

文章编号: 1000-8055(2005) 06-01088-05

基于自回归模型的自适应阈值算法

杨 雪¹, 张振鹏¹, 向世勇², 张青松¹
(1. 北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100083;
2. 空军装备部 航材部, 北京 100843)

摘要: 提出一种基于自回归模型的自适应阈值检测算法用于监测液体火箭发动机地面试验的稳态过程, 该算法由两个阶段组成。第一阶段的检测算法阈值由不同试车台次的稳态参数测量值的自回归模型的估计值、标准偏差和带宽系数计算, 第二阶段的检测算法阈值由稳态过程的参数均值的自回归模型的估计值、标准偏差和带宽系数计算。用某大型液体火箭发动机的地面试验数据进行验证, 结果表明该算法能有效可靠地监测发动机的运行状态。

关键词: 航空、航天推进系统; 液体火箭发动机; 地面试验; 故障检测; 自回归模型; 自适应阈值

中图分类号: V434.3

文献标识码: A

Adaptive Threshold Algorithm Based on Autoregressive Model for Fault Detection of LRE in Ground Test

YANG Xue¹, ZHANG Zhen-peng¹,
XIANG Shi-yong², ZHANG Qing-song¹
(1. School of Astronautics,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China;

2. Air Materiel Department,

Air Force Equipment Command, Beijing 100843, China)

Abstract: An adaptive threshold algorithm consisting of two stages based on autoregressive model was presented for monitoring the steady process of Liquid Propellant Rocket Engine (LRE) in ground test. For the first stage, the thresholds are calculated with the estimation values, standard deviation and band-width factors estimated by autoregressive model for steady parameter measurement values obtained from many different engine tests. Standard deviation and band-width factors which are trained by test data with the training algorithm are used at the beginning of the steady process of the engine test. For the second stage, the thresholds are calculated with the prediction values estimated using autoregressive model for steady parameter measurement mean values from many different engine tests. The standard deviation and band-width factors were used in the next steady process. The adaptive threshold algorithm based on autoregressive model was verified with the LRE ground test data. The results show that the approach can effectively and reliably monitor the LRE operation status.

收稿日期: 2005-01-26; 修订日期: 2005-09-07

基金项目: 国家863-702基金资助

作者简介: 杨雪(1970-), 男, 湖北大悟人, 北京航空航天大学宇航学院博士生, 讲师, 主要从事液体火箭发动机故障检测的研究。

Key words: aerospace propulsion system; liquid propellant rocket engine; ground test; fault detection; autoregressive model; adaptive threshold

在液体火箭发动机的故障检测中, 红线系统或门限(阈值)检测是工程上最简便、最常见的一种基于发动机输出信号的检测方法。从早期的液体火箭发动机到 SSME (Space Shuttle Main Engine), 许多发动机都用这种方法来检测故障^[1]。但是, 由于红线系统采用比较简单的门限(阈值)检测方法, 导致故障覆盖面有限, 早期的故障检测能力不高, 且常发生故障的误检或漏检等现象。故障的误检或漏检是由阈值的大小不合适造成的, 阈值过小则会引起误报、过大则会漏报, 所以最好是能根据工作条件, 自适应地改变阈值的大小, 降低误报率和漏报率。另一方面, 液体火箭发动机地面试验的主要目的之一是获得发动机的性能参数^[2], 为发动机的研制、改进和使用提供依据和技术支持。因此, 在试验(试车)监测中, 阈值过大, 不能保证试验(试车)安全, 阈值过小, 则不能在保证安全的情况下尽可能多的获得发动机的性能参数。本文根据我国发动机地面试验的现有的试验数据和国内外关于自适应阈值监测发动机运行状态的研究情况, 提出一种基于自回归模型的自适应阈值监测算法, 用于液体火箭发动机地面试验的监测中。

