

VXI 数据采集系统的建立及其应用

雷 震, 唐云龙

(西安航天动力试验技术研究所, 陕西 西安 710100)

摘 要: 在液氧/煤油发动机试验中, 需要根据测量精度、被测参数的类型、采样速率等技术指标进行数据采集系统的选型、配套, 完成对温度、压力、流量转速、推力、真空压力等众多参数的测量。主要介绍了利用 VXI 数据采集系统完成各参数的测量任务, 包括系统的建立, 解决系统调试中出现的问题, 同时介绍了 VXI 数据采集系统在发动机故障诊断紧急关机系统中的应用。

关键词: 液体火箭发动机; 数据采集; 参数测量

中图分类号: V434.3

文献标识码: A

文章编号: (2008) 05-0054-05

Establishment and application of VXI data acquisition system

Lei Zhen, Tang Yunlong

(Xi'an Aerospace Propulsion Test Technique Institute, Xi'an 710100, China)

Abstract: In the LOX/kerosene rocket testing, the technical index on measurement accuracy and sampling speed needs the selection and complement of data acquisition system to measure the multi parameters including the temperature, preasure, flow rotating speed, thrust and vaccum pressure. This article introduces the completion of each parameter measurement by use of VXI data acquisition system, the system establishment and resolution of system debugging. It also presents the application of VXI data acquisition system in the emergency cut-off of engine fault diagnosis system.

Key words: liquid rocket engine; data acquisition; parameter measurement

收稿日期: 2008-03-28; 修回日期: 2008-05-30。

作者简介: 雷震 (1971—), 男, 高级工程师, 研究领域为液体火箭发动机试验技术。

0 引言

液氧/煤油发动机试验台,主要用于大推力、高性能、无毒、无污染、高压补燃液氧/煤油发动机的试验。作为一个性能先进的试验台,除了具备配套的工艺系统、控制系统、数据采集系统,完成试验控制、参数测量任务外,还必须具备故障诊断系统,不但可以实现实时检测、判断、预报,采取相应的紧急关机措施,避免故障发生,保证人身安全、保护发动机、保护试验设备,为发动机试后故障分析提供故障现场,同时也保证了测量控制系统的完整性。为了满足发动机试验参数测量以及故障紧急关机系统的需要,根据参数类型多、传输速度快的特点,选用VXI数据采集装置进行参数测量及故障紧急关机系统的建立和开发。

1 VXI数据采集系统的建立

1.1 VXI数据采集系统的特点

VXI数据采集装置是由VXI TECHNOLOGY公司(VTI)生产的基于VXI总线结构的测试及采集系统。VXI总线结合了HP-IB总线易于操作及强大的测试测量功能和VME总线系统吞吐量高并能充分发挥计算机效能的优点衍生出来的。它具有开放式的系统结构,强大的测量测试功能,具有系统集成度高、可靠性高、数据吞吐量大等特点。

1.2 VXI数据采集系统的构成

VXI数据测量系统主要用于推力、真空压力、流量转速以及开关量信号的测量,在构建系统时考虑测量系统的要求,不但能满足不同量程段参数测量的要求,还必须满足系统自身测试的要求,即对系统进行配套设计,可以实现参数测量、系统校验、系统检查等功能。为此,根据测量参数类型的不同,配备了相应的信号转接器,以满足参数测量的要求。

1.3 系统模块简介

根据试验测量要求,选配了E8491B零槽控

制器、VT1413CA/D模块、VT1419A多功能采集和控制模块、VT1503A程控增益/滤波SCP模块、VT1536A隔离数字输入输出SCP模块、VT1538A频率/计数/脉宽调制SCP模块。

(1) E8491B零槽控制器: E8491B IEEE-1394零槽控制器提供VXI零槽及管理功能。通过标准的IEEE-1394总线(火线)直接将控制计算机与主机箱连接起来,适用于大数据块传输的采集系统;

(2) VT1413C模数转换器模块: VT1413C模数转换器模块是64通道、16位、100kSa/s扫描A/D模块。具有64通道多路转换器、高速16位AD转换器、多路切换器控制器、内置64kSa双口FIFO缓存。1块VT1413C模数可以支持1~8个相同或不同的SCP信号调理模块。由于采用嵌入式集成信号调理器模块,提供了更高的测量精度、可复验的校准。可以进行诸如:电压、温度、电阻、静态应变、压力等参数的测量;

