

泵压式液体火箭发动机故障监控研究中 几个问题的考虑*

谭松林 张宝琨 段增斌

(陕西动力机械设计研究所, 西安, 710100)

摘 要: 从工程观点出发, 提出了开展泵压式液体火箭发动机故障监控系统研制中面临的几个方面问题的考虑, 包括监控参数的确定原则与方法, 检测算法的综合考虑, 微小泄漏的检测, 硬件的可靠性保证措施等, 对工程研制提供参考。

主题词: 液体推进剂火箭发动机, 泵压式燃料供应系统, 故障检测

分类号: V434.3 V448.25

A CONSIDERATION ON FAULT DIAGNOSIS IN PUMP-FED LEQUID ROCKET ENGINES

Tan Songlin Zhang Baokun Duan Zengbin

(Shaanxi Engine Design Inst., Xi'an, 710100)

Abstract: A consideration on some fault diagnosis in pump-fed liquid rocket engines is presented from the point of view of engineering. The principle and method to select diagnosis parameters, comprehensive detection calculation, fine-leak detection and hardware reliability are also discussed. It is helpful for liquid rocket engine engineering development.

Subject terms: liquid propellant rocket engine, Fuel pumping system, Fault detection

1 引 言

目前, 国内有关液体火箭发动机故障仿真、故障模式影响分析(FMEA)和故障监控方面的文章已发表不少^[1~3], 但真正从工程观点出发, 系统提出监控方案的不多, 大多数文章重在对模型的描述和检测算法本身的研究上。现结合型号研制开展故障监控方面的基础研究, 提出对其中几个问题的考虑, 主要包括: 监控参数的确定原则与方法; 监测算法的综合考虑; 微小泄漏的监测; 硬件的可靠性保证措施等。

2 检测参数确定的原则和方法

发动机状态监控通过大量工作参数来反映, 选定参数的首要原则是优先选用那些最能表征发动机状态信息的参数, 如涡轮泵转速, 流量, 压力等, 尽量少选用对发动机状态具有低信息度的参数, 或者说只宜将这些参数作为二类监控参数处理; 其次是确定监控参数的数目时应以信息损失不超过规定要求为限。

确定监控参数的方法一般有统计方法和故障模拟方法两种。采用故障统计方法确定监控

* 本文1995年11月6日收到, 修改稿1996年3月28日收到

参数时,应对过去大量试车和飞行试验发动机的采集数据和遥测数据进行全面分析,重点对那些出现频度较高的典型故障加以分析。主要方法有 FMEA 分析,故障树分析和定性定量相结合的方法。通过分析,找出一组最能表征发动机故障的敏感参数,然后从该组参数中确定监控参数,监控参数正常状态下统计偏差应很小。

设监控对象的正常工作由参数 X_i ($i=1, 2, 3, \dots, n$) 表示,监测对象在参数 X_i 方面正常 (X_i 异常,发动机不一定异常) 的事件用 H_i 表示,当系统处于理想状态时,监控对象所有参数都工作正常的概率为:

$$P = P(H_1, H_2, H_3, \dots, H_n) = P(H_1)P(H_2|H_1)(P(H_3|H_1H_2))\dots P(H_n/H_1H_2\dots H_{n-1})$$

记:

$$P = \prod_{i=1}^n P_i |_{(i-1)}$$

在发动机正常工作条件下,对每个参数单独计算其无故障的概率并取最不可靠者,连续进行计算,直到满足下列条件为止:

$$P \leq \prod_{i=1}^{n_1} (P_R)_i |_{(i-1)} \prod_{j=n_1+1}^n (P_H)_j |_{(j-1)}$$

式中 n_1 为监控参数的个数; $(P_R)_i |_{(i-1)}$ 为第 i 个监控参数工作正常的条件概率; $(P_H)_j |_{(j-1)}$ 为第 j 个非监控参数工作正常的条件概率。

通过上式进行筛选,在一级敏感参数工作中即确定了监控参数。然而,每个参数的散布均不一样,测量要求也不一样,因此,还应结合工程实际一并考虑。

采用故障模拟的方法确定监控参数时,首先要客观、真实地建立描述发动机状态的物理模型、数学模型,然后依据 FMEA 分析假设各种故障情形,在计算机上进行仿真模拟,通过模拟,找出最能反映故障的特征量。该特征量包容故障信息的能力应尽可能大。

