

doi: 10.3969/j.issn.1006-1576.2011.01.024

## 基于多规则判据的导弹发动机报警系统

李保华, 闫鹤中, 申远, 马长礼  
(中国人民解放军 96669 部队, 北京 102208)

**摘要:** 在导弹发动机的地面检测中, 故障报警可有效降低发动机的故障发生率。针对目前导弹发动机报警系统存在的不足, 提出基于多规则判据的报警技术。以液体导弹发动机为例, 在主要红线参数的基础上, 设计了8类报警规则, 再利用表决技术进行故障判定, 从而帮助技术人员及时发现导弹发动机的功能故障和潜在故障。

**关键词:** 导弹发动机; 故障检测; 故障报警; 报警规则

**中图分类号:** TP306<sup>+</sup>.3 **文献标志码:** A

## Warning System for Missile Engine Based on Multiple Criteria Decision Making

Li Baohua, Yan Hezhong, Shen Yuan, Ma Changli  
(No. 96669 Unit of PLA, Beijing 102208, China)

**Abstract:** In the ground test of missile engine, fault alarming is effective in reducing the malfunction occurrence rate of engine. A warning technique based on multiple criteria decision making was introduced to improve existing system. Taking fluid missile engine as example, presents eight categories of warning rules on the basis of the redline parameter. Failure was detected by making use of voting technique. The system could help technicians to find the function failure and potential failure of missile engine in time.

**Keywords:** missile engine; fault detection; fault warning; warning rules

### 0 引言

导弹发动机是导弹系统的核心部件, 必须采用报警系统对其工作状态进行监控。当前常用的方法是在导弹飞行过程中, 监测设备定期对关键参数进行采集, 并将其与标称值比较。当两者相差在规定限度内时, 系统认为发动机工作正常; 如果超出了规定限度, 则认为发动机发生故障。其中被监测的关键参数也称为主要红线 (Redline) 参数。该方法可有效避免故障的发生, 但对于渐发性故障不能提前预报, 且误警率较高。

笔者以液体导弹发动机为例, 设计一套新型的故障报警系统。该系统在主要红线参数的基础上建立多规则判据, 并通过故障表决给出报警结果, 以提高报警的准确率。

### 1 虚警和误警的产生

导弹发动机正常工作时, 纯粹出于某种偶然原因而超限的概率很小, 但也可能发生, 这就导致了报警系统虚发警报。发生虚警的概率通常记为  $\alpha$ 。另外, 在发动机发生故障的情况下, 监测数据的分布偏离了预定的模型, 但总还有一些红线参数处于规定的限度之内的。根据这些“正常的”监测数据而判断发动机正常, 就会产生误警。误警的概率通常记为  $\beta$ , 如图 1。

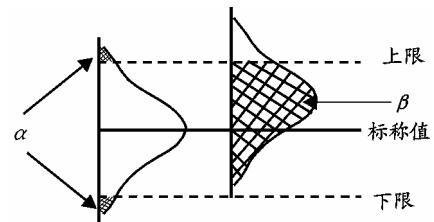


图 1 虚警和误警发生的概率

在红线参数监控图中, 中心线一般是对称轴, 而且上下报警线是平行的。对某一固定红线参数而言, 减小  $\alpha$  值, 必将增大  $\beta$  值; 减小  $\beta$  值, 必将增大  $\alpha$  值。故通常下, 发动机设计者根据虚警和误警造成的总损失最小的原则来确定参数的上下限。

### 2 故障表决基本原理

在导弹发动机处于稳定的工作状态时, 发动机输出的监控数据测量值服从正态分布。其表达式为:

$$p(x) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}\sigma} \exp\left[-\frac{(x-\mu)^2}{2\sigma^2}\right]$$

其中,  $p(x)$  为测试数据出现的概率;  $\sigma$  是被测部件的标准误差;  $\mu$  是被测部件的标称值。

目前主要采用莱因达 (Райта) 准则来设定参数上下限。若以  $3\sigma$  为判据, 当检测数据超出门限值时, 监测系统自动报警, 此时被测系统的故障概率为 99.73%,  $\alpha$  值为 0.27%。为了表述方便, 可将数轴分为 A、B、C 若干个区 (如图 2), 并将检测数