(3) VT1419A增强型多功能采集和控制模块: VT1419A增强型多功能采集和控制模块是64通道,16位,最大56kSa/s扫描A/D,内置64kSa双口FIFO缓存。主要为满足多通道混合信号和混合传感器的数据采集和控制的需要而设计。它可以选择配置多个相同的或不同的嵌入信号调理器模块。由于VT1413C不支持VT1536A、VT1538A模块,选择VT1419AA/D模块,主要用于频率量以及开关量的测量;

(4) VT1503A 8通道程控增益/滤波器SCP模块: VT1503A 8通道程控增益/滤波器SCP模块提供了8个程控低通滤波器,截止频率设为2Hz、10Hz、100Hz、1.5kHz,同时提供程控放大器,放大器倍数可设置为1倍、8倍、64倍。每通道都提供过压保护和传感器开路检测功能;

(5) VT1536A 8通道隔离数字输入输出SCP模块: VT1536A模块提供了8个隔离数字输入输出通道。每个通道具有独立的程控门槛电压,每通道都可单独设为输入或输出。输入和输出都采用光学隔离;

(6) VT1538A 8通道频率/计数/脉宽调制SCP模块: 每个通道都可以单独设为输入或输出工作

模式。

1.4 VXI 数据采集系统构建

为了实现推力、流量转速和真空压力的测量功能，具备外加标准、传感器状态检查等辅助功能，配置缓变信号输入转接器、流量转速前置放大器 etc 等外部设备。系统组成框图见图 1。

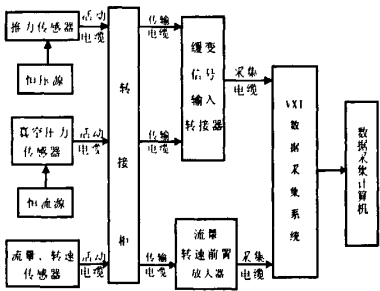


图 1 VXI 数据采集系统组成框图
Fig.1 Block chart of VXI data acquisition system

(1) 缓变信号转接器的功能：缓变信号输入转接器主要用于推力、真空压力等电压信号的输入转接，通过此信号转接器，可以实现输入信号的测量（试车或现场校验状态）、外加标准（系统自检）、输入端短路（通道零位）、并电阻（传感器状态检查）等功能；

(2) 流量前置放大器的功能：流量转速前置放大器用于将涡轮流量计、转速传感器的输出信号（类似正弦波信号）经过滤波整形、放大、隔离，变换为标准信号（方波信号），满足测量信调板的信号输入要求。

1.5 VXI 数据采集系统的调试

系统建成后，需根据参数类型对 A/D 模块以及信号调理模块进行调试，判断系统工作状态。

(1) VT1503A 模块的调试：将缓变信号转接器与 VXI 数据采集系统配套连接。根据参数测量要求，设置信号调理模块的增益、滤波、采样速率等。使用校准合格的标准直流电压源施加电压标准，计算各测量通道的线性、稳定性、重复性等指标，同时，使用标准频率源，计算各测量通道滤波频率误差，确定信号调理模块的性能是否满足参数测量要求；

(2) VT1538A 模块的调试：将流量、转速前

置放大器与 VXI 数据采集系统进行配套连接。根据涡轮流量计以及转速传感器的输出信号频率，使用校准合格的频率源施加标准频率信号，计算各采集通道的稳定性、重复性等指标，确定信号调理模块是否满足频率量测量要求。调试过程解决了不能测量频率信号、50Hz 工频干扰等问题；

(3) VT1536A 模块的调试：将流量、转速前置放大器与 VXI 数据采集系统进行配套连接。使用校准合格的频率源施加方波信号，确定数字量 I/O 模块的工作状态是否正常，能否接收到控制台发出的各种控制信号。

