

液体火箭发动机分布式健康监控系统 的分析与设计

谢廷峰, 刘洪刚, 吴建军
国防科技大学航天与材料工程学院

摘要: 以平台液体火箭发动机为对象, 通过对数据采集、实时在线故障检测与报警、自动化数据管理、事后故障诊断与分析等功能、结构和模块的深入研究和分析, 建立了液体火箭发动机分布式健康监控系统的总体框架与方案, 实现了对发动机的分散监测和集中分析诊断功能, 从而最大限度地利用计算机网络系统资源, 为发动机的地面试车和在线运行提供实时准确的监控和诊断。

关键词: 液体火箭发动机; 健康监控系统; 故障检测与诊断; 数据采集

中图分类号: V434

文献标识码: A

文章编号: (2004)03-0007-06

1 引言

自上世纪八十年代末期以来, 美国就已经为新一代发动机制订了旨在进一步完善地面试验和飞行时健康监控系统的计划, 并相继提出了健康监控系统 HMS (Health Monitoring System)、火箭发动机健康管理 HMSRE (Health Management System for Rocket Engine)、集成健康监控 IHM (Integrated Health Monitoring) 等多种系统框架或方案^[1,2,3,4]。当前, 在 ISTP (Integrated Space Transportation Plan) 的指导下, 正在进行改进型 SSME (Space Shuttle Main Engine) 先进健康监控系统的研制^[5]。

从近期发展的情况来看, 随着故障检测和诊断算法的不断改进和完善^[6,7], 发动机健康监控技术的重点发展方向将是技术和系统的实用化。因此, 建立工程实用的液体火箭发动机健康监控系统, 对发动机的故障状态进行在线实时检测、诊

断(分离、定位、预报)和控制(报警、改变工作状态、启动冗余备份、关机), 从而提高航天器及其推进系统的可靠性和安全性, 将是液体火箭发动机健康监控领域的重点研究内容之一。

本文以平台发动机为对象, 从健康监控系统的功能和要求出发, 从发动机地面实时在线故障检测与报警、自动化数据管理、事后故障诊断与分析以及系统集成等方面, 对液体火箭发动机健康监控系统中的各个硬件及软件模块进行了深入的研究和分析, 建立了液体火箭发动机健康监控系统的总体框架与方案, 对液体火箭发动机健康监控系统的设计与应用具有十分重要的意义。

2 液体火箭发动机健康监控系统的功能结构

监控系统所监测的测点的类型和数目与系统完成的功能有密切的关系。根据分析^[2,3,4], 在液体火箭发动机健康监控系统中, 需要满足的要求和

收稿日期: 2003-08-28; 修回日期: 2003-12-01。

作者简介: 谢廷峰(1978—)男, 博士生, 研究领域为液体火箭发动机故障诊断。

完成的功能主要有：可靠性和容错能力高，应大量利用冗余技术使系统能在恶劣的环境下安全可靠地正常运行；可扩展性和可维护性好，系统可容易地经过重新定义而适用于不同发动机，而不需要进行重新开发；功能完备、性能优良，系统能对发动机进行实时的在线工况监测与诊断，并在故障检测和诊断的准确率、响应速度等方面达到大多数用户的技术性能指标要求；界面友好，提供良好的人机接口和快捷操作，并有直观的帮助和清晰的对话提示。

在液体火箭发动机健康监控系统中，可能的测点类型与数量大致有 100 路：其中涡轮、泵和管道等的压力信号，40 路左右；涡轮和泵等的温度信号，20 路左右；燃料涡轮泵和氧化剂涡轮泵的转速、燃料和氧化剂的流量信号、燃料泵和氧化剂泵的振动信号，15 路左右；以及其它类型的测点。因此，若以 4 个字节（有效位数 7~8 位）记录每个测点采集的数据（采集周期为 2ms），则最终产生的网络数据量为 $4 \times 8 \times 500 \times 100 \approx$

1.6Mbps。

监控系统一般有两种结构形式：集中式和分布式。前者的优点在于结构简单、成本低，但只适用于测点少且比较集中的场合；后者可靠性高、易于扩充，适用于大规模且测点分散的场合^[7]。在本系统的结构设计中，考虑到系统的可扩展性和可维护性，以及液体火箭发动机健康监控系统测点的类型与数量，系统将以平台液体火箭发动机为研究对象，并采用上位机和下位机相结合的体系结构，如图 1 所示。因此，对于不同型号的发动机，该系统不需要进行重新开发，只需简单地经过重新定义后即可运行，从而节省了大量的时间。系统结构主要包括两个组成部分：底层测控网络和上层监控系统。同时，为了避免大量的数据通讯对监控系统性能的影响，采用计算机网络技术实现不同对象之间的双向快速通讯。最终形成的液体火箭发动机健康监控系统按功能可分为三个层次：现场级、控制级和管理级。

