

基于分布式架构及 PAC 技术的风洞测试及控制系统设计

于璐^{1,2}

(1. 广州科技职业技术大学 信息工程学院, 广州 510550;

2. 华南理工大学 计算机科学与工程学院, 广州 510006)

摘要: 为准确分析飞行器气动载荷的实际变化规律, 降低舱门、舱体类结构部件所受到的冲击载荷作用, 设计基于分布式架构及 PAC 技术的风洞测试及控制系统; 在 Hadoop 集群安装环境中, 设置 HBase 加载模块, 借助压电传感器结构与压力控制子回路, 实现对加热器供气管路的指向性连接, 完成风洞测试控制系统分布式架构集群的建立, 解决飞行器舱门及舱体结构的气动载荷获取问题; 以驱动性程序作为软件控制基础, 将所有待处理的传感器信息及测试数据显示至相同控制界面中, 实现对风洞测试控制信号的准确分析, 完成基于 PAC 技术的风洞测试自适应控制研究; 仿真实验表明, 不断增大压电传感器所承受的气动载荷总量, 在风洞测试控制系统的支持下, 舱门、舱体所受的实际冲击载荷作用均下降至 4 000 GB 左右, 能够满足缓解飞行器气动载荷压力的测试初衷。

关键词: 分布式架构; PAC 技术; 风洞测试; 控制系统; Hadoop 集群; 供气管路; 多传感器信息; 气动载荷

Wind Tunnel Test and Control System Design Based on Distributed Architecture and PAC Technology

Yu Lu^{1,2}

(1. College of Information Engineering, Guangzhou Vocational and Technical University of Science and Technology,

Guangzhou 510550, China;

2. School of Computer Science & Engineering, South China University of Technology, Guangzhou 510006, China)

Abstract: In order to accurately analyze the actual change law of the aerodynamic load of the aircraft and reduce the impact load of the doors and cabin structural components, a wind tunnel test and control system based on distributed architecture and PAC technology is designed. In the Hadoop cluster installation environment, set up the HBase loading module, use the piezoelectric sensor structure and the pressure control sub-circuit to realize the directional connection to the heater air supply pipeline, complete the establishment of the distributed architecture cluster of the wind tunnel test control system, and solve the aircraft The problem of obtaining aerodynamic load on the door and cabin structure. The driver program is used as the basis for software control, and all the sensor information and test data to be processed are displayed on the same control interface to achieve accurate analysis of the wind tunnel test control signals and complete the wind tunnel test adaptive control research based on PAC technology. Simulation experiments show that, with the increase of the total aerodynamic load sustained by the piezoelectric sensor, with the support of the wind tunnel test control system, the actual impact load on the door and the cabin body is reduced to about 4 000 GB, which can meet the requirements of mitigating the aircraft. The original intention of the pneumatic load pressure test.

Keywords: distributed architecture; PAC technology; wind tunnel testing; control system; Hadoop cluster. air supply pipeline; multi-sensor information; aerodynamic load

0 引言

风洞测试是一种空气动力学实验方法, 通过在风洞中安置飞行器及其它物体模型, 掌握气体流动及气动载荷间的相互作用能力, 实现对飞行器等应用类元件的空气动力学特性研究。该方法依据运动相对性原理, 将飞行器或飞行模型直接固定在人工地面环境中, 人为地控制气流流动性, 达到模拟飞行器在空间环境中飞行状态的目的, 以获

取足量的试验数据^[1]。在真实飞行的过程中, 静止的大气环境始终处于无边界状态, 而在风洞中, 气流附近的流线呈弯曲状, 越接近边界的气体流动速度越快, 这也是风洞流场有别于其它飞行器流场的主要原因。随着 PAC 技术手段的发展, 传统风洞测试逐渐演变成一种“自修正式风洞”处理行为, 利用分布式计算机架构, 粗略计算飞行器壁面处流线应有的真实形状, 使得两端舱体壁面逐渐逼近, 消除风洞边界的真实干扰作用^[2]。

