

# 飞机发动机燃料计量系统故障分析的一种方法

张海,邱静,钱彦岭,杨国锋

(国防科学技术大学机电工程研究所,湖南长沙 410073)

**摘要:**随着产品成本和复杂性的提高,故障模式影响分析已成为复杂系统设计过程中不可或缺的部分。但其有效性多年来一直存在争议,其主要原因在于采用以经验为主的定性推理法,分析繁琐,工作量大,导致很难确定每种故障模式的故障影响。本文从 BIT 设计的角度,以功能角色模型理论为基础,导出在反馈系统中的推理规则和故障模式影响分析方法。最后以喷气式发动机燃料计量系统为例,阐述对该系统进行故障分析的一般步骤。研究表明,本文提出的功能角色模型理论可有效提高故障模式影响分析效率。

**关键词:**故障模式影响分析(FMEA);功能角色模型;定性推理;燃料计量系统(FMS)

**中图分类号:** TB114 **文献标识码:** A **文章编号:** 1002-6061(2003)03-0009-05

## Fault Analysis in the Fuel-metering System of Plane Engine

ZHANG Hai, QIU Jing, QIAN Yan-ling, YANG Guo-feng

(Institute of Mechatronic Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

**Abstract:** With the increasing of the cost and complexity of products, Failure Modes and Effects Analysis(FMEA) are becoming an indispensable part of the design process of complex systems. However, it isn't effective for complex system due to the qualitative reasoning mainly by experiences, which is overloaded with details. It is difficult to ensure the fault effect of each fault modes. In this paper, based on the functional role model theory, the reasoning rule and the technique of FMEA, which are facing to Built-in Test(BIT), are developed. The process of fault analysis is illustrated by the Fuel-metering System of jet plane engine. The results of research show that the functional role model theory can be more efficient and effective in the FMEA.

**Key words:** failure modes and effects analysis(FMEA); functional role model; qualitative reasoning; fuel-metering system(FMS)

## 0 引言

机内测试(BIT)设计是进行复杂武器装备维修保障的重要技术之一<sup>[1~3]</sup>。它要求故障模式影响分析(FMEA)从系统设计开始<sup>[4]</sup>,但传统的 FMEA<sup>[5~7]</sup>一般只能对成品进行故障分析,不符合 BIT 设计的宗旨。而基于功能角色模型的 FMEA<sup>[8,9]</sup>从功能设计角度出发,完全符合 BIT 设计要求。目前,我们对该模型的建立及故障推理方法已有深入研究<sup>[10]</sup>,但在处理复杂系统,特别是反馈回路时,还没有形成有效的方法。

飞机发动机燃料计量系统<sup>[8]</sup>是飞机的重要组成部分

分。它的作用是根据飞行员需要的飞行速度,改变燃料回路的流速,从而控制飞行速度,在飞行中的地位举足轻重,故展开有效的 FMEA 具有重要意义。因其是典型的跟踪反馈系统,本文对功能角色模型理论及定性推理做进一步改进,对系统的进行实时的状态监测和准确的故障诊断,使其工作过程更加可靠。

## 1 基于功能角色模型的故障模式影响分析

用该理论进行故障模式影响分析,首先要将复杂的机电系统转换到功能模型上去,这是解决面向 BIT 设计故障分析的基础。Lucas 认为<sup>[8]</sup>:不管系统的构成方式有多么复杂,实际工程系统通常可分为机械、电、液压、气动、磁、光等几种形式。从能量的角度看,这些系统总可以理解为一种能量的流动,系统中有的元件产生能量、有的消耗能量、有的使能量从一种形式转化

收稿日期:2002-12-23

**作者简介:**张海,硕士研究生,主要研究兴趣为状态监控与故障诊断、测试性/BIT 设计等;邱静,博士,教授,主要从事状态监控与故障诊断、动态系统测试与分析方面的科研和教学工作。

为另一种形式、有的仅仅传递能量。即从能量角度看,物理世界存在某种相似性,这就是著名的相似性定理。根据相似性定理,很多物理系统的功能特征是一致或相似的,物理世界中的元件总在功能域里扮演一定的角色。

