

doi: 10.7690/bgzdh.2014.11.014

基于旋转-振荡试验系统的强弱电信号传输与测量

熊建军, 马军, 蒋敏

(中国空气动力研究与发展中心低速所, 四川 绵阳 621000)

摘要: 为了解决飞机尾旋特性研究中出现的强弱电信号同步传输干扰和测量问题, 提出一种基于旋转-振荡试验系统的强弱电信号传输与测量方法。介绍了旋转-振荡试验系统结构, 研制了多通道引电滑环和前置式数据采集系统, 解决了多通道电信号传输、同一滑环内强弱电信号同步传输的干扰问题; 通过控制系统优化和支杆优化设计, 解决了模型角位移按正弦函数振荡、模型振荡角位移与气动力信号同步测量问题。试验应用结果表明: 该方法解决了强弱电信号同步传输干扰和测量问题, 试验数据精度达到试验技术要求。

关键词: 旋转-振荡试验; 尾旋; 引电滑环; 前置式数据采集; 干扰

中图分类号: TP273 **文献标志码:** A

Transmission and Measurement About Strong and Weak Electrical Signals Based on Rotary Oscillation Test System

Xiong Jianjun, Ma Jun, Jiang Min

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

Abstract: The multi axis dynamic test system of rotary oscillating is an important equipment to study the plane spin characteristics. In the experiment, multi channel strong and weak electrical signals weak signal transmit from the rotating arc orbit to the ground measuring and controlling equipment at the same time. Through the development of multi channel electrical slip ring and the front data acquisition system, solved the problem of multi channel strong and weak electrical signals weak signal synchronous transmission and signal interference between the channels in the same slide ring. Through the optimization design of control system and the model supporting rod design, solved the angular displacement of plane model oscillate according to the sine wave functions, model of oscillating angle and aerodynamic force signal measured synchronously. The results showed that solving the problem of multi channel strong and weak electrical signals interference and measurement, the test data accuracy meet technological requirement.

Keywords: the test system of rotary oscillating; plane spin; electrical slip ring; the front data acquisition; signal interference

0 前言

飞机超过失速迎角后, 容易进入复杂的尾旋运动。近百年来, 世界航空发达国家同时或交叉使用多种预测方法和手段研究尾旋。基于 $\phi 5$ m 立式风洞研制的旋转-振荡多轴动态试验系统, 可以模拟飞机的稳定尾旋运动和旋转流场下的大振幅滚转、俯仰和偏航振荡运动, 对研究飞机尾旋特性, 具有重大经济和社会效益。试验中, 伺服电机的动力信号和应变天平的弱电信号从旋转弧形轨引至地面测控设备, 必须解决多通道电信号的引电、同一滑环内强弱电信号同步传输、抗干扰处理, 以及从应变天平信号中准确获取气动力信号、模型角位移与气动力信号同步测量等诸多问题。基于此, 笔者对基于旋转-振荡试验系统的强弱电信号传输与测量进行研究。

1 试验系统

试验系统基于立式风洞研制, 采用双立柱支撑的半圆型弧形轨结构。该风洞试验段气流垂直向上, 系统可以模拟飞机稳定尾旋运动以及旋转流场下的大振幅滚转、俯仰和偏航振荡运动, 主要由支撑平台、双立柱、横梁、弧形轨、滑车机构、支杆机构和侧支撑等组成, 系统机械结构见图 1^[1]。

试验系统模拟稳定尾旋运动时, 安装在横梁外侧的驱动电机, 经行星减速机、驱动轴和中心体转向, 驱动飞机模型随弧形轨绕风洞轴线方向作连续旋转运动, 通过弧形轨旋转速度和试验段风速变化模拟飞机真实飞行条件下的无因次旋转参数, 通过模型滑车沿弧形轨移动及模型支杆转动来改变飞机姿态, 通过配重滑车沿弧形轨移动平衡旋转体。旋转弧形轨上的天平信号、电源及伺服电机的动力线

收稿日期: 2014-07-12; 修回日期: 2014-09-09

作者简介: 熊建军(1971—), 四川人, 硕士, 高级工程师, 从事风洞试验测控技术与配套设备电气控制研究。

缆经滑环引电器与外部连接。该试验状态时，伺服电机都在试验前工作，试验过程中天平信号经多通道滑环传送至测控计算机，滑环内多通道强弱电信号没有同步传输、抗干扰处理等问题^[2]。