1 自适应阈值检测算法

运用自适应阈值进行液体火箭发动机状态监测的思想最早体现在上世纪80年代中后期开始研制的用来替代地面试验红线系统的异常与故障检测系统(SAFD: System for Anomaly and Failure Detection), 该系统已于20世纪90年代初期应用于 SSME 的地面试验^[3]。SAFD 算法采用统计置信区间方法, 分3个阶段计算监测参数的阈值, 第一阶段的阈值是根据预测值和预先计算的标准偏差而得到的, 第二阶段的阈值是根据稳态开始时刻的参数测量值和预先计算的标准偏差而得到的, 第三阶段的阈值是根据稳态过程前两秒的均值和标准偏差得到的, 因而具有一定的自适应能力, 比简单的红线系统能更早地检测出故障, 可靠性也有所提高^[1, 3~6]。由于SAFD第三阶段的参数阈值由参数在算法的第二阶段的测量数据计算, 缺乏自适应能力。另外, 在实际试验(试车)中有些参数在算法的第二阶段的统计特性和它在整个稳态期间的统计特性有较大的差异, 使这些监测参数的

阈值变得不合适。而且带宽系数的确定主要根据工程师的判断和经验, 采用试错的方法确定, 缺乏有效的措施。此外, SAFD 对测量参数之间存在的相关关系亦未考虑。

为改进 SAFD, 1997年发表的文献[4~7]提出了“自适应阈值算法”ATA (Adaptive Threshold Algorithm)、“自适应相关算法”ACA (Adaptive Correlation Algorithm)、“自适应加权和平方算法”AWSSA (Adaptive Weighted Sum Square Algorithm)、“包络线算法”EA (Envelope Algorithm) 和“自适应相关安全带算法”ACSB (Adaptive Correlative Safety Band)。

用 ATA 计算稳态过程的参数阈值仍分为3个阶段进行, 第一、第二阶段计算阈值的方法与SAFD相同, 第三阶段采用递推计算的参数均值和标准偏差以及由专门设计的训练算法确定的带宽系数, 求出自适应的阈值。由于测量参数在物理上相互关联, 测量值之间存在一定的相关关系, 而 ATA 对此未作考虑。因此, 在对发动机试验数据进行大量统计分析的基础上, 考虑参数之间的相关关系, 利用统计理论, 文献[5, 7]又导出了 ACA 及其简化形式 AWSSA。用试验数据进行离线检测验证的结果表明, ATA, ACA 和 AWSSA 算法的检测效果良好, 但对各参数的测量可靠性要求高, 计算量大。基于试验数据统计的“包络线算法”EA 用于检测起动瞬变过程的故障。

EA 比较简单, 计算量较小, 各参数之间互不影响。试验结果表明, 即使对同型号的液体火箭发动机, 由于制造工艺的改进, 测量设备和仪器的更新等, 测量参数在试验中也往往表现出量值和统计特性等方面的差异, 导致原测量数据均值的漂移, 采用统计测量数据的均值进行阈值设计, 将有可能发生故障的误检和漏检。因此, 在能保证发动机地面试验安全的情况下, 不利于发动机的性能测试。而且, 采用统计的方法, 需要大量的统计样本。本文将根据时间序列分析的思想, 运用自回归模型进行自适应阈值检测算法的设计。在保证发动机地面试验安全的情况下, 尽可能多的获得发动机的性能数据。

2 自回归模型分析

对于大多数的机械设备及其系统工作过程而

言,传感器信号被认为是动态系统的输出,并以时间序列的形式表现出来。时间序列中含有信号的大量信息,这是通过数据的先后顺序和数据的大小及趋势来反映的。从系统的角度来看,这种观测数据是某一系统对外界作用的响应,反映了系统的运行状态。自回归模型 AR(Autoregressive)模型是时间序列分析中最基本的、也是实际应用最广的参数模型。它描述了这样一种序列,即观测值 x_t , 可以表示成过去若干时刻观测值 $x_{t-1}, x_{t-2}, \dots, x_{t-p}$ 和当前时刻观测噪声 ϵ 的线性组合。即:

$$x_t = \varphi_1 x_{t-1} + \varphi_2 x_{t-2} + \dots + \varphi_p x_{t-p} + \epsilon \quad (1)$$

