的支撑力; 采用七孔探针测量风速和流向角, 并计算得到风压; 采用三轴加速度器测量模型的惯性力, 并进行惯性补偿。

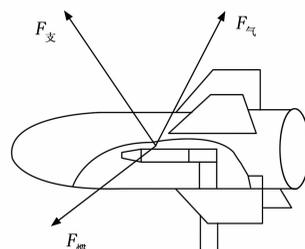


图 2 飞行器受力示意图

其中, 气动力由支撑力与惯性力相减获得。

$$F_{支} - F_{惯} = F_{气} \quad (1)$$

总体设计可分为四大部分, 如图 3 所示, 第一部分为系统的气动设计, 通过 CFD 数值模拟对测试系统进行分析, 确定其可行性及数据精度; 第二部分为系统的机械结构设计, 通过机电设计搭建测试系统; 第三部分为系统的测控模块设计, 通过布置传感器, 调试并校准天平, 对飞行器模型的载荷、风压、三轴加速度等数据进行采集和传输; 第四部分为系统的软件模块设计, 通过编程实现对测控模块的控制, 以及对采集的数据进行处理和储存。整个测试系统采用了试验和数值模拟相结合的方法, 分析飞行器模型的气动特性, 提高气动力数据的准确度、可靠性。

2 测试系统硬件设计

2.1 测试系统气动设计

本文采用 CFD 数值模拟方法对测试系统进行气动分析, 根据其结果来确定测试支架的结构尺寸。在开始仿真之前, 需确定选用的试验载具, 由于皮卡车的减震能力强, 行驶时对模型的流场干扰较小, 且满足试验中的速度要求,

本文提出了一种运动模型式气动力参数测量方法, 并

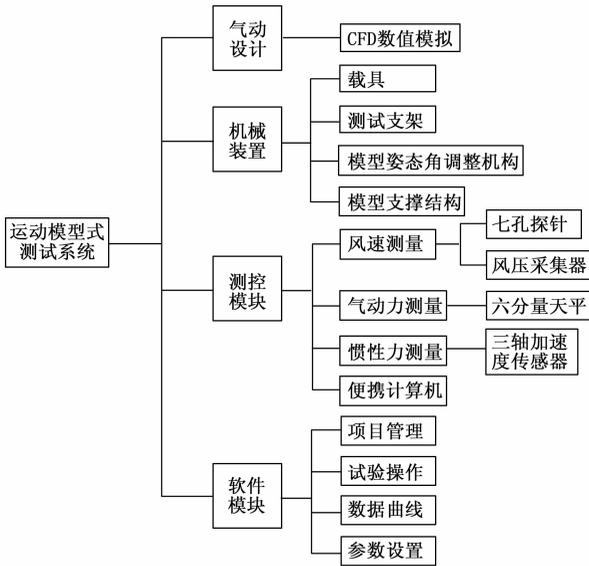


图 3 测试系统总体设计示意图

故采用皮卡车作为试验载具，整个测试系统如图 4 所示。

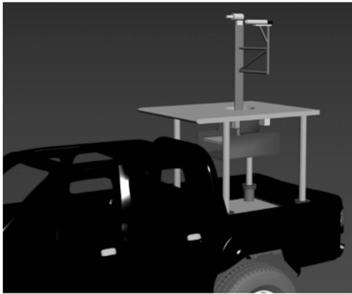


图 4 测试装置示意图

图中载具模型为皮卡车，测试支架固定在皮卡车的后箱内，由上隔板、底板和支撑柱组成，每个支撑柱下方各设置一个弹簧减震器。测试支架的顶端安装模型和气孔探针，内部中间的是俯仰运动机构和偏航运动机构。将其上隔板前缘布置于皮卡车车箱上部，可有效地消除载具的附面层影响。

为了确定模型支撑杆的高度，减小或消除载具对飞行器模型周围流场的影响，对整个的流场和测试系统进行 CFD 数值模拟分析。将来流速度设置为 20 m/s、30 m/s 和 50 m/s，通过计算获得周围的流场分布状况，图 5 为来流速度 30 m/s 时的计算结果。

在图 5 中，上隔板上方 1 m 处附近的流场具有良好的均匀性与一致性，可应用于试验中。来流速度与流场流速存在些许差异，故需要对其进行测量。为了减小隔板对模型流场的影响，支撑杆距离隔板高度设定在 1 m 左右即能满足要求。