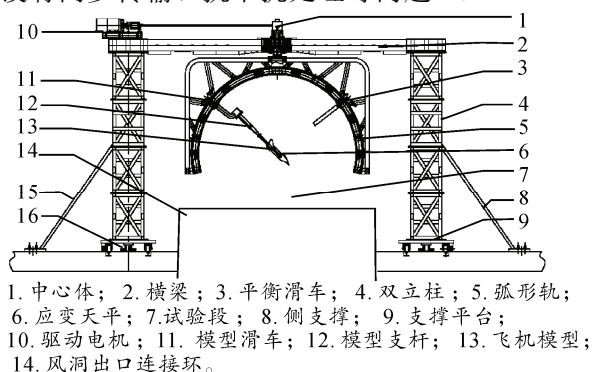


图 1 旋转-振荡试验系统结构

旋转-振荡试验时，试验系统在模拟稳定尾旋运动基础上，飞机模型同时绕体轴做偏航、俯仰、滚转振荡运动，获取飞机的动导数，用于研究飞机的动态气动特性。试验过程中，安装在弧形轨上的滚转/俯仰驱动电机与应变天平同时工作，驱动电机的电源信号、控制信号与天平信号经同一滑环内部传输，强电信号直接干扰天平信号的采集。

2 多通道强弱电信号同步传输

振荡驱动机构选用伺服控制系统，其控制信号为高频脉冲信号。应变天平信号为不超过 20 mV 的微弱信号，一般有 8 个以上通道。旋转-振荡试验时，弧形轨上的伺服振荡机构与天平信号采集同时工作，多台伺服电机的动力信号和应变天平的多通道弱电信号同时从旋转弧形轨引至地面测控设备，必须解决动力和信号线缆扭绞性损坏问题，同时保证电气可靠连接。

滑环引电器是实现强弱电信号同步传输的必经通道。如果中心体内空间足够，设置 2 个独立同轴滑环，1 个用于传输伺服驱动动力信号，1 个用于传输天平信号，强弱电信号干扰问题迎刃而解。但试验系统中心体空间狭小，弧形轨旋转支撑轴穿滑环内孔，无法设计安装 2 个独立滑环。多通道滑环引电器的设计制作是强弱电信号同步传输的重要环节，其关键点是：一要在有限空间内保障通道数量，又要保证强弱电信号从旋转体稳定、可靠的传输到 40 m 远的地面测控室；二要尽可能减小接触电阻，减小旋转摩擦产生的热电势对传输信号的干扰；三要保证滑环与弧形轨旋转轴心线的同心度、

垂直度；四要确保滑环内强弱电信号有效隔离，减小通道间的相互串扰。

经与专业厂家联合攻关，逐项解决了以上问题。在滑环外形尺寸上，利用中心体的长度，保证通道数量；在通道布局上，采取强弱电分组分区、空间隔离、信号屏蔽、线屏蔽、环屏蔽等措施，降低各通道空间干扰影响；在信号传输上，采用了独特的纤维刷技术，不用润滑油，定转子没有磨损遗留物；每个刷束包含多个接触点，纤维刷具有低接触压力，低噪音和低接触磨损速率，满足 360°无限制旋转的动力及控制信号传输。滑环引电器主要电气指标为：动态接触电阻波动值 $\leq 10 \text{ m}\Omega$ ；旋转速度 $\leq 250 \text{ r/min}$ ；机械寿命 ≥ 10 万次；滑环内孔中心直径 50 mm，整体外径 135 mm，长度 370 mm；铝合金外壳；定子/转子电缆采用西门子专用动力、信号电缆；所有接插件采用瑞士雷莫的航空插头，由专业厂家制作安装，增强各通道连接的可靠性。根据试验技术要求，滑环引电器共 120 通道，各通道分配详见表 1 所示。

表 1 滑环引电器环数分配

设备分类	动力环 (5A)		信号环 (2A)			
	伺服动力	限位开关	编码器	天平信号	天平电源	前置放大器电源
模型滑车	6	4	10	—	—	—
平衡滑车	6	4	10	—	—	—
俯仰电机	6	4	10	—	—	—
滚转电机	6	4	10	—	—	—
天平信号	—	—	—	32	3	3
小计	40		80			

3 信号处理

为提高测量系统精准度，降低机械、电气对应变天平信号的干扰，保证模型角位移与气动力信号同步测量，针对天平、模型角位移信号特点，主要采取以下技术措施。

3.1 天平信号抗干扰技术

测量系统从天平信号中准确获取气动力信号，从源头降低天平数据干扰，可提高试验数据采集精准度。在模型姿态控制中，控制系统采用了用电子凸轮技术取代传统曲柄连杆机构，简化了支撑结构、减小了传动间隙、提高了动态试验模拟的振幅和频率范围；模型角位移按照正弦波规律变化，机械振动和磨损小，减小多频率分量的三角波引起附加振动带来的干扰影响，提高天平数据质量，系统最高旋转振荡运动频率达 3 Hz^[3]。

