

# 液体火箭发动机故障检测与诊断技术综述

张惠军

(西安航天动力试验技术研究所, 陕西 西安 710100)

**摘 要:** 对几种主要的液体火箭发动机故障检测与诊断技术的研究应用现状作了阐述, 对国内外的有效经验作了简单介绍, 提出了有待解决的问题。

**关键词:** 液体火箭发动机; 故障检测; 故障诊断

中图分类号: V434

文献标识码: A

文章编号: (2004)05-0040-06

## Study on Liquid Rocket Engine Fault Detection and Diagnostic Technology

Zhang Huijun

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

**Abstract:** Application of liquid rocket engine fault detection and diagnostic methods are summarized and presented. Some useful domestic and foreign experiences are briefly introduced. Questions are given for future study.

**Key words:** liquid rocket engine; fault detection; fault diagnosis

### 1 引言

液体火箭发动机故障包括试验和飞行中的一切非正常状态(包括性能下降与失效)。由于发动机是火箭的动力核心, 如果发生故障就有可能造成巨大的人员和财产损失, 所以对发动机的状态进行监测, 及时准确地发现异常征兆, 不仅可以采取紧急补救措施减少损失, 还可以为改进设计和生产工艺、合理选择材料、制定合理的操作规程积累有益的经验。

液体火箭发动机是复杂的大系统, 其故障的表现也呈现复杂性, 这种复杂性体现为环境干扰的多样性, 故障特征的多样性, 故障的多样性以及内部的多耦合表现出的强非线性, 这给液体火箭发动机故障检测与诊断带来很大困难, 但电子信息技术、信号分析处理技术、人工智能技术、非线性理论等相关学科的发展为解决困难带来了突破。

近年来, 液体火箭发动机的检测与诊断方法和技术的研究在国内外逐渐得到重视并取得了重要的进展, 主要体现在以下几方面: 基于信号分析的方法, 基于模型的方法, 基于人工智能的方法,

收稿日期: 2004-05-20; 修回日期: 2004-06-25。

作者简介: 张惠军(1971—), 男, 工程师, 研究领域为姿控发动机试验测量技术。

这些方法在故障的检测、故障特征选择和提取、故障模式识别等方面取得了相应的成果。

2 液体火箭发动机的故障模式及故障特征

2.1 液体火箭发动机的故障模式

液体火箭发动机故障模式是故障发生时的具体表现形式，其发生的机理多种多样。以大型泵压式液体火箭发动机为例，以研制中发生的故障统计为依据，按照故障事件归纳的主要故障模式见表 1。

表 1 泵压式发动机主要故障模式

Tab.1 Main fault modes of pump-fed engine

序号	故障模式	序号	故障模式
1	接头泄漏	7	导管破裂
2	启动器异常	8	涡轮泵端面密封泄漏
3	热燃气泄漏	9	活门泄漏
4	涡轮泵摩擦力矩增大	10	调节器偏差
5	涡轮叶片断裂	11	管道小孔阻塞
6	轴承损坏	12	活门工作异常

按照故障成因及对应部件归纳的一般故障模式见表 2。

表 2 泵压式发动机一般故障模式及发生位置

Tab.2 General fault modes and locations of pump-fed engine

序号	故障模式	关 键 部 件
1	泄漏	接头、焊缝、裂纹、转动密封件、固定密封件、阀门密封座、通道
2	磨损/腐蚀	滚珠轴承、叶片、喷注器、密封件、叶轮、主燃烧室
3	咬合	滚珠轴承、阀门
4	断（破）裂	叶片、喷注器、支撑、波纹管、焊缝、钎焊、导管、诱导轮
5	剥（脱）落	滚珠轴承、涡轮叶冠
6	堵塞	导管、通道、小孔
7	温度循环变化	叶片、燃烧室壁、集合器、热气管道
8	异物	喷注器、涡轮泵、节流孔

故障模式还可以按照不同的划分标准进行分类，比如结构型故障（裂纹、磨损、腐蚀等）和参数型故障（共振、过热、流体涡动等），突发故障和渐发故障，破坏性和非破坏性故障，暂时性故障和永久性故障等。

