

航天器推进系统故障的面向时态检测和诊断^{*}

王日新, 徐敏强, 宋政吉

(哈尔滨工业大学 航天学院, 黑龙江 哈尔滨 150001)

摘 要: 根据航天器推进系统的时变性特点, 在规则的专家系统方法基础上, 提出了推进系统面向时态的故障检测和诊断方法。在对知识表示方法和推理诊断策略进行改进后, 在 Windows NT 环境下实现了一个基于知识的故障诊断原型系统, 介绍了原型系统的结构、功能及网络实时数据通信方法, 经过仿真数据测试验证了方法的有效性。

关键词: 航天器推进; 发动机故障; 时变系统; 故障诊断专家系统; 故障检测

中图分类号: V430 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2002) 01-0011-04

Fault detection and diagnosis system based on the rule and time variation for spacecraft propulsion system

WANG Ri-xin, XU Min-qiang, SONG Zheng-ji

(School of Astronautics, Harbin Inst. of Technology, Harbin 150001, China)

Abstract: A fault detection and diagnosis method based on the rule and time variation was presented based on the normal diagnostic expert system. The knowledge representation method and diagnostic reasoning strategies were described. A fault diagnostic prototype system was developed in Windows NT. The architecture and function of the prototype system were introduced.

Key words: Spacecraft propulsion; Engine failure; Time-varying system; Fault diagnosis expert system; Fault detection

1 引 言

由于航天器推进系统甚为复杂, 在系统的设计、制造和安装过程中很难保证万无一失, 这样, 故障检测和诊断便成为提高其可靠性的一个重要手段。国内外学者在这方面做了很多研究工作, 提出了多种故障检测和诊断方法^[1~5]。航天器推进系统的故障模式和测点的工作状态随着飞行时间的变化具有时变性, 这给推进系统的故障检测和诊断带来很大困难。本文结合实际项目, 针对推进系统的时变性特点, 在基于规则的专家系统方法基础上, 提出了面向时态的故障检测和诊断方法, 以此为基础开发了一个故障检

测和诊断原型系统。

2 推进系统的时变性特点

某航天器推进分系统采用的是双组元推进剂: N_2O_4 和甲基肼(MMH), 整个系统由推进剂输送系统和一组推力不等的发动机组成。挤压式输送系统从结构上分为气路和液路两部分。前者由高压气瓶、高压电爆阀、高压电磁阀、减压阀、安全阀及管路等组成; 后者由储箱、破裂膜片、液体过滤器、自锁电磁阀和管路等组成。输送系统通过压力将推进剂经过管路输入到各发动机中燃烧产生推力, 完成航天器的轨控和姿控任务。为了提高可靠性, 推进系统的设计采

^{*} 收稿日期: 2001-01-31; 修订日期: 2001-05-22。基金项目: 国家“八六三”基金资助项目(863-2-4-8-1)。

作者简介: 王日新(1963—), 男, 硕士, 副教授, 研究领域为旋转机械、航天器智能故障诊断技术。

用主备份冗余结构,当某一部件出现故障时,通过主备份切换仍能正常工作。

随着航天器飞行任务的变化或主备份开关的切换,推进系统的阀位及各发动机的工作状态也随之变化。可见推进系统是一个结构复杂的时变系统,从故障检测和诊断角度分析,具有如下特点:

(1) 测点较多:为了全面、准确地监控推进系统的工作状态,在系统结构可靠性和测量技术允许的条件下,系统的主要部位都设置了传感器,包括温度、压力、位移和阀位等参数共计 170 多个测点;

(2) 测点参数的工作值范围具有时变性:航天器在不同的飞行阶段,某些测点参数(如阀位、压力)的工作状态即发生变化;即使在同一飞行阶段,有些测点参数(如压力)的允许工作范围也是随时间动态变化;

(3) 系统故障模式具有时变性:在航天器的不同的飞行阶段,推进系统的故障模式、故障判据和故障对策也不相同,例如:在变轨开始更变轨结束阶段的主要故障模式有:气路泄漏、液路泄漏、储箱膜片破裂、减压阀超压和发动机头部控制阀未打开等。

