

文章编号:1674-8190(2016)01-070-08

定量危害性矩阵分析方法研究

王锦妮, 火建卫

(中国航空工业集团公司第一飞机设计研究院, 西安 710089)

摘要: 危害性矩阵分析中, 由于同一个严酷度类别在矩阵图中是一个区间, 容易出现当几个故障模式的严酷度相同时, 在矩阵图中无法精确标识, 从而使得得出的危害度有偏差。同时, 利用作图法, 分析效率较低。本文首先对目前的危害性分析方法进行改进, 将区间进行再次划分并用显性直观的数值进行度量; 然后, 以某型飞机升降舵操纵分系统为例, 进行危害性分析。结果表明, 该方法可以对各故障模式或产品的危害度给出精确的量化值, 为改进决策提供支持。

关键词: 故障模式、影响及危害性分析; 危害性矩阵; 危害度

中图分类号: TH114.3

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2016.01.010

Research on Quantitative Criticality Matrix Analysis Method

Wang Jinni, Huo Jianwei

(The First Aircraft Institute, Aviation Industry Corporation of China, Xi'an 710089, China)

Abstract: In the criticality matrix, the horizontal axis is severity level and the vertical axis is criticality value of the failure mode or product. However, the failure modes can not be accurately identified while they have the same severity level. At the same time, that will lead to criticality with deviation. In addition, the efficiency of graphic method is low. A new modified calculation method of quantitative analysis of criticality matrix based on the current method is improved. An elevator sub-system is demonstrated as an example. Results show that quantitative value of failure mode or product criticality can be obtained easily, which is the basis for supporting improvement decisions.

Key words: failure mode, effect and criticality analysis; criticality matrix; criticality

0 引言

故障模式、影响及危害性分析(Failure Mode, Effect and Criticality Analysis, 简称 FMECA)是分析产品所有可能的故障模式及其可能产生的影响, 并按照每个故障模式产生影响的严重程度及其发生概率予以分类的一种归纳分析方法, 是一种单因素的分析方法。FMECA 由故障模式及影响分析(Failure Mode and Effect Analysis, 简称 FMEA)和危害性分析(Criticality Analysis, 简称

CA)两部分组成, CA 是 FMEA 的补充和扩展^[1-2]。

FMECA 是产品可靠性分析的一项重要的工作项目, 也是开展维修性分析、安全性分析、测试性分析和保障性分析的基础。大多数的复杂系统在使用过程中一旦出现故障, 由于故障模式的多样性, 影响不确定性高, 危害度往往超出人们的预期。因此, 对危害性大的故障模式进行排序, 进而根据排序结果进行改进设计显得极其重要。

针对 FMECA 风险评价和排序方法的研究主要集中在模糊数学方法的处理上, John B. Bowles 等^[3]将模糊数学引入到危害性分析中, 提出了基于模糊理论的 FMECA 评价方法。崔文彬等^[4]利用模糊理论对影响故障模式危害性的各因素进行了模糊处理, 建立了故障模式危害性评定的模糊评判

收稿日期:2015-11-19; 修回日期:2016-01-29

通信作者:王锦妮, wangjinni0155362@163.com

模型,阐述了模糊评判方法的基本步骤。刘娜等^[5]提出了基于故障发生频率、严重程度以及检测难度三因素的模糊危害度评价模型,以评分方式解决实际工作中精确值难以获取的困难。以上方法从不同的角度提出了危害度的度量模型,但并没有解决采用传统的定量危害性矩阵分析时,在危害性矩阵图中如何精确描述和确定代表某个特定故障模式点的位置。

通常,故障模式点纵坐标的确定方法是明确的,但其横坐标的确定方法不清晰,缺少指导依据和参考标准。同时,利用作图法,存在较大的误差。为了解决上述问题,本文对目前的危害性分析方法进行改进,将每个等级的严酷度又划分为 5 个层次,并用显性直观的数值进行度量,然后以某型升降舵操纵分系统为例,进行实例验证,以期有效解决精确度和效率低的问题。

1 定量危害性矩阵分析方法

1.1 绘制危害性矩阵图的目的和方法

(1) 目的

比较每个故障模式影响的危害程度,为确定改进措施的先后顺序提供依据。危害性矩阵是在某个特定严酷度类别下,对每一个故障模式危害程度或产品危害度的结果进行比较,危害性矩阵与风险优先数一样具有指明风险优先顺序的作用^[6]。