将多种物理参量统一归纳成四种状态变量,即势( $e$ )、流( $f$ )、位移( $q$ )、动量( $p$ );定义阻性构件( $c$ ),势能、动能储存器( $r_q, r_p$ ),能生成器( $g_e, g_f$ )等基本功能单元<sup>[8]</sup>;然后根据设计时确定的目标,结合系统能量和信号传输关系,将各基本功能单元连接起来而形成复杂的网络,建立出功能角色模型。它能够较完善地表达系统的功能设计信息,模型有严格的形式化定义,故 FMEA 的分析结果一致性较好<sup>[10]</sup>。

模型建好后,为进行 FMEA,还必须确定各功能角色发生故障时在系统中的传播关系,以考察故障对整个系统的影响,因此,需建立各功能角色的故障模型。阻性构件故障模式有:完全阻塞,完全短路,部分阻塞,部分短路;储存器故障模式有:完全不能储能和储能效率下降;生成器故障模式有:无能量输出,超出正常值很多,轻微偏离正常值。

确定基本故障模式后,就可以在功能角色模型中注入故障,利用定性代数的基本理论,研究故障传播关

系。文献[8]、[10]总结了故障传播应首先从反向传播分析开始,然后进行正向分析。文献[10]指出了八条故障推理规则,并对简单的开环系统进行推理验证。这些内容奠定了基于功能角色模型的故障模式影响分析基础。

## 2 燃料计量系统的功能角色模型

FMS 的原理图如图 1 所示。按照不同的能域可以分成六个子系统:①转矩电机的电力部分(线圈);②转矩电机的机械部分;③包括转矩电机在内的 FMS 液压部分;④活塞和小齿轮;⑤给控制器传送信号的电传感器;⑥给飞机发动机供油的阀出口部分。

系统的工作过程为:转矩电机将电能转换成液压挡板的机械位移,伺服调节压力源(SVP)和低压源(LP)用于提供系统不同压力的燃料,燃料从左右挡板流入,经阀门执行机构从液压阀流出。在执行机构安装一小齿轮和传感器,可以获得压力反馈信号,将信号反馈到转矩电机左右线圈,可以改变挡板的出口尺寸大小,使 SVP 流回 LP。另外,挡板出口越大,返回 LP 的压力越大,执行机构活塞一侧压力越低,从而导致执行机构回移或关闭阀门。反之亦然。最终可调节出口的的压力和流量。图 1 中,能量的流动用实箭头表示,信号的流动用虚箭头表示。

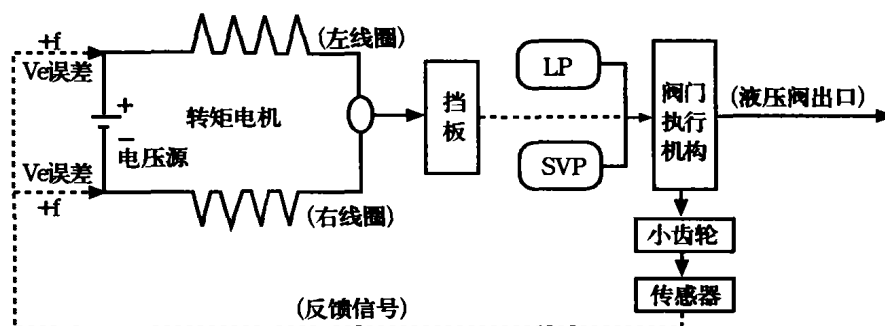


图 1 FMS 原理示意图

根据 FMS 的原理图,结合文献[10]的功能角色模型构造原则,可以构造 FMS 完整的功能角色模型,如图 2 所示。为了分析某一时刻故障构件对系统的影响,可将图 1 中的反馈信号回路断开。图 2 中的功能角色模型是将反馈回路断开的模型图。图中,由于能量流和信号流都表示一种功能的转换关系,因此,我们都用实箭头表示,粗实箭头表示能量或信号转换关系;细实箭头表示能量或信号影响关系。椭圆内的功能构件构成

一个功能实体,例如,  $gf$  和  $c$  的椭圆表示了一个考虑内阻的线圈。另外,注释中,  $\frac{c}{c}$  的分子表示并联单元中所有管道的阻性,分母表示串联单元中所有管道的阻性。转矩电机左右线圈是流生成器功能构件,且是真正的源生成器,用  $gf$  表示,其内阻用  $c$  表示;挡板用阻性构件  $c$  表示,考虑到能量由线圈传递来,故添加虚拟势生成器  $ge$ ;各功能单元含义:  $ge1$  为伺服调节压力(SVP)

