

火箭测试平台多通道脉动压力的 同步采集与数据回收

张成, 张奇, 聂飞, 罗承刚, 刘静

(中国工程物理研究院总体工程研究所, 四川 绵阳 621900)

摘要: **目的** 实现火箭测试平台多通道脉动压力的同步采集与数据回收。**方法** 在多时钟的采样系统内, 采用统一的同步触发信号作为各通道的采样使能, 实现 40 通道脉动压力的同步采集。采用“采存分离”的设计方法将存储电路从采样系统中分离, 仅对存储电路进行抗冲击防护, 通过火炮试验考核抗冲击性, 通过回收存储电路实现数据回收。**结果** 40 通道的采样同步精度被控制在 5 个时钟周期内。存储体通过 1000 m/s 以上的冲击速度考核, 数据全部回收。**结论** 多时钟采样系统采用统一的同步触发信号可有效保证采样的同步性。在飞行载体弹舱空间受限的情况下, “采存分离”的方式可以在不增加体积和质量的前提下, 极大增强数据记忆体的抗冲击能力, 提高数据回收概率。

关键词: 脉动压力; 同步采集; 采存分离; 数据回收

中图分类号: TJ013

文献标识码: A

文章编号: 1672-9242(2021)03-0082-04

DOI: 10.7643/issn.1672-9242.2021.03.014

The Synchronizing Sample and Data Recovery for Multi-channel Fluctuating Pressure in the Rocket Test Platform

ZHANG Cheng, ZHANG Qi, NIE Fei, LUO Cheng-gang, LIU Jing

(Institute of Systems Engineering, China Academy of Engineering Physics, Mianyang 621900, China)

ABSTRACT: To realize the synchronous acquisition and data recovery of multi-channel fluctuating pressure in a rocket test platform, an unified synchronous trigger signal is used as the sampling enable signal in a multi-clock sampling system, realizing the synchronous sampling of pulsation pressure for 40 channels; a design, called “Seperation of the storage and the acquisition”, is adopted to separate the memory circuit from the sampling system. The memory circuit is only protected from the impact, which is assessed by the artillery test. The data recovery is realized through the recovery of the memory. As a result, the synchronous precision for sampling 40 channels is controlled in five clock cycles and the storage successfully passed the impact evaluation over 1000 m/s, recovering all stored data. Therefore, in a multi-clock sampling system, using the unified synchronous trigger signal can improve the synchronous precision effectively. In a flight vehicle where carrying space was limited, separating the function of acquisition and storage can greatly increase the anti-impact ability of storage without increasing the volume and weight, which can improve the probability of data recovery.

收稿日期: 2021-02-04; 修订日期: 2021-02-15

Received: 2021-02-04; Revised: 2021-02-15

作者简介: 张成 (1990—), 男, 硕士, 工程师, 主要研究方向为数据采样与回收技术。

Biography: ZHANG Cheng (1990—), Male, Master, Engineer, Research focus: the data sampling and recovery.

引文格式: 张成, 张奇, 聂飞, 等. 火箭测试平台多通道脉动压力的同步采集与数据回收[J]. 装备环境工程, 2021, 18(3): 082-085.

ZHANG Cheng, ZHANG Qi, NIE Fei, et al. The synchronizing sample and data recovery for multi-channel fluctuating pressure in the rocket test platform [J]. Equipment environmental engineering, 2021, 18(3): 082-085.

KEY WORDS: fluctuating pressure; synchronous sampling; seperation of the acquisition and storage; data recovery

通过火箭测试平台对飞行过程^[1]中弹头各测点的脉动压力^[2-6]进行全过程测量,为脉动压力的数值模拟预测、等效性^[7]评价等提供数据支撑。在飞行过程中,获取试验平台表面脉动压力具有采样率高、采集通道多、数据量大的特点。针对脉动压力此类瞬态信号的多通道关联采样,对采样通道同步精度有着较高的要求。同步采样^[7-8]的精度需要优于采样周期 2 个数量级以上,过低的采样同步精度将导致各通道的采集数据关联度差,加大后续的数据分析难度,影响试验成败^[8]。

针对数据回收,受限于弹舱空间,数采系统的体积和质量受到严格限制,无法通过堆砌体积和质量的方式增加系统的抗冲击能力。多通道的数采系统也因此需分成多个子模块进行设计,为减少弹舱内的电磁干扰,子模块之间也无法共用同一个时钟信号。尽管各模块的时钟频率相同,晶振的频率误差和稳定度将在采样时间的累积下导致采样通道之间的同步精度逐渐变差,影响测试数据的关联性^[9-11]。

文中针对多通道脉动压力的同步采样,设计了一种同步采样机制,通过采样使能信号作为所有通道每一次采样的起始信号,消除同步误差积累,保证采样同步精度。针对数据回收^[12-15],采用“采存分离”^[14]的设计模式将存储电路从数采系统中剥离,单独对其进行抗冲击防护,使之适应触地过程的强冲击环境。

