

基于 K-L 信息测度的 液体火箭发动机的泄漏故障检测*

哈尔滨工业大学 王建波** 于达仁 王广雄

【摘要】 液体火箭发动机的泄漏是常见和极其危险的故障。研究快速有效的泄漏故障检测方法, 是一个很重要迫切的课题。本文针对已有发动机的状态监测参数, 建立 AR 模型进行时间序列分析, 利用 K-L 信息测度作为判别函数来检测发动机的泄漏故障。仿真结果表明, 这种泄漏故障检测的方法是切实可行的。

主题词: 液体推进剂火箭发动机 泄漏 故障 时间序列分析 检测

分类号: V434

1 前言

在火箭发动机领域, 发动机推进剂泄漏的故障成为一个有特殊意义的难题。现行的检测方法也很多, 如放射同位素检漏、质谱仪检漏^[1]等等, 但这些技术针对发动机单部件的检漏, 不适用火箭发动机试车时的整机检漏。

时间序列是利用观测数据进行建模, 然后利用模型进行分析的方法。在发动机的主级工况下, 利用时间序列模型的监测算法具备较强的识别能力与预测能力, 能及时进行早期的监测^[2], 文献[3]把时间序列分析运用到长管道泄漏检测。文献[4]对时序建模后的残差进行相关分析, 利用相关检测方法灵敏度不高, 而且不易实现故障的分离。

本文利用时序模型分析了某种泵压式火箭发动机各种泄漏的故障, 选用不同的监测参数构成时间序列进行 AR 建模, 并利用 K-L 信息测度作为判别函数, 能够实时地检测泄漏故障, 能够满足火箭发动机试车时进行泄漏故障检测的需要。利用 K-L 信息测度作为判别函数, 实际上是对残差所隐含的故障特征的放大, 比相关检测具有更高的灵敏性。

2 基本原理^[5]

图 1 是一个泵压式供应系统液体火箭发动机的原理图。图中简化了增压系统和控制气体线路。一般泵压式火箭发动机系统由管路、燃料泵、氧化泵、燃气发生器和推力室组成。我们把从管路分支处到推力室, 称为主系统; 分支处到燃气发生器, 称为副系统。

2.1 发动机监测参数预处理

基于时间序列分析的泄漏故障检测方法依据的是所建立的“自回归—滑动平均 (ARMA)”模型反映出的监测参数数据之间的结构关系。在建模前必须完成以下工作:

(1) 监测参数的确定。选择的参数有发动机的氧化剂流量 $\dot{m}_o$ 、燃料流量 $\dot{m}_f$ 、涡轮泵的转速 n 、燃气发生器压力 p_b 和推力室压力 p_c 等 5 个可测参数。

(2) 数据窗的确定: 从连续信号获得时序 $\{x_t\}$, 需要进行采样。采样间隔 Δ 选取应服从香农采样定理。 Δ 取得过大时, $\{x_t\}$ 中将丢失观测信号原有的相关关系, 以致 ARMA 模型发生了不应有的降阶; 而 Δ 取得过小时, 又会将高频噪声作为有用信号计入, 使 ARMA 模型发生了不应有的升阶。样本长度 L 的确定主要关系到信号在频域内的能量泄漏效应与不同频率谐波的分辨力问题。考虑发动机实际试车时的测试情况, 我们选用采样间隔 $\Delta = 50 \text{ ms}$, 样本长度 $L = 5 \text{ s}$ ($N = 100$)。

(3) 数据的检验与预处理: ARMA 建模要求 $\{x_t\}$ 是平稳的、正态的、零均值的时序, 因此对 $\{x_t\}$ 要进行平稳性检验、正态性检验和零化处理。

在发动机时序建模时, 我们采用 AR 模型。AR 模型是 ARMA 模型一种特例, 它计算量小, 且能满足精度的要求。

2.2 K-L 信息测度

考虑两个时序: 参考时序 $\{x_t\}_R$, 待检时序 $\{x_t\}_T$ 。当参考时序 $\{x_t\}_R$ 建立的参考 AR 模型, 可得到残差 $\{a_t\}_R \sim N(0, \sigma_R^2)$; 同理, 对于待检时序 $\{x_t\}_T$, 对应于待检的 AR 模型, 也可得到残差 $\{a_t\}_T \sim N(0, \sigma_T^2)$; 当把待检时序 $\{x_t\}_T$ 通过参考模型, 输出的残差序列记为 $\{a_t\}_{RT}$, $\{a_t\}_{RT}$ 的方差记为 σ_{RT}^2 。此时有两种情况: 当参考时序 $\{x_t\}_R$ 和待检时序 $\{x_t\}_T$ 属于同一状态时, $\{a_t\}_{RT}$ 也是白噪声序列, 则 $\sigma_{RT}^2 = \sigma_R^2$; 当两时序 $\{x_t\}_R$ 和 $\{x_t\}_T$ 不属于同一状态时, $\{a_t\}_{RT}$ 不是白噪声, $\sigma_{RT}^2 \neq \sigma_R^2$ 。