其中: ϵ 是零均值、方差是 σ_ϵ^2 的平稳白噪声,称 x_t 是阶数为 p 的自回归序列,简记为 $AR(p)$ 序列,而 φ ($\varphi_1, \varphi_2, \dots, \varphi_p$)^T 称为自回归参数向量,其分量 $\varphi_j, j=1, 2, 3, \dots, p$ 称为自回归系数。其物理意义表示的是当前时刻的数据与前面时刻的数据有关系,前面时刻的数据对当前时刻的数据的影响程度与参数 φ 有关。 x_t 对 $x_{t-1}, x_{t-2}, \dots, x_{t-p}$ 的这种依赖关系称为自回归,即 Autoregressive。对于一个具有某种规律的信号序列,序列观测值之间的内在联系凝聚在模型参数 p (模型阶数), φ 之中,它反映了系统运行状态的变化趋势。当模型参数 p, φ 确定后,便可以用历史观测值 $x_{t-1}, x_{t-2}, \dots, x_{t-p}$ 对机器或设备的状态 x_t 进行预测。

设 $\{x_t, t=0, 1, 2, \dots\}$ 是零均值平稳序列。序列的 l 步预测,是根据 $\{x_t, t=0, 1, 2, \dots\}$ 的取值对未来 $t+l$ 时刻的随机变量 $x_{t+l} (l>0)$ 作出的估计,估计量记作 $\hat{x}_t(l)$, 它是 $x_t, x_{t-1}, \dots$ 的线性组合。引进估计空间:

$$\Gamma_t = \left\{ x \cdot x = \sum_{j=0}^{\infty} c_j x_{t-j}, \sum_{j=0}^{\infty} c_j^2 < \infty \right\} \quad (2)$$

根据平稳线性最小均方预报,即 $\hat{x}_t(l) \in \Gamma_t$, 且使得:

$$E\{[x_{t+l} - \hat{x}_t(l)]^2\} = \min$$

有下列基于自回归模型的预报差分方程成立:

$$\hat{x}_t(l) = \varphi_1 \hat{x}_t(l-1) + \varphi_2 \hat{x}_t(l-2) + \dots + \varphi_p \hat{x}_t(l-p) \quad l > 0 \quad (3)$$

又 $\hat{x}_t(l) = x_{t-l}, l \leq 0$ 。对(3)式递推下去就会有1, 2步预报公式:

$$\hat{x}_t(1) = \varphi_1 x_t + \varphi_2 x_{t-1} + \dots + \varphi_p x_{t-p+1} \quad (4)$$

$$\hat{x}_t(2) = \varphi_1 \hat{x}_t(1) + \varphi_2 x_t + \dots + \varphi_p x_{t-p+2} \quad (5)$$

详细的公式推导请参见文献[8, 9]。因此,可以对观测到的平稳数据序列利用 AR 模型进行系统运行状态的相关预测。

稳态参数是指在发动机工作的平稳段内参数值的变化比较稳定的参数,是衡量发动机性能的主要参数^[2]。液体火箭发动机在给定推力级稳态工作期间,其稳态参数(如压力、流量、转速、温度等)表现为较好的平稳特性,故而可以利用时间序列分析方法建立单一监测参数的时间序列分析模型。在发动机正常稳态工作下,所建立的模型能正确地描述其参数序列^[10]。因此,完全可以利用自回归模型进行液体火箭发动机地面试验监测的阈值问题研究。