1 多通道脉动压力的同步采样与数据存储

1.1 采编模块设计

采编模块主要由 FPGA、晶振、模数转换器(ADC)、RS422 总线芯片、线性稳压电源(LDO)以及相关的配置电路构成,主要实现指令接收、40 路脉动压力的数据采集与发送、回读数据上传等功能。由于弹舱安装空间的限制,采编模块被设计为 2 个子模块,每个子模块负责 20 路脉动压力采集,每路采样通道的采样频率为 60 kHz,采样位数为 16 位。为减少弹舱内的电磁干扰,子模块拥有独立的时钟源。

为减少 FPGA 对 IO 资源的需求,每 4 个 ADC 构成一个采样模组,采用菊花链模式进行工作。每个采编子模块拥有 5 个采样模组,每个采样模组对应 1 个变换器模组。由于 2 个子系统拥有独立的工作时钟,尽管时钟频率一致,但时钟自身的频偏、温漂和稳定度带来的误差将在时间的积累下逐渐扩大,进而导致子模块之间的采样同步时间逐渐扩大,最终导致采样不同步。为保证在整个采样时间内 10 个采样模组的采样同步性,采用统一的同步触发信号作为子系统的采样使能信号,同步信号触发一次,采样组完成一次采样。采编模块组成如图 1 所示。

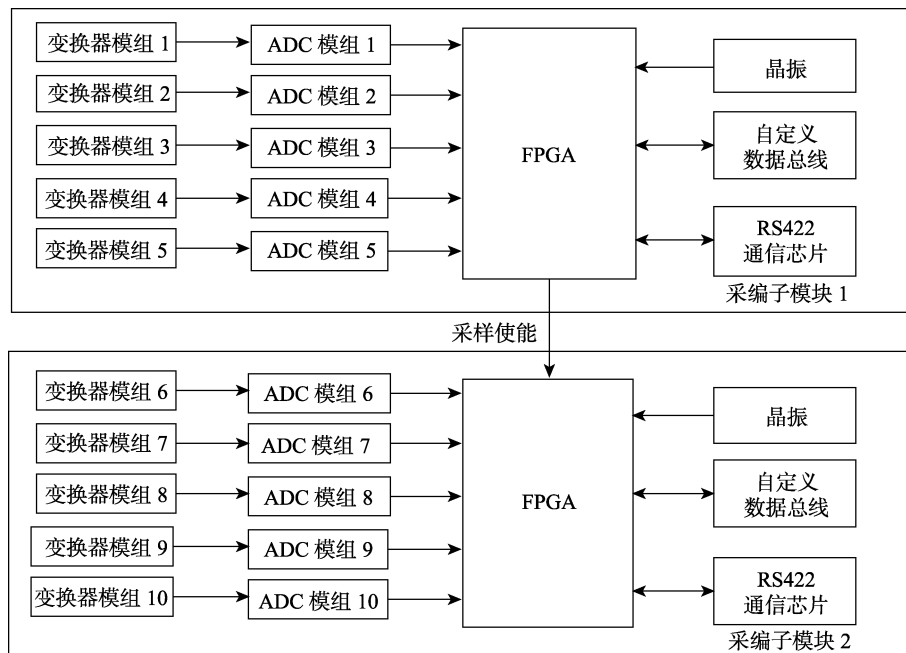


图 1 采编模块组成

Fig.1 Schematic diagram of acquisition and decoding module

通过控制同步信号的触发频率实现各通道的采样频率。经过测试,40 通道的同步采样误差被控在

了 5 个周期内。针对 60 kHz 的采样频率,5 个周期的同步误差所带来的测试误差可以忽略不计。

1.2 存储模块设计

存储模块仅实现数据的存储与回收,通过自定义数据总线与采编模块进行互联,由采编模块提供工作必需的电源、指令和数据。存储模块由2个子模块构成,每个子模块对应1个采编子模块。

存储模块的电路主要由 CPLD 和 FLASH 构成, CPLD 作为控制器,控制 FLASH 完成数据的存储与回读。自定义数据总线通过 FPGA 与 CPLD 的 IO 直接实现,通信速率达到 40 Mbit/s,保证采编模块采样得到的数据能够实时传输至存储模块。FLASH 则采用 1 GB 容量的 NAND FLASH,保证飞行时间内采集得到的所有数据能够被完整记录。

存储电路具有结构简单、体积小,易于防护的特点,在抗冲击防护结构的保护下能够在高马赫的触地速度下生存,保证数据的安全回收。

1.3 风洞比对试验

为了测试多通道脉动采集存储系统采集数据的准确性与同步性,通过中国空气动力发展与研究中心的某型风洞完成了2种不同马赫数条件下的试验。通过比对采集系统与风洞各自得到的测试数据,验证了采集系统的同步性满足要求,部分测点的脉动压力系数对比如图2所示。