对发动机地面试车,监控参数可适当取多一些。然而,对于飞行试验用发动机,由于受遥测通道的限制和出于工作可靠性考虑,直接在发动机上安装的测点不可能很多,主要有氧化剂喷前压力 p_{ox} 、涡轮泵转速 n_w ,还有弹上的增压压力和增压温度等,而增压压力和温度与发动机主要性能参数是弱相关的。因此,在总体监控参数和监控方案确定的前提下,要尽量利用验前信息,以统计数据为基础,慎重给出故障差别准则。

3 监控方法的选择

目前,主要的监测方法有红线法、SAFD 算法、ARMA 模型、人工智能、神经网络、专家系统和精确模型描述等等,归纳所有这些方法的特点,不外乎以下四种:

(1) 关键参数红线限幅法。这种方法规定了参数的上下波动限,只要参数超出此范围,即认为异常。该方法适用于发动机主级工作状态。

(2) 关系限幅法。这种方法规定了一参数(多参数)随另一种参数的变化规律范围,若超出此范围,即认为异常。此方法适用于发动机参数协调性判断。

(3) 随时间推进的参数限幅法(图1)。发动机在起动、关机、转级时,各参数随时间的变化都很显著,该方法规定发动机正常工作时参数随时间的变化关系范围,若超出此范围,即认为异常。该方法适用于发动机过渡过程监测

(4) 逻辑限幅法(图2)。该方法利用实时采集数据,按某种分析方法进行计算,提取一特征量(阈值),若超出此值,即认为异常。

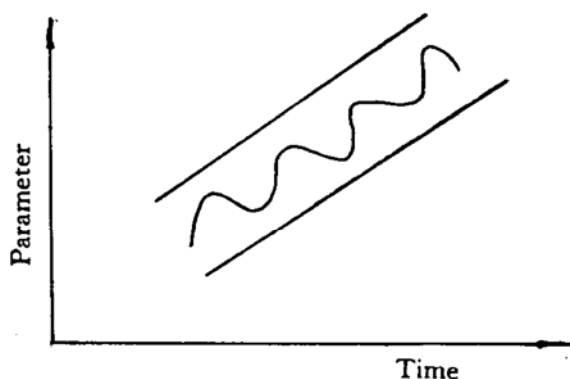


Fig. 1 Parameter for time

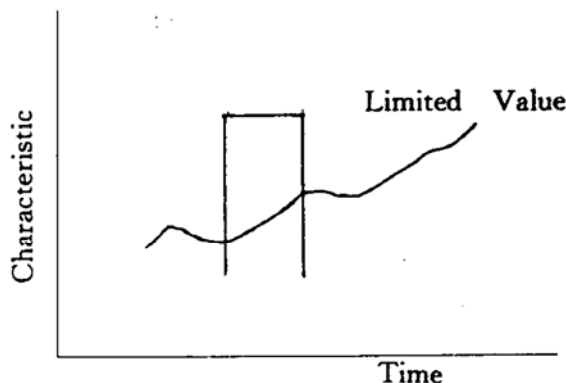


Fig. 2 characteristic for time

至今,地面试车时对参数的监测一直采用经验性极强的红线关机法(方法一),该方法取得了一定的效果(过去某型号试车由于没有进行参数监控就造成了没必要的延时而浪费推进剂)。但该方法在信噪比较小时容易发生误判,过去某发动机试车时就曾因涡轮泵转速误判而引起误关车的现象。

工程上从可靠性和快速性出发考虑,宜采用一些直接的方法,考虑到发动机工作过程十分复杂,响应极快的特点,在主级工作状态优先考虑改进型的红线限幅法,在过渡过程采用准动态数学回归模型,给出合适的包络线进行判别,不打算采用描述发动机动态特性的精确模型算法,在这两种方法的基础上再采用方法二对参数间的一致性进行联合判断。