3 基于自回归模型的自适应阈值

设 $\{x_t, t=0, 1, 2, \dots\}$ 为观测到的随机序列。均值 μ 表示随机变量 x_t 的取值中心,记为 $\mu = E(x_t)$ 。方差函数 σ^2 表示随机变量 x_t 对于均值函数 μ 的偏离程度,记为:

$$\sigma^2 = \text{Var}(x_t) = E[(x_t - \mu)^2]$$

由切比雪夫不等式可知^[11],对于任一给定的正数 ϵ 有:

$$P(|x_t - \mu| \geq \epsilon) \leq \sigma^2 / \epsilon^2 \quad (6)$$

取 $\epsilon = n\sigma$, 则有:

$$P(|x_t - \mu| \geq n\sigma) \leq 1/n^2 \quad (7)$$

即其观测序列依给定的概率位于其均值附近与此概率有关的一个区间 $C: [\mu - n\sigma, \mu + n\sigma]$ 之内。故可由测量参数是否位于某个区间之内来进行故障检测。称 n 为带宽系数, C 为正常区间。发动机试验测量值的正常区间一般小于由切比雪夫不等式确定的区间,其带宽系数 n 由其本身的分布规律确定^[5, 6]。因此,在给定工况下可以用多次试验的稳态参数的测量值和均值组成序列对下一次发动机试验参数的测量值和均值进行估计,计算出监测阈值($\hat{x}_t \pm n\sigma$) 或 ($\hat{\mu}_t \pm n\sigma$)。预计的测量值和均值的估计按公式(4)进行计算。算法的设计如图1所示,以推力室压力测量参数监测为例。

图1中所设计的算法是从发动机起动的瞬变过程结束时刻和稳态过程的开始时刻进行的,有2个阶段组成。对于大型运载火箭用的大功率发动机来说,起动时推力室要经过若干个中间级,或者连续而缓和地持续4~5 s 后才过渡到推力状态^[12]。从某液体火箭发动机过去的地面试验数据来看,大多数情况是从试验开始4 s 以后就以两秒为间隔进行采样,也就是说,在4 s 以后,发动机进入稳定工作状态。而事实上许多参数仍在缓慢地变化,这个过程大约持续4~6 s。但对于已定型的发动机而言,这种变化规律是一定的。因此,将试

验开始后4~12 s 作为该算法监测某液体火箭发动机地面试验的第一阶段。在这一阶段, 按2 s 的采样间隔计算有5个时刻的测量值, 将不同台次发动机在同一时刻试验正常时的参数测量值按试验的先后顺序组成序列按公式(4) 进行预估,

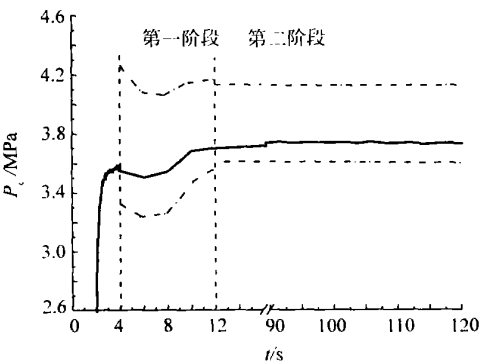


图1 基于自回归模型的自适应阈值算法示意图
Fig. 1 Sketch of the adaptive threshold algorithm based on AR model

可以得到下一次发动机试验在该时刻该测量参数的估计值, 再加上该序列中观测值的最大标准偏差 σ 的适当倍数(带宽系数), 就得到了这一时刻该测量参数的监测阈值。依此类推, 可得到第一阶段5个时刻的监测阈值。第二阶段持续到一个稳态过程的结束时刻。由于该阶段参数变化是一个稳定的变化过程, 正常情况下, 测量值的变化很小, 因此可以用测量参数在这一阶段的均值进行衡量。将不同台次的发动机正常试验的测量参数值在该阶段的均值按试验的先后顺序进行排列, 构成一个均值观测序列。对该序列按公式(4) 进行预估, 得到下一次发动机试验在该阶段该测量参数均值的估计值, 再和该均值序列的标准偏差一起构成了第二阶段的监测阈值。