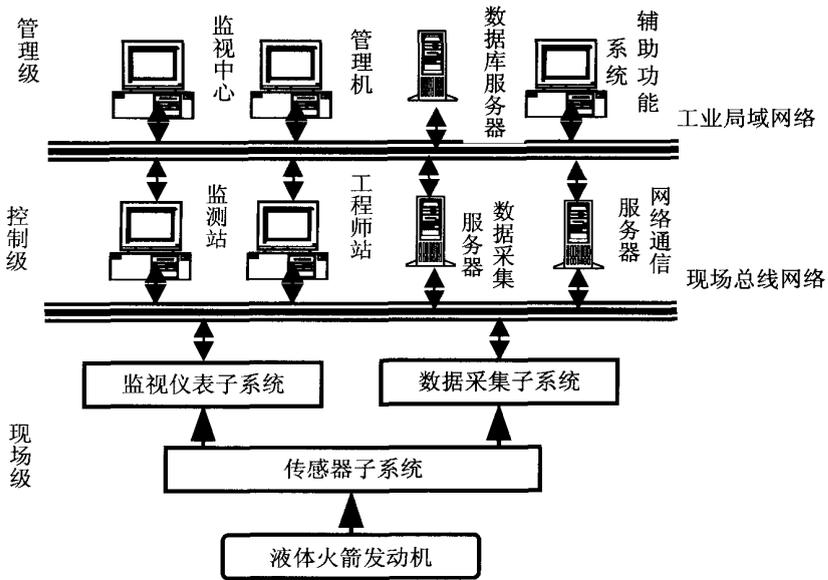


图 1 液体火箭发动机健康监控系统体系结构图

现场级由安装在现场的若干功能独立的智能单元组成，完成各种状态信号的数据采集、传送和现场控制。其中最重要的一部分就是数据采集系统，主要负责进行高速的数据采集、采样数据

的预处理及采样数据的实时传输等工作。图 2 是所设计的基于 VXI (VME bus Extension for Instrument) 总线的数据采集系统总体组成方框图。考虑到系统需采集的发动机信号有压力、应变、

温度、位移、速度、角速度、振动信号等不同类型,同时为了提高系统的可靠性和可扩展性,现场级将通过三个 VXI 控制模块完成监控系统的数据采集任务:其中第一个控制模块完成对诊断决策起关键作用的监控参数的采集工作;第二个控制模块完成对涡轮泵振动信号的高速同步数据采集工作,考虑到涡轮泵是发动机中的故障多发部位,因此,该类信号经信号调理模块调理后送至数据采集模块进行 A/D 转换,所得到的数据由控制级转换分析后,送监视中心显示,并将测量结果由系统的实时检测模块完成涡轮泵振动信号的检测与诊断;第三个控制模块完成其它参数的采

集工作。

控制级由多台监控子站组成。数据采集服务器主要负责控制、管理数据采集系统硬件的工作参数和运行情况,并存储测试数据和状态信息。监测站主要监测数据采集系统传来的被测信号,并进行分析,对故障状态进行报警,同时将结果送到监视中心进行实时显示。工程师站主要完成故障诊断以及设备状态数据库管理等设备管理任务,同时将所需的数据送入上层,对于故障可以立即给出诊断结果,也可以进行事后分析诊断,并指导排除故障。网络通信服务器负责通信网网络的控制和数据传输。

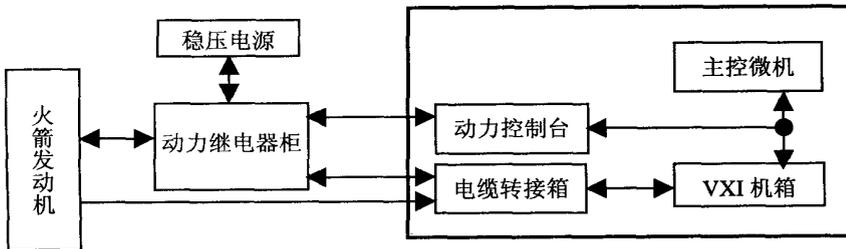


图2 液体火箭发动机的数据采集系统方框图

管理级提供完善的图形用户界面,完成用户对系统工作参数的设定、对系统功能的选择以及对分析结果的处理,提供各种波形或分析结果显示等。管理机是系统信息和任务调度的中心,主要完成人机交互控制、系统管理;监视中心主要对监测分析结果进行显示(加投影仪实现大屏幕显示),并实现异常状态的报警。数据库服务器主要负责数据的存储,实现发动机运行状态实时数据库、历史数据库、追忆数据库、启动数据库、停机数据库、时域波形数据库、报警结果库、诊断结果对策库和故障特征库等。辅助功能系统完成报表、图形等的打印功能。