由于风洞试验的条件相对受限, 很难实时掌握飞行器气动载荷的基本变化规律。文献 [3] 提出的高速流场控制手段以有限元分析模型作为支持, 通过模拟飞行器舱门、

收稿日期: 2020-06-16; 修回日期: 2020-07-07。

作者简介: 于璐(1982-), 女, 辽宁锦州人, 硕士, 讲师, 主要从事计算机网络方向的研究。

舱体在风洞中的固有振动频率，确定结构化部件所受冲击载荷力度在单位面积上的作用强度。通常情况下，基于此方法的冲击载荷作用效果始终保持在 6 500 GB 左右，无法达到理想化数值水平标准。为解决此问题，引入分布式架构及 PAC 技术，设计新型风洞测试及控制系统，在 HBase 加载模块、Hadoop 集群环境的作用下，更改飞行器加热供气管路的连接形式，联合待处理多传感器信息，实现风洞测试数据的实时显示，达到对飞行器控制信号的集中化分析。

1 风洞测试控制系统的分布式架构集群

风洞测试控制系统的分布式架构集群由 Hadoop 安装环境、HBase 加载模块、压电传感器结构、压力控制子回路、加热器供气管路几部分共同组成，具体搭建方法如下。

1.1 Hadoop 集群安装环境

Hadoop 集群环境由控制服务器、Hive 数据仓库、测试子系统、分布式数据库等多个硬件执行结构共同组成。在实施飞行器风洞测试的过程中，相关控制数据首先进入控制服务器，经过多项日志信息的采集处理后，以测试日志数据的形式存储于 Hadoop 服务器之中。分布式控制集群位于 Hadoop 安装环境中部，负责生成必要的协作与配置指令，在 PAC 技术的支持下，飞行器气动载荷应用量可以测试信息的形式转存于 Hive 仓库结构之中，随 SQL 解析器控制能力的增强，数据仓库内的已存储信息参量也会逐渐增加，直至所有空闲测试信道完全被占用，相关风洞测试数据能够直接进入分析评估单元，生成全新的控制数据应用包^[4]。测试子系统是 Hadoop 集群安装环境的底层应用结构，由分布式数据库、测试控制主机两部分组成。当飞行器风洞测试数据输入 Hadoop 集群安装环境时，SQL 解析器首先提取其中的必要气动载荷参量，按照分布式控制处理的方式，建立该原件与系统数据库之间的应用连接，逐步调节控制主机内的信息转载形式，直至 Hadoop 服务器能够完全适应集群式架构主机的实用控制行为^[5]。

1.2 HBase 加载模块

HBase 加载模块是附属属于 Hadoop 集群安装环境的下级系统应用控制结构，以 PAC 客户端作为风洞测试信息的输出单元，在数据库、zookeeper、测试节点等多个中间传输组织的作用下，将必要性系统应用数据由顶层处理结构转送至底层处理结构，以实现飞行器风洞测试数据的实时记录与控制。PAC 集群客户端与系统控制数据库直接相连，可在适应飞行器风洞测试数据变化规律的同时，记录 zookeeper、HBase (HA) 元件内 Region 节点的实时连接形式，最终借助分布式信道体，将各级测试数据参量直接传输至底层 HDFS 结构体之中。HBase 加载模块内包含加载、测试、控制三类应用节点，在执行分布式架构连接指令的过程中，所有节点均保持 Region 作用形式^[6-7]。为保证测试过程中飞行器气动载荷量始终不超过理想化数值水平，Region 节点内的风洞数据参量必须保持由内存信息到初步测试再到应用控制的执行流程。HDFS 结构体位于 HBase 加