收稿日期: 2010-07-08; 修回日期: 2010-09-17

作者简介: 李保华 (1974-), 男, 山西人, 工程师, 硕士, 从事武器系统的故障检测和诊断研究。

据按照时间顺序在图中标注。

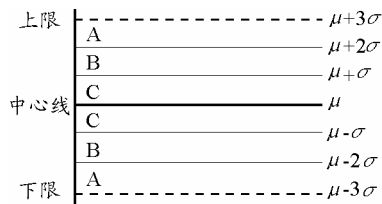


图 2 参数分区示意图

发动机正常工作时，绝大部分数据在上下限范围内呈随机分布，越靠近中心线越密集。通过对大量数据的统计分析，发现其基本符合正态分布，因此在研究中，可按照正态分布进行计算。图 3 是发动机正常工作时，一组比较典型的检测数据。

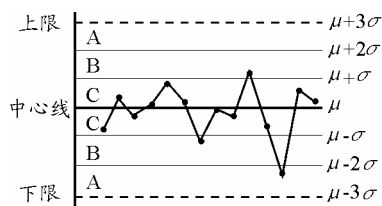


图 3 正常数据示意图

为同时降低 α 值和 β 值，可根据测试参数常见的 8 种异常现象，设计相应的规则作为报警判据，然后经逻辑表决，确定是否报警。逻辑表决后的 α、β 值是各判据 α、β 值的相交，因此，整个报警系统的虚警率和误警率将大幅降低。

规则 1：有 1 个数据超出 A 区。如图 4(a)。如果过程正常，则虚警率为 0.27%。目前的检测系统大多采用该准则进行报警，也就是最简单最通用的越限报警。

规则 2：连续 9 个数据在中心线一侧。如图 4(b)。  
 $P\{\text{数据在中心线一侧}\}=0.997\ 3/2$ ;  
 $P\{\text{连续 9 个数据在中心线一侧}\}$   
 $=2(0.997\ 3/2)^9=0.003\ 8$ ;

因此，该类故障的虚警率为 0.38%，如果发现此类数据，系统故障的概率为 99.62%。

规则 3：连续 6 个数据递增或者递减。如图 4(c)。在数据为正态分布的情况下，出现 n 个点逐渐上升或者下降的概率为：  
 $P\{n \text{ 个数据逐渐上升或者下降}\}=\frac{2}{n!}(0.997\ 3)^n$

$P\{\text{连续 6 个数据递增或者递减}\}$   
 $=\frac{2}{6!}(0.997\ 3)^6=0.002\ 73$ ;

因此，该类故障的虚警率为 0.273%，如果发现此类数据，系统故障的概率为 99.727%。

规则 4：连续 14 个数据中，相邻数据的大小交

替变化。如图 4(d)。该规则选定的 14 个数据是通过统计模拟试验得来的，其虚警率约为 0.27%，系统故障概率约为 99.73%。

规则 5：连续 3 个数据中有 2 个数据在中心线同侧的 A 区。如图 4(e)。

数据在 A 区的概率为：

$$P(\mu+2\sigma \leq x < \mu+3\sigma) + P(\mu-3\sigma < x \leq \mu-2\sigma) = \phi(3) - \phi(2) = 0.998\ 7 - 0.977\ 3 = 0.021\ 4$$

其中，φ(3) 和 φ(2) 可以从附录 1 标准正态分布表中查得。

连续 3 个数据中有 2 个数据，在中心线同侧 A 区的概率为：

$$2 \times C_3^2 \times 0.021\ 4^2 \times (0.997\ 3 - 0.021\ 4) = 0.002\ 68$$

因此，该类故障的虚警率为 0.268%，如果发现此类数据，系统故障的概率为 99.732%。

规则 6：连续 5 个数据中有 4 个数据在中心线同侧的 A 区或 B 区之外，如图 4(f)。

数据在 A 区和 B 区的概率为：

$$\phi(1) - \phi(3) = 0.158\ 9 - 0.001\ 4 = 0.157\ 5$$

$P\{\text{连续 5 个数据中有 4 个数据在中心线同侧的 A 区或 B 区}\} = 2 \times C_5^4 \times 0.157\ 5^4 \times (0.5 - 0.001\ 4 - 0.157\ 5) = 0.002\ 1$