当发动机的混合比改变时, 意味着一个稳态过程的结束, 另一个稳态过程的开始, 对该稳态过程的监控同样可以用上面的方法完成发动机的运行状态监测。

4 实例分析

推力室压力是衡量发动机性能的直接参数, 下面以某大型液体火箭发动机推力室压力参数为例, 说明地面试验的阈值构造过程。选用某液体火箭发动机的13次正常点火试验的数据按试验的时间先后来构造序列。用曲线表示如图2和图3所示, 图中横坐标 $T_1, T_2, \cdots$ 表示的是发动机地面试验

正常点火的试验台次号, 图2中3条曲线表示的是监测的第一阶段同一型号不同台次的发动机在3个测量时刻 t_1, t_2 和 t_3 的推力室压力参数的测量值。图3中的纵坐标表示的是同一型号不同台次的发动机在给定工况的情况下稳定段(监测的第二阶段) 推力室压力参数测量值的均值。图2和图3中4条曲线的变化趋势说明了该大型发动机研制日趋完善和成熟, 性能参数的变化日趋稳定, 因此用自回归模型对其参数预测是完全可以的。将这4个数据序列进行零均值化处理后用公式(4) 进行估计, 模型定阶为5, 得到第一阶段 t_1, t_2 和 t_3 时刻的预测值分别为3.485, 3.531和3.558, 原序列的均值分别为3.610 62, 3.651 77和3.741 62, 标准偏差分别为0.092 89, 0.096 52, 0.134 1; 第二阶段的均值估计值为3.730 7, 原均值序列的均值为3.835 47, 标准偏差为0.087 31。带宽系数按文献[4, 5]的方法训练, 这样就得到了推力室压力的监测阈值。

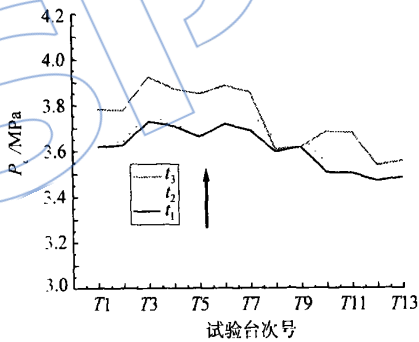


图2 发动机不同试车台次的推力室压力参数测量值
Fig. 2 Measured values of the thrust chamber press parameter

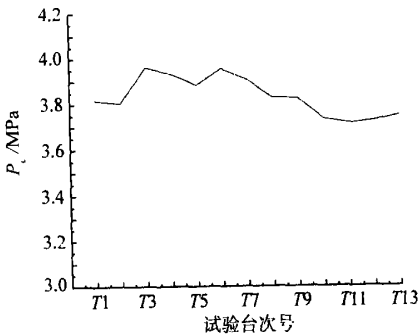


图3 发动机不同试车台次的推力室压力参数测量值的均值
Fig. 3 Mean values of the measured values of the thrust chamber press parameter

在计算出各参数的阈值以后,采用多参数准则和持续性准则来检测发动机的运行状态,认为若同时出现3个超出正常区间的参数和在第一阶段连续出现5次(1 s 时间内)以上,第二阶段连续2次以上参数出现异常情况就认为系统可能出现故障。

用后期试验的数据对基于自回归模型的自适应阈值算法进行检验,试验号分别为 T 193D 1, T 193D 2, T 231D 1, T 231D 2, T 232, T 233。这6次发动机正常点火试验的测量数据均通过基于自回归模型的自适应阈值算法的检验,没有出现故障的误检测。

用试验号 T 20, T 234, T 311的3次试验在稳态期间出现异常情况的试验数据进行检测,发现监测效果较好。其中 T 20次试验是由于氢涡轮泵转速的“伪信号”超过了原试验台红线系统的转速上限而自动关机,导致试验失败。基于自回归模型的自适应阈值检测方法捕获到了这一过程,但由于只有氢转速的一个测量值超过上限,根据多参数准则而没有报警。需要说明的是由于所采用的数据检验样本在稳态期间(含工况转换时间)的采样间隔为2 s,两采样点之间采用线性插值,在发动机出现异常情况下,可能与实际测量值不符,因而在这里没有比较故障的检出时间。