3 液体火箭发动机健康监控系统的软件框架分析与设计

液体火箭发动机健康监控系统的软件可分为健康综合管理软件包、现场健康监控软件包、健康分析和诊断软件包三大类,而每个软件包按其

实现的功能又可划分为多个不同模块。

3.1 总体结构

系统总体结构由三个主要的部分组成:发动机健康综合管理软件包、现场健康监控软件包、健康分析和诊断软件包。数据采集系统采集发动机的运行数据,故障检测模块获取试验数据进行实时显示与故障检测,存储检测结果,并发出报警信号,触发故障诊断与预测分析模块,对故障进行诊断和趋势分析,并根据实际运行情况采取必要的控制措施,之后将结果存入数据库,如图3所示。

发动机健康综合管理软件包:负责管理和协调所有 HMS 模块的工作。如果需要,它启动深层分析、协调分析和监控,并与 HMS 中其它模块以及控制和任务管理模块相互通讯,并对检测到的事件/异常提出解决措施,综合所有证据确认结论和提出建议。

现场健康监控软件包:主要完成采集发动机上不同类型的传感器的数据;传感器数据的验证和重构,决定传感器是否可用;以及利用有效的传感器

数据对发动机的工况进行实时的监测和控制。

健康分析和诊断软件包：负责完成对故障状态的预测和诊断。其中，预测模块利用目前测试或前段测试的历史数据，深层地分析部件状态趋势，也提供部件或发动机剩余寿命的信息，并将预测结果保存和传输到健康综合管理软件

