

文章编号: 1000-8055(2005)04-0702-05

液氧煤油火箭发动机起动故障检测

谭松林¹, 赵万明¹, 毛根旺²

(1 航天推进技术研究院, 西安 710100;

2 西北工业大学 航天学院, 西安 710072)

摘要: 针对液氧煤油发动机试车起动阶段故障检测需要, 确定了采用时序模型和非线性回归模型两种检测方法, 提出了检测参数选取的一般性原则并结合液氧煤油发动机特点确定了检测参数, 设计了故障检测所需的完整的软、硬件系统。经系统调试和试车同步验证, 证明该检测系统能有效检测发动机起动阶段故障, 对提高试车可靠性和安全性有重要意义。

关键词: 航空、航天推进系统; 发动机; 起动; 故障; 检测

中图分类号: V 434

文献标识码: A

LOX/Kerosene Rocket Engine Starting Fault Detection

TAN Song-lin¹, ZHAO Wan-ming¹, MAO Gen-wang²

(1 The Aerospace Propulsion Technology Institute, Xi'an 710100, China;

2 College of Aerospace,

The Northwest Polytechnic University, Xi'an 710072, China)

Abstract: To meet the requirement of fault detection for LOX/Kerosene rocket engine starting, both detection methods of time sequence model and nonlinear regression model were applied. A general principle for parameter selection was proposed. With consideration of the LOX/Kerosene rocket engine features, the monitored parameters were determined. All the software and hardware for detection system were designed. This detection system was verified to be effective through debugging and engine hot testing. This system is important to engine reliability and safety improvement.

Key words: aerospace propulsion system; LOX/Kerosene engine; starting transient; fault detection

在液氧煤油发动机研制初期, 发动机起动故障呈现多样化特征, 如组件工作不匹配、泵气蚀、预燃室燃气温度超调、起动能量不足、推进剂泄漏等。严重时, 这些故障可导致发动机爆炸、试车台烧坏。为防止灾难性故障发生, 保全故障产品以利于更好查清故障原因, 开展发动机起动过程故障^[1]检测显得尤为重要。

在发动机故障诊断领域, 就故障的检测与识

别及控制已提出了各种模型和算法^[2], 如: 美国针对 Atlas 和 SSM E 发动机开展了红线法、SAFD、ARMA 模型、人工智能、神经网络、专家系统和精确模型监控研究, 俄罗斯针对补燃循环发动机地面试车开展了基于振动参数的模型监测研究^[3]。但这些绝大多数是针对平稳工作段所发生的故障而言, 而且历史数据也非常丰富。而液体火箭发动机的起动过程从本质上说是一个非线性时

收稿日期: 2004-08-03; 修订日期: 2005-01-20

作者简介: 谭松林(1966-), 男, 湖南益阳人, 航天推进技术研究院研究员, 博士, 主要从事液体火箭发动机故障诊断研究

变过程, 具有参数变化剧烈、时间短的特点, 加之测量误差和背景噪声的影响, 很多在平稳段适应的检测方法对于起动段则难以奏效。特别是, 液氧煤油发动机起动过程包括充填、点火、转级过程, 所涉及的物理化学过程远比常规发动机复杂得多, 起动过程的精确数学模型远比稳态工作过程复杂得多。起动过程实际上无法依赖于一般的机理性数学模型进行故障的检测与诊断, 比较现实的方法是采用时序模型或者非线性回归模型进行起动过程的故障检测与诊断。国内董文华等针对氢氧发动机试验开展了变控制带宽的起动过程监测算法^[4]。本文从液氧煤油发动机研制的现实需求出发, 提出发动机试车中起动过程故障检测的两种检测方法, 在确定检测参数的基础上, 进行了检测系统的设计, 并在实际试车中加以同步运行验证, 以证明方法的有效性。

