

液体火箭发动机基于 ATA 算法的 实时故障检测与报警系统实现

谢廷峰, 刘洪刚, 丁伟程, 吴建军

(国防科技大学航天与材料工程学院, 湖南 长沙 410073)

摘 要: 以平台液体火箭发动机为研究对象, 改进和完善了用于发动机实时故障检测的自适应阈值门限算法 (ATA 算法), 提高了算法检测的适用性。然后, 从健康监控系统的功能和要求出发, 基于 LabWindows/CVI 实现了发动机地面试车的实时故障检测与报警系统。结合实际试车数据的检测结果表明, 系统不仅能够及时地对异常试车数据进行检测报警, 同时, 对正常试车数据也没有误报警。

关键词: 液体火箭发动机; ATA 算法; 故障检测

中图分类号: V434

文献标识码: A

文章编号: (2005)06-0019-04

Implementation of fault detection and alarm system based on ATA algorithm in liquid rocket engine

Xie Tingfeng, Liu Honggang, Ding Weicheng, Wu Jianjun

(Inst. of Aerospace and Material Engineering, National Univ. of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: The ATA algorithm was improved for the platform for liquid-propellant rocket engines and the applicability of the algorithm was improved. Then, the real time fault detection and alert system for rocket engines in ground test was developed based on LabWindows/CVI. Results verified with the on-fire test data show that the system can give an alarm in time for the abnormal data, and it has no false alarm for the normal data.

Key words: liquid-propellant rocket engine; ATA algorithm; fault detection

收稿日期: 2005-04-30; 修回日期: 2005-10-24。

作者简介: 谢廷峰, 男, (1978—), 博士研究生, 研究领域为发动机故障诊断。

1 引言

液体火箭发动机健康监控技术的研究对提高发动机的可靠性、安全性以及降低发射费用有着非常重要的作用,所以近年来世界各航天技术大国对发动机健康监控系统(HMS, Health Monitoring System)的研究极为重视。自二十世纪八十年代末期以来,美国就已经为新一代发动机制订了旨在进一步完善地面试验和飞行健康监控系统的计划,并相继提出了多种系统框架或方案^[1-4]。从近期发展的情况来看,随着故障检测和诊断算法的不断改进和完善^[5-7],发动机健康监控技术的重点发展方向将是技术和系统的实用化。因此,建立工程实用的液体火箭发动机健康监控系统,对发动机的故障状态进行在线实时检测、诊断(分离、定位、预报)和控制(报警、改变工作状态、启动冗余备份、关机),从而提高航天器及其推进系统的可靠性和安全性,将是液体火箭发动机健康监控领域的重点研究内容之一。

本文以平台液体火箭发动机为研究对象,从健康监控系统的功能和要求出发,改进了自适应阈值门限检测算法,提高了算法检测的适用性。然后,基于 LabWindows/CVI^[8]设计实现了发动机地面试车的实时在线故障检测与报警系统。结合实际试车数据的检测结果表明,系统计算量小,检测速度快,为液体火箭发动机提供了一种简洁有效并且准确快速的故障检测方法,将对液体火箭发动机健康监控系统的在线应用具有重要的参考价值。

2 检测算法原理

2.1 自适应的阈值计算方法^[5]

设 x 为发动机稳态工作期间测量参数的测量值,它是随机变量,在正常情况下,其方差 $D(x) = \sigma^2$,数学期望 $E(x) = \mu$,则参数的正常区间为

$$[\mu - n\sigma, \mu + n\sigma] \quad (1)$$

发动机试车的测量数据样本是有限的,可以将其延拓为具有有限的均值和方差的某种分布,

因此,我们总可以得到一个形如公式(1)的正常区间,其带宽系数 n 由其本身的分布规律确定。

自适应的阈值是随测量参数的实际情况自动变化的。具体在公式(1)中,采用根据测量参数的测量值实时计算测量值方差、均值和带宽系数,就得到自适应的阈值。但是,由于带宽系数的计算必须首先得到测量值的分布函数,然后进行计算,在实时环境下,这将需要进行大量的计算,比较难以实现。因此,本文只对测量参数的方差和均值根据下面的递推估计公式进行自适应计算,而将带宽系数取事先设定的固定值。