包。诊断模块则用于决定故障是否发生、来源和原因，诊断结果存贮并传输到健康综合管理软件包。

3.2 软件系统的组成

软件系统的组成如图4所示。

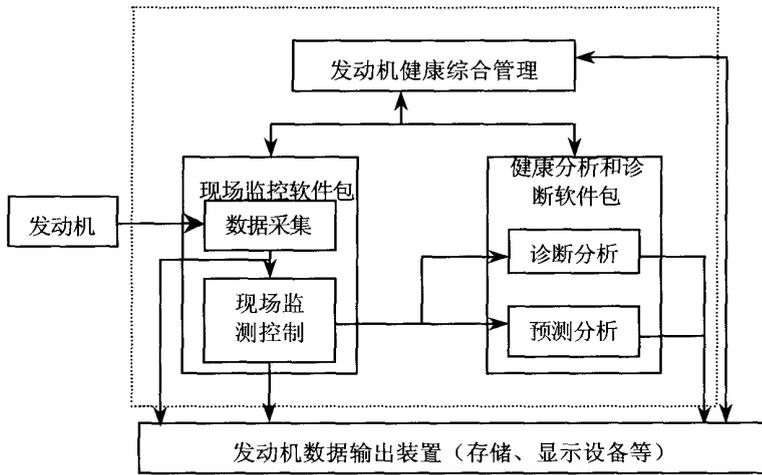


图3 软件系统总体结构图

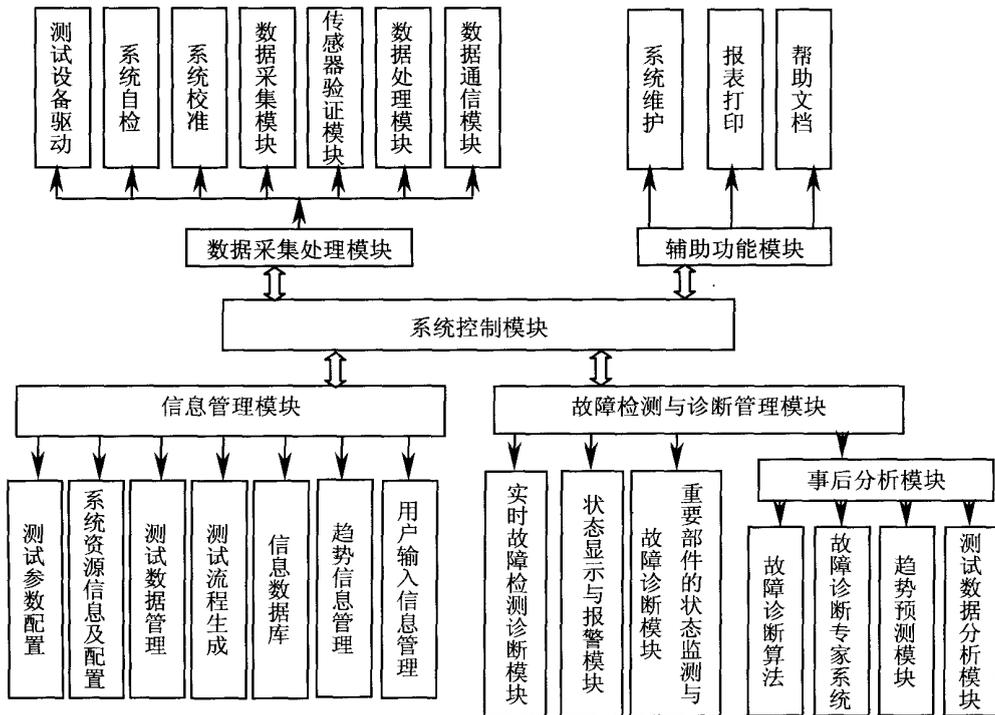


图4 软件系统的组成

3.2.1 系统控制模块

系统控制模块作为系统的主控中心(MMC, Main Management Center)负责信息管理和任务调度,管理和协调所有计算机和各个子站的工作,并做出顶层决策。

调用信息管理模块实现测试参数配置、测试数据管理、测试资源管理、故障信息数据库管理。调用故障检测与诊断管理模块动态显示发动机的各种运行状态和报警信息,从多个角度完成模拟显示的任务,刷新周期可考虑200ms~1s之间,而过快人眼将不能适应,并根据需要,基于给定数据进行事后分析与诊断。

可以考虑的监测模式有:

(1) 一体监测模式:在发动机平面结构图的相应位置实时显示主要测点的实测数据和状态,并以直观的动画形式显示阀门的开关状态以及管路中气体和液体的流动状态;

(2) 棒图监测模式:以棒图的形式显示转速、振动量等信号,直观易懂;

(3) 趋势监测模式:以动态曲线的形式显示测量信号的变化趋势,通道可随意组合;

(4) 波形频谱监测模式:显示测量信号的波形、频谱;

(5) 小波包能量监测模式:利用小波包分解,监视振动信号各频带能量的变化。

3.2.2 数据采集及处理模块

采集发动机上不同类型的传感器的数据,完成对所有监测量的转换、标定、报警值的设定等。为了使监控系统数据传输具有自我诊断能力,不对发动机原来的测量系统造成任何影响,设计一个独立的数据通信程序,专门负责与数据仿真程序或地面测试系统的数据管理系统进行通信,实时接收发动机的测点数据,并对数据进行预处理和格式转换后传送给实时故障检测与诊断模块,并按一定的存储策略存入数据库。同时,为了提高系统的性能,减轻数据采集系统的负担(包括数据采集、建立与维护到数据库、监视中心和检测系统的连接,以及与上述三者的数据通信),考虑建立一个公共数据缓冲区,数据采集系统不间断地将采集的数据放入该缓冲区内,而其余模块不断从该缓冲区内提取数据进行分析 and 显示。

3.2.3 故障检测与诊断管理模块

完成实时的故障检测和分析,应包括FFT频谱分析、时域分析、自相关函数、互相关函数等分析功能;并对重要部件,如涡轮泵、燃烧室等提供单独的故障检测与诊断;同时提供事后分析功能,包含故障诊断算法、故障诊断专家系统、趋势预测模块、测试数据分析模块。

报警前后的有关数据对分析诊断发动机的故障有着非常重要的意义,必须加以详细的记录。可采取在内存中开辟一定大小的区域提供类似黑匣子的功能,正常时先入先出保存数据,一旦报警,立即将新采集到的数据追加存储在黑匣子内,报警结束后再拷贝到故障信息数据库内,从而无遗漏地记录报警前后整个过程,为故障诊断提供详细的信息。故障诊断算法模块是重要的事后分析模块,运用测试的各种数据进行诊断分析,用于验证各种故障诊断算法的效果。故障诊断专家系统基于专家知识积累,用于故障情况下查找故障原因。趋势预测模块利用目前测试或飞行以前的较长时间间隔的数据,或者再结合历史数据,深层地分析部件的趋势,该模块提供部件或发动机剩余寿命的信息。