1 起动过程的故障检测模型

1.1 时序模型

假设对 t_i 时刻的发动机工作参数 $f(t)$ 进行观测, 得到观测数据 $(t_i, y_i) (i=1, 2, \cdots, m)$, 假设观测数据模型为:

$$y_i = f(t_i) + e_i, \quad i = 1, 2, \cdots, m$$
$$e_i \sim (0, \sigma^2), \quad E e_i e_j = \sigma^2 \delta_{ij} \quad (1)$$

记:

$$Y = \begin{bmatrix} y_1 \\ y_2 \\ \vdots \\ y_m \end{bmatrix}, \quad f = \begin{bmatrix} y(t_1) \\ y(t_2) \\ \vdots \\ y(t_m) \end{bmatrix}, \quad e = \begin{bmatrix} e_1 \\ e_2 \\ \vdots \\ e_m \end{bmatrix}$$

$$Y = f + e \quad e(0, \sigma^2 I)$$

设:

$$f(t) = \sum_{j=1}^N \beta_j \varphi_j(t) + b(t) \quad (2)$$

这里, $(\varphi_1, \varphi_2, \cdots, \varphi_N)$ 是一组线性无关的基函数, β_j 代表对应基函数的系数, $b(t)$ 是用这组基函数的最佳线性组合表示 $f(t)$ 后的误差函数。

液氧煤油发动机起动过程是一个非平稳随机过程, 流量、转速、压力等参数随时间迅速变化。发动机正常起动时, 各参数可以拟合成时间的函数, 并在以均值为中心线的控制带内变化。通过合理选择控制带, 即可检测各种参数的异常状态行为。

其故障检测算法的数学表达式:

$$Y_j(t) \in [\bar{Y}_j(t) - N \cdot S_j(t), \bar{Y}_j(t) + N \cdot S_j(t)] \quad (3)$$

式中: $Y_j(t)$ 代表起动参数 t 时刻的均值; $S_j(t)$ 代表该参数对应 t 时刻的标准偏差; N 为系数, 反映了一定的置信水平。

1.2 非线性回归模型

非线性回归模型通过物理参数间的非线性函数关系揭示被检参数间的解析冗余, 表征发动机正常起动状态下各参数间的变化关系。

$$y(t) = f[x_1(t), x_2(t), \cdots, x_n(t)] \quad (4)$$

式中: $y(t)$ 代表发动机某一检测参数, x 代表与之存在一定物理关系的其它检测量。

该模型不考虑发动机系统本身的动力学过程, 把起动过渡过程作为准动态过程描述。将起动过程中的各检测参数之间的关系回归成非线性函数, 利用这种非线性函数所提供的检测参数之间的协调性来检测系统故障。当测量参数偏离参数关联模型一定限度时, 就表明发动机工作异常。

非线性回归模型可以采用传统的代数关系回归法获得, 也可以利用神经网络模型辨识算法。

2 起动过程的检测参数确定

按照发动机在起动阶段物理上或功能上的关联特征进行参数分组, 考虑表征发动机故障特征的重要程度, 可检测性以及所提供的信息量等因素确定检测参数。

2.1 检测参数选取的原则

(1) 检测参数作为故障特征量表征发动机运行状态和性能变化

结构可靠性和性能可靠性作为表征发动机可靠性水平的两个重要指标, 二者的内涵存在本质的联系。发动机起动时, 预燃室、推力室的建压时间及涡轮泵转速与推进剂流量变化客观上反映了发动机起动的品质特征, 故障检测系统主要通过检测这些参数的衰退和管路泄漏情况达到实时监控目的^[5]。

(2) 检测参数应具有包容故障信息的能力
在确定检测参数时, 宜选取那些对故障最敏感、反映最直接的参数, 如温度、流量、压力和转速等。

确定的检测参数对检测算法应具有强鲁棒性。

2.2 液氧煤油发动机起动阶段检测参数确定

确定监控参数的方法一般有统计方法和故障模拟方法两种^[6]。

采用故障统计方法确定监控参数时, 应对过

去大量试车数据进行全面分析,重点对那些出现频度较高的典型故障加以分析。检测参数越多,所获得的发动机状态特性也就越完整。为了建立可靠的发动机状态检测系统,必须有一组可靠表示发动机状态的故障敏感工作参数,该组参数正常状态下的统计偏差很小。