因此，该类故障的虚警率为 0.21%，如果发现此类数据，系统故障的概率为 99.79%。

规则 7：连续 15 个数据在 C 区。如图 4(g)。

表面上，数据质量异常优秀，大大超出了以往的经验。这说明可能因为检测仪器故障或操作人员记录失误使得被测数据过于集中，甚至可能是报警的门限设置过宽。上述原因都会使报警系统把发生故障的发动机认定为工作正常，从而导致误警。

当数据为正常的正态分布时，数据处于 C 区的概率为：

$$P(\mu - \sigma \leq x \leq \mu + \sigma) = 2[\phi(0) - \phi(1)] = [0.500\ 0 - 0.158\ 7] = 0.682\ 6$$

其中，φ(0) 和 φ(1) 可以从标准正态分布表中查得。

$$P\{\text{连续 15 个数据在中心线 C 区}\} = (0.682\ 6)^{15} = 0.003\ 3$$

因此，该类故障的虚警率为 0.33%，如果发现此类数据，系统故障的概率为 99.67%。

规则 8：连续 8 个数据在中心线两侧，但没有 1 个在 C 区。如图 4(h)。

数据在 A 区和 B 区的概率为：

$$\phi(1) - \phi(3) = 0.158\ 9 - 0.001\ 4 = 0.157\ 5$$

$$P\{\text{连续 8 个数据在中心线两侧, 但无一在 C 区}\} = 2 \times [C_8^1 + C_8^2 + C_8^3 + C_8^4 + C_8^5 + C_8^6 + C_8^7 + C_8^8] \times 0.157 5^8 = 0.000 2$$