2 运用 VXI 采集系统研制故障诊断系统

利用 VXI 采集系统研制开发液氧/煤油试验故障诊断系统，在发动机试验中进行实时状态检测、实时诊断，及时发现故障趋势，迅速采取有效措施，避免试车失败和灾难性的故障发生，保证人身安全、保护发动机、保护试验设备，同时为发动机试后故障分析提供故障现场。这对加快火箭发动机研制进度，对于可重复使用的液氧/煤油发动机的研制具有非常重要的意义。如何根据某些关键参数判断发动机工作性能，提前判断发动机本身以及试验过程中可能出现的故障，在这种情况下，建立发动机多参数故障诊断系统十分重要。

2.1 故障诊断系统的构成

为了保证故障诊断的实时性，数据采集、故障诊断应由同一系统来实现，但由于试验条件的限制，目前只能在现有采集系统的基础上进行设计、开发，因而建立了由 VXI 采集系统进行数据采集，通过以太网实时发送至故障诊断计算机，通过故障诊断准则进行判断，从而达到故障报警关机的目的。

紧急关机系统由 VXI 数据采集系统、以太网数据传输系统、监控分析计算机、报警信号输出、故障紧急关机报警装置、信号控制系统等组成。系统结构框图如图 2 所示。

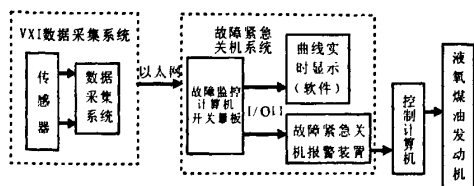


图 2 故障紧急关机系统结构框图

Fig.2 Block chart of emergency cut off system

2.2 系统工作原理

发动机试车过程中, 测量传感器将被测信号转换成电信号, 经信号调节器调节后送到 VXI 数据采集系统, VXI 数据采集系统采集试车数据, 同时通过千兆以太网数据传输系统以 100 点/秒速率向监控分析计算机发送全密数据, 监控计算机按照判断准则分析每组数据, 参数是否超限由监控分析计算机判定。监控分析计算机中增加 DIO 板, 将判定的结果通过 DIO 输出端口实时送到硬件电路。硬件完成参数超限逻辑判断、表决、声光报警及给控制台发送控制信号等任务。台上控制计算机对硬件电路送过来的信号实时检测, 最终完成紧急关机, 在 10ms 内完成故障的判断与关机。

考虑到采集系统稳定性要求, 独立设置一台故障分析计算机, 使故障数据分析不会影响到数据采集过程。

2.3 软件功能及组成

紧急关机程序由故障参数数据发送、故障数据接收及数据处理判断两部分组成, 分别运行于 VXI 采集计算机和故障监控分析计算机上。故障数据接收处理程序又分为系数及环境变量设置、故障数据实时接收及判别、事后故障报告生成等模块。各程序模块关系如图 3 所示。

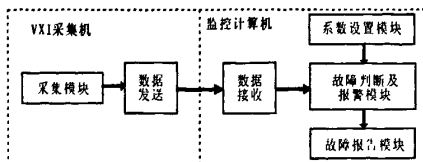


图 3 各程序模块关系结构

Fig.3 Relationship between program modules

故障数据采集与发送程序在 VXI 系统采集程序上进行扩充设计, 在采集模块运行时, 根据事先给定的次序挑选出诊断数据原码, 并以给定的速率 (本次为 100 点/秒) 发送到指定 IP 地址的监控分析主机。

数据发送时采用 UDP 网络协议, 保证数据发送的实时性和采集系统的无关性。VXI 数据采集过程采用 FIFO 缓存区进行缓冲, 故障分析数据采用当前值表进行实时获取发送, 同时在硬件上利用了超线程技术, 这样使得不会影响到系统的数据采集过程, 提高系统可靠性。

2.4 系统调试

故障诊断系统建成后, 分别进行 VXI 数据采集数据系统传输、硬件调试以及软硬件联调测试。

(1) 数据采集传输测试: 对改造后的数据采集发送程序进行了大量测试。测试方法为编制数据接收程序, 运行采集程序进行数据采集, 按照采集速率对接收到的数据进行丢码检查。测试结果表明, 在多参数、长时间 (大于 400s) 的测试中, 故障数据丢码率低于 0.01%, 而且试车数据采集过程不受其影响, 满足故障数据监测要求;