K-L 信息测度函数只检验参考残差序列 $\{a_t\}_R$ 与残差序列 $\{a_t\}_{RT}$ 之间的信息距离, 定义:

$$D_{KL}^2(p_{RT}, p_R) = \int_{RT} (a_t) \ln \frac{p_{RT}(a)}{p_R(a)} da \quad (1)$$

p_{RT} 和 p_R 为两个概率密度函数分别为:

$$p_R = \frac{1}{\sqrt{2\pi}\sigma_R} \cdot \exp\left[-\frac{(a_t - \mu_R)^2}{2\sigma_R^2}\right] = \frac{1}{\sqrt{2\pi}\sigma_R} \exp\left[-\frac{\sigma_{RT}^2}{2\sigma_R^2}\right] \quad (2)$$

$$p_{RT} = \frac{1}{\sqrt{2\pi}\sigma_T} \cdot \exp\left[-\frac{(a_t - \mu_T)^2}{2\sigma_T^2}\right] = \frac{1}{\sqrt{2\pi}\sigma_T} \exp\left[-\frac{\sigma_{RT}^2}{2\sigma_T^2}\right] \quad (3)$$

$$\text{对 (1) 式进行求解: } D_{KL}^2(p_{RT}, p_R) = (1/2)(\ln\sigma_R^2/\sigma_T^2 + \sigma_{RT}^2/\sigma_R^2 - 1) \quad (4)$$

常数 1/2 不影响按距离分类的结果, K-L 信息测度函数表示为:

$$D_{KL}^2(p_{RT}, p_R) = \ln\sigma_R^2/\sigma_T^2 + \sigma_{RT}^2/\sigma_R^2 - 1 \quad (5)$$

2.3 故障检测策略

如果发动机在稳态主级工况下工作正常, 则由 (6) 式可得 $D_{KL}^2 = 0$, 反之, $D_{KL}^2 > 0$ 。从实测信号计算而得 $\sigma_{RT}^2, \sigma_R^2, \sigma_T^2$, 在正常工况时, 差别很小, D_{KL}^2 很接近于零, 当发生泄漏故障时, D_{KL}^2 就远

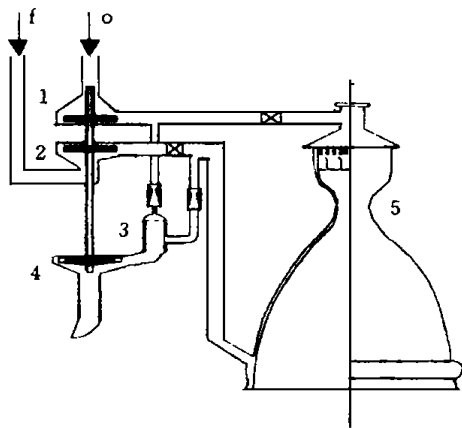


图1 发动机的原理图(1. 氧化泵 2. 燃料泵
3. 燃气发生器 4. 涡轮 5. 推力室)

大于 0; 所以, 泄漏故障检测策略如下:

$$\begin{cases} D_{KL}^2 < \delta & \text{正常} \\ D_{KL}^2 \geq \delta & \text{报警} \end{cases}$$

δ 为报警阈值。

单纯考虑一个参数的变化, 容易造成信息的丢失。在实际中, 我们采用 5 个监测参数: 发动机的氧化剂流量 m_o 、燃料流量 m_f 、涡轮泵的转速 n 、燃气发生器压力 p_c 和推力室压力 p_b ; 只要有 3 个参数的 $K-L$ 信息测度过限, 就报警。实时泄漏检测系统流程如图 2 所示。

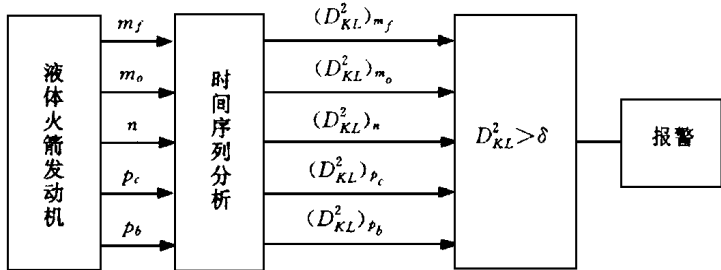


图 2 泄漏故障检测系统

3 仿真结果分析

针对图 1 的发动机系统, 为了验证方法, 选取了 8 组泄漏故障例子: ①燃料泵前泄漏; ②氧化泵前泄漏; ③燃料泵后到分支处泄漏; ④氧化泵后到分支处泄漏; ⑤分支处到燃气发生器燃料泄漏; ⑥分支处到燃气发生器氧化剂泄漏; ⑦分支处到推力室燃料的泄漏; ⑧分支处到推力室氧化剂的泄漏。正常工况和待检工况的时序样本数均为 100, AR 模型地阶数均为 6, 采样时间间隔 50 ms 。图 3 给出了正常工况时 D_{KL}^2 的变化曲线, 可以看出, 在正常工况下, D_{KL}^2 变化甚微, 数值接近于零。

