

液体火箭发动机基于时序分析的实时 在线故障检测算法

国防科技大学 吴建军* 张育林 陈启智

【摘要】 针对液体火箭发动机主级稳态工作过程, 采用时间序列分析理论, 提出并实现了一种基于 ARMA 模型计算残差自相关函数置信区间检验的故障检测策略。经大量发动机实际热试车数据验证表明, 本文所实现的故障检测算法是十分有效的。这一结果可望直接应用于工程。

主题词: 液体火箭发动机 故障检测 自相关函数 实时

分类号: V434

1 引言

针对液体火箭发动机的故障检测, 文献[1, 2]采用了基于数学模型通过状态估计进行新息检测的方法。这类方法有可能用于飞行中监测参数较少的情况。另外, 采用不同的新息测试方法(如 GLR 测试等)则可能方便地进行故障分离的研究^[3, 4]。但直接应用于实时在线检测, 要受到计算费用、模型精度、方法鲁棒性等诸多因素的限制, 尚需要进一步研究。另一类属于人工智能范畴的方法用于发动机的故障检测与诊断^[4], 则需要大量的先验知识。

为了在现有监测及测量条件下, 有效地改进液体火箭发动机监控系统故障检测的能力, 研究了一种有可能实时在线工作的故障检测算法, 重点在于发现系统的异常状态以便及时报警。本文的理论基础是时间序列分析。本文给出了发动机监测参数进行时序分析所做的预处理, 研究中所采用并实现的两种建模方法。设计并实现了一种故障检测策略。利用大量的发动机热试车数据验证, 表明所实现的故障检测算法是有效的。

2 发动机监测参数时序分析及建模方法

2.1 发动机监测参数预处理

传统时间序列模型的应用, 例如用于系统参数预测, 只是利用已建立的 ARMA 模型对系统未来的行为进行外推预测, 这是 ARMA 模型最重要的特性之一^[5]。但本文利用时序分析却与之有所差别。对发动机正常工作测量值所建立的 ARMA 模型, 主要用于表征发动机的正常工况。在发动机正常工作过程中, 预测值和在给定时间窗口内的观测数据应相匹配。此时测量值与预测值之间的误差(残差)应是正常分布的白噪声。如果发动机工作异常, 那么预测值与实际测量值不相匹配, 此时计算出的残差不再是白噪声。因此, 基于时序分析的故障检测方法, 主

要依据的是由所建立的 ARMA 模型反映出的监测参数数据之间的结构关系。

为了建立发动机具体监测参数的 ARMA 模型, 首先应完成以下几项工作:

(1) 监测参数的确定。选择的参数有发动机氧化剂流量 $\dot{m}_o$ 、发动机燃料流量 $\dot{m}_f$ 、涡轮泵转速 n 以及氧化剂喷前压力 p_{oc} 或燃烧室压力 p_c 等 4 个可测参数。

(2) 数据窗口的确定。为了从连续时间变量 $x(t)$ 中获取 ARMA 模型所需要的时间序列 $\{x_k\}$, 需要对连续信号进行离散采样。因此, 要正确获得连续信号中所蕴含的信息, 离散采样时必须确定合适的采样间隔 Δ 和样本长度 L ($L = N\Delta$, 这里 N 为采样的数据个数)。一般采样间隔 Δ 可由 Shannon 采样定理确定。样本长度 L 的确定关系到信号在频域中的能量泄漏效应和不同频率谐波的分辨力。从理论上说, 要了解随机过程的统计特性, 需要样本长度为无限长。显然, 这是不可能的, 人们在实际中只能截取其中的有限段。根据文献[5] 对此问题的论述, 同时考虑发动机实际试车过程的测试情况以及对测量数据的频谱分析中, 确定时间间隔 $\Delta = 50$ ms, 样本长度 $L = 5$ s (即 $N = 100$)。实际验证中表明上述选择对所监测的参数传感器数据有合适的频率表示, 且允许在建立 ARMA 模型时具有低的阶数(1~8 阶)。