2.2 液体火箭发动机故障特征选择和提取

每一种故障对应一定的故障特征参数，故障发生时故障信息就会通过特征参数表现出来。如何使用最少的参量有效表征每一种故障是特征选择和提取的任务。

故障特征参数选择是故障检测和诊断的前提，关系着诊断的成败。液体火箭发动机的工作状态参数可以有几十甚至上百个，它分布于发动

机的不同部位，一般来说，这些参数包括流量、压力、推力、温度、振动（位移、速度、加速度）、转速、应力、扭矩等等，故障特征参数选择就是要从已有的  $N$  个特征参数  $x_i$  中挑选出  $n$  个特征参数  $x_k$  ( $k=1, 2, \cdots, n, n < N$ )，在一定指标函数  $J$  意义下形成最优特征子集，在所有可能侯选特征集  $X$  ( $X=[x_1, x_2, \cdots, x_N]^T$ ) 上进行优化： $J(x_n) = \max(J(x_N))$ 。评价特征参数的指标有灵敏度、稳定性、测试量和计算量以及识别率等。

特征提取是指从尽可能多的样本数据中提取对故障诊断贡献大的有用信息，去掉冗余信息，提高算法的实时性。特征提取的方法有多种，常用的有主元特征方法，BP 神经网络方法，基于模

糊信息优化处理的方法, 基于互信息熵的方法以及基于小波分析的方法。

### 3 基于信号分析的方法

信号是信息的载体, 发动机的状态异常信息也必然在其状态参数或信号(时域、频域、时频域)中得到反映。通过对发动机特征信号做检测和处理分析可以发现故障的发生, 甚至预测故障发展的趋势。

#### 3.1 阈值检测算法

红线系统(又称门限检测)是最简便和常见的一种基于发动机输出信号的故障检测方法。在早期的液体火箭发动机和 SSME 中都使用它来检测故障。红线系统的缺点是不能检测到早期故障, 容易误检和漏检故障。

为了提高检测的效果, 后来出现了一些改进的具有不同阈值自适应能力的算法。比如“异常与故障检测系统”SFAD(System for Anomaly and Failure Detection)、“自适应阈值算法”ATA(Adaptive Threshold Algorithm)、“自适应相关算法”ACA(Adaptive Correlation Algorithm)、“自适应加权和平均算法”AWSSA(Adaptive Weighted Sum Square Algorithm)、“包络线算法”EA(Envelope Algorithm)、“自适应相关安全带算法”ACSB(Adaptive correlation Safety Band)等。

SFAD 在 90 年代初期开始用于 SSME 的地面试车。SFAD 采用统计置信区间方法, 分三个阶段计算正常参数的阈值, 比红线系统能更早检测出故障, 可靠性有所提高, 但它只适用于稳态过程的监控, 而且对故障的覆盖率和敏感度较低。

ATA、ACA、AWSSA 在适应性方面比 SFAD 又有所提高, 但也只适用于稳态过程故障检测。

EA 是基于试车参数统计的算法, 可以检测启动瞬变过程的故障。EA 对燃气发生器的压力、氧化剂喷前压力、燃料喷前压力、氧化剂泵扬程、燃料泵扬程、燃烧室压力等 6 个参数进行独立的门限检测。如果前 3 个或后 3 个参数连续几次超出阈值, 则判定启动过程发生故障。EA 算法简单易行, 计算量小, 且各参数间互不影响。

ACSB 将参数的滑动平均值与阈值比较, 参数异常时按照多参数准则和连续准则判定故障发生

与否。ACSB 实现了稳态过程与启动过程检测的结合, 稳态过程分 3 阶段进行, 启动过程依据非平稳随机过程特性确定。

#### 3.2 振动信号的分析应用

液体火箭发动机的振动可以引起系统本身故障, 耦合到箭体上的振动会影响整个飞行器的性能和可靠性, 对其进行检测分析十分必要。液体火箭发动机的振动信号的频率可以在几赫兹到几十赫兹范围内变化, 包含了发动机的性能和结构的丰富信息。通过动态测试仪拾取、记录、分析应用振动信号, 是进行系统性能结构评价和改进的主要依据和故障检测诊断的主要途径, 也是一种很有前途的健康监控方法。

振动信号分析可以在时域、频域、以及时频域内进行, 时域内可以作为故障特征量的示性指标有峰值、平均幅值、均方根幅值、方根幅值、偏度、峭度等; 频域的方法主要有 FFT、STFT、PSD、高阶谱分析、倒频谱分析、最大熵谱分析等; 时频域的分析主要集中在小波分析、WD 分布等方法上。