(2) 硬件调试: 通过手动模拟按钮给系统加载报警信号, 查看报警装置有无误报警, 并监测控制输出继电器工作是否正常; 同时, 在通过信号输入端加载标准 5V 信号, 并模拟系统有一个或两个输入通道有误动作或干扰信号, 看系统的工作情况是否正常。调试结果满足要求;

(3) 试车数据调试: 将某些已有试车数据编制成调试数据文件, 由 VXI 采集计算机机发送到诊断机进行判断准则调试, 查看当数据故障时程序能否按照实际试车情况进行报警、有无误报警情况;

(4) 模拟数据调试: 将某次正常关机试车数据编制成调试数据文件, 并手动将数据改为故障数据, 由 VXI 采集机发送到诊断机进行判断准则调试, 查看当数据故障时程序能否按照预计进行报警、有无误报警情况;

(5) 系统联调: 当软硬件开发、调试结束后, 进行系统软硬件联调。方法为将某些已有试车数

据编成调试数据文件,由VXI采集机发送到诊断机进行判断准则调试,当故障报警发生时由故障报警硬件装置进行声光报警,查看当数据故障时程序能否按照实际试车情况进行报警、无故障时有无误报警情况。全方面检测软硬件系统可靠性。

3 结束语

从系统建成至今,VXI数据采集系统已参加液氧煤油发动机试验20余次,并在100F-026次试车中开始使用故障紧急关机系统。从试验结果来看,圆满获得了各类型参数数据,尤其是用于

故障诊断的压力、温度和转速数据,与并记的Pacific 6000数据采集系统采集数据一致性好。在100F-027B次试车中,在发动机出现故障的情况下,实现了控制系统紧急关机,保证了产品及试车台的安全,取得了良好的测量效果。

参考文献:

- [1] 陈启智.液体火箭发动机故障检测与诊断研究的若干进展[J].宇航学报,2003,(1):2-12.
- [2] 丁伟程.液体火箭发动机实时故障检测与报警系统的设计与实现[D].长沙:国防科技大学,2004.

(编辑:王建喜)

(上接第34页)

3.1 一体化设计技术

进气道与弹身的一体化设计是目前进气道设计中的主要手段。对进气道和弹身进行一体化设计,既能减小发动机的重量,还能够充分考虑弹身与进气道的相互影响,以取得最佳的整弹飞行性能。

3.2 变几何冲压发动机进气道技术(可调技术)

该技术尽管技术难度很大,但一直受到各国的重视,在近远期的研究目标中上述各国都强调了变几何技术的应用。可见该项技术在未来的研究中仍将是进气道研究的重点。

3.3 三维流场的数值模拟

高速飞行器,尤其是高速进气道和航天飞机的绕流流场非常复杂。通过三维流场的数值模拟技术,可以更准确地掌握进气道气流流场中波系间的相互关系,捕捉激波和提高激波数值解的分辨率,从而优化进气道的设计参数,获得最佳设计效果。

参考文献:

- [1] Holland Scott D. An Experimental Parametric Study of Geometric, Reynolds Number, and Ratio of Specific Heats Effects in Three-dimensional Sidewall Compression Scramjet Inlets at Mach 6[R]. AIAA93-0740.
- [2] Siebenhaar A, Bulman M J. The Role of the Strutjet Engine in New Global and Space Markets [R]. IAF-98-S. 5.04.
- [3] Falempin F, Goldfeld M, Nestoulia R, et al. Evaluation of a Variable Geometry Inlet for Dual Mode Ramjet [R]. AIAA-2002-5232.
- [4] Michael K Smart, Carl A Trexler. Mach 4 Performance of a Fixed-geometry Hypersonic Inlet with Rectangular-to-elliptical Shape Transition[R]. AIAA-2003-12.
- [5] 丛敏.阿连特技术系统公司试验高超声速发动机[J].飞航导弹.2007,(10):42
- [6] 蔡元虎,张建东,王占学. TBCC 发动机用进气道设计及沿飞行轨迹斜板角度优化分析 [J]. 西北工业大学学报. 2007, 25(5): 615-619.

(编辑:王建喜)