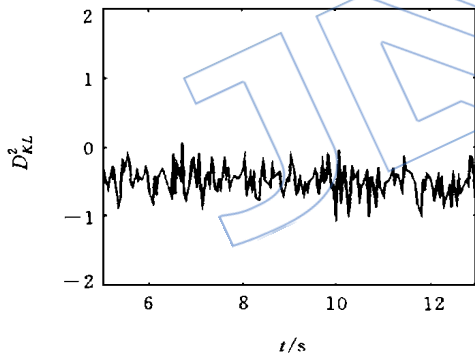


图 3 正常工况下 D_{KL}^2 的变化曲线

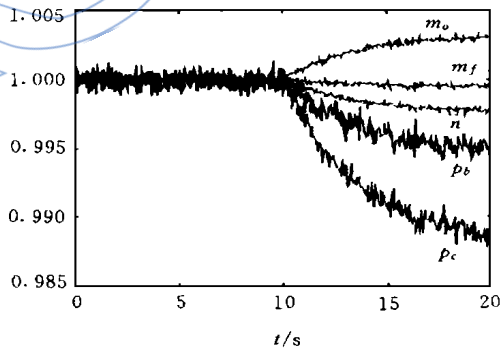


图 4 推力室氧化管道泄漏时参数的变化曲线

列举的各种泄漏故障, 用以上方法都能检测。下面我们仿真了分支处到推力室氧化管路的泄漏的情况: 在 10 秒时, 推力室前的氧化管路泄漏, 假设泄漏的程度在故障发生期间随时间的变化规律呈分数指数 $(0.2 \sim 0.5)$ 增大。图 4 给出了 5 个监测参数的仿真数据曲线。图中, 时间取为横坐标, 纵坐标为相应参数瞬态值与额定值之比:

$$\bar{p}_c = p_c / p_{c0}, \quad \bar{p}_b = p_b / p_{b0}, \quad \bar{m}_f = m_f / m_{f0}, \quad \bar{m}_o = m_o / m_{o0}, \quad \bar{n} = n / n_0$$

图 5 给出了推力室前氧化管路泄漏时各监测参数 D_{KL}^2 的变化曲线; 由图 5 可以看出, D_{KL}^2 在故障发生时约 (10 s) 迅速增大。由于 D_{KL}^2 在正常工况下变化很小, 接近于零, 而对于故障工况, 则远大于 0。我们选阈值为 1, 当 $D_{KL}^2 < 1$ 时, 正常; 当 $D_{KL}^2 \geq 1$ 时, 报警。燃料流量对此故障最不敏感, 大约到了 12.5 秒才有泄漏故障微弱显示。燃料室压力和氧化剂总流量是最敏感的,