2.2 测试系统机械结构设计

测试系统的机械机构由模型支撑结构、偏航运动机构、俯仰运动机构组成，均安装于测试支架上，如图 2 所示。

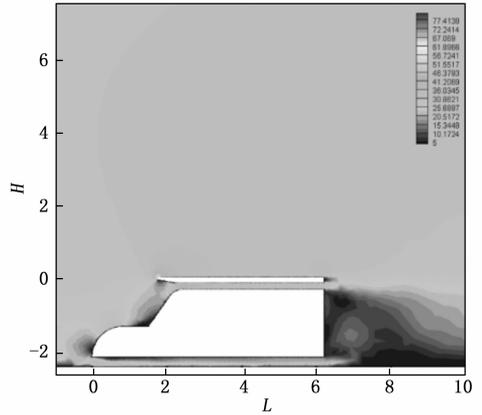


图 5 上隔板截面流场速度分布图

其中偏航运动机构和俯仰运动机构可精确调节飞行器模型的飞行状态，从而实现对两个自由度的控制。

模型支撑结构包括模型支撑杆、模型支撑杆外罩以及天平转接工装。模型支撑杆及模型支撑杆外罩超出测试台架上板面的部分为异性杆，以减小模型支撑杆气流对模型测试结果的影响。模型内部布置六分量杆式天平，杆式天平一端与天平转接工装连接，另一端与模型连接。

偏航运动机构主要由四部分构成：转台轴承、高精度滚轮齿圈、驱动电机及转接工装。偏航运动机构与测试台架上板面连接，使用伺服电动机与高精度滚轮齿圈驱动转台轴承旋转，实现飞行器偏航的高精度调节。调节精度在 3'之内，调节范围为 ±90°，转角速度为 5°/s，能够保证在试验中完成各种偏角的运动。

俯仰运动机构吊挂于偏航运动机构下方，可与偏航运动机构一同偏转。俯仰运动机构主要由四部分组成，包括线性导轨模组，连接轴，四组直线导轨和支撑平台，如图 6 所示。

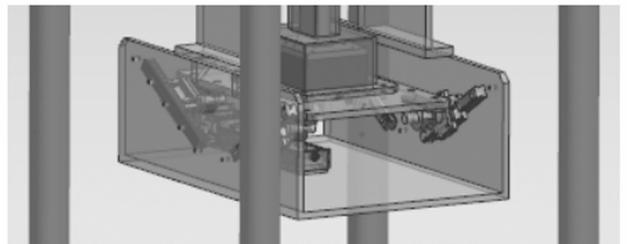


图 6 俯仰机构示意图

四根直线导轨分成两组，每组两根，呈“v”字型固定在俯仰机构的左右壁上，然后将俯仰机构的支撑平台前后端的两角固定在导轨上，这样布置使得支撑平台的 4 个角都能在导轨上运动。当支撑平台的 4 个角在导轨上运动时，前端两角和后端两角的运动瞬心保持不变，前后端高度改变，从而实现了机构的俯仰功能。使用线性导轨模组驱动支撑平台在四根直线导轨上运动以实现飞行器的俯仰姿态调节，俯仰角速度为 5°/s，调节范围为 -10°~+20°，调节

精度都在 3' 之内。

2.3 测试系统测控模块设计

测试系统的测控模块包括七孔探针、风压采集器、六分量天平、三轴加速度传感器等, 主要功能是将采集到的风压数据、六分量力数据以及三轴加速度数据进行计算处理, 并在上位机软件上对相应数据和计算结果进行集成, 整个模块配置可充电电源为传感器部分、信号调理与数据采集部分等设备供电, “电源输出” 插座给天平数采和三轴加速度传感器供电, 模块布局如图 7 所示。