源; $\frac{c}{c}2$  为出口阻力  $c4$  和  $\frac{c}{c}5$  的合成阻力; $gf3$  为执行机构环带一侧产生的流速; $c4$  为固定出口阻力; $\frac{c}{c}5$  为执行机构活塞一侧阻力和  $\frac{c}{c}6$  的合成阻力; $\frac{c}{c}6$  为挡板出口阻力  $c8$  和  $\frac{c}{c}9$  的合成; $gf7$  为进入活塞的流速; $c8$  为挡板出口阻力; $\frac{c}{c}9$  为环带和 LP 的合成阻力; $ge10$  为低压源(LP); $gf11$  为执行机构环带一侧的流速; $ge12$  为作用在执行机构活塞侧的力; $ge13$  为执行机构上的负载; $ge14$  为作用在执行机构环带侧的力; $gf15$  为位置改变器上小齿轮角速度。

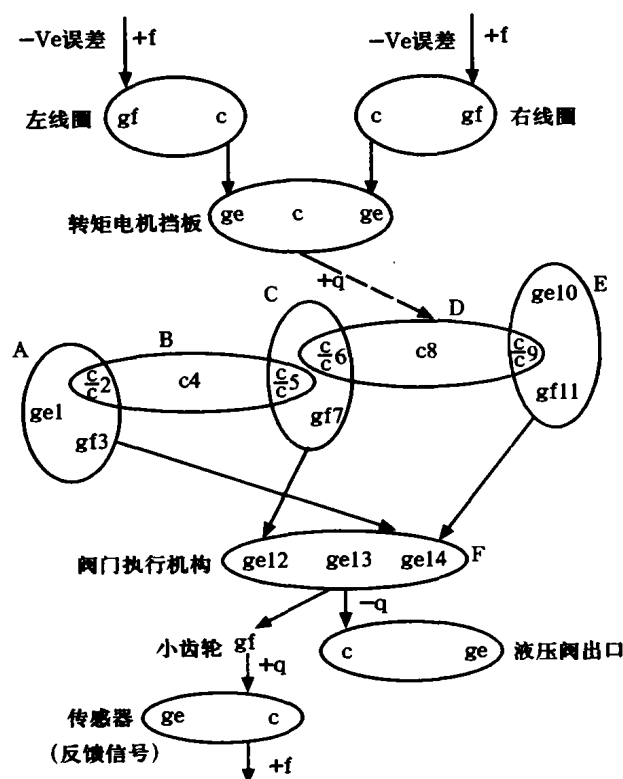


图2 FMS 完整的功能角色模型

构件的状态;将故障模式注入到角色模型后,针对三种误差情况(不同误差条件下功能角色图略有区别)将此时系统中故障构件的影响依文献[10]的推理规则传播至系统各处,直到获得系统的响应,并根据该响应和系统无故障条件下三种不同误差对应的系统的响应来确定系统的反馈量值(最大、不变或最小)。综合三种不同误差条件下系统的反馈值,就可以确定该故障模式对反馈系统的影响。

燃料计量系统属于典型的跟踪模式反馈系统,进行故障推理时,也应首先进行反向推理,然后进行正向推理。文献[8]、[9]、[10]对开环功能构件的可能故障模式、注入故障后的故障传播关系、定性推理规则仍然适用。为了便于分析,需将反馈回路断开。

我们根据故障诊断领域以及实际中的先验知识,总结出稳定状态下,跟踪模式的故障影响,见表1。对于限制控制模式,故障影响略有不同,由于FMS是典型的跟踪反馈,故本文只考虑跟踪模式。

表1 稳定状态下,跟踪模式的故障影响

误差响应			故障影响 (输出端)
正误差(+)	零误差(0)	负误差(-)	
max	$d=0$	0	故障模式 0
0	0	0	故障模式 1
max	max	max	故障模式 2
$d=0$	$d=0$	0	故障模式 1
max	$d=0$	$d=0$	故障模式 2
$d=0$	$d=0$	$d=0$	故障模式 3
max	0	0	故障模式 4
max	max	0	故障模式 5