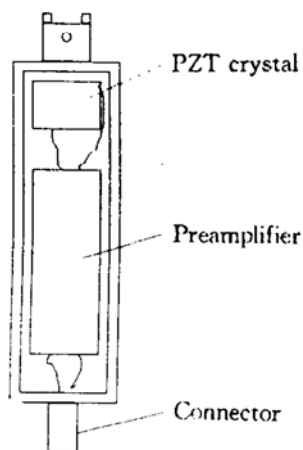


Fig. 3 schematic of electronic sensor

4 微小泄漏的故障监测

早期的某型发动机试车经验表明,经常有一些漏火漏液现象,从参数表现形式上很难发觉,而停车检查又无法发现漏火漏液部位,即有“无名火”一说。这种微漏对性能没有什么大的影响,但毕竟是个隐患,潜在的危险是有可能污染一些电气元件,烧毁控制电缆等。因此,国内外对此都很重视,国外很早就开始了这方面的监控研究,主要通过研制一种不影响发动机结构的高技术传感器来实现,图3是马夸特公司研制的一种泄漏诊断的声发射传感器示意图。该传感器能感受的最小泄漏率为 0.0454kg/h (水),工作温度范围为 $-34\sim 71^\circ\text{C}$,对应推进剂管路尺寸为 3.18mm 至 50.8mm 。该传感器对肼类、氧化氮、氨气、氮气等都适应。

5 硬件的可靠性保证措施考虑

在监控参数和监测方法确定后,便着手进行硬件方案和一些关键零、部件攻关。国外发动机故障监控技术的发展都是先从地面试验的故障监控开始的,待完善后再用于飞行试验。鉴于目前的任务分工,我们应主要研究用于地面试车的故障监控硬件设备,其中包括较多的测量传感器、信号处理部件、基准信号源和数据通讯接口等。从可靠性角度出发,建议本系统采用

以两台通用微机(一台用于冗余备份)和数台单片机为核心构成的主从分布式系统,它集现代控制理论、传感器技术、信号采集与处理技术、微机应用于一体,总体上进行优化;该系统还应具备对测点数据的贮存、查询、打印、图文显示、声像等功能,系统应具备自校正网络和失压保护装置。对于常规传感器,应努力提高其精度,其中包括时滞、重复性、非线性、减小零漂等,同时硬件采用多传感器表决方案,该系统经大量模拟试验后再用于地面试车考验。

参 考 文 献

- 1 吴建军,张育林,陈启智.大型泵压式液体火箭发动机故障综合分析.宇航学会液体火箭推进委员会第七届学术交流会,1993
- 2 吴建军,张育林,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)
- 3 谭松林.SSME 发动机故障监控评述及对大型液体火箭发动机故障检测的初步设想.火箭推进,1994(1)

(上接第5页)

4 结 论

(1)超音速燃烧室内超音速气流流过台阶尖角出现膨胀波,在背风处将形成低压回流区,则数学模型必须使用椭圆型偏微分方程。在远离台阶燃烧室的后半段,气流大体与燃烧室轴线平行,但是沿横向静压变化仍较大,该段数学模型应该采用“不完全抛物线型偏微分方程”。为了减少计算机机时和存储量,在燃烧室内可划分为几个不同性质的流场,各流场采用不同类型的数学模型进行数值模拟。

(2)燃烧效率 η 与总压恢复系数 σ 可以根据流场状态参数用数值积分方法求得,网格取得越细,得到的数据结果越准确,但所需的计算机机时将成倍增加。

(3)有台阶时,在主流与回流区之间的剪流层内,流速越低,湍流强度大,如果混气当量油气比在可燃极限内,温度高于着火温度,混气最容易自动着火。

(4)支板后缘中心喷氢气,将改变支板后回流区的流动状况,应当指出,只要有支板构成的台阶总会有回流区存在。

参 考 文 献

- 1 Billig F S. Desing of supersonic combustors based on pressure-area fields. 11th symposium(International)on Combustion, 1967
- 2 刘陵,刘敬华,张榛.超音速燃烧与超音速燃烧冲压发动机.西安:西北工业大学出版社,1993. 1
- 3 Heiser William H, Pratt David. Hypersonic airbreathing propulsion. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc. 1994
- 4 胡欲立,刘陵,张榛等.超音速燃烧二元流场的数值模拟.推进技术,1995,16(4)
- 5 Drell Isadore L, Belles Frank E. Survey of hydrogen combustion properties. NACA Report 1383, 1958