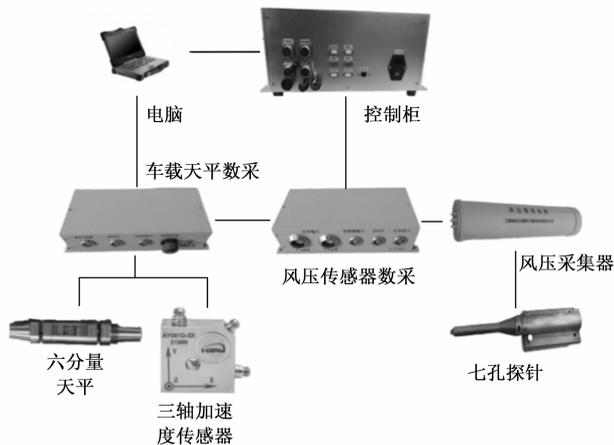


图 7 测控模块布局示意图

2.3.1 测试系统风速测量模块设计

流场测量虽然已经进入昂贵且复杂的光、电设备测量时代, 但是在一些低速流场的测量场合下, 多孔压力探针仍是流场测速的主要选择^[19]。将七孔探针固定在某一空间位置可以测量定常流场中该固定点的速度矢量, 对局部大流动角度下流场特性进行较高精度的测量, 且便于外场使用, 这些优势使其在复杂流场的测量中得到广泛的应用^[20]。本文测试系统的风速测量模块选择了七孔探针及风压数据采集装置作为测量设备, 试验中将其固定在模型的侧方相同高度位置测量模型周围流场, 并用其数据作为软件控制系统的输入及测试结果的数据分析。

七孔探针为外径 10 mm 的不锈钢管, 其头部呈圆锥形, 镶嵌着 7 个压力孔, 压力孔连接着管身内部的七根不锈钢细管。头部的 6 个压力孔呈圆形环绕布置在中心压力孔周围, 在较小气流偏角工况测量风速的过程中, 中心孔的压力最大, 所对应的气流流动空间称为内区, 其余 6 个孔所对应的气流流动空间称为外区, 每个外区均为 60° 的扇形空间。对于内区来说, 气流方向由攻角 α 和偏航角 β 来确定; 对于外区来说, 气流方向由俯仰角 θ 和方位角 φ 来确定^[21]。

在使用七孔探针前, 需对其进行校准, 得到七孔探针的 K 系数, 校准数据采用最小二乘法进行曲线拟合, 方程变量为每个区对应的两个压力系数, 内区为 α 角度敏感系数 C_α 和 β 角度敏感系数 C_β , 拟合方程如式 (2) 所示。

$$A_i = K_1^A + K_2^A C_\alpha + K_3^A C_\beta + K_4^A C_\alpha^2 + K_5^A C_\alpha C_\beta +$$

$$K_6^A C_\beta^2 + K_7^A C_\alpha^3 + K_8^A C_\alpha^2 C_\beta + K_9^A C_\alpha C_\beta^2 + K_{10}^A C_\beta^3 + K_{11}^A C_\alpha^4 + K_{12}^A C_\alpha^3 C_\beta + K_{13}^A C_\alpha^2 C_\beta^2 + K_{14}^A C_\alpha C_\beta^3 + K_{15}^A C_\beta^4 \quad (2)$$

对于内区, A 为攻角 α 、偏航角 β 、总压系数 C_0 和静压系数 C_q , 对于外区, A 为俯仰角 θ 、方位角 φ 、总压系数 C_0 和静压系数 C_q , K^A 为待测的校准系数, 每个区的 A 分别有 15 个校准系数, 所以每个区共有 60 个校准系数, 每个七孔探针共有 420 个校准系数。

本文测试系统将七孔探针安装于探针支架顶端, 探针支架采用 20×8 方管, 固定于模型支撑杆上, 保证七孔探针平行于测试模型布置, 水平距离约为 420 mm, 布置高度与测试模型高度保持一致。七孔探针中每个测压探针都配置了 1 只高精度差压传感器, 将 7 只差压传感器和 7 通道同步数据采集器集成为一体。采集器输出 2 路数字信号, 通过 RS422 接口与 Trio 控制器连接, 并在 Trio 控制器中计算实际的俯仰、偏航角度。整个控制系统采用闭环负反馈的控制方式, 控制测试系统的俯仰、偏航角度, 如图 8 所示。测试过程中同步采集 7 个风压传感器的信号, 输出给控制器, 采集速率设置为 10、40、100 Hz。