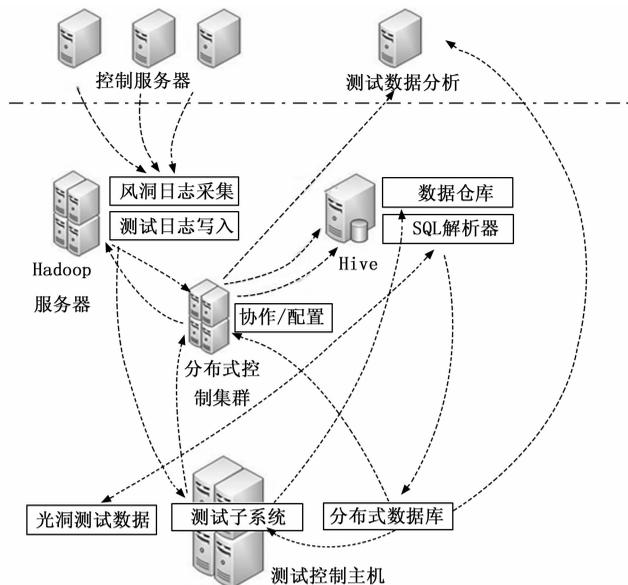


图 1 Hadoop 集群安装环境结构图

载模块最底层，具备较强的数据记录能力，可完整接收与飞行器风洞测试操作相关的所有分布式信息参量。

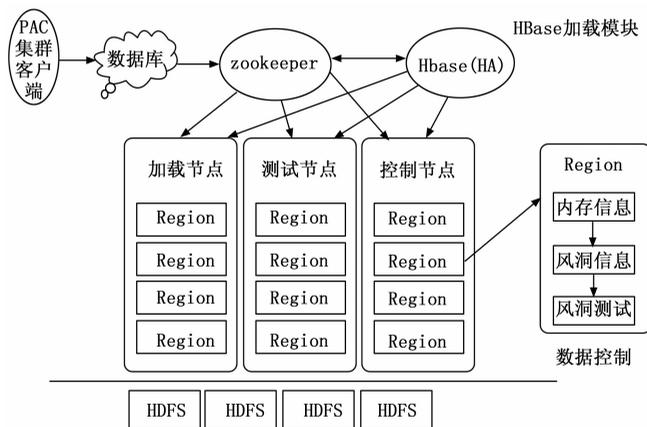


图 2 HBase 加载模块结构图

1.3 压电传感器结构

风洞测试控制系统压电传感器以石英晶体作为核心搭建材料，由 x0 型、y0 型两种结构化主体共同组成，前者在控制执行的过程中遵循纵向效应规律，后者在控制执行的过程中遵循剪切效应规律。x0 型压电传感器内部只包含负向移动电荷，飞行器控制效应力 A_f 与测试维持力 A_q 始终保持相同的传输强度。当 A_f 输入压电传感器时， A_q 也以同样的传输幅度向外输出，在此过程中，转矩力 T_0 可完全贯穿 x0 型压电传感器，以此来确保飞行器气动载荷水平的持续性稳定^[8]。

y0 型压电传感器内部也只包含负向移动电荷，飞行器控制效应力 A_f 与测试维持力 A_q 虽不能保持相同的传输强度，但二者间的上升与下降幅度却始终保持一致。当 A_f 输入压电传感器时， A_q 基本也能以相同的传输幅度向外输出，个别情况下，前者的输入水平可能会无故升高，为保证整

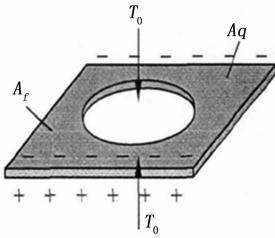


图 3 x0 型压电传感器

个风洞测试控制系统内的压力与电子水平始终保持稳定，后者的输出水平也会随之升高^[9]。在此过程中，转矩力 T_0 始终环绕在 y0 型压电传感器外侧，但总体数值水平不会超过飞行器气动载荷的物理极限标准。

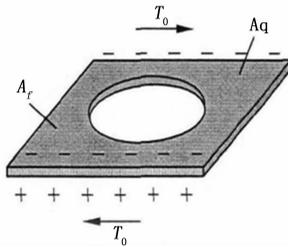


图 4 y0 型压电传感器

1.4 压力控制子回路

压力控制回路存在于微控制器与风洞测试阀门之间，可借助飞行器载荷气源的推动作用，实现进气压力阀、排气压力阀之间的连接转换，从而解决因飞行器气动载荷分布不规则而造成的单位冲击载荷过强问题。飞行器电压传输信号作为微控制器承接电子参量，可直接作用于系统排气压力阀，当已累计风洞测试数据达到额定限度值时，飞行器载荷气体开始自动向外排放。在此情况下，压力控制子回路中的执行机构直接接收飞行器载荷气体，通过风洞测试阀门的兼性调节作用，开启管道（被控介质）与控制传感器与压力传感器间的应用连接。当载荷气源处于良性输出状态时，进气压力阀开启，飞行器载荷气体同时向微控制器与控制执行机构输出，并在其中大量累计，直至整体数值水平能够与系统风洞测试反馈信号的单位输出量完全匹配，才能实现由进气压力到排气压力的完整转换^[10]。在系统压力控制子回路内，飞行器电压传输信号始终与测试反馈信号保持互为相反的作用能力，这也是该系统能够较好适应飞行器气动载荷分布不均规律的主要原因。