在稳态工作时,测量参数的均值和方差的递推估计公式为

$$\bar{x}^{N+1} = x^N + \frac{1}{N+1}(x^{N+1} - \bar{x}^N) \quad (2)$$

$$\hat{s}^{N+1} = \frac{N-1}{N}\hat{s}^N + \frac{1}{N+1}(x^{N+1} - \bar{x}^N)^2 \quad (3)$$

上述公式由于只要利用当前测量数据和前一时刻的估计值,就可求得当前时刻的均值和方差,因此,不需要很多存储空间,计算量也大为减少,能满足实时环境的要求。将公式(2)和公式(3)带入公式(1)就得到了自适应的参数阈值。

故障检测算法在发动机瞬变过程结束时刻就开始工作,但此时还没有稳态的测量数据,无法求得参数的均值和方差,同时,均值和方差的估计对样本容量有一定的要求,这都使检测算法不能一开始就采用递推估计的阈值。所以,本文在计算阈值时,分三个阶段进行:算法开始最初的 3~5s 为第一阶段,采用从不同台次(具有相同工况)发动机 30 次正常试车的数据统计瞬变过程结束时刻(本文取 3s)的参数均值和方差计算阈值;接下去的 5~10s 为第二阶段,采用的方差与第一阶段相同,均值则采用由第一阶段实时估计的参数均值;最后是第三阶段,持续到一个稳态过程或检测算法的结束时刻,采用递推计算的参数均值和方差。

2.2 故障检测逻辑的确定

在计算出各个参数的阈值以后,发动机的故障检测采用三个准则,并综合所有参数在一段时间内的状况进行:一是超限量的准则,当一个参

数的实时值超出阈值带后，则计算此参数这一时刻的实时值与阈值的差，只有在此差值大于带宽系数和方差的乘积的时候，才判断此参数可能出现了异常；二是持续性准则，对一个检测参数，只有连续出现 2 次异常情况，才最终判断此参数出现了异常；三是多参数准则，只有同时出现 6 个以上异常的参数时，才认为系统可能出现异常情况。

2.3 带宽系数的确定

本文中，不同参数的带宽系数都有三个阶段，每个阶段的带宽系数都事先设置一个初始值，然后用正常试车数据对算法进行训练。如果出现故障的误检测，则依据超出阈值次数多和次数少的参数调整量小、次数处在中间的参数调整量大的原则，用参数超出阈值的数值来增大相应的带宽系数。考虑到第一阶段采用固定阈值，所以带宽系数初始值选为 3，训练后几乎对所有参数都适合。第二阶段带宽系数初始值选为 2，训练后不需要调整，全部合适。第三阶段初始值选为 3，用各次正常试车进行训练后，一小部分经过了调整，最大值为 8，最小值为 2。

3 系统的异常试车数据离线检测结果

当发动机的工作过程经历一个瞬变过程达到稳定阶段后，检测算法开始运行，并分三个阶段进行。在 ATA 方法的实现过程中，共选取了 p_{oy} （氧泵入口压力）、 p_{ey} （氧泵出口压力）、 p_y （推力室氧喷前压力）、 p_k （推力室压力）、 T_{ohy} （氧泵前阀门入口温度）、 T_{ey} （氧泵后温度）、 p_{or} （氢泵后压力）、 p_{er} （氧泵出口压力）、 p_{el} （氢冷却套出口压力）、 T_{thr} （氧泵前阀门入口温度）、 T_{er} （氢泵后温度）、 p_{fr} （发生器氧喷前压力）、 p_{fy} （发生器氧喷前压力）、 p_f （燃气发生器室压）、 p_{owr} （氢涡轮入口压力）、 p_{owy} （氧涡轮入口压力）、 p_{ewr} （氢涡轮出口压力）、 p_g （氧涡轮氢隔离腔压力）等 18 个参数作为检测参数，实现了发动机稳态工作过程基于热力参数的自适应阈值故障检测算法并进行了试车数据的验证。

共计用某型发动机的 2 次发动机故障数据对自适应相关故障检测算法进行了验证，验证结果

如表 1 所示，然后以 Test3 试车为例，给出了相应的检测结果。

表 1 稳态期间异常试车检测结果
Tab.1 Fault detection results during the steady-statetests process

试车号	红线系统关机时间/s	ATA 检测时间/s
Test3	43.21	42.80
Test12	275.80	275.50

Test3 试车数据：试车过程中，在 42.5s 后出现了氢、氧涡轮转速等人多数工作参数剧烈下降的现象。发动机在 43.2s 进行了紧急关机，而未完成整个试车。事后分析结果发现故障原因是氧副系统管路加工的残余物堵塞了氧副系统文氏管，使副系统氧流量减少而引起发动机工况下降。图 1 为 ATA 算法的检测结果，算法在 42.8s 报警。