(3) 数据预处理。ARMA 模型要求 $\{x_k\}$ 是平稳、正态、零均值的时间序列。因此, 对发动机实际测量过程中得到的时间序列 $\{x_k\}$ 建立 ARMA 模型, 必须作相应的处理, 以满足建模要求。发动机数据的预处理主要包括零化处理、标准化处理、野点剔除、数据平滑等。由于发动机型号的差别, 调整计算的不同, 参数实际测量值在均值上有一定的差别。零化处理、标准化处理后得到的时间序列所建立的 ARMA 模型, 应可以用于不同的发动机。另外, 对于发动机在稳态工作期间有过载过程的试车数据, 应作提取趋势项处理。用于建立 ARMA 模型的训练数据应选取典型的正常试车数据。

2.2 发动机 ARMA 模型建模方法

2.2.1 建模方法(一)

其步骤为: (1) 最大阶数准则。仅建立各参数的 AR 模型, 以确定 AR 模型的最大阶数。在确定 AR 模型的最大阶数后, 据此约束 ARMA 模型中 AR 部分和 MA 部分的最大阶数, 并通过计算确定低于此阶数的合适的 ARMA 模型。ARMA 模型的适用性检验按步骤(2)至(4)。(2) 残差评价。对所建立的 ARMA 模型的残差和其自相关函数进行检验, 以保证所建立的模型残差自相关函数属于一定的统计置信区间(例如 99%)。(3) 频响评价。所建立的模型计算得到的频谱与实际测量数据频谱进行比较, 其间良好的匹配表明所建立的模型是合适的。(4) 极点—零点评价。检验 ARMA 模型转换函数 $H(B)$ 的极点与零点以保证模型的稳定性和适用性。在零点和极点相消或接近相消的情况下, 表明更低阶的 ARMA 模型是合适的。

2.2.2 建模方法(二)

建立 ARMA 模型的 $(2n, 2n-1)$ 方案是 Wu S. M. 和 Pandit S. M. 提出的一种适用于工程应用的系统建模方案^[5]。这种方案是建立 ARMA $(2n, 2n-1)$ 模型。从 $n=1$ 开始, 首先拟合 ARMA $(2, 1)$ 模型, 进行适用性检验(F -检验), 若不适用, 再令 $n=n+1$ 拟合 ARMA $(4, 3)$ 模型; 如此循环, 直至确定出适用的 ARMA $(2n, 2n-1)$ 模型。然后, 再回过头来降低自回归部分或滑动平均部分的阶次, 以得到阶次最低的适用模型 ARME (n, m) (其中 $n < 2n, m < 2n-1$)。更详细的说明可见文献[4, 5]。

3 故障检测策略

如果发动机在主级稳态工作期间工作正常,那么所建立的 ARMA 模型的计算残差是白噪声,其自相关函数 $\rho(i=1,2,\cdots,n)$ 应落在给定的统计置信区间内;否则,计算残差不再是白噪声, ρ_i 亦将超出置信区间。

研究中依据以下故障检测策略:(1)对于单个监测参数,判断其计算残差的自相关系数 $\rho_i(i=1,2,\cdots,10)$ 是否全部都超出 99% 的置信区间;若是,则对决策逻辑投一票。(2)决策逻辑。 N 个监测参数,是否有 M 个监测参数投了赞成票($M\leq N,N=4,M=3$)。(3)如果满足(1)、(2),则认为系统有故障;否则,系统正常。

上述检测策略利用计算机可很方便地自动实现。在故障分析中发现,发动机的故障大多数属于时变发展型的故障^[4],在实际应用中为进一步防止和降低误报警的出现,还可加入持续性检验指标^[4]。