1.5 加热器供气管路

加热器供气管路满足控制系统内的分布式搭建需求，由顶层阀门体、中层支架、底层载荷进/出口共同组成。截止阀位于顶层防护罩中部，负责控制飞行器气源载荷的平均输出宽度值，具备良好的调节适应性，可跟随压力控制子回路内的载荷量传输水平，更改结构与整个加热供气管路的连接紧密度^[11]。流路阀位于截止阀下部，具备一定的物理加热能力，在飞行器气动载荷量不达标的情况下，快速对暂存于元件内部的气源结构进行加热，以保证风洞

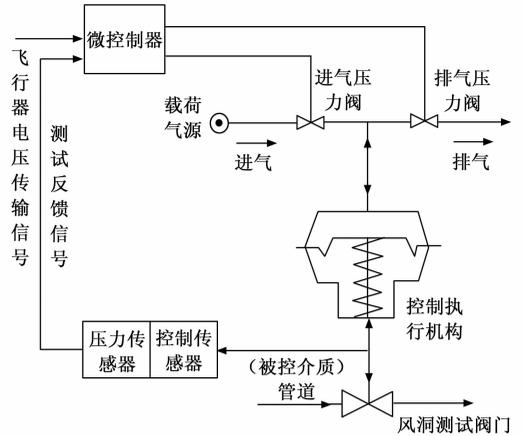


图 5 压力控制子回路结构图

体边缘的压力负载量始终趋于稳定。载荷导流板可有效区分飞行器气动载荷量与风洞测试实验的相关性，将相关性较强的参量传输至控制测试点，以供后续风洞测试实验的直接应用，将相关性较弱的参量排放至加热器供气管路外部^[12]。气源载荷进口与出口只在风洞测试实验的实施期间开启，可根据载荷气源进气与出气的配比数值，更改风洞体边缘的电子与压力负载水平，随着实施控制时间的延长，加热器供气管路对于风洞测试实验的调节能力也逐渐增强，经过多次适应与调整，最终与系统 Hadoop 集群的分布式执行能力完全匹配。

2 基于 PAC 技术的风洞测试自适应控制

在风洞测试控制系统分布式架构集群的支持下，按照控制驱动程序连接、多传感器信息处理、测试数据显示、控制信号分析的执行流程，完成基于 PAC 技术的自适应型风洞测试实验控制。

2.1 控制驱动程序

控制驱动程序中包含与风洞测试实验相关的所有相关执行指令，在满足 PAC 技术应用需求的同时，可实现对飞行器气源载荷的分布式处理。在多个硬件执行设备的支持下，控制驱动程序能解决因风洞测试实验实施而造成的指令分布式处理不及时问题。简单来说，控制驱动程序为飞行器风洞测试实验提供了统一的操作方式，所具备具体执行约束能力如下。

1) 对测试设备进行初始化调度，并释放与飞行器气源载荷相关的控制应用资源：处于分布式状态的飞行器气源载荷参量必须依靠控制驱动程序来识别，主设备号显示风洞测试硬件执行结构的待标注类型，次设备号显示当前测试结构的占据个数^[13]。在用户需要访问控制驱动程序的情况下，风洞边缘的飞行器气源载荷参量基本始终保持稳定，为保证测试实验的顺利实施，必须使硬件设备文件的主、次设备号与驱动程序的注册信息完全保持一致。

2) 读取系统硬件设备中的已记录数据信息，在满足 PAC 需求的前提下，将风洞测试参量传输至其它飞行器控制主机中：为达到良好的测试控制效果，分布式硬件执行

结构以字节作为测试指令读取单位，针对一部分 PAC 测试信息，首先对其进行初级化的驱动控制，再按照与各个结构主体所匹配的测试控制需求，选择实用性相对较高的设备元件作为实验实施主体。在多次读取驱动后，风洞边缘的飞行器气源载荷均值水平基本可以完全低于中心区间。