国外已有的振动检测应用系统有“飞行加速度计安全关机系统”FASCOS(Flight Accelerometer Safety Cutoff System)和“实时振动监测系统”REVMS(Real Time Vibration Monitoring System)。FASCOS 是用信号的均方根值检测振动的红线系统, 阈值由信号概率分布确定, 可同时监测涡轮泵上的多路振动信号。

REVMS 是一种多用途的发动机监测系统, 使用了 14 个数字信号处理器(DSP), 有 32 个 A/D 转换器, 可以处理 32 路涡轮泵振动数据, 有对 10 个对立的振动进行预警的能力, 在 SSME 上有两个红线预警, 一个用于高压氧涡轮泵, 一个用于高压氢涡轮泵。

国内的研究是用于火箭发动机氢涡轮泵振动信号的故障检测方法。一种方法是利用振动信号的均方根值和一步自相关系数与 ACA 结合进行故障检测, 阈值由历史试车数据确定; 另一种利用信号的频域特征和神经网络检测振动故障, 缺点是计算量大, 更适于离线分析。

利用火箭发动机的振动模型和数据与发动机热动力模型以及速变和缓变参数结合进行发动机

系统的健康监控的研究在国外已有进展。

### 3.3 其他方法

温度也是重要的火箭发动机工作参数,通过对温度场的分布变化也可以发现发动机的异常状态。另外羽流光谱技术由于它的非侵入性、蕴涵信息丰富、误检率低等优点也在故障检测和诊断中得到了很大发展,可以对涡轮泵、喷注器和阀门的磨损、老化、烧蚀等故障进行有效的诊断。

## 4 基于动力学模型的方法

建立液体火箭发动机的系统动力学模型需要将依据机理分析的“白箱”方法和依据试验数据辨识的“黑箱”或“灰箱”方法有机结合起来。只有动力学模型能最本质的表征动态过程规律,因此可以根据模型结构或参数的变化监测分析发动机的运行状态。最典型的模型诊断方法有时间序列分析法、模态分析法、状态空间分析法等。

### 4.1 时间序列法

最常用的时间序列算法是 ARMA (Autoregressive Moving Average),此算法用单个传感器先前信号评估当前信号,从而建立信号的结构模型以检测故障。国内研究人员利用此算法,以火箭发动机为对象,选择氧化剂流量、燃料流量、氧化剂喷前压力、燃烧室压力、涡轮泵转速作为检测参数,实现了两种建立 ARMA 模型的方法。故障检测策略是计算并检验残差自相关函数的置信区间。

另一种时间序列方法是使用数据确定微分方程参数的灰色系统 (GM) 建模方法。利用 GM 模型可以检测发动机的泄漏和阻塞故障,利用基于灰色关联度分析的诊断算法可以识别故障模式。

### 4.2 模态分析法

模态分析是进行结构故障诊断的主要方法。当发动机状态变化或出现故障时,必然引起系统动力学特性的变化,如结构中的裂纹会导致系统刚度降低,阻尼增大,附加自由度的产生和自由度之间耦合程度的变化。模态振型是一个敏感的参数,通过对正常模态振型的比较来识别故障,定量方法是模态确信判据法 (Model Assurance Criterion, 缩写为 MAC)。

### 4.3 状态空间法

复杂的系统往往表现出强烈的非线性。混沌与分形动力学理论大发展,为大型复杂非线性系统的故障诊断提供了新的路径。可以从火箭发动机工作参数时间序列中抽取动力系统,重构相空间。利用时延法得到的动力系统的所有奇异值构成奇异谱,发生故障时,奇异谱会表现出故障特征,通过模糊聚类方法可以对不同状态的奇异谱分类,从而可以检测和识别故障。另外分数维表征特征信号的结构特征,用它也可以进行有效的故障诊断,但分数维的计算很困难,实际应用中使用相关维数来诊断故障,实践表明,相关维数对故障是敏感的,能够有效区分不同故障。