注:0表示系统状态变化至最小; $d=0$ 表示系统状态不变;max表示系统状态变至最大。

故障模式0表示正常状态;故障模式1表示广义势减为零,广义流增大,相当于输出口短路;故障模式2表示广义势增大,广义流减为零,相当于输出口断开;故障模式3表示广义势(广义流)处在最大值一半处,相当于输出口信号处于中间状态;故障模式4表示故障补偿(需减小输入);故障模式5表示故障补偿(需增大输入)。

### 3.2 FMS 在正常状态下,对三种误差的故障模式影响分析

功能角色模型应首先了解系统的结构和状态,但在FMS中,只表现出一种状态,即阀和挡板均半开,传

## 3 燃料计量系统(FMS)的故障模式影响分析

### 3.1 反馈系统的故障模式影响分析方法

对于反馈系统,反馈信息可分为正、负、零三种误差,为了确定每种误差对系统的影响,首先要在系统无故障注入时,针对每种输入误差确定系统的输出。其次,由于管道受调节关系(Regulation Influences)的影响,功能角色模型中管道的状态可能发生变化,因此,还需确定各管道的状态。对于跟踪模式(Tracking Systems),要确定正误差和负误差条件下系统的响应及各

感器阻值为最大值的一半。当系统要求零误差时即是这种情况,而对于其他两种误差信号,系统的状态要随之改变。

零位置误差使得左右线圈产生相同的电流,在角色模型中表现为电动力平衡。此时对整个系统不产生任何影响;为找出正、负误差下系统行为的变化,每个线圈要作相应改变。正误差信号会使转矩电机右线圈电流增加( $df$  为正);负误差会使转矩电机左线圈电流增加( $df$  为正)。分别对正、负误差从线圈绕组开始正向推理,直到电传感器的读数结束。为了简化,推理过程省略,只给出重要的不同之处和结果。对于正误差, $c8$  阻性降为零,用  $c8 \rightarrow o8$  表示,此时,  $\frac{c}{c-}5$ 、 $\frac{c}{c-}6$  将不存在, $c4$  与  $gf7$  无任何关系,最终使传感器阻值降为零,产生最大的传感器读数;对于负误差, $c8$  阻性增至无穷大,用  $c8 \rightarrow b8$  表示,最终使传感器阻值增至无穷大,使传感器读数为零。总之,零误差不影响传感器读数;正误差将使传感器读数增至最大;负误差将使传感器读数减小为零。

### 3.3 注入故障后,FMS 的故障模式影响分析

为了阐述反馈系统中的故障分析,仅考虑一种故障模式:转矩电机中节流阀旁通引起的液体局部泄漏,通过添加一个格外的路径注入故障,在此添加流路  $c-4.1$  与  $c4$  并联,添加的聚类管道  $4.2$  代表固定孔  $c4$  和流路  $c-4.1$ 。 $\frac{c}{c-}4.2$  表示上端聚类管道是  $c-$ ,下端聚类管道是  $c$ ,它将影响聚类管道  $\frac{c}{c-}2$ 、 $\frac{c}{c-}5$ 、 $\frac{c}{c-}6$ 、 $\frac{c}{c-}9$ 。然后将该故障注入到第三个子系统中。

故障推理规则 1~8,见参考文献[10],另外,由于推理过程较长,在此只给出推理示例。

#### 1) 零误差情况

从故障注入点开始反向推理,如: $c-4.1$  与  $c4$  并联,据规则 1  $\rightarrow c-4.1$  电流增大, $df$  为正;依次推理,到系统真正的源生成器  $ge1$  结束, $ge1$  的反向影响为: $ge1$  流速增大, $df$  为正,然后结合零误差的影响( $ge10$  压力不变, $de=0$ ),从  $ge1$  开始正向推理,如: $ge1$  流速增大, $df$  为正,据规则 5  $\rightarrow ge1$  压力不变, $de=0$ ;  $\frac{c}{c-}2$  与  $gf3$  并联,据规则 6  $\rightarrow \frac{c}{c-}2$  压力不变, $de=0$ , $gf3$  压力不变, $de=0$ (不能确定  $gf3$  流量变化)。依次按照能量流动的方向,按照文献[10]的推进规则,确定每个功能构件的故障影响,最后,故障影响传播到  $gf15$ , $gf15$  ( $df$  为正),由先验知识  $\rightarrow$  传感器电阻阻值增大,最后阻性增