因此, 该类故障的虚警率为 0.02%, 如果发现此类数据, 系统故障的概率为 99.98%。

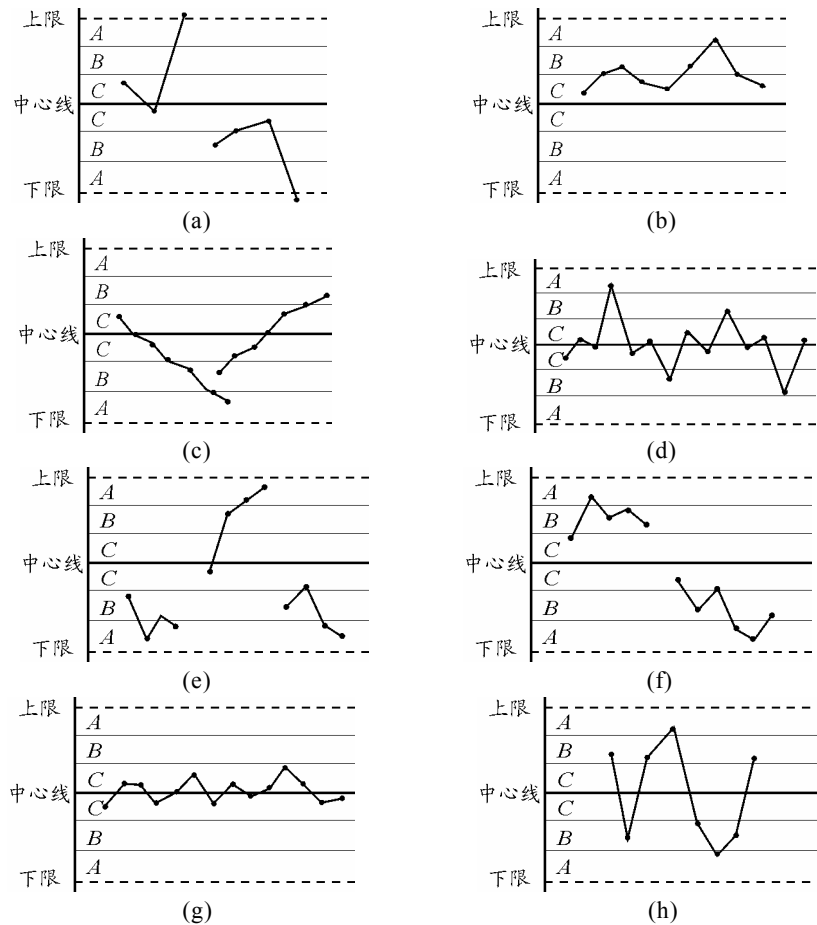


图 4 8 类报警规则

这 8 条规则不可能判断所有可能发生的故障情形, 但判别不了的故障情形可能性也是相当小的。

### 3 故障报警设计

对于导弹发动机系统, 一般包括火药启动器、电爆管、涡轮泵、推力室、燃气发射器、降温器、蒸发器、活门、机架、导管及其他联接控制元件。在发动机稳态工作阶段, 主要故障是泄露(漏液、漏气、漏火)、阻塞、涡轮泵故障等。故障的主要结果则是发动机性能下降、各参数不协调、一些元部件损坏等。

测试之前, 技术人员依据发动机的技术指标和发动机正常工作时的测量参数, 设置其报警参数。例如: 该发动机正常工作时, 涡轮泵转速的标称值为 9 730 r/min, 最大偏差值为 135 r/min。

利用莱因达准则确定  $\mu$ 、 $\sigma$  的取值, 从而确定发动机各参数的上下门限、均值门限和方差门限。即  $\mu=9 730$ ,  $\sigma=45$ 。由此可获 A、B、C 区的上下限数值(9 865、9 820、9 745、9 730、9 685、9 640、9 595)。

然后, 根据测试需求设定各参数的采样间隔时间, 实现对发动机的故障报警。具体设置内容和方法如图 5。

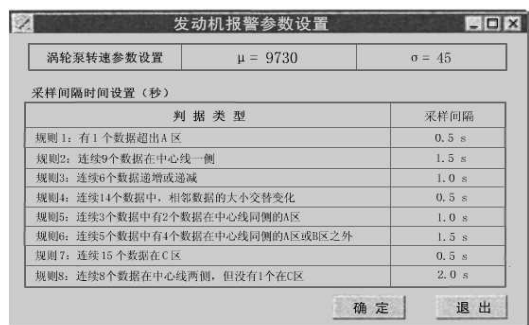


图 5 发动机涡轮泵转速报警参数设置界面

检测系统启动后, 报警程序通过后台运行, 对采样的发动机遥测数据进行分析。当发现异常数据时, 立即将该组数据进行编号, 存入报警日志, 同时在桌面最上层显示“报警数据详细资料”窗口, 如图 6。操作人员依据系统提示和个人经验, 决定“忽略该报警, 继续测试”还是“退出测试程序, 上报测控站”。

被测参数名称	故障数据特征	报警时间	年月日时分秒
采样间隔	S 样本量	本次报警编号	
采样数据			
数据特征	规则1	规则2	规则3
	规则4	规则5	规则6
	规则7	规则8	
上下门限值			
实测值			
系统提示			

图 6 报警数据详细资料界面

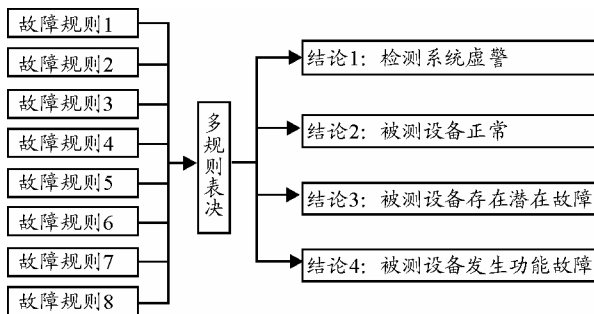


图 7 故障逻辑判决示意图

通常，如果满足第 1 条规则，测量值略超出门限，而其他 7 条规则未满足，可认定为检测系统虚警。如果不满足第 1 条规则，偶尔满足第 2~8 条规则中的某 1 条，可判定被测设备正常。如果不满足第 1 条规