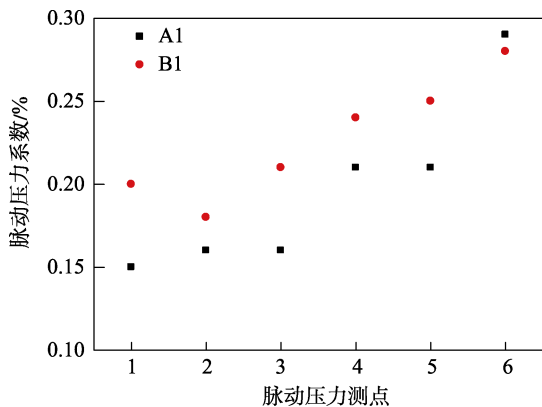


图2 部分测点的脉动压力系数对比

Fig.2 Comparison of pulsating pressure coefficients at some measuring points: a) measuring Points A1 and B1; b) measuring Points A2 and B2

2 高马赫触地速度下的数据回收

2.1 防护结构设计

受限于弹舱空间,2个存储子模块被放入1个结构体进行防护。防护结构分为内外两层,通过环氧树脂灌封成一个整体。

内层是聚四氟乙烯骨架,能够有效隔绝外部强冲击对电路的伤害。2个存储电路被平行放置于其中,支撑壁顶部及底部与外筒的交界处都做了圆角处理,

避免出现应力集中导致存储电路损坏。

外层是高强度质量比的合金外筒,避免在高过载、高冲击环境下发生形变或断裂导致电路上的FLASH芯片被破坏,进而导致数据回收失效。合金外筒分为筒壁和端盖,二者通过螺纹连接。端盖有进胶孔,出气孔以及连接器的安装孔位。筒壁底部为安装盘,通过螺钉固定。

在防护结构装配完毕后,在真空状态下采用环氧树脂灌封形成一个整体,在恒温环境固化后,形成存储模块,如图3所示。存储模块外径为52mm,高度为65mm,质量为400g。

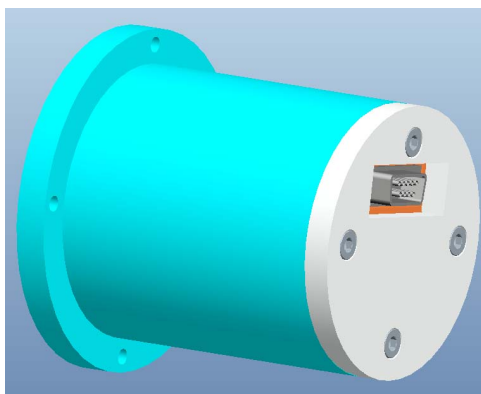


图3 存储模块外形

Fig.3 Schematic diagram of the memory module

2.2 火炮试验考核

在存储模块完成研制后,采用火炮加载方式的对其抗冲击性能进行考核。为了模拟真实的触地条件,结合火箭弹飞行落区的地形地貌以及地质条件,采用300mm厚的C30水泥靶作为撞击靶板。在火炮试验前,将存储模块内的所有FLASH存满,在火炮试验结束后,通过软件对存储模块内的数据进行比对,确定存储模块的抗冲击性能是否满足要求。

在3次火炮加载试验中,触靶速度均超过1000m/s,存储模块内的数据均正确回收,验证了存储模块能够经受火箭弹的触地冲击速度。

3 结论

- 1) 通过触发信号进行同步采集控制,40通道脉动压力的同步精度被控制在允许范围内。
- 2) “采存分离”模式大幅度提高了数据回收系统的抗冲击能力,在小体积、小质量的前提下保证数据可靠回收。

参考文献:

[1] 石先杰,李春丽,王峰军. 飞行器振动环境参数测量系统比对试验研究[J]. 装备环境工程, 2018, 15(3): 49-52.