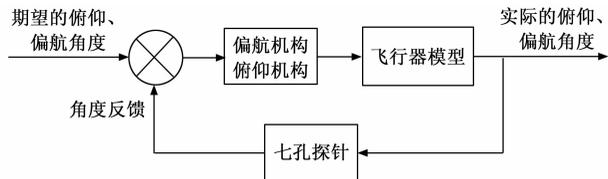


图 8 测控模块控制方法示意图

2.3.2 测试系统气动力测量模块设计

风洞天平作为风洞试验中气动力测量的核心装置, 能精确测量模型在试验过程中支撑装置对模型的支撑力, 扣除惯性力后可获得模型上的气动力数据。六分量天平通过机械分解和电气分解的方式将模型感受到的力分解为 3 个方向的力 (法向力 Y 、轴向力 X 、侧向力 Z) 和 3 个方向的力矩 (俯仰力矩 M_z 、滚转力矩 M_x 、偏航力矩 M_y)。通过应变计组成的惠斯通电桥将力、力矩引起的天平元件应变转换为电信号进行测量^[22-24], 故测试系统使用六分量天平对飞行器的气动力进行精确测量, 实现六分量载荷的同时测量。

将六分量天平与车载天平采集器相连接, 采集器可输出 6 组供桥电压, 给 6 通道天平供电, 同时可以分别补偿 6 组供桥电压的精度。在测试过程中, 六分量天平所测量的信号通过 6 通道信号调理器输送到车载天平采集器进行 AD 转换。采集器输出数字信号, 通过 RS422 转 USB 接口与上位机直接连接, 在车载测控软件中进行数据记录和分析。

2.3.3 测试系统惯性力测量模块设计

测试系统选择三轴加速度传感器作为惯性力测量设备, 测量模型轴系 X 、 Y 、 Z 三个方向的加速度, 将模型电压信号连接车载天平采集器中的 3 个通道, 与天平采集信号组成同步信号, 采集器输出数字信号, 与天平信号一起通过 RS422 转 USB 接口与上位机直接连接。

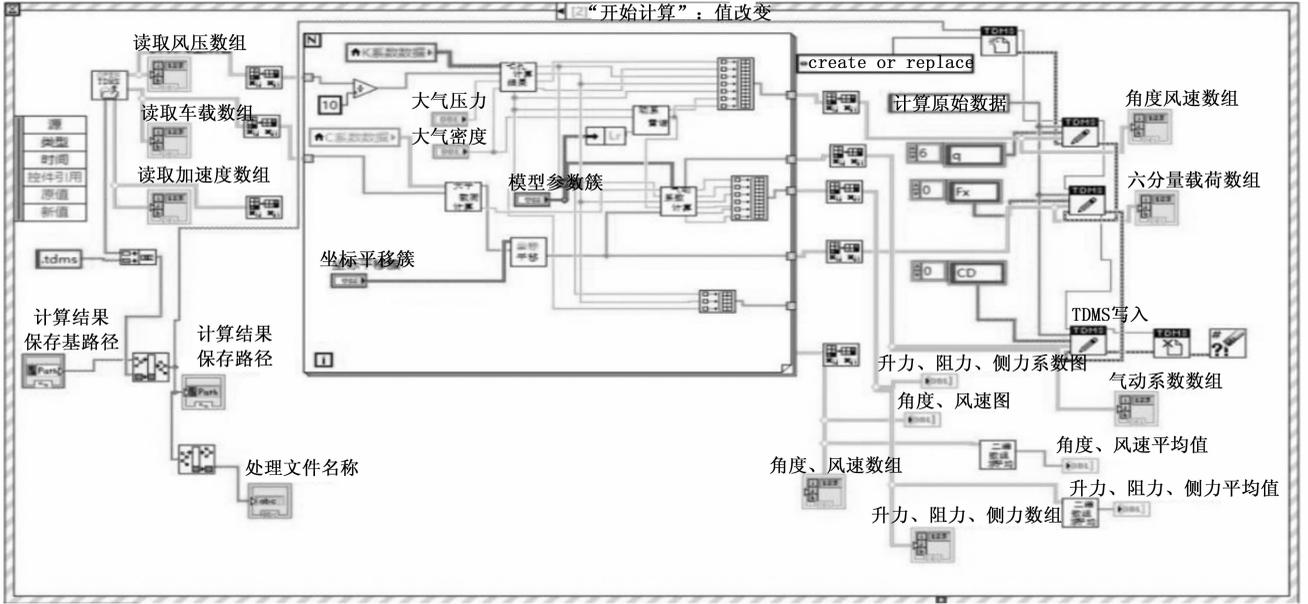


图 9 软件设计框图

3 测试系统软件设计

测试系统的软件系统设计使用 LabVIEW 来实现。LabVIEW 是一个图形化语言编程软件，整个程序以框图的形式呈现，它提供了许多控件供用户来实现各种功能。整个系统设计如图 9 所示。