3) 控制设备执行出错时，对已记录的风洞测试实验信息进行驱动性编码处理：考虑到分布式架构的特殊性，PAC 编码可直接更改控制驱动程序的现有连接形式。在风洞测试实验的实施过程中，所有关联控制设备始终保持相同的应用状态，一方面是为了调节飞行器气源载荷的实际负载水平，另一方面可实现对风洞结构的区域化稳定^[14]。

2.2 多传感器信息处理

在分布式架构及 PAC 技术的支持下，风洞测试控制系统的多传感器信息处理大体上可分为以下 3 个流程。

1) 飞行器舱门与风洞测试控制系统间的通信：由风洞开启到载荷流场稳定需要经历一定的间隔时间，要求在加热器供气管路发出载荷信号的同时，舱门与风洞结构也需同时执行开启动作。若飞行器的气源载荷流场连续保持稳定，风洞测试控制系统将在舱门开启后发布执行指令，以保证压电传感器结构、压力控制回路等系统传感器元件始终保持较强的控制联动性^[15]。

2) 压电传感元件启停时刻与飞行器气动载荷之间的关联：风洞测试开始运行时控制系统传感器元件已处于准备状态，在获取舱门载荷信息时，如何界定起始和终止时刻对应的气源流场数值是得到正确风洞测试实验结果的前提条件。

3) 飞行器角度信息与气源载荷间的关联：由于风洞边缘气源载荷流场的限制，飞行器舱门旋转角度基本呈现持续变动状态。若角度信息变化量直接影响加热器供气管路内的载荷分布水平，则舱门开启过程中的精确时间信息将直接影响风洞测试控制实验的最终记录数值^[16]。

2.3 测试数据显示

测试数据显示是实现风洞测试控制系统分布式调节支配的重要处理环节，在整个显示界面中包含数据存盘、数据导出等多个应用模块，中间区域直接注明与测试实验相关的载荷量、电压、场强、PAC 等实用信息条件。在分布式系统架构的支持下，飞行器舱门、舱体等结构部件所承担的载荷水平最大不能超过 9.0 C，且所有载荷等级都只能对应相同的电压参量值。随当前风洞气源输出量的增加，气源载荷流场强度则始终保持阶段性变化的趋势^[17]。系统所承担控制压力与实际测试电压属于同等级变动参量，在整个风洞结构内，始终保持相对稳定的变化状态。图 6 为测试数据显示界面示意图。

2.4 控制信号分析

控制信号分析是实现飞行器风洞测试实验的末尾处理环节，在分布式系统架构及 PAC 技术等应用手段的支持下，可直接根据气源载荷的流场强度，确定现有测试电压与压力水平是否能完全适应实验所需的实施效果。从宏观



风洞测试实验控制系统							
数据显示	数据存盘	数据导出	控制调试				
测试数据显示界面							
表号	载荷量	电压	压力	场强	PAC	测试	当前气源输出量
1	5.0C	380V	5WN	8N/C	6.6	是	3.7C
2	5.0C	380V	5WN	6N/C	6.9	是	3.7C
3	7.0C	380V	5WN	8N/C	7.2	是	4.1C
4	7.0C	380V	5WN	6N/C	7.5	是	4.1C
5	9.0C	380V	5WN	8N/C	7.8	是	4.4C

图 6 测试数据显示界面

角度来看，控制信号分析是确定飞行器舱门、舱体等结构部件现有气源载荷输出水平的必要处置步骤，无关电压强度等其它物理数值，可单纯根据分布式架构内相关硬件设备元件的执行现状，确定后续风洞测试实验的实施控制方向^[18]。从微观角度来看，随着气源载荷输出水平的改变，风洞边缘的气体流速也逐渐加快，可将飞行器逐渐向着风洞边缘推进，从而影响舱门、舱体等结构所受的实际冲击载荷作用^[19]。至此，完成各项软、硬件执行结构的搭建，不断调节 Hadoop 集群的现有安装环境，实现基于分布式架构及 PAC 技术风洞测试及控制系统的顺利应用。