## 5 基于人工智能的方法

现代人工智能研究领域中的模式识别、知识工程、神经网络、专家系统等技术,在液体火箭发动机故障检测和诊断方面得到了较多的应用和发展。

### 5.1 神经网络方法

人工神经网络以其并行处理方式、高度自适应能力、强大的自学习能力、很强的容错性等优点掀起了研究应用的热潮,在火箭发动机的故障检测和诊断领域也得到了很大的发展。得到主要应用的有自适应共振理论 ART (Adaptive Resonance Theory) 神经网络、反传 BP (Back propagation) 网络、WATD (Winner-Take-ALL) 神经网络以及动态神经网络等。

ART 属于无监督学习网络,有 ART-1、ART-2、ART-3 三中模型,能对二维模式进行大规模并行处理。ART-2 可以用于检测发动机故障,将测量数据进行 FFT 后得出功率谱密度,然后计算功率谱密度与按学习算法求出的权值的欧氏距离,并检测出距离最小的一点从而实现检测诊断,用此网络算法可以检测异常振动和喷管烧蚀故障。

BP 网络可以将测量、特征提取、聚类结合起来自动提取故障特征。BP 神经网络可以离线辨识模型,所以检测策略算法计算量很小,可以实现实时运行。可以由专家判断状态的正常与否,以此作为样本训练网络,训练好的网络可以较敏感的检测出涡轮泵振动故障。

WAT 可以与 BP 结合组成复合神经网络故障检测系统, WAT 完成故障检测任务, 其输出作为 BP 的输入完成故障大小显示, 但其实时性有待验证。

动态神经网络用于故障检测时不需要发动机系统的模型。其输入是传感器测量数据, 通过状态辨识产生的残差来检测故障, 用辨识残差的相关函数来分离故障, 可以满足实时性要求。

另外神经网络可以与模糊集理论结合形成模糊神经网络, 可以将学习到的信息按人类易于理解的形式表达。

## 5.2 模式识别方法

模式识别方法分统计和结构(或句法)两种。基于模式识别的故障诊断系统由五部分组成, 包括数据获取部分, 预处理部分, 特征提取和选择部分, 分类和识别部分, 分析决策与维护管理部分。

模式识别方法用于发动机的故障检测诊断时需要大量试验数据和经验的支持, 根据发动机工作数据和运行经验, 建立正常状态和故障状态的参数数据库, 发动机工作时将当前工作状态与参数模板对比, 从而实现故障的检测与诊断。

国内的研究主要针对火箭发动机进行的。一是基于演化策略与遗传算法的最优统计聚类分析, 实现了 560 个 14 类 68 维超高维仿真故障数据样本的最优分区聚类, 开发了一种基于连续滑动窗口聚类结果分析的复杂动态系统故障检测与分析算法的框架, 另有用自组织模糊聚类算法 FKCN (Fuzzy Kohonen Clustering Networks) 作为滑动数据窗口上的聚类算法对带有强噪声干扰的的发动机测量数据进行了仿真, 结果表明这一算法具有对强噪声环境的鲁棒性。如果根据试车数据统计出随机干扰噪声在幅值分布上的先验概率密度, 有望开发出实时的故障检测算法。

## 5.3 专家系统方法(包括定性定量故障模型知识)

专家系统是一个利用知识和推理过程来解决需要大量人类专家知识才能解决的复杂问题的智能计算机程序, 所用的知识和推理过程可以是最好的领域专家的专门知识的模型。专家系统按其所解决的问题分解释型、预测型、监测型、诊断型、设计型、规划型、调试型、维修型、控制型、

教学型等 10 类, 实际的专家系统可以兼有以上的多种类型的功能。专家系统的基本结构包括知识库、推理机、工作存储器、人机接口四个部分, 实用的专家系统还包括对象数据库、征兆数据库、信号分析程序、征兆获取程序、知识获取程序和故障处理程序等部分。

国内外在液体火箭发动机故障检测诊断专家系统的研制开发方面都已经有了不同程度成功的经验。Rocketdyne 开发出了用于对发动机数据进行发射前分析的专家系统 PLES (Prelaunch Expert System)。Tennessee 大学开发的 SSME “故障诊断专家系统” ESFD (Expert System for Fault Diagnosis), 用从 SSME 试验数据中提取的发动机正常模式与故障模式进行诊断推理, 并采用发动机的设计、结构、功能知识扩大知识库, 以增强系统对故障的识别能力。另外 LeRS、MSFC、AeroJet 联合开发了“液体火箭发动机试后数据自动评估系统” APTDRS (Automated Post-Test Data Review System for Liquid Rocket Engine), 以此来协助专家确认试验的成功与否和是否发生故障。AeroJet 为 Titan 一级发动机的试验验收和数据分析及工作状态的分析诊断开发出基于规则的“Titan 健康评估专家系统 THAES” (Titan Health Assessment Expert System), 该系统可以在 1 分钟时间内完成人工分析需要 6 小时的数据分析工作。Alabama 大学与 MSFC 联合开发的“发动机数据解释系统” EDIS (Engine Data Interpretation System) 是为 SSME 研制的第一个实用型地面评估专家系统, 由于该系统结合发动机及部件的系统模型和定性约束模型进行推理, 推理过程复杂, 效率较低。