4 工程实例验证

建立 ARMA 模型的发动机典型正常试车数据分别选用 Test(I)- 20 和 Test(II)- 22 (试车代号)。验证是在 AST 386 带 80387 协处理器微机上离线进行的。图 1 给出了对于发动机正常稳态工作期间利用本文所研究的方法进行检测的结果。针对多次正常试车数据检测,没有发现误报警。为了验证方法,选取了 9 组各种类型的故障试车实例。表 1 给出了试车号和事后分析获得的主要故障原因。在 $\Delta=50\text{ ms},L=5\text{ s}$ 的情况下,可检测出 8 组发生了故障,且其报警时刻均早于红线关机时刻(平均早 25 s 左右)。漏检测的试车号为 Test(II)- 4。取 $\Delta=50\text{ ms},L=10\text{ s}$,Test(II)- 4 可以成功地得到检测。

表 1 ARMA 模型故障检测结果

序号	试车号	故障原因
1	Test(I)- 3	涡轮泵故障
2	Test(I)- 15	氧化剂泄漏
3	Test(I)- 30	氧化剂系统阻塞
4	Test(I)- 36	阻塞、氧泵汽泵
5	Test(I)- 39	涡轮泵故障
6	Test(II)- 4	涡轮泵故障
7	Test(II)- 6	燃气发生器故障
8	Test(II)- 7	涡轮及燃气发生器故障
9	Test(II)- 13	发动机参数不协调(原因不明)

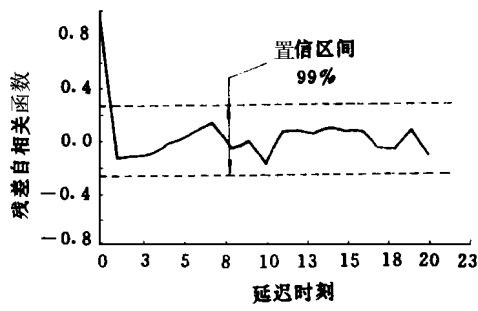


图 1 参数时序模型计算残差自相关函数

Test(II)- 6 试车情况简介。发动机启动基本正常。工作约 100 s 左右在燃气发生器处发现明火,并逐渐增大至 140 多秒发动机突然停止工作,于 157.6 s 紧急关机。其中 60 s- 120 s 期间是发动机正常过载过程。试车后分解发现,发生器燃料进口管路在加强肋处开裂,氧化剂入口接管嘴断裂。涡轮转子 I 级叶片有裂纹,II 级叶片掉 6 片。

检测结果。图 2 给出了 4 个监测参数的热试车数据曲线。图 3 给出了各参数第一次满足 $\rho_i(i=1,2,\cdots,10)$ 落在 99% 置信区间之外的时刻以及 ρ_i 同延迟时刻 i 之间的关系曲线。图 4 给出了监测参数在 5 s- 120 s 稳态工作期间全过程检测结果。报警时刻为 105 s。