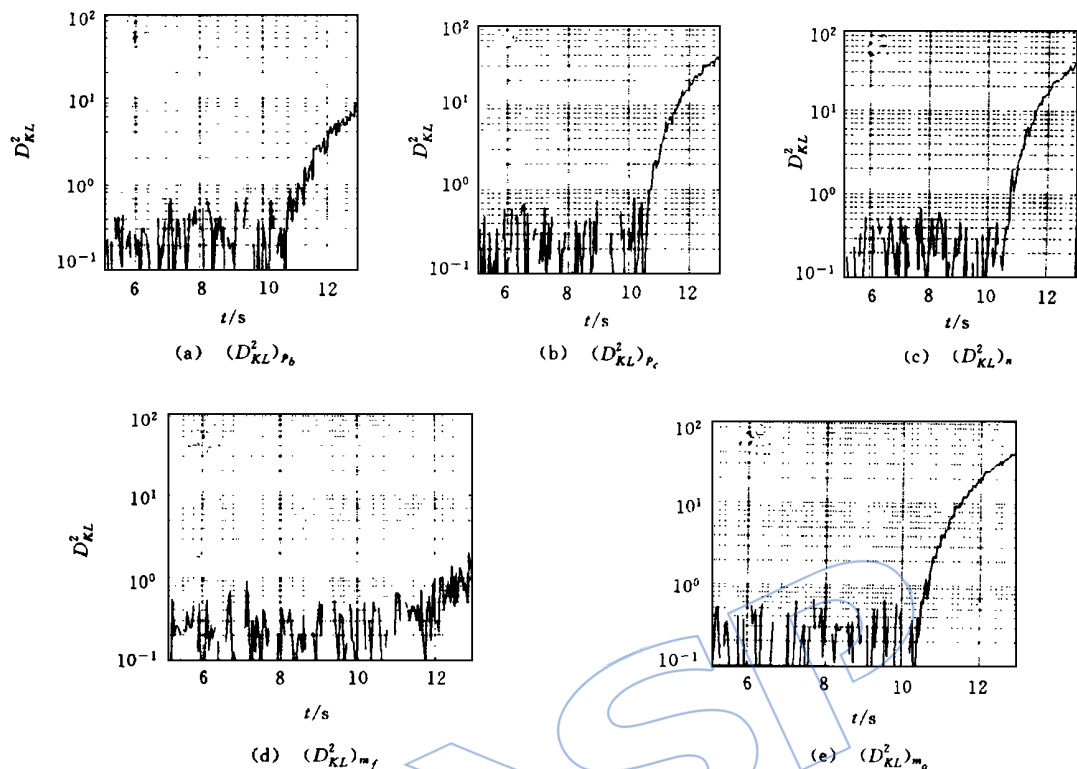


图 5 推力室氧化管道泄漏时各参数 D_{KL}^2 的变化曲线

约 10.7 秒就报警。

4 结 论

基于 *Kullback-Leibler* 信息测度的火箭发动机的泄漏故障检测算法, 是一种基于信号分析的方法, 它利用了原有的测量系统, 保持了系统的完整性, 在工程上是一种切实可行的方法。仿真的结果表明了该算法能明显地反映出泄漏故障, 具有早期预警的能力。采用 *Kullback-Leibler* 信息测度检测法比相关检测法有更高的灵敏性, 而且计算简单, 能够进行泄漏故障的实时检测。在实际中, 由于泄漏故障发生的位置不同, 各监测参数 $K-L$ 信息量变化规律是不一样的, 因此可以利用这些变化来近似地实现泄漏故障的分离。

参 考 文 献

- 王建波, 于达仁. 液体火箭发动机推进剂检漏技术的综述. 航空动力学报, 1998, 13(1): 72-76
- Michael W. Hawman, William S. Galinaitis, etc. . Framework for a Space Shuttle Main Engine Health Monitoring System. N90-21809
- 王桂增, 董东, 方崇智. 基于 *Kullback* 信息测度的长管线的泄漏检测. 信息与控制, 1989, (1): 14-17
- 吴建军, 张育林, 陈启智. 液体火箭发动机基于时序分析的实时在线故障检测算法. 航空动力学报, 1996, 11(3): 289-293
- 杨叔子, 吴雅. 时间序列分析的工程应用(上、下). 武汉: 华中理工大学出版社, 1992

(责任编辑 杨再荣)

aeroengine simulation program. An effective aeroengine simulation program on the basis of object-oriented aeroengine fundament class library (an aeroengine application framework), can be easily built for a specified type of aeroengine or a specified intention of study, an Exception handlers are integrated to the framework to make the debug of the simulation software easy and improve its reliability. A two-spool turbofan engine and a turboshaft engine simulation programs are provided as examples to illustrate the flexibility and specificity of the framework.

Key Words Aeroengine Performance Simulation Programming

A STUDY ON SYSTEM RESPONSE FOR LIQUID PROPELLANT STAGED COMBUSTION CYCLE ROCKET ENGINE

Zhang Lihui and Zhang Zhenpeng

(4th Dept. Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083)

ABSTRACT A feeding system of a pump-fed Liquid Propellant Staged Combustion Cycle Rocket Engine (LPSCCRE) is taken as a research object. Its system physical model is constructed, and its nonlinear mathematical model is established. The nonlinear dynamic response of LPSCCRE is simulated with adaptive Runge-Kutta algorithm on the conditions of parameter variation and working regime regulation in wide range. Comparison of the obtained results with the test data shows that: The mathematical model is quite valid and calculation method meets the simulation requirements.

Key Words Liquid propellant rocket engine Mathematical model
Dynamic characteristic

LEAK FAULT DETECTION OF LIQUID ROCKET ENGINE BASED ON K-L INFORMATION DISTANCE

Wang Jianbo, Yu Daren, Wang Guangxiong

(School of Astronautics, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001)

ABSTRACT The leak of Liquid Rocket Engine (LRE) is very common and dangerous. It is important to research a fast and effective approach for leak detection. In accordance to the measured monitor state parameters of LRE, the AR model is established and the time series analysis is completed. K-L information distance is taken as discriminant function to detect the leak fault of LRE. The simulation results show the leak fault detection algorithm is feasible.

Key Words Liquid propellant rocket engine Leakage Time series Analysis
Measuring