采用故障模拟的方法确定监控参数时,首先要客观、真实地建立描述发动机状态的物理模型与数学模型,然后依据 FM EA 分析假设各种故障情形,在计算机上进行仿真模拟,找出最能反映故障的特征量。

液氧煤油发动机试车测量参数多,其中:涡轮、泵和管路的压力参数近 40 路;涡轮、泵、燃气导管等的温度信号有 20 路左右;还有 4 路转速信号和 20 路振动信号等。在这些参数信号中,有些信号是互为关联的,有的参数与故障检测关系不是十分密切。根据故障检测的需要,利用统计方法和模拟方法得到发动机试车起动段故障检测的关键参数有 5 个,分别为涡轮泵转速 n_t 、涡轮入口压力 p_{it} 、预燃室燃料喷前压力 p_{ihfg} 、一级燃料泵出口压力 p_{epfl} 、氧泵出口压力 p_{epoo} 。

3 故障检测系统样机的设计与试验

液氧煤油发动机起动故障检测系统设计必须满足可靠性和容错能力好;实时检测准确、响应速度高的要求^[7]。

3.1 系统结构与功能

故障检测系统由数据采集系统、以太网数据传输系统、监控分析计算机、硬件扩展箱、信号控制等组成,系统结构框图如图 1 所示。扩展箱完成

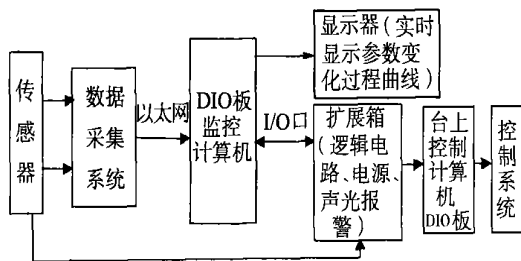


图 1 检测系统结构框图

Fig 1 The structure schematics of the engine detect system

参数超限报警、逻辑判断及给控制台发送控制信号的任务。报警电路根据逻辑判断电路的输出结果完成正常指示和故障指示及声光报警功能。输出控制电路完成故障输出信号与台上控制计算机

联接和隔离。电源电路为扩展箱内各功能电路提供电源。为了提高实时性,采用逻辑判断电路实现故障判别。系统可实现的功能包括:

(1) 每个参数出现超限时相应红灯指示,5 个参数均正常时总输出为绿灯指示。3 个或 3 个以上参数超限时,故障红灯指示,同时声光报警。

(2) 压力信号器中每路在规定时间内未闭合时,相应红灯指示。2 路以上未闭合时,故障红灯指示,同时声光报警。

(3) 每个参数及压力信号器分别手动模拟故障,总电路可手动模拟故障现象。

(4) 无论参数超限还是压力信号器故障,一旦出现,硬件电路将对故障报警信号进行锁存。

(5) 软件设计采用通用模块化设计,每次试车判据修改简单易行。参数出现超限报警时的数值和时间做存盘处理,事后可检查验证。

3.2 判异准则

选取 $n_t, p_{it}, p_{ihfg}, p_{epfl}, p_{epoo}$ 5 个检测参数进行检测。主要判据如下:

(1) 从给定时间开始采集参数波动的第一峰值,峰值不低于给定阈值。第一峰后对应的第一谷底值不低于峰值的 38%。第二峰不低于第一峰。第二峰后至主级时刻前不得低于第二峰值的 65%。以上 4 种情形任意一种不满足要求且持续时间维持 0.08 s 以上即认为出现异常。