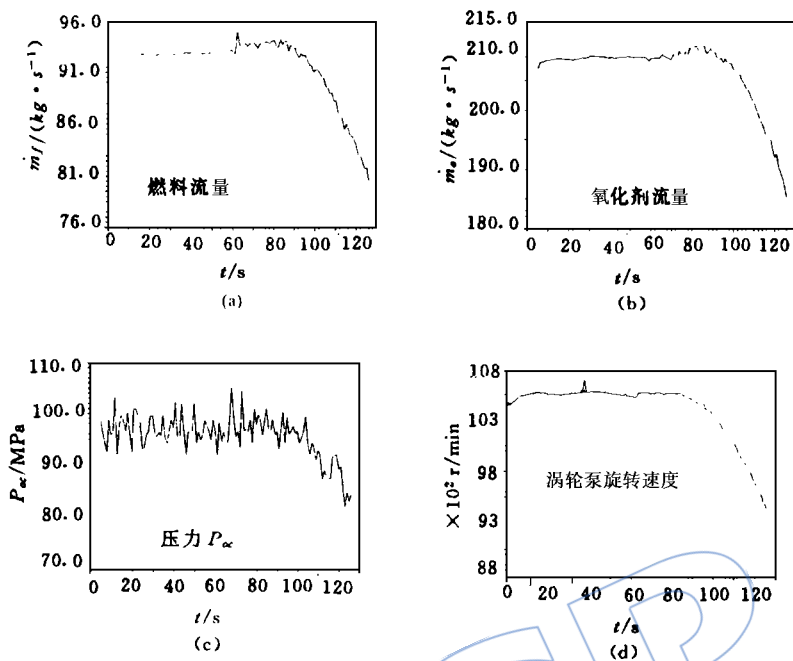


图 2 实际热试车监测参数测量曲线

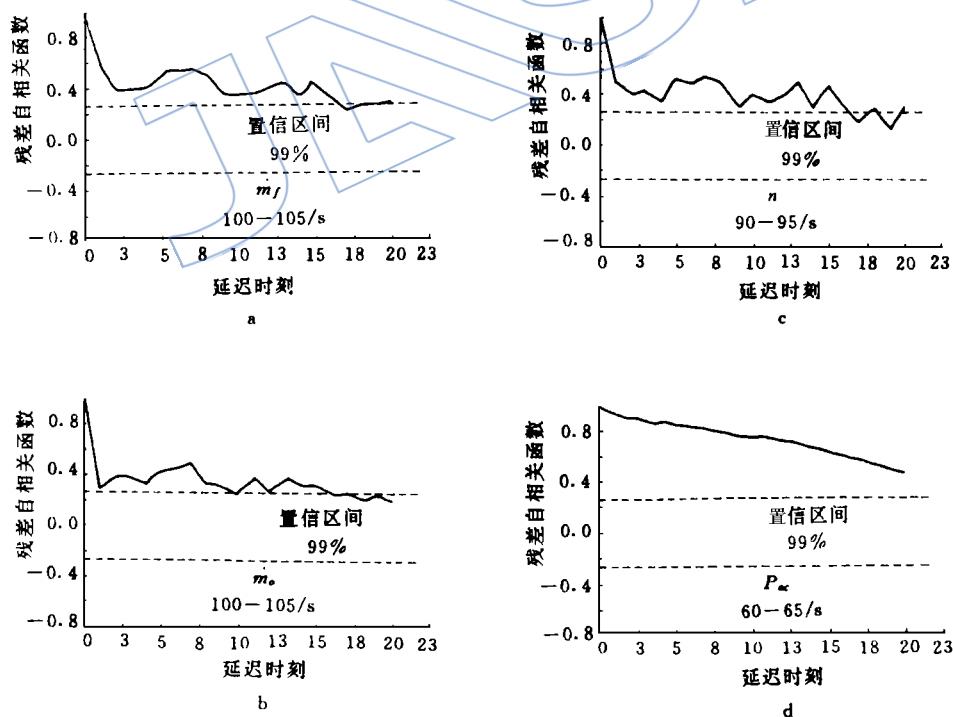


图 3 ARM A 模型检测结果(试车号 Test(II)-6)