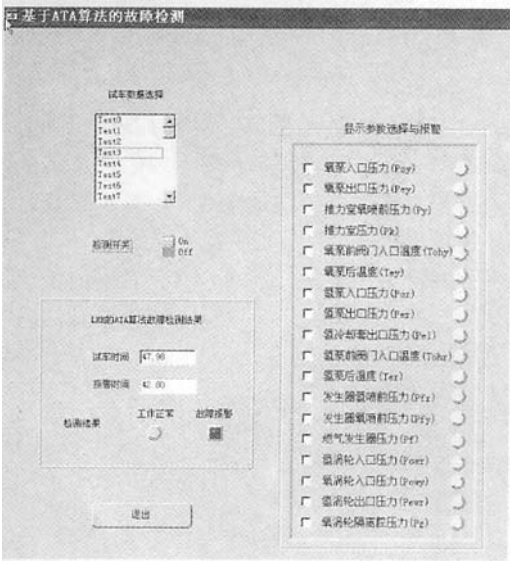


图 1 试车 Test3 的 ATA 检测结果
Fig.1 The ATA algorithm detection result for Test3

共有 14 个参数超限报警，分别是 p_{owr} 、 p_{ewr} 、 p_{owy} 、 p_f 、 p_{fy} 、 p_{fr} 、 T_{er} 、 p_{el} 、 p_{er} 、 p_{or} 、 p_k 、 p_y 、 p_{ey} 、 p_{oy} 。报警参数的检测结果（以 p_{ewr} 为例）如图 2 所示。

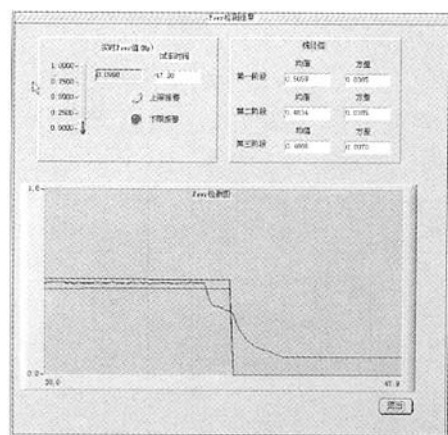


图2 ATA算法对Test 3的 p_{owr} 检测结果

Fig.2 The ATA algorithm detection result for p_{owr} of Test3

同时,基于ATA算法对某型发动机的30次正常试车进行了验证,都没有发生故障的误检测,表明算法是适用的。

4 结论

本文基于ATA检测算法实现了发动机地面试车的实时在线故障检测与报警系统。异常试车数据离线检测结果和正常试车数据验证结果表明:对于发动机稳态工作过程中发生的故障,ATA算法能及时准确地检测;同时,对于正常的试车数据,该算法的误检率为0。但本文带宽系数的确定

是由人工完成的,采用的方法是用正常试车数据进行检验,以不出现误报警为标准的,所获得的带宽系数还不够精确和完善,今后的工作中要寻求更好的获得带宽系数的方法,使算法更精确、更完善,取得较好的检测效果。

参考文献:

- [1] Nemeth E. Health management system for rocket engine[R]. NASA-CR-185223.
- [2] Effry K Kamenetz. Health monitoring system for the SSME[R]. AIAA 90-1989.
- [3] Wu Jianjun. Liquid-propellant rocket engines health-monitoring-A survey. The 52th International Astronautical Congress[C]. 2001.
- [4] Mark Schwabacher, Jeff Samuel, Lee Brownston. The NASA integrated vehicle health management technology experiment for X-37[R]. NASA-CA-94035.
- [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]. 长沙:国防科技大学研究生院, 1997.
- [6] 刘冰. 液体火箭发动机智能化故障诊断与健康评估系统研究[D]. 长沙:国防科技大学研究生院, 1999.
- [7] 吴建军. 液体火箭发动机故障检测与诊断研究[D]. 长沙:国防科技大学研究生院, 1995.
- [8] 刘君华. 虚拟仪器编程语言 Lab Windows/CVI 教程[M]. 北京:电子工业出版社, 2001.

(编辑:马杰)