(2) 主级阶段 2 s 内参数不得超出给定阈值 40% 范围;主级阶段 2 s 后参数不得超出前 2 s 平均值 20% 范围。

(3) 转速不能超过额定值的 120%。

(4) 以上判据遵循 5 选 3 规则。

3.3 软件设计

起动阶段故障检测软件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 2 所示。

3.3.1 数据采集与发送

本程序是在 PHVM E 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(100 点/s)发送到指定 IP 地址的监控分析主机。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。数据发送过程在采集中断处

理程序外进行, 确保不影响采集程序的运行。为减少发送次数, 降低采集计算机的负担, 保证数据发送的可靠性, 故障数据发送在点火信号来到后进行。

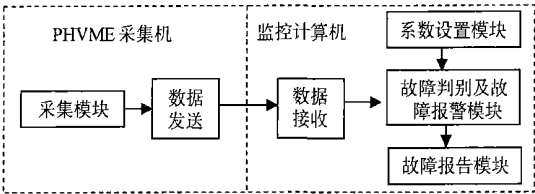


图 2 各程序模块关系结构图
Fig 2 the relation between modules

3 3 2 数据接收及处理

(1) 参数系数设置程序模块

本模块用于参数系数、计算环境变量、文件信息等故障判断数据处理过程中用到的信息进行设置。采用 Office 标准界面设计, 并具备设置信息打印检查功能。

(2) 故障数据接收

数据接收部分用于实时接收发送方传来的判断数据二进制采集原码, 并将之转换为 1 : 1 mV / Hz 数, 传递给判断数据处理程序并保存到硬盘上。

(3) 故障数据处理及判断

本模块用于将接收到的判断数据处理成物理量, 再根据判据条件判断某个参数是否存在故障, 进行故障指示输出, 由信号扩展箱进行综合判断后向试车台发出警示信号。此外, 本模块还具有数据波动干扰消除功能并生成判断参数的数值和曲线的显示画面, 供操作人员观察。

3 4 系统调试与验证

3 4 1 系统调试

(1) 数据传输测试

调试过程中, 在 PHVME 采集计算机上编制数据传输测试程序, 在采集数据同时定时发送连续递增数据, 由数据接收程序接收后进行验证。为了提高传输速度, PHVME 采集系统取消了实时显示功能, 减少了测量参数数量, 最终实现了 100 点/s 的传输速度。多次测试结果表明, 经过对采集程序优化后, 在试车点火至关机期间, 按 100 点/s 发送时未发生数据丢失现象, 经检查发送数据与接收数据完全一致, 通过测试。

(2) 联机调试

在调试过程中, 为全面检查参数设置及判断处理程序功能和稳定性与实时性。利用已有试车数据形成数据文件, 在 PHVME 采集计算机上编制数据转换程序, 将数据文件转换为 PHVME 系统二进制采集原码文件。在 PHVME 系统上编制模拟采集数据程序, 将指定的试车数据文件中的数据实时挑选出来, 按照指定速率(100 点/s)以 UDP 协议发送到监控机, 监控机运行实时数据接收及判别程序, 对收到的数据进行判断, 将判断结果同试车结果相验证。调试曲线见图 3、图 4, 调试结果见表 1。从调试曲线可以看出 05 试车无故障, 而 04 试车前后出现了第二峰后数值低于第二峰值的故障现象, 并报警提示。调试结果与试车实际结果一致。