3 面向时态的故障检测和诊断方法

3.1 故障检测方法

系统故障检测是将测点的实测值与期望值相比较,判定系统是否发生故障。通常采用超限报警方法,假设测点 i 的工作值范围是 $[L_i, H_i]$, 其中, L_i 和 H_i 分别为测点 i 的报警下限和上限,正常状态时,测点 i 的实测值 X_i 在 L_i 和 H_i 之间波动,当 $X_i > H_i$ 或 $X_i < L_i$ 时,即认为出现异常。但推进系统某些测点参数具有时变性,即测点的工作值范围随时间动态变化,对此可采用如下方法进行故障检测:

(1) 飞行阶段间的时变性:在不同飞行阶段,有些测点的工作值范围离散变化时,应先根据飞行阶段标志,确定测点在该飞行阶段的工作值范围,再根据测点的实测值进行超限报警检测。假设航天器的飞行过程划分为 n 个飞行阶段 $T_1, T_2, \dots, T_n$, 对应每个飞行阶段,测点 i 都有一个工作值范围 $[L_{ij}, H_{ij}]$ ($j = 1, 2, \dots, n$), 在第 k 个 ($1 \leq k \leq n$) 飞行阶段 T_k , 当 $X_i > H_{ik}$ 或 $X_i < L_{ik}$ 时,即认为测点数据异常。

(2) 飞行阶段内的时变性:在同一飞行阶段,有些测点的工作值范围也是随时间连续变化的,即测点的报警下限和上限是时间的函数。此时应先根据飞行时间,确定测点在该时刻的工作值范围,再根据测点的实测值进行超限报警检测。假设在某一飞行阶段,测点 i 的报警上限为 $H_i(t)$, 报警下限为 $L_i(t)$, 实测值为 $X_i(t)$, 当 $X_i(t) > H_i(t)$ 或 $X_i(t) < L_i(t)$ 时,即认为测点数据异常。

3.2 故障诊断方法

目前,航天器的故障诊断方法有很多种,应用最广的是基于规则的专家系统方法。该方法的优点是知识表示形式直观、自然,推理简单。由于推进系统的故障模式和故障判据的时变性特点,需对通常的基于规则诊断方法进行改进,使其知识表示方法和推理诊断策略都能处理时态变量。

(1) 知识表示方法:按飞行阶段将系统的诊断知识库划分成若干个知识单元,每个知识单元对应一个飞行阶段,知识单元中包含与该飞行阶段相关的故障模式、诊断规则和故障对策等信息,可用“框架+规则”的混合知识表示方法来描述知识单元。每个框架由 Flying-stage, Fault-mode-subset, Rule-set 和 Action-set 等多个槽组成。其中,飞行阶段标志 Flying-stage 用于标识知识单元, Fault-mode-Subset 包含该飞行阶段可能出现的故障模式, Rule-set 是识别本阶段故障模式需要的诊断规则集, Action-set 包含本阶段各种故障模式对应的故障对策。诊断规则用加权模糊产生式表示。

(2) 推理诊断策略:推进系统故障诊断的解空间较小,应采用反向推理方法。诊断时首先要处理时态变量,即根据飞行阶段标志确定知识单元,然后获取征兆事实,根据 Fault-mode-subset 中的故障模式进行目标假设,按深度优先算法,搜索支持目标成立的证据,确定故障原因,提出相应的故障对策。

4 原型系统实现

4.1 系统工作流程

按上述方法建立的推进系统故障检测和诊断原型系统,主要由数据通信、故障检测、征兆获取、故障诊断和故障对策等模块组成。为便于系统的开发和

维护,提高系统的灵活性和可扩充性,根据软件工程中模块化的设计原则,将系统各功能模块设计为可独立运行的程序。同时,为了避免故障检测和诊断工作相互干扰,提高系统的实时性,故障检测程序和诊断程序分别运行在不同的计算机上,构成一个网络系统。系统数据流程如图 1 所示。其中,实时数据库是