至  $b$ (无穷大)。因此,零误差将使传感器电流为零,即读数为零,注入故障后使系统输出流量增大。

#### 2) 正误差情况

反向推理与零误差情况一致。正向推理不同之处在于:由于正误差的反馈,使挡板  $c8$  变为零阻值, $\frac{c}{c-}5$ 、 $\frac{c}{c-}6$  已经不存在, $c4$  与  $gf7$  断开,无任何关系,导致  $gf11$ , $gf13$  压力不变,故障影响传播到  $gf15$ ,使  $gf15$  最终转速减少( $df$  为负),由先验知识  $\rightarrow$  传感器电阻阻值减小,最后阻性减至零。因此,正误差将使传感器电流最大,即读数最大,注入故障后使系统输出流量减小。

#### 3) 负误差情况

推理与零误差类似,只是负误差的反馈,使挡板  $c8$  变为无穷大阻性。最后结果是:负误差将使传感器电流最小,即读数为零,注入故障后使系统输出流量增加。

#### 4) 误差的合成

FMS 针对这三种误差的输出分别是:正误差产生最大的传感器读数(阀关闭);零误差产生最小的传感器读数(阀开启);负误差产生最小的传感器读数(阀开启)。从表 1 可知故障影响为:故障模式 4,即整个控制系统认为可处于运行当中,但需要减少输入(功率),以补偿故障。FMS 的输入是将电能转换成电机转矩,电控系统中,机载诊断能力可以识别输入的变化,因此,这种故障可以在飞机座舱中被识别。

## 4 结论

用功能角色模型分析反馈系统,具体步骤如下:①深入理解系统结构功能,熟悉能量或信号的流动关系;②将反馈回路断开,建立系统的功能角色模型;③在输入口注入正、零、负三种误差。对零误差,系统各状态不变,可不进行正向推理;对正、负误差,用功能角色模型理论分别从输入端进行正向推理,找出系统各功能单元的状态参数变化,直到输出端;④对正、负误差情况,系统的功能角色图要做相应变化;⑤注入故障,分别就正、零、负误差三种情况,进行反向推理和正向推理,得出每种情况的输出结果;⑥将误差合成,确定注入的故障对系统造成的总的故障影响。

从以上的分析可以看出,运用功能角色模型与定性推理方法进行飞机发动机燃料计量系统的故障分析是可行的,特别是在发动机稳态工作情况下,可有效提高故障模式影响分析效率。

## 参考文献

- [1] 曾天翔. 测试性在现代军用飞机中的应用[J]. 测控技术, 1993,

12(2):2~5.

[2] 顾伟豪. 美国的可靠性、维修性研究与发展[J]. 国际航空, 1992, (1):39~41.

[3] 温熙森, 徐永成, 易晓山, 陈循. 智能机内测试理论与应用[M]. 北京: 国防工业出版社, 2002.

[4] 钱彦岭. 测试性建模技术及其应用研究[D]. 长沙: 国防科技大学机电工程及自动化学院, 2002.

[5] 刘淑霞, 邝朴生. 工程机械故障诊断技术的发展[J]. 工程机械与维修, 2001, 4:80~62.

[6] 张优云, 谢友柏. 状态监测故障诊断与现代设计技术. 中国机械工程, 1997, 5:101~103.

[7] 陆廷孝, 郑鹏洲. 可靠性分析与设计[M]. 北京: 国防工业出版社, 1995.

[8] Hawkins P G, Woolons D J. Failure modes and effects analysis of complex engineering systems using functional models[J]. Artificial Intelligence in Engineering 1998, 12(4):375~397.

[9] Lucas Chitarro, Giovanni Guida, Carlo Tasso, Elio Toppano. Functional and Teleological Knowledge in the Multimodeling Approach for Reasoning About Physical Systems: A Case Study in Diagnosis[J]. IEEE Transactions on Systems, 1993, 23(6):1718~1751.

[10] 王明凯. 基于功能角色模型的自动故障模式影响分析及其实现[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2002.