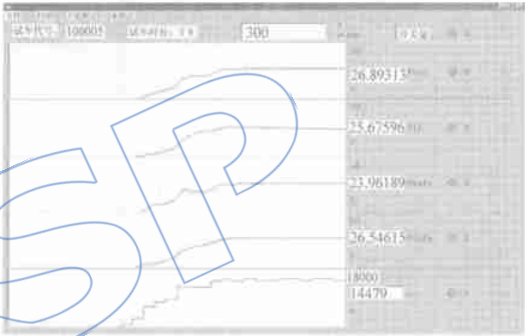


图 3 05# 试车数据故障判断结果
Fig 3 The detection result using 05# tested data

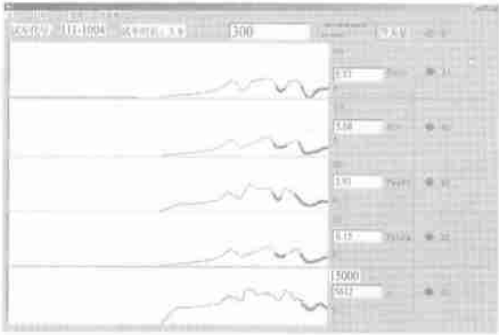


图 4 试车数据故障判断结果
Fig 4 The detection result using 04# tested data

3 4 2 热试车同步验证

起动阶段故障检测系统参加了液氧煤油发动机 03# 整机试车, 进行了试运行。该次试车时间计划 3 s, 但试车进行至 2.5 s 后涡轮起火, 紧急关机。故障检测系统同步检测结果见图 5, 从图中可以看出: 试车过程中出现了第二峰值低于第一峰值, 第二峰后数值低于第二峰值的 65% 的 2 个

表 1 检测系统调试结果
Table 1 The detection result during system debug

故障现象		故障参数	出现时刻/s	报警时刻/s
02 试车	无			
04 试车	第二峰后 数值低于 第二峰值 的 65%	氧泵出口压力 p_{epo}	2.51 后	2.51 后
		涡轮入口压力 p_{it}	2.49 后	2.49 后
		一级燃料泵出口压力 p_{epfl}	2.48 后	2.48 后
		预燃室燃料喷前压力 p_{hfig}	2.51 后	2.51 后
		涡轮泵转速 n_t	2.76 后	2.76 后

故障。检测系统成功通过试车考验。

丢失的信息量将成为一个突出问题。



图 5 03# 试车数据故障检测结果

Fig 5 The detection result during 03# hot-fire

4 结 论

液氧煤油发动机起动阶段参数均有很强的时变特性,故障建模重点考虑了单参数的时序模型和多参数间的回归模型,确定关键检测参数后的检测系统样机通过了调试与试车的同步实时考验,证明功能完善、准确性高、实时性强,从而为进一步提高液氧煤油发动机试验的可靠性和安全性提供了保障手段。

需要指出的是,在工程实际中,随着检测参数个数的增加,测量及处理设备、传感器数量都会增加,由于测量系统会有各种误差,检测系统本身所

参考文献

[1] Prisnyakov V F, Pron L V, Serebryanskij V N. The Dynamic Model of Failures in a Liquid Propellant Rocket Engine [R]. *IAF Paper* 93- 464

[2] 谭松林, 张宝琨, 段增斌 泵压式液体火箭发动机故障监控研究中几个问题的考虑[J]. *推进技术*, 1996(6): 29~ 32
Tan Songlin, Zhang Baokun, Duan Zengbin A Consideration on Fault Diagnosis in Pump- Fed Liquid Rocket Engines[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 1996(6): 29~ 32

[3] Boris I Gubanov. USSR Main Engines for Heavy-Lift Launch Vehicles: Status and Direction [R]. *AIAA* 91- 2510, 1991

[4] 董文华, 于衍华, 朱恒伟 液体火箭发动机试验起动过程故障检测算法研究[J]. *推进技术*, 1997, (1): 58~ 60
Dong Wenhua, Yu Yanghua, Zhu Hengwei Fault Monitoring Arithmetic Research for Starting Process of Liquid Rocket Engine Test[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 1997, (1): 58~ 60

[5] 谭松林, 张宝琨 运载火箭液体发动机故障诊断系统中的若干问题[J]. *宇航学报*, 1998, 19(3): 110~ 114
Tan Songlin, Zhang Baokun Several Issues on Failure Monitoring Control for Liquid Propellant Rocket Engine of Launch Vehicle[J]. *Journal of Astronautics*, 1998, 19(3): 110~ 114

[6] 曹峰 液体火箭发动机故障监测[D]. 西安: 陕西动力机械设计研究所, 1995

[7] Effry K Kamenetz Health Monitoring System for the SSM E[R]. *AIAA* 90- 1989