3.2 模型角位移与气动力信号同步测量

旋转-振荡试验要求实时同步测量飞机模型气动力和滚转/偏航角位移。经过模型支杆优化设计,在模型滚转/偏航支杆后端安装同轴的 GL300 角位移传感器,能准确测量模型转动角度,试验系统可以做旋转-滚转振荡试验。比较而言,模型俯仰振荡角位移测量较困难。经优化设计,支杆机构采用平行四边形原理,利用摇摆杆的转动角度与天平套筒的转动角度相同,在摇摆杆末端安装同一角位移传感器,保证天平套筒和模型进行相同频率和相位的振荡运动,试验系统可以以背撑或腹撑的方式固定飞机模型,进行旋转-俯仰振荡试验。

角位移传感器是一个圆形滑动变阻器,在两端施加一定电压的条件下,通过测量输出的电压值,能够精确测量模型转动的角位移,重复性精度 0.03%FS。

3.3 信号归一化处理

模型角位移输出信号为 V 级电压信号,与应变天平输出的 mV 级电压信号相差较大,而数据采集模块额定输入范围为 ± 25 mV/V。如果单独为模型角位移信号购买数采模块,增加设备成本。系统采用归一化处理,搭建桥式电路,将 0~10 V 电压信号线性转换为 0~10 mV 电压信号,用同一数据采集模块,保证不同通道相位一致性。

4 前置式数据采集系统

稳定尾旋试验时,模型滑车、平衡滑车在试验准确期工作。弧形轨旋转期间,勿须振荡机构工作,引电滑环只传输天平弱电信号,无强弱电信号同步传输干扰影响,数据采集系统采用的 NI 6224 静态数采模块,低通滤波截止频率 2 Hz,试验数据精度满足试验要求^[4]。

旋转-振荡试验期间,弧形轨上的滚转/俯仰驱动电机与天平同时工作,驱动电机的电源信号、控制信号与天平信号同时经一个滑环传输。驱动电机采用永磁同步电机,受电源模块和电机模块组成的运动控制系统控制。试验证明:一旦电源模块、电机模块加上使能信号,立即在应变天平信号上产生约 1 Hz 的强干扰信号,干扰信号幅值超过天平信号且在 1 个频率范围内,无法采用滤波方法予以消除干扰信号。先后采取测控地与电源地分开、控制电源经隔离变压器、机柜移位抗空间干扰、线缆屏蔽

等多种常规电磁干扰解决方案,均无法解决该技术问题^[5]。

由于稳定尾旋数据采集系统不能满足旋转-振荡试验要求,必须采用新的技术方案解决强弱电信号同时经滑环传输的干扰问题。经研究,基于 NI 的应变测量模块和数据采集传输模块组成的前置式数据采集系统,能较好解决该技术问题。

4.1 系统组成

前置式数据采集系统以 NI 的应变测量模块和数据采集传输模块为核心,将数据采集系统安装到旋转弧形轨的模型支杆上,利用该模块体积小、重量轻、网络通信等特点,应变测量与采集模块将天平信号采集为数字信号,数据传输模块通过以太网通信,将采集的数字信号传送给数据处理系统,通信线与伺服驱动电源、信号线同时通过滑环传输,较好解决了强弱电信号同步传输的干扰问题。前置式数据采集系统结构见图 2 所示。

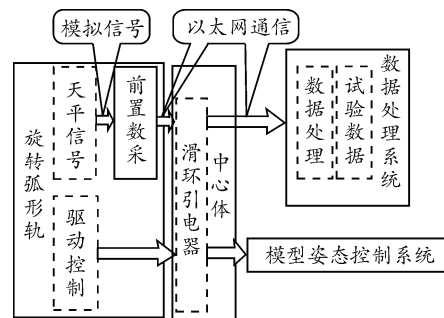


图 2 前置式数据采集系统结构

应变测量模块采用 NI 的 9237 数据采集模块。该模块可以采用半桥或者全桥方式采集天平和传感器动态信号,采集信号无衰减,通过 A/D 转换成 24 位精度数字信号。每个模块包括 4 个通道,内部提供激励电源,为天平提供高精度的激励电源。天平激励采用六线制接法,可以减小电源波动和导线电阻对于测量的影响。调试证明:数采系统带宽、采样频率均满足要求,同一模块各通道采用独立 A/D 且同步采集。

旋转-振荡试验对各通道之间有较高的同步性要求,通道间相位差不超过 3'。当应变测量超过 4 个通道时,必须使用 2 块以上的应变测量模块和无线/以太网外盒。如果采用软件同步技术,很难保证通道相位差技术要求。前置式数据采集系统采用 NI 的 cRIO-9014 机箱,该机箱内有 4 个插槽,可同时使