- SHI Xian-jie, LI Chun-li, WANG Feng-jun. Comparative test for vibration parameter measuring system of air vehicle[J]. *Equipment environmental engineering*, 2018, 15(3): 49-52.
- [2] 蒋华兵, 李春丽, 陈强洪. 再入飞行器脉动压力环境特性分析[J]. *航天器环境工程*, 2010, 27(3): 378-382.
- JIANG Hua-bing, LI Chun-li, CHEN Qiang-hong. The characteristics of the fluctuating pressure environment for a re-entry vehicle[J]. *Spacecraft environment engineering*, 2010, 27(3): 378-382.
- [3] 谢卫杰, 杨红杰. 驾驶舱空气动力源致振动响应分析研究[J]. *装备环境工程*, 2020, 17(9): 43-47.
- XIE Wei-jie, YANG Hong-jie. Vibration responses of the cockpit caused by aerodynamic sources[J]. *Equipment environmental engineering*, 2020, 17(9): 43-47.
- [4] 贾滨京, 孙永向, 于起峰. 脉动压力环境成因及其定性特征[J]. *岳阳师范学院学报(自然科学版)*, 2003, 16(1): 56-59.
- JIA Bin-jing, SUN Yong-xiang, YU Qi-feng. The prediction of fluctuating pressure on the surface of reentry vehicles[J]. *Journal of Yueyang Normal University(Natural Sciences)*, 2003, 16(1): 56-59.
- [5] 徐嘉启, 梅志远, 刘志华. 边界层人工转捩的壁面脉动压力特性试验研究[J]. *哈尔滨工程大学学报*, 2020, 41(5): 627-633.
- XU Jia-qi, MEI Zhi-yuan, LIU Zhi-hua. Experimental study on wall pressure fluctuation characteristic of boundary layer artificial transition[J]. *Journal of Harbin Engineering University*, 2020, 41(5): 627-633.
- [6] 胡湘宁, 张琦, 杨水旺, 等. 飞行器脉动压力测量及校准技术研究现状[J]. *宇航计测技术*, 2017, 37(5): 48-52.
- HU Xiang-ning, ZHANG Qi, YANG Shui-wang, et al. Research on present situation of measurements and calibration of aircraft fluctuating pressure[J]. *Journal of astronautic metrology and measurement*, 2017, 37(5): 48-52.
- [7] 赵瑞, 荣吉利, 李跃军, 等. 整流罩母线形状对脉动压力环境的影响研究 [J]. *兵工学报*, 2017, 38(5): 1020-1026.
- ZHAO Rui, RONG Ji-li, LI Yue-jun, et al. An investigation of fluctuating pressure environment around rocket fairing with different curvetypes[J]. *Acta armamentarii*, 2017, 38(5): 1020-1026.
- [8] 李劲杰, 杨青, 杨永年, 等. 边条翼布局双垂尾抖振表面脉动压力风洞实验研究[J]. *实验流体力学*, 2006(3): 29-32.
- LI Jin-jie, YANG Qing, YANG Yong-nian, et al. Wind-tunnel unsteady pressure measurements of twin-vertical tail during buffet of strake-wing configuration[J]. *Journal of experiments in fluid mechanics*, 2006(3): 29-32.
- [9] 齐清兰, 杨秋新, 张力霆. 球面点脉动压力与面脉动荷载关系探讨[J]. *应用基础与工程科学学报*, 1998, 6(1): 91-96.
- QI Qing-lan, YANG Qiu-xin, ZHANG Li-ting. Discussion on the relations between spherical point fluctuating pressure and spherical fluctuating loads[J]. *Journal of basic science and engineering*, 1998, 6(1): 91-96.
- [10] 徐立功, 刘振寰. 再入飞行器脉动压力环境的分析与预测[J]. *空气动力学学报*, 1991, 9(4): 457-464.
- XU Li-gong, LIU Zhen-yu. Prediction of maneuvering reentry vehicles fluctuating pressure environments[J]. *Acta aerodynamica sinica*, 1991, 9(4): 457-464.
- [11] 肖春生, 李劲杰, 惠增宏, 等. 用动态压力测量方法进行双垂尾飞机抖振实验研究[J]. *科学技术与工程*, 2007, 7(21): 5627-5630.
- XIAO Chun-sheng, LI Jin-jie, HUI Zeng-hong, et al. Investigation of twin-vertical-tail buffer testing by dynamic pressure measurement[J]. *Science technology and engineering*, 2007, 7(21): 5627-5630.
- [12] 黄叙辉, 胡成行, 蒋卫民. 基于 VXI 总线的飞行器脉动压力测试系统及应用[J]. *测控技术*, 1998, 18(5): 29-31.
- HUANG Xu-hui, HU Cheng-xing, JIANG Wei-ming. The measurement system based on vxi bus for fluctuating pressures on vehicles and its applications[J]. *The technology of measurement and control*, 1998, 18(5): 29-31.
- [13] TANGERMANN E, FURMAN A. Detached eddy simulation compared with wind tunnel results of a delta wing with sharp leading edge and vortex breakdown[C]// 30th AIAA applied aerodynamics conference. Louisiana: AIAA, 2012.
- [14] STEFANO G, LUCA S, STEFANO B, et al. Comparison of experimental measurements and numerical calculations for a propeller in axial cylinder[C]// Proc of the 1st International Symposium on Marine Propulsors. Trondheim, Norway:[s. n.], 2009.
- [15] Quality Systems Group of 28th ITTC. Cavitation induced pressure fluctuations model scale experiments[C]// Proc of the 28th international towing tank conference. Wuxi:[s. n.], 2017.