3 实验结果与分析

3.1 实验环境及步骤

为验证基于分布式架构及 PAC 技术风洞测试及控制系统的实际应用价值，设计如下对比实验组。在 Linux 主机中模拟飞行器在风洞体中的存在状态，多次更改飞行压电传感器所承受的气动载荷总量，以实验组主机和对照组主机对测试数据进行实时记录，其中实验组主机搭载基于分布式架构及 PAC 技术的控制系统，对照组主机搭载高速流场控制系统。在相同模拟实验环境下，根据数值记录结果，分析舱门、舱体所受实际冲击载荷作用的具体变化情况。图 7、8 分别为风洞测试模拟实验图及测试控制主机示意图。



图 7 风洞测试模拟实验图

在风洞测试模拟实验环境下，选取压电传感器所受气动载荷量等于 3.0 C 作为初始比照数值，每一次记录数值相



图 8 测试控制主机

较上一次上升 0.5 C, 在风洞测试环境下, 分析 3.0~9.0 C 区间内, 飞行器舱门、舱体所受实际冲击载荷作用的物理数值, 得到舱门冲击载荷作用力实验结果。

3.2 实验结果

舱门冲击载荷作用力实验详情如表 1、表 2 所示 (已知理想状态下, 飞行器舱门、舱体所受的冲击载荷作用力均保持在 4 500 GB 左右)。

表 1 舱门冲击载荷作用力

气动载荷量/C	舱门冲击载荷作用/GB		
	实验组	理想数值	对照组
3.0	3 998	4 499	4 877
3.5	3 998	4 500	4 878
4.0	3 998	4 499	4 879
4.5	3 998	4 500	4 880
5.0	3998	4 499	4 880
5.5	4 000	4 500	4 880
6.0	4 000	4 501	4 880
6.5	4 000	4 500	4 880
7.0	4 000	4 500	4 880
7.5	4 002	4 500	4 880
8.0	4 000	4 502	4 881
8.5	4 000	4 500	4 880
9.0	4000	4500	4881

分析表 1 可知, 在风洞测试环境下, 随压电传感器所受气动载荷量的增加, 实验组舱门冲击载荷作用基本保持阶段性稳定的变化趋势, 整个实验过程中最大、最小极值间的差值仅达到 4 GB, 极大值与理想化数值相比, 下降了 500 GB; 对照组舱门冲击载荷作用在短暂上升状态后, 开始趋于稳定, 实验后期出现两次相对较小的上升波动状态, 整个实验过程中最大、最小极值间的差值达到 4 GB, 与实验组数值水平相比, 无明显变化状态, 极大值与理想化数值相比, 上升了 379 GB, 远高于实验组数值水平。综上所述可知, 在模拟风洞测试环境中, 随着基于分布式架构及 PAC 技术控制系统的应用, 压电传感器承载的气动载荷量, 不再成为影响舱门所受冲击载荷作用的物理条件。

表 2 舱体冲击载荷作用力

气动载荷量/C	舱体冲击载荷作用/GB		
	实验组	理想数值	对照组
3.0	4 002	4 499	4 690
3.5	4 001	4 500	4 690
4.0	4 001	4 499	4 690
4.5	4 001	4 500	4 690
5.0	4 002	4 499	4 688
5.5	4 000	4 500	4 690
6.0	4 002	4 501	4 690
6.5	4 002	4 500	4 690
7.0	4 000	4 500	4 690
7.5	4 002	4 500	4 690
8.0	4 001	4 502	4 690
8.5	4 001	4 500	4 691
9.0	4 002	4 500	4 690

分析表 2 可知, 在风洞测试环境下, 随压电传感器所受气动载荷量的增加, 实验组舱体冲击载荷作用在小幅下降后, 开始逐渐趋于稳定, 后续实验过程中虽有几次明显的数值上升变化趋势, 但对整体数值稳定趋势并不产生影响, 整个实验过程中最大、最小极值间的差值仅达到 2 GB, 极大值与理想化数值相比, 下降了 500 GB; 对照组舱体冲击载荷作用除一次上升和一次下降外, 始终保持稳定, 整个实验过程中最大、最小极值间的差值达到 3 GB, 极大值与理想化数值相比, 上升了 189 GB, 远高于实验组数值水平。综上所述可知, 在模拟风洞测试环境中, 应用基于分布式架构及 PAC 技术的控制系统, 可在压电传感器气动载荷量提升的同时, 实现对飞行器舱体冲击载荷作用力的有效抑制。

4 结束语

与高速流场控制系统相比, 基于分布式架构及 PAC 技术的控制系统可联合 Hadoop 集群安装环境, 在 HBase 加载模块的基础上, 实现压电传感器与压力控制回路间的气动载荷转换。在整个风洞测试环境中, 电传感器所受的气动载荷量不再成为影响飞行器舱门、舱体所受冲击载荷作用的物理条件, 更符合风洞测试实验的实际应用需求。

参考文献:

[1] 王玉晶, 郭薇薇, 夏 禾, 等. 考虑风屏障效应的车桥系统三分力系数风洞试验研究 [J]. 振动与冲击, 2018, 37 (20): 93-99.