用 4 个模块, 最高可达 16 个通道。各模块使用同一个机箱内置总线, 机箱内部时钟确保了不同模块之间采集的同步性。

4.2 测量软件

测量软件基于 CVI 平台开发。数据采集管理软件界面主要包括数据采集、采集参数设置、信号监视和网络通信等, 采集参数设置模块包括试验编号、采集时间、采集频率、截止频率、测量量程、调理增益倍数、采集通道编号和电压修正系数。为适应不同的试验需求, 数据采集系统试验流程分为单机采集和联网采集 2 种。单机采集应用于系统调试过程, 数采子系统脱离试验系统局域网, 直接由人工操作采集控制。联网采集应用于吹风试验中, 系统按照运转计划, 由运行管理子系统发布网络指令, 数采子系统接收到指令即触发采集, 采集完成后发布网络消息反馈, 并依次完成运转计划中的采集任务, 试验效率高, 操作岗位人员少。

5 总结

经测试, 在静态条件下, 基于 NI 的 cRIO-9014

(上接第 16 页)

3.3 可用性评估

在这里, 假设 3 种飞机都可靠保障, 飞行中没有故障发生, 即 $A=1$ 。由式 (1) 可知:

$$E_{MQ-9} = 0.282 \times 1.67 = 0.47$$

$$E_{F-16} = 0.311 \times 1.09 = 0.34$$

$$E_{\text{幻影}2000} = 0.407 \times 1.03 = 0.42$$

如果以 F-16 作战飞机为基准, 其作战效能为 1.0, 则幻影 2000 的作战效能为 1.24, MQ-9 “收割者” B 无人作战飞机的作战效能为 1.38。

4 结论

笔者采用分步评估, 整体评价的方法对无人作战飞机作战效能进行评估。实例运算结论比较客观, 说明了该模型及方法的可行性。通过效能评估, 可分析出现阶段无人作战飞机存在的薄弱环节, 如对抗能力、规避能力等, 能为无人作战飞机的发展提供参考。由于目前投入作战使用的无人作战飞机机型少、实战经验不足, 并且影响无人作战

机箱和 9237 数据采集模块的前置式数据采集系统, NI 9237 模块在相位的精准度上均达到了角秒量级, 同一通道的重复性精度小于 0.124%, 不同模块间通道的不一致性小于 0.4%。动态条件下, 各通道信号最大波动为 7 个字 (每 100 个字对应 1 mV), 频率误差/相位差小于 0.000 2°。测试结果证明: 采用优化设计的多通道引电滑环、信号处理及前置式数据采集系统, 解决了动态数采模块低通截止频率过低和强弱电信号同步传输的干扰问题, 满足旋转-振荡动态试验中模型角位移与气动力信号同步测量要求。

参考文献:

- [1] 马军, 姜裕标, 祝明红, 等. $\phi 5$ m 立式风洞旋转天平试验装置研制[J]. 实验流体力学, 2012, 38(3): 45-49.
- [2] 熊建军, 马军, 王辉, 等. 基于 Profibus-DP 的弧形轨旋转控制系统[J]. 兵工自动化, 2011, 30(8): 72-74.
- [3] 熊建军, 姜裕标, 马军. 旋转天平装置电气控制系统[J]. 电气传动, 2011(9): 46-49.
- [4] 熊建军, 马军, 宋晋, 等. 基于分布式局域网的多任务测控系统[J]. 兵工自动化, 2012, 31(10): 1-3.
- [5] 刘刚, 白本奇, 冯明. 一种滚转控制装置在高超声速风洞中的应用[J]. 兵工自动化, 2013, 32(6): 4-6.

飞机作战效能的因素还有很多, 有些还是不可预知的, 因此, 对无人作战飞机作战效能的评估还须进一步研究。

参考文献:

- [1] 甄云卉, 路平. 无人机相关技术与发展趋势[J]. 兵工自动化, 2009, 28(1): 14-16.
- [2] 蔡延曦, 孙琰, 张卓. 武器装备体系作战效能评估方法分析[J]. 兵工自动化, 2008, 27(10): 24-26.
- [3] 严世华, 田效. 基于层次分析法的判断矩阵一致性调整方法[J]. 兵工自动化, 2008, 27(4): 8-10.
- [4] 谭小卫, 方卫国. 一种新的飞机作战效能评估方法[J]. 系统工程理论方法应用, 2004, 18(1): 76-80.
- [5] 朱宝蓂, 朱荣昌, 熊笑非. 作战飞机效能评估[M]. 2 版. 北京: 航空工业出版社, 2006: 95-99.
- [6] 黄俊. 航空武器装备作战效能分析[M]. 北京: 北京航空航天大学, 2000: 23-30.
- [7] 周圣国, 刘晓东, 李庆, 等. 军用无人机作战效能评估模型[J]. 火力与指挥控制, 2007, 32(3): 79-81.
- [8] 陈小双, 翟为刚, 赵万里. 美国及中国军用无人机的新发展与性能分析[J]. 舰船电子工程, 2011, 205(7): 26-29.