系统使用数组控件从文件夹中读取并显示风压数据、天平数据和加速度数据。风压数据可与导入的 K 系数数据一同计算得到气流参数测量结果，天平数据可与导入的 C 系数（天平公式）数据一同计算得到六分量天平测量结果。然后根据两者的测量结果计算模型的气动系数和雷诺数，最后将所有计算结果通过数组控件展示出来，并记录到文件中。

整个软件系统的功能主要包括项目管理、试验操作和数据处理等部分，整个软件的操作流程图如图 10 所示。

在试验前，需进行准备工作，完成测试系统各硬件安装和检查，填写项目名称等相关信息。接着完成风压采集配置，对七孔探针系统的系统配置、校准以及数据读取进行调试。然后进行数据配置，对天平和加速度传感器的系统配置与数据读取进行调试。

接下来对天平和风压采集器进行连接和参数设置，风压部分可以测得 7 个区域的风压，可对单次采集的 7 个风压数据进行显示，数据配置部分会显示 11 组数据，1~8 通道为天平输出通道，由于使用的是六分量天平，只需要用到 1~6 通道的数据，X、Y、Z 通道显示三轴加速度的加速度数值，如图 11 所示。

为了对模型进行惯性力修正，消除动载过程中模型加速度的影响，点击试验操作界面右侧的“加速度校准”，如图 12 所示，测试系统会在俯仰方向进行满量程动作，在动作过程中采集下各时刻对应的六分量天平信号和加速度信

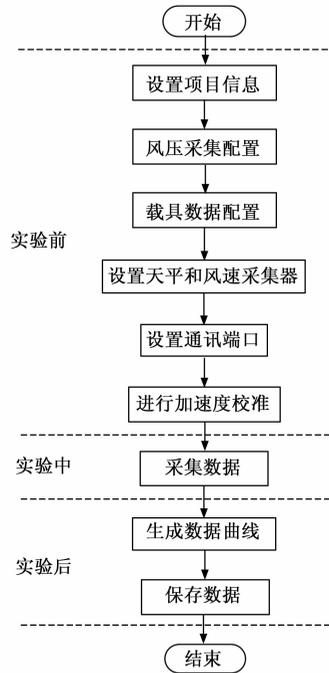


图 10 测试系统软件流程图

号，并通过运算得出各时刻对应的修正矩阵，在外部软件 MATLAB 中对这些修正矩阵进行拟合，得到一个最终的修正矩阵。

试验操作界面分为显示、试验参数设置和手动操作等多个区域。试验参数设置区域里面滚转控制模式和偏航控制模式中任意设置一方，另一方会自动计算出对应结果。误差和速度区域用于设置误差线，误差过大时，显示区域对应数据将显示不同的颜色。手动操作区域在未采集数据时可以根据设定的速度控制俯仰和偏航电机的点动运转，

可进行连续采集。



图 11 项目管理界面

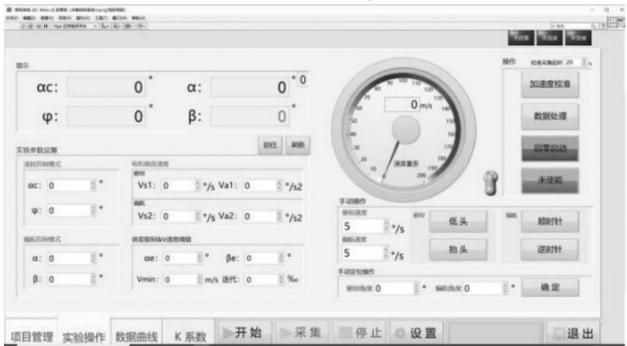


图 12 试验操作界面

试验完成后, 可进入数据曲线界面, 对数据进行处理和分析, 数据处理方法参考《风洞试验手册》, 将其转换成曲线图的形式进行显示, 同时将数据进行打包存储。

4 试验与结果分析

4.1 试验要求与设备

本文针对某低速小型飞行器开展了车载测力试验, 采用全尺寸飞行器模型, 模型通过实物部件改造方式构建, 支撑方式采用腹支撑, 飞行器巡飞速度 25~35 m/s, 最大攻角为 16°。