5 结 论

(1) 用某大型液体火箭发动机的6次正常试验和3次异常试验数据来检验其用13次地面试验实测数据构造的基于自回归模型的自适应阈值算法,结果表明该算法是有效的、可靠的。配合我们研制的地面试验数据管理系统,可以很方便地提取监测阈值。

(2) 从所统计不同台次的发动机试验参数的曲线趋势看,用正常试验的测量数据,通过自回归模型构成的自适应阈值进行发动机地面试验监测是科学的,合理的。能在保证发动机试验安全的情况下,尽可能的获得试验数据,为发动机的研制、改进和使用提供保障。

(3) 该算法与具体的发动机无关,可用于多种发动机的地面试验检测。由于对该算法检验的

数据样本有限,该算法仍需要用各种数据样本进行检验。

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, 2003, 24(1): 1~11.
CHEN Qizhi. Some Progress in Researches on Fault Detection and Diagnosis of Liquid Rocket Engine[J]. *Journal of Astronautics*, 2003, 24(1): 1~11.

[2] 朱明策. 液体火箭发动机地面试验稳态参数测量技术综述[J]. 火箭推进, 2003, 29(3): 29~33.
ZHU Mingce. Steady-State Parameter Measuring Technology for LRE Ground Test[J]. *Journal of Rocket Propulsion*, 2003, 29(3): 29~33.

[3] O'Reilly D. System for Anomaly and Failure Detection (SAFD) Development[R]. NASA - CR- 193907, 1993.

[4] 朱恒伟, 王克昌, 陈启智. 基于数据统计的液体火箭发动机地面试车故障检测算法[J]. 推进技术, 1997, 18(1): 43~46.
ZHU Heng-wei, WANG Ke-chang, CHEN Qi-zhi. A Statistic Approach to Fault Detection of Liquid Rocket Engine in Ground Test[J]. *Journal of propulsion technology*, 1997, 18(1): 43~46.

[5] 朱恒伟. 液体推进剂火箭发动机地面试车故障检测与诊断研究[D]. 湖南 长沙: 国防科技大学研究生院, 1997.

[6] 朱恒伟, 王克昌, 陈启智. 液体火箭发动机地面试车故障检测的自适应阈值算法[J]. 推进技术, 2000, 21(1): 1~4.
ZHU Heng-wei, WANG Ke-chang, CHEN Qi-zhi. Adaptive Thresholds Algorithm for Fault Detection of Liquid Rocket Engine in Ground Test[J]. *Journal of propulsion technology*, 2000, 21(1): 1~4.

[7] 杨思锋, 董文华, 朱恒伟. 液体火箭发动机地面试验状态监控系统研究[J]. 推进技术, 1997, 18(1): 47~52.
YANG Si-feng, DONG Wen-hua, ZHU heng-wei. An Investigation on Monitoring System for Liquid Rocket Engine Ground Tests[J]. *Journal of propulsion technology*, 1997, 18(1): 47~52.

[8] 范金城, 梅长林. 数据分析[M]. 北京: 科学出版社, 2002.

[9] Brockwell P J, Davis R A. Time Series: Theory and Methods [M]. 2nd ed. Springer, 1991.

[10] 张育林, 吴建军, 朱恒伟, 等. 液体火箭发动机健康监控技术[M]. 长沙: 国防科技大学出版社, 1998.

[11] 数学手册编写组. 数学手册[M]. 北京: 人民教育出版社, 1979.

[12] [苏] 加洪著. 液体火箭发动机结构设计[M]. 任汉芬, 颜子初译. 北京: 宇航出版社, 1992.