3.2.4 信息管理系统模块

对存储在数据库中的试验数据和系统参数进行集中管理。典型地,发动机健康监控系统中的数据库应存储以下的主要内容,并供故障诊断模块调用以进行精密的分析和诊断:

系统参数信息库:放置测量参数对应的测点号、参数名称、数据采样频率、采样精度、数据单位以及报警门限值等。该库中的信息可用于进行传感器参数的标定、报警参数和诊断门限等的设置,因此对系统的检测和诊断的精度以及性能都有着非常重要的影响,不能随意修改,而且应给不同级别的用户设置不同的权限和密码,并当出现设置错误时提供参数默认值的恢复功能。

动态测量信息库:用来记录各测点采集的连续数据,反映测点参数数据动态变化的过程,包括测点号、采集值、采集时间等。

统计信息库:对同一测点参数的历次采集数据进行统计管理,方便事后分析模块的诊断与调用。

诊断知识库：用于存储规则等形式的发动机诊断知识，包括启发性经验知识、过程知识、决策知识和事实等，并具有方便的添加、修改、删除、浏览和扩展等功能。

报警事件信息库：对运行中发生的事件进行详细的记录，包括报警事件的名称、报警对象、发生的时间、时间的性质以及控制措施等。

故障信息库：用于存储发生故障设备的信息，包括故障现象、名称、时间、原因、设备以及故障对策等。

4 结论

液体火箭发动机健康监控与故障诊断系统框架的分析与设计具有十分重要的意义，本文简要介绍了分布式健康监控系统框架分析与设计的研究情况和成果，为今后在此方面的工程应用研究打下了良好的基础。在以后的工作中要逐步细化这些部分，形成真正实用有效的健康监控与故障诊断系统。

参考文献：

- [1] Nemeth E. Health Management System for Rocket Engine. NASA-CR-185223 (N90-23574), 1990.
- [2] Effry K Kamenetz. Health Monitoring System for the SSME. AIAA90-1989, 1990.
- [3] Michael W Hawman, William S Galinatis, Anita K Mattedi. Framework for a SSME Health Monitoring System. NASA-CR-18224, 1990.
- [4] Pettit C D, Barkhoudarian S. Reusable Rocket Engine Advanced Health Management System: Architecture and Technology Evaluation. AIAA99-2527, 1990.
- [5] Schwabache Mark, Samuel Jeff, Brownston Lee. The NASA Integrated Vehicle Health Management Technology Experiment for X-37. NASA Ames Research Center, MS269-3, Moffett Field, CA94035, 2002.
- [6] 吴建军. 液体火箭发动机故障检测与诊断研究: [学位论文]. 长沙: 国防科技大学, 1995,2.
- [7] 贾民平等. 远程分布式机械故障诊断网络系统的研制. 中国机械工程, 1997,8 (2).



NASA 成功演示闭式燃气循环动力转换系统

NASA 格林研究中心成功演示了闭式燃气循环动力 (CBC) 转换系统和氙离子推进器。这些演示试验是格林研究中心核电推进技术研究的一部分。试验成功证实了 CBC 可为离子推进器提供和调节高压电力。

在 NASA 格林研究中心的协作下，美国海军研究试验室的工程师设计、安装、测试了国际空间站 5 号试验室的材料试验设备，一个手提包大小太阳能电池试验设备被设计为活动的监测器，通过先进的光电装置和电流变化传递特性数据。美国国防部 (DOD) 保证该系统可安装在国际空间站外面进行大约一年的试验，电流、电压、温度等参数被传回地面进行实时分析，试验的初步目的是评估电路长期工作性能和多中继线太阳能电池技术。

美国空军具有革命性的电驱动飞行器概念使用的是电力不是使用液压、气动或机械方法驱动飞机。一个转速可达 61000r/min 的动力系统已在 F-16 燃油涡轮发动机上成功测试。导线传动 (Power-on-wire) 技术已被应用于 F-35，在爱德华空军基地进行了电能传动器替代原液压传动器应用到具有先进战斗机技术的 F-16 中，在爱德华空军基地进行了测试。高能高密度的锂离子电池计划将被应用到 B-2 轰炸机的仪表板中。

编译：王拴虎