车载试验采用皮卡车作为载具, 路面平直无起伏, 视野开阔, 道路两侧无房屋、树木、大型广告牌等干扰因素。试验过程中无降水, 无强对流天气, 阵风等级低, 流场稳定。每次试验的整个过程中保持车速和姿态角不变, 使用车载天平数采采集天平数据和风压数据。

4.2 试验结果与分析

由于路面限速要求, 车速设定为 20 m/s, 通过测试软件采集数据并进行处理, 得到该车速下不同姿态角的气动力数据, 最后将模型的 CFD 计算结果、风洞试验结果和车载试验结果三者进行对比, 结果如图 13~14 所示。

从图 13 和图 14 中可以看出, 来流速度 $V=20$ m/s 时, 模型升力系数、阻力系数的车载试验值与风洞试验值和计算值基本吻合。通过重复性试验, 升力系数的误差基本控制在 4% 以内, 阻力系数的误差控制在 15.6% 以内。

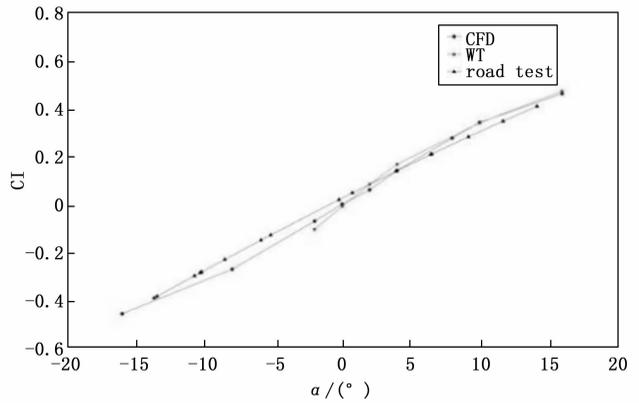


图 13 $V=20$ m/s 升力系数对比试验结果

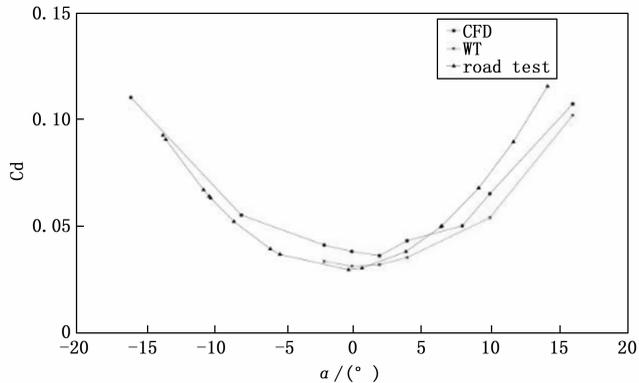


图 14 $V=20$ m/s 阻力系数对比试验结果

根据试验结果可以看出, 传统的风洞试验方法和本文提出的运动模型式测量方法各有优劣, 将两种方法进行对比, 结果如表 1 所示。

表 1 两种测量方法的区别

测量方法	风洞试验方法	运动模型式测量方法
模型	缩比模型, 模型固定或小幅度运动	全尺寸模型, 模型随载具全程运动
流场	气流高速流动, 由人工制造流场, 更稳定、准确, 且可模拟流场密度	基本静止的自然流场, 更接近真实飞行状况, 只能模拟地面流场
精度	精度较高	精度较低

5 结束语

本文提出了一种运动模型式气动力测量方法, 并设计了一套运动模型式测试系统, 在此基础上开展对比试验, 对该方法进行验证, 得到以下结论:

1) 运动模型式测试系统使用载具模拟飞行器模型的运动速度, 使用俯仰、偏航装置模拟飞行器各种飞行工况下的气流偏角, 同步测量风速、载荷、惯加速度, 通过校准和试验数据修正获得飞行器模型上的气动力特性参数, 是一种可行的飞行器气动力特性参数预测方法。

(下转第 101 页)