一块内存区,用于存放数据通信模块接收的推进系统各测点的实时数据;历史数据库存于硬盘上,用于存放按一定策略压缩的测点数据。报警参数库用于存放不同飞行阶段推进系统各测点的报警参数;知识库用于存放不同飞行阶段各种故障模式的诊断知识和相应的故障对策知识。

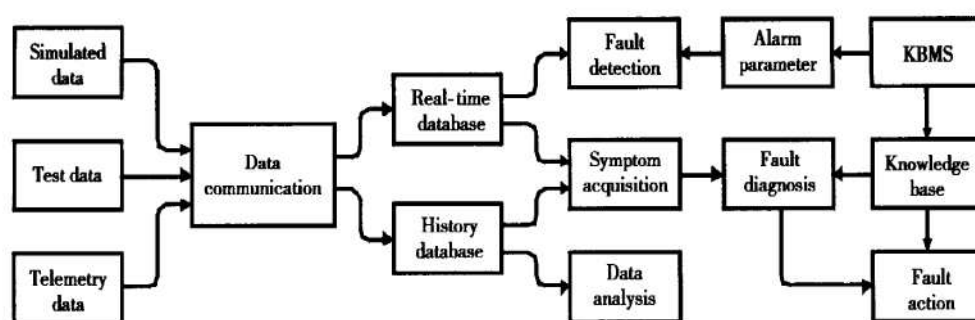


Fig. 1 Data flow diagram of the prototype system

(1) 数据通信模块:本系统的开发和应用是分阶段进行的,原型阶段主要使用仿真数据对系统功能进行测试,然后用于地面试验,经过不断完善后再用于飞行试验。这就要求系统能够接收和处理不同形式的数据。为了保证系统的灵活性和稳定性,设计了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,实时接收推进系统的测点数据,对数据进行预处理和格式转换后传送给故障检测程序,同时将数据按一定的存储策略存入历史数据库。当试验数据的结构或传输方式变化时,只需修改数据通信模块即可,不必修改系统其它功能模块。

(2) 故障检测模块:定时从实时数据库中获取测点的实时数据,根据上述面向时态的故障检测方法进行检测,若发现异常,则给出报警信息,同时向故障诊断模块发送报警消息。为便于用户监测推进系统的工作状态,该模块还在屏幕上画出推进系统的结构图,在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及管路中气体和液体的流动状态。

(3) 故障诊断模块:平时处于待命状态,接到报警消息后,立即调用征兆获取模块,对测点数据进行

分析,提取故障征兆;然后根据面向时态的故障诊断方法,利用专家知识和已知的故障模式进行推理诊断,确定故障原因,并将诊断结果传送给故障对策模块。该模块还能根据用户的要求给出相应的诊断解释信息,提高了系统的透明度。

(4) 故障对策模块:根据事先确定的故障预案,针对不同的故障诊断结果提出相应的故障对策。

(5) 数据分析模块:提供历史数据的查询和打印输出功能,对测点的工作状态进行趋势分析。

(6) 知识库管理模块:由于故障检测和诊断知识的获取不是一次能完成的,需要在系统的使用过程中不断地补充和完善。用户通过知识库管理模块,可以很方便地对知识库和报警参数库进行输入、修改和查询等操作。

4.2 实时数据通信

由于数据通信、故障检测和故障诊断程序运行在不同的计算机中,这就要求实时数据能在网络进程间快速传送。目前比较流行的网络通信方法有 WinSock 和命名管道,其中命名管道方法编程简单,而且不依赖于具体协议,通用性和可移植性更强,因此本系统采用命名管道实现网络进程间的实时数据通信。命名管道以客户/服务器方式工作,服务端为数据发送

进程, 客户端为数据接收进程, 一个服务器进程可以和多个客户进程通信, 操作步骤如下。

服务端:

- (1) 调用 `CreatNamedPipe` 函数创建命名管道;
- (2) 调用 `ConnectNamePipe` 函数等待客户连接;
- (3) 若连接成功, 调用 `ReadFile`, `WriteFile` 函数进行管道读写操作;
- (4) 调用 `CloseHandle` 函数关闭管道。

客户端:

- (1) 调用 `CreatFile` 函数, 建立同服务端的连接;
- (2) 若连接成功, 调用 `ReadFile`, `WriteFile` 函数进行管道读写操作;
- (3) 调用 `CloseHandle` 函数, 关闭管道。

5 结 论

原型系统是在 Windows NT 环境下, 利用 Visual C++ 语言实现的, 通过仿真数据测试表明:

- (1) 面向时态的故障检测和诊断方法能够适应推进系统的时变性特点, 方法实用、有效;

(2) 用命名管道实现网络进程间实时数据通信, 保证了推进系统故障检测和诊断的实时性;

(3) 原型系统功能丰富, 人机界面友好, 诊断快速、准确, 经过进一步修改和完善, 可应用于推进系统的地面试验和飞行试验。

参考文献:

- [1] 宋政吉, 姜兴渭, 黄文虎. 载人航天器推进系统健康监测的组件技术研究[J]. 推进技术, 2000, 21(5).
- [2] Duyar A, Merrill W. A failure diagnosis system based on a neural network classifier for the space shuttle main engine[R]. N90-28659.
- [3] 纪常伟, 荣吉利, 黄文虎. 航天器智能诊断系统开发研究[J]. 航空学报, 1999, 20(3).
- [4] 宝音贺喜格, 姜兴渭. 基于模型的故障诊断方法在飞船推进系统中的应用[J]. 推进技术, 1999, 20(4).
- [5] 杨尔辅, 张振鹏, 徐用懋. 一种火箭推进系统非线性动态神经网络模型[J]. 推进技术, 2001, 22(1).

(编辑: 王居信)

(上接第 10 页)

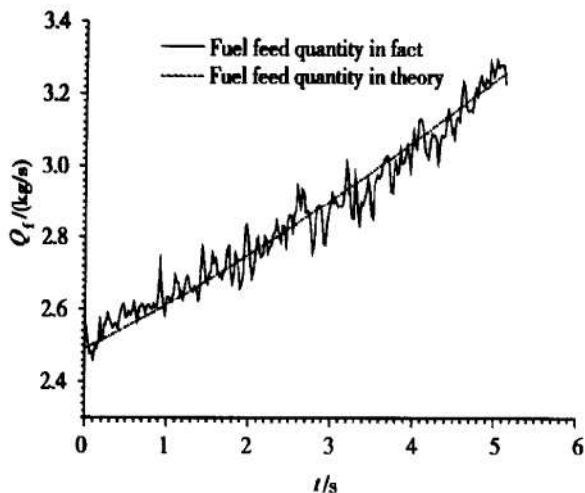


Fig. 3 Time curve of fuel feed quantity in hardware in-the-loop simulation experiment

参考文献:

- [1] Barrett W J, Rembold E. Flight test of a full authority digital electronic engine control system in an F-15 aircraft[R]. AIAA 81-1501.

- [2] Tempelman W G, Gallops G W. Performance benefits of adaptive in-flight propulsion system optimization[R]. AIAA 92-3749.
- [3] Smith R H, Chisholm J D, Stewart J F. Optimizing aircraft performance with adaptive, integrated flight/propulsion control[R]. ASME 90-GT-252.
- [4] 钱柏顺. 超音速冲压发动机的数学模型、数字仿真与进气道的实时仿真[D]. 西安: 西北工业大学, 1988.
- [5] 文仲辉. 导弹系统分析与设计[M]. 北京: 北京理工大学出版社, 1989.
- [6] 刘兴洲, 等. 飞航导弹动力装置(上)[M]. 北京: 宇航出版社, 1992.
- [7] 谢光华, 孟 丽, 薛 恩, 等. 液体冲压发动机控制系统半实物仿真[J]. 推进技术, 2001, 22(6).

(编辑: 王居信)