(上接第8页)

由图5可见, 整个着陆冲击过程仅有零点几秒钟, 起落架机轮在空间三个方向上均有冲击位移, 其中垂直方向——Y向位移量大, X向位移较小。由垂直位移的最大值可以得到冲击过程中机轮轮胎的最大压缩量, 由此可以对起落架轮胎的功量吸收情况进行计算。

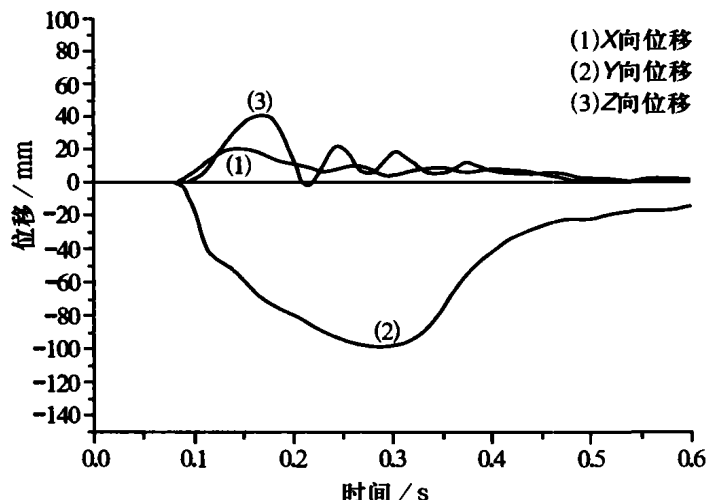


图5 某型飞机起落架落震试验机轮三向冲击位移测试曲线

本三向位移测试系统的测量范围: X方向,  $\pm 100$  mm; Y方向,  $0 \sim 300$  mm; Z方向,  $\pm 200$  mm。综合考虑各角度传感器的采集误差以及系统的最大测量范围, 通过公式(3)可得到测试系统在最大测量范围内的相对误差小于0.5%。在实际测量过程中, 机械臂1端头A点与机轮轮轴端部A'点重合性的好坏也会影响测试结果的准确性, 因此, 机械臂1端头处的磁性吸合元件以及机轮轮轴端部的磁性吸合元件均设有中心定位圆孔(如图1(b)所示)。在落震试验前, 使用非磁性的铝制圆棒插入孔中进行同轴定位, 并调整三向位移测试装置的高度, 使得机轮触台时机械臂1端头A点与机

轮轮轴端部A'点在水平方向上具有良好的重合性, 避免了由于机械臂初始状态的位置偏差对测量结果的影响。本四自由度空间定位装置通过磁性吸合擒拿装置与机轮连接并同步移动, 不需要在起落架上安装测试传感器。因此, 本测试方法不破坏起落架的结构和强度, 试验完毕后昂贵的起落架还可正常使用。

## 5 结束语

使用本套由四自由度空间定位装置、磁性吸合擒拿装置与计算机自动数据采集装置组成的起落架落震试验机轮三向冲击位移测试系统, 实现了起落架落震试验中难于测量的飞机着陆瞬间机轮在高速撞击、大变形状态下空间三方向冲击位移的实时测量。从而较好地解决了目前国内在落震试验中, 对起落架着陆瞬间冲击位移的动态变化过程进行有效与准确测量的问题。

## 参考文献

- [1] Norman. S Curry 著, 方宝瑞译. 飞机起落架设计原理和实践[M]. 北京: 航空工业出版社, 1990.
- [2] 智维列夫, 科柯宁著. 航空机轮和刹车系统设计[M]. 北京: 航空工业出版社, 1980.
- [3] Carter, John F Nagy, Christopher J. The NASA landing gear test airplane[J]. National Aeronautics and Space Administration. 1995, 22.
- [4] Sen Joyanto K. Design and test of an advanced technology landing gear[J]. Annual Forum Proceedings-American Helicopter Society. 1990, 2:1175~1186.
- [5] 航空航天工业部科学技术委员会编著. 飞机起落架强度设计指南[M]. 成都: 四川科学技术出版社, 1986.
- [6] 吴瑞祥. 机器人技术及应用[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 1994.
- [7] 潘新民. 微型计算机控制技术[M]. 北京: 人民邮电出版社, 1988.