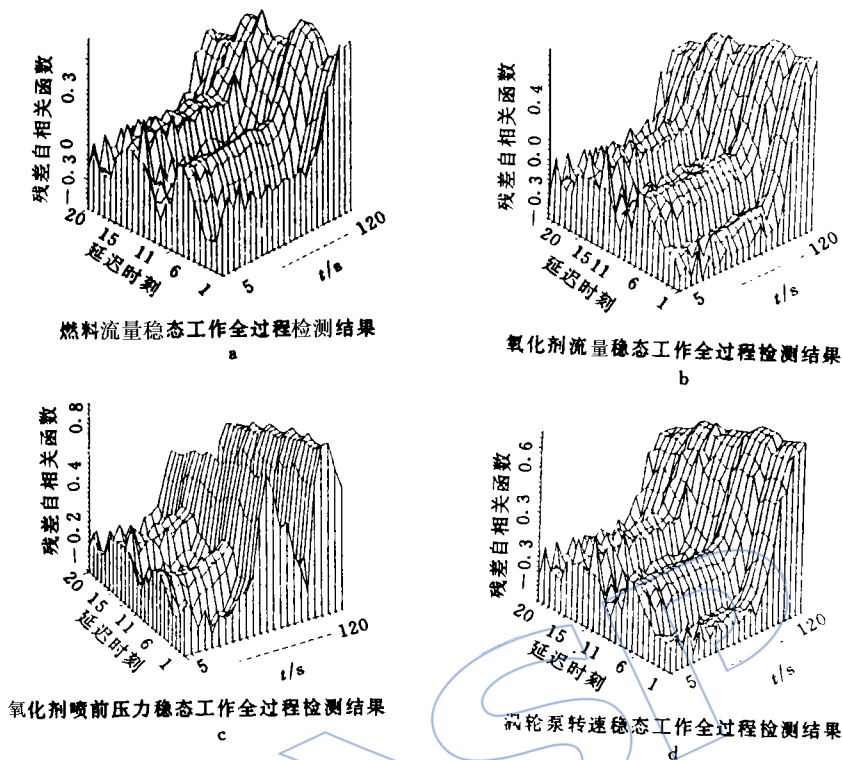


图4 某发动机监测参数稳态工作全过程检测结果

5 结 论

(1) 本文提出并实现了一种基于 ARMA 模型计算残差自相关函数置信区间检验的故障检测策略。通过大量的实际热试车数据验证表明, 该检测策略是很有效的。(2) 由于发动机监测参数的 ARMA 模型可以离线建立, 而检测策略本身的计算量以及处理发动机数据量都较小, 所以本文所实现的检测算法在计算量方面完全可以满足实时在线运行的要求。(3) 在实际发动机试车数据验证中, 对于发动机正常稳态工作过程以及其间出现各种故障的工作过程检测, 没有发生误报警, 泄漏报警率是十分小的。(4) 如果可以研究出对于发动机启动过程的非线性 ARMA 矢量模型建模的适当方法, 本文所提出的检测策略仍可适用。另外, 本文所实现的算法不具备故障分离的能力。所有这些工作值得进一步深入研究。

参 考 文 献

- 1 吴建军, 张育林, 陈启智. 液体火箭发动机基于模型的故障检测算法. 长沙: 国防科技大学学报, 1994, 16(4): 8
- 2 张育林, 吴建军, 陈启智. 基于模型的推进系统故障检测与诊断. 推进技术, 1994, 5: 1
- 3 Patton R, et al(eds). Fault Diagnosis in Dynamic System - Theory and Application. Prentice Hall International 2td, UK, 1989
- 4 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: 国防科技大学研究生院博士论文, 1995
- 5 杨叔子, 吴雅. 时间序列分析的工程应用. 武汉: 华中理工大学出版社, 1991

(责任编辑 杨再荣)

LIQUID ROCKET ENGINE FAULT DIAGNOSIS BASED ON QUALITATIVE/QUANTITATIVE MODEL

Huang Weidong and Wang Kechang

(1st Dept. National University of Defense Technology, Changsha 412002)

ABSTRACT

In order to eliminate the inherent drawbacks of qualitative fault diagnosis method, it is necessary to use quantitative information. The signed direct graph (SDG) of liquid rocket engine system lacks quantitative information. Therefore, it is improved by replacing the sign on the branches by the ratio between deviations of the effect and cause variables. The membership function of fuzzy set theory is used to integrate quantitative process knowledge into the SDG model, thus a qualitative/quantitative model is formed. After the membership function has been defined, it is easy to get the membership between the engine system and the patterns whose fault origins are known by this model, the fault of the engine system can be found according to the principle of maximum membership. This method utilizes enough available numerical resource of variables monitored in the system, it is shown by the diagnosis results that the method has a better identification and resolution capability for the fault patterns with identical qualitative features and can also identify the fault quickly.