则，但同时满足其它多条规则或某条规则持续满足，即可判定被测设备存在潜在故障。如果满足第 1 条规则，也满足其它某条规则，则可判定发动机设备已发生功能故障，需要停机检查，如图 7。

### 4 结束语

该系统可大幅降低报警系统的虚警率和误警率，还可及时发现导弹发动机的功能故障潜在故障，有效避免或降低故障发生所带来的损失。

### 参考文献:

- [1] 张公绪, 何国伟, 郑慧英. 新编质量管理学[M]. 北京: 高等教育出版社, 2003: 71-79.
- [2] 王飞, 李保华, 冯伟, 等. 统计过程控制在无人机故障预报系统中的应用[J]. 中国测试技术, 2007, 33(1): 23-25.
- [3] 童国强. 基于数据融合技术的多模型状态监测与故障预报[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2005.
- [4] 崔吉俊. 火箭导弹测试技术[M]. 北京: 国防工业出版社, 1999.
- [5] 高明皓, 王林斗, 匡俊华, 等. 家庭报警信号处理系统[J]. 电子测量技术, 2006, 29(2): 143-144.
- [6] 杨世杰. 动态测试数据中坏点处理的一种新方法-绝对均值法及应用研究[J]. 中国测试技术, 2006, 32(1): 47-49.

(上接第 74 页)

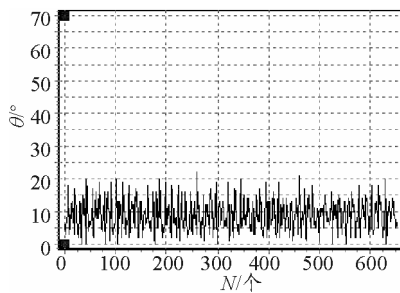


图 3 动态时由加速度计算的倾角

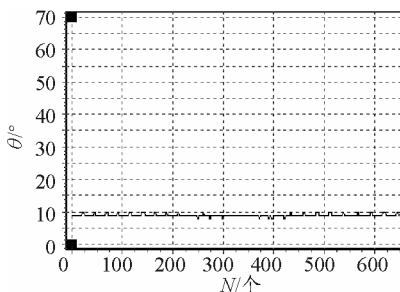


图 4 动态时由卡尔曼滤波计算的倾角

### 4 结论

该算法通过使用卡尔曼滤波算法对加速度传感器数据和陀螺仪数据进行融合，实时地改变测量噪

声协方差的值，避免了动态噪声对加速度传感器的影响，提高了飞行器姿态测量的精度，为飞行器的自主飞行控制提供了可靠的姿态反馈，也为四旋翼飞行器系统姿态的进一步调整创造了条件，具有一定的应用价值。

### 参考文献:

- [1] Bora Erginer, Erdinc Altug. Modeling and PD Control of a Quadrotor VTOL Vehicle[C]. Proceeding of 2007 IEEE Intelligent Vehicles Symposium Istanbul, Turkey, 2007, 894-899.
- [2] 杨明志, 王敏. 四旋翼微型飞行器控制系统设计[J]. 计算机测量与控制, 2008, 16(4): 485-487.
- [3] 聂博文, 马宏绪, 王剑, 等. 微小型四旋翼飞行器的研究现状与关键技术[J]. 电光与控制, 2007, 14(6): 113-117.
- [4] 陈福深. 伺服加速度计用于倾角测量的抗振动试验研究[C]. 中国惯性技术学会光电技术专业委员会第四次学术交流会暨重庆惯性技术学会第八次学术交流会论文集, 2000.
- [5] 李艳芳, 张佐理, 郑可飙. 动态系统运动状态最优化估计研究[J]. 计算机工程与设计, 2009, 30(2): 453-464.
- [6] 周瑞雄, 陈梧桐, 陈春明, 等. Kalman Predictor and Mutitarget Tracking Algorithm[J]. 中华技术学院学报, 2003, 5(26): 22-36.