国内比较成功的系统是利用 CLIPS 为专家系统开发工具, 以火箭发动机为对象, 在故障模式数据库及故障诊断基本策略基础之上, 建立的发动机主要子系统组成的故障诊断专家系统。

专家系统的研究开发是一个循序渐进的过程, 在诊断知识获取, 系统自学习、检测诊断的实时性方面还需要做改进工作。

## 5.4 信息融合方法

信息融合技术是人工智能技术领域迅速发展的一个分支, 信息融合的级别按照数据抽象的三

个层次分为三级：像素级融合、特征级融合以及决策级融合。像素级融合是直接对采集到的原始数据层上进行融合，在各种传感器的原始数据未经预处理之前就进行数据的综合和分析，是最低层次的融合；特征级融合属于中间层次，它对来自传感器的原始信息进行特征提取，并对特征信息进行综合分析和处理；决策级融合是一种高层次融合，结果为指挥控制决策提供依据。

信息融合技术用于发动机故障检测诊断时可以将多个传感器获取的信息作为一个整体进行考虑，可以提高诊断的有效性和可靠度。国内的研究主要在液体火箭发动机泄漏故障诊断上，系统的多源信息来自于点式传感器和红外传感器。常规传感器之一为状态估计提供数据，状态估计用来确定发动机当前的状态，进行泄漏故障预警，采用时序的方法；常规传感器之二用于参数估计，参数估计用来估计表征泄漏故障的流阻系数，利用流阻系数进行故障检测识别，采用强跟踪滤波器的方法。

像素级融合需要对不同波段热像分别进行预处理、像素配准、对比度比较，然后做特征提取和对比度融合，最后将对对比度融合和特征提取的结果做综合处理生成图像。像素级融合有3种方法，最简单的是直接对两幅图像逐像素平均，另一种是金字塔方法，还有一种是小波变换的方法。

特征层融合主要是利用特征数据的关联度分析的结果对发动机泄漏故障进行识别。

决策层融合主要用于泄漏故障的定位，主要实现两个功能：一是利用特征层融合结果对泄漏故障进行粗定位，二是利用红外融合出的图像对泄漏故障实现精定位，可用局部熵差提取泄漏区域，对图像进行分割，用链码技术对泄漏故障进行评估。

信息融合技术在发动机健康监控领域的应用研究处于起始阶段，在总体设计，算法设计，对经验数据的充分利用的方面仍有待进一步研究。

## 6 结束语

液体火箭发动机的故障检测与诊断技术虽然已经取得了很大发展，但要构造真正实用的、可靠的、高效的、智能化的、集成化的适用多种需求的发动机健康监控产品仍然需要在充分利用现代传感器技术、计算技术、通信网络技术、人工智能技术、信号分析处理技术，结合液体火箭发动机综合动力学模型的建立的基础之上做更深入系统的研究和开发工作。

### 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, 2001, (1).
- [2] 黄文虎, 等. 设备故障诊断原理、技术及应用[M]. 科学出版社, 1996.
- [3] 徐章遂, 等. 故障信息诊断原理及应用[M]. 国防工业出版社, 2000.
- [4] 钟秉林, 黄仁. 机械故障诊断学[M]. 机械工业出版社, 2002.
- [5] 吴建军, 等. 大型泵压式液体火箭发动机故障综合分析[J]. 导弹与航天运载技术, 1996, (1).
- [6] 王建波, 等. 液体火箭发动机泄漏故障诊断的信息融合技术[J]. 航空动力学报, 2001, (1).
- [7] 殷谦, 张金容. 液体火箭发动机故障模式及分析[J]. 推进技术, 1997, (1).

(编辑：王建喜)