Key Words Liquid propellant rocket engine Fault detection Calculation

NUMERICAL SIMULATION OF STEADY PROCESS FOR THRUST MODULATED SRM

Zhang Weihua, Guo Jian, Hou Zhongxi, Fang Dingyou, Xia Zhixun

(1st Dept. National University of Defense Technology, Changsha 412002)

ABSTRACT

The steady process of solid rocket motor modulated by the vortex valve is investigated theoretically. The design of structural parameters for the vortex valve is considered with the method of steady analysis, and some useful conclusions are drawn. The modulation effect is much better if we have better heat-insulating situation. Reduction of the pressure exponent of the main chamber grain helps increasing the modulation effect.

Key Words Solid propellant rocket engines Numerical simulation Stationary random processes

A REAL TIME ON-LINE FAULT DETECTION ALGORITHM BASED ON TIME SERIES ANALYSIS FOR LIQUID ROCKET ENGINE

Wu Jianjun, Zhang Yuling, Chen Qizhi

(1st Dept. National University of Defense Technology, Changsha 410073)

ABSTRACT

A real time on-line fault detection algorithm is set up and realized, which mainly employs the theory of time series analysis. A key concept for fault detection is a whiteness test on the computing residual vector over the evolution time window. A standard autocorrelation whiteness test is used, where the residuals are assumed to be white, and a 99% confidence interval threshold is adopted in the autocorrelation domain. The off-nominal test then is reduced to a thresholding technique performed on the lag terms of the residuals autocorrelation. Therefrom a fault detection scheme is designed, which includes two steps, the first is to declare an event for any model whenever the first ten lags of its residuals autocorrelation exceeding a 99% confidence interval, the second is to declare a fault condition if at least M individual ARMA models declared an event in N measured parameters ($M \leq N$). Verification with a number of fire-test data of real engines shows that the algorithm is

very effective and applicable for practical engineering.

Key Words Rocket engines Fault detection Autocorrelation functions Real time

SURVEY PAPERS

APPLICATION AND LIFE RESEARCH OF POWDER METALLURGY TURBINE DISKS

Song Yingdong, Wen Weidong, Gao Deping

(2nd Dept. Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016)

ABSTRACT

Since powder metallurgy (PM) turbine disks have high yield strength and excellent property of resistance to fatigue and creep, they have been applied broadly in the most advanced engines at present in the world. As the thrust-to-weight ratio increases, the PM turbine disks will be developed in our country. At first, this paper makes a general survey of the application of the PM turbine disks. Then a review is made for the material properties, fatigue life, crack propagation, and stress analysis of PM turbine disks. Finally, some research projects of the PM turbine disks fatigue life, which should be conducted in our country, are suggested.

Key Words Powder metallurgy Turbines Discs Application Lifetimes

TECHNICAL NOTES

RESEARCH ON BLADE EXCITATION FREQUENCY DURING ROTATING STALL OF AXIAL FLOW COMPRESSOR

Liu Yan and Zhu Junqiang

(7th Dept. Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072)

ABSTRACT

This paper presents an investigation of blade excitation during rotating stall in a single stage axial flow compressor with various geometrical parameters, such as blade stagger and cascade solidity at the mean radius varying from 32.9 to 47.9 and from 0.583 to 1.165, respectively, and the axial distance between rotor and stator from b to $5.7b$. The blade vibration was measured with strain gages on the blade. During rotating stall as the cause of blade excitation, the flow field was simultaneously determined by fast response dynamic pressure transducers. The rotational speed of the compressor varied from 8130 to 12500 rpm. The characteristics of unsteady flow during rotating stall were studied in detail. The prediction criterion of the blade excitation frequency during rotating stall has been set up. The agreement between theoretical and experimental results indicates that the criterion is feasible.

Key Words Rotation stall Blade vibration Frequency Prediction

INVESTIGATION OF OUTLET SECONDARY FLOWS IN CASCADES WITH END- BEND BLADES

Zhou Zhenggui, Wu Guochuan, Hu Bin

(2nd Dept. Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016)

ABSTRACT

The outlet secondary flows in compressor cascades with end-bend blades have been studied experimentally and numerically. The viscous secondary vorticity e-