[2] 黄明其, 王亮权, 何 龙. 旋翼涡环状态气动特性和参数变化的风洞试验 [J]. 航空动力学报, 2019, 34 (11): 2305-2315.

[3] 高 超, 张开林, 张 雨, 等. 基于流固耦合理论的高速齿轮箱内部流场数值分析 [J]. 润滑与密封, 2018, 43 (8): 69-75, 92.

[4] 陈 磊, 吴晓晖. 基于 Hadoop 的分布式集群大数据动态存储系统设计 [J]. 中国电子科学研究院学报, 2019, 14 (6): 593-598.

- [5] 马生俊, 陈旺虎, 郭宏乐, 等. Hadoop 集群中影响应用性能的因素分析 [J]. 小型微型计算机系统, 2018, 39 (4): 719-724.
- [6] 高立堂, 许盼让, 王万敏. HR-EPS 模块剪力墙轴心受压承载力试验研究 [J]. 科学技术与工程, 2018, 18 (13): 287-294.
- [7] 游有鹏, 荣 亮. 系列伺服作动器动态加载系统及其控制策略 [J]. 沈阳工业大学学报, 2018, 44 (4): 89-94.
- [8] 周刘聪, 罗健林, 李秋义, 等. PVDF 薄膜压电传感特性及其在工程结构监测应用研究进展 [J]. 功能材料, 2018, 49 (12): 85-89.
- [9] 宁艳花, 杨爱超, 鲁彩江, 等. 一种采用压电矩形鼓和永磁铁的小型电流传感器研究 [J]. 传感技术学报, 2019, 32 (5): 61-65.
- [10] 李雨亭, 张燕燕, 韩俊伟, 等. 超大流量蓄能器组优化设计及其压力控制方法 [J]. 液压与气动, 2018 (7): 29-34.
- [11] 杨佳欣, 禹 航. 应用动态流量控制的天地网络数据传输方法 [J]. 空间控制技术与应用, 2018, 44 (4): 64-68.
- [12] 李天择, 郭 明, 陈向勇, 等. 基于多切换传输的复变量混沌系统的有限时组合同步控制 [J]. 应用数学和力学, 2019, 40

(11): 1299-1308.

- [13] 尤钱亮, 朱保鹏, 魏海峰, 等. 基于驱动程序硬核化的永磁同步电机双核控制方案 [J]. 电机与控制应用, 2018, 45 (2): 25-27.
- [14] 李宏宇, 李茂月, 刘献礼. 基于 RTX 系统的 PCI 硬件设备驱动程序开发 [J]. 制造技术与机床, 2019 (1): 185-189.
- [15] 汪春畅, 徐科军, 许 伟, 等. 基于谐波分析的煤浆电磁流量计信号处理方法 [J]. 电子测量与仪器学报, 2018, 32 (2): 179-185.
- [16] 卢光跃, 周 亮, 吕少卿, 等. 基于图信号处理的无线传感器网络异常节点检测算法 [J]. 计算机应用, 2020, 40 (3): 783-787.
- [17] 吴建军, 李 磊, 方平凯, 等. 电力巡线直升机激光扫描数据的高效组织与显示 [J]. 激光技术, 2019, 43 (3): 32-37.
- [18] 阮玮琪, 贾文红, 郑丽芳, 等. 运动位置传感器信号实时解析与控制系统设计 [J]. 传感技术学报, 2018, 31 (9): 64-68.
- [19] 李巧茹, 李 欣, 陈 亮. 基于 Pareto 粒子群算法的路口多目标信号控制模型 [J]. 铁道科学与工程学报, 2018, 15 (4): 262-273.

(上接第 9 页)

进行验证。配置 LHB155304 工作在 BC 模式下, 发送一条 BC-RT 的接收指令消息 3 020 H, 32 个数据字为 5 500 H~551 FH, 设置数字存储示波器的采样率为 100 MS/s, 运行 BC 工作模式自动测试程序。测试结果为: 1) 幅度 $V_{pp} = 21.5 \text{ V}$; 2) 畸变电压 $V_D = 280 \text{ mV}$; 3) 残余电压 $V_R = 200 \text{ mV}$; 4) 总线协议解码信息为: 采样位置, $num = 10\ 000$, 指令字, 3 020 H; 采样位置, $num = 10\ 500 \sim 26\ 000$, 数据字, 5 500 H、5 501 H、……、551 EH、551 FH 共 32 个。

配置 LHB155304 工作在 RT 模式下, RT 主地址为 3, 子地址为 1, 接收, 单消息存储管理, 中断禁止。设置任意波形发生器的加载一个 1553B 总线波形序列, 模拟一条 BC-RT 的接收指令消息 1 821 H, 发送一个数据字 000 1 H。设置数字存储示波器的采样率为 100 MS/s, 运行 BC 工作模式自动测试程序, 总线协议解码信息为: 采样位置, $num = 7\ 499$, 指令字, 1 821 H; 采样位置, $num = 7\ 999$, 数据字, 000 1 H; 采样位置, $num = 8\ 849$, 状态字, 1 800 H。调用 1553B 总线消息差错注入子程序, 仿真发送一个包含奇偶校验位差错的总线信息, 总线协议解码信息为: 采样位置, $num = 7\ 499$, 指令字, 1 821 H, 奇偶校验位错误。

通过对 4 M1553B 总线控制器在 BC 工作模式和 RT 工作模式下的验证, 高速 1553B 总线控制器自动测试系统完成了电气性能参数测试、总线协议正确性检查和错误注入响应的验证。验证结果表明, 测试系统实现了 4M1553B 总线控制器的自动测试。

5 结束语

本文使用数字存储示波器、任意波形发生器和 1553B 总线测试板等搭建了高速 1553B 总线控制器自动测试平台, 基于 Matlab 软件编写高速 1553B 总线控制器自动测试程

序, 实现对 1553B 总线控制器电气性能参数的测试和协议功能的检查。该自动测试系统具有便于维护和易于扩展的优点, 可以满足 4 Mb/s 1553B 总线控制器的自动测试需求, 为 10 Mb/s 1553B 高速总线控制器的测试提供基础。

参考文献:

- [1] GJB 289A-97 数字式时分制指令/响应型多路传输数据总线 [S]. 1997.
- [2] 淮治华, 田 泽, 杨 峰, 等. 2M 1553B 总线仿真卡的设计与实现 [J]. 计算机技术与发展, 2015, 25 (4): 229-232.
- [3] 樊 彬, 唐艺菁, 王剑峰, 等. 一种新型高速 1553B 总线控制器的应用验证 [J]. 微电子学与计算机, 2014, 31 (5): 87-89.
- [4] 范祥辉, 赵 刚, 王世奎, 等. 高速 1553B 总线有效性测试平台设计与实现 [J]. 现代电子技术, 2017, 40 (3): 23-26.
- [5] 孙先松, 王鲁涛. 基于 DSP 和 LsbVIEW 的 1553B 总线芯片测试系统的设计与实现 [J]. 计算机测量与控制, 2014, 22 (8): 2412-2418.
- [6] 王 蒙, 张强成, 李耀军. 高速 1553B 总线通讯控制器测试验证系统研究 [J]. 计算机测量与控制, 2014, 22 (10): 3253-3256.
- [7] GJB 5186. 3-2003 数字式时分制指令/响应型多路传输数据总线测试方法第 3 部分总线控制器有效性测试方法 [S]. 2003.
- [8] GJB 5186. 1-2003 数字式时分制指令/响应型多路传输数据总线测试方法第 1 部分远程终端有效性测试方法 [S]. 2003.
- [9] 王静玲. 1553B 总线多功能仿真平台的研究及实现 [D]. 西安: 西安工程大学, 2017.
- [10] 刘 悦. 示波器串行总线协议分析软件包开发 [D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2016.