(2) 方法

横坐标一般按照等距离表示严酷度类别(I、II、III、IV);纵坐标为产品危害度、故障模式危害度,或故障模式发生概率等级(采用定性分析方法时)。其方法是:首先按照产品危害度、故障模式危害度的值或故障模式发生概率等级在纵坐标上查到对应的点,再在横坐标上选取代表其严酷度类别的直线,并在直线上标注产品或故障模式的位置(利用产品或故障模式代码标注),从而构成产品或故障模式的危害性矩阵图^[7-8],即得到各产品或故障模式危害性的分布情况。

1.2 危害性矩阵图的应用

危害性矩阵图如图 1 所示。从其中所标记的故障模式分布点向对角线(虚线 OP)作垂线,以该垂线与对角线的交点到原点的距离作为度量故障

模式(或产品)危害性大小的依据,距离越长,其危害性越大,即越应优先采取改进措施^[9]。在图 1 中,因 0-1 距离比 0-2 距离长,则故障模式 M_1 比故障模式 M_2 的危害性大。当采用定性分析时,大多数分布点是重叠在一起的,此时应按照区域进行分析。

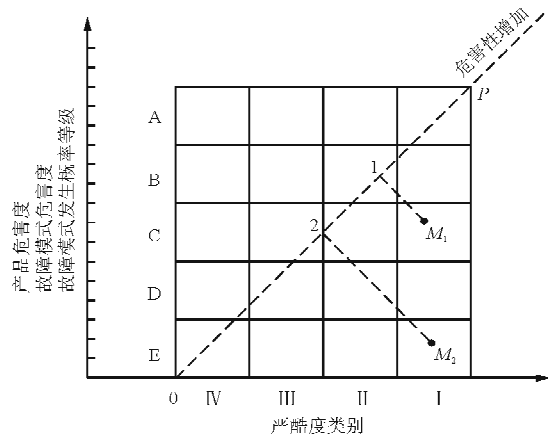


图 1 危害性矩阵图

Fig. 1 Criticality matrix

定量危害性矩阵分析方法主要是按照相关公式分别计算每个故障模式的危害度和产品危害度,并对求得的不同产品危害度和故障模式危害度的值分别进行排序,或应用危害性矩阵图对每个故障模式的危害度和产品的危害度进行危害性分析。

1.2.1 故障模式的危害度

故障模式的危害度是产品危害度的一部分。计算产品在工作时间 t 内,第 j 个故障模式发生的某严酷度类别下的危害度(C_{mj}),计算公式为

$$C_{mj} = \alpha_j \times \beta_j \times \lambda_p \times t \quad (1)$$

式中: $j=1,2,\dots,N$, N 为产品的故障模式总数; α_j (故障模式频数比)为产品第 j 种故障模式发生次数与产品所有可能的故障模式发生次数的比率, α_j 一般可通过统计、试验、预测等方法获得,当产品的故障模式数为 N ,则 $\alpha_j (j=1,2,\dots,N)$ 之和为 1,

即 $\sum_{j=1}^N \alpha_j = 1$; β_j (故障模式影响概率)为产品在第 j 种故障模式发生的条件下,其最终影响导致“初始约定层次”出现某严酷度类别的条件概率, β 值的确定是代表分析人员对产品故障模式、原因和影响等掌握的程度,通常 β 值的确定是按经验进行定量估计^[10]; λ_p 为被分析产品在其任务阶段内的故障率,单位为 $1/h$; t 为设备的工作时间,单位为 h 。

1.2.2 产品的危害度

产品危害度(C_r)是该产品在给定的严酷度类别和任务阶段下的各种故障模式危害度之和。

$$C_r = \sum_{j=1}^N C_{mj} = \sum_{j=1}^N \alpha_j \times \beta_j \times \lambda_p \times t \quad (2)$$

1.3 危害性分析的实施

CA 的实施与 FMEA 相同,采用填写表格的方式进行,CA 表中的故障模式编码应该与 FMEA 表中的一致。典型的 CA 表如表 1 所示。

表 1 CA 表
Table 1 Criticality analysis

初始约定层次:			任 务:				审 核:			第 页·共 页				
约定层次:			分析人员:				批 准:			填表日期				
代码	产品或功能标志	功能	故障模式	故障原因	任务阶段与工作方式	严酷度类别	故障模式概率等级或故障数据源	故障率 λ_p	故障模式频数比 α_j	故障影响概率 β_j	工作时间 t	故障模式危害度 C_{mj}	产品危害度 C_r	备注
(1)	(2)	(3)	(4)	(5)	(6)	(7)	(8)	(9)	(10)	(11)	(12)	(13)	(14)	(15)

第(1)~(7)栏的内容与 FMEA 表中对应栏的内容相同;在第(8)栏记录危害性分析时所采用的故障数据(含故障率数据和故障模式频数比数据)来源,当采用定性危害性分析方法时,此栏记录故障模式概率等级;第(9)~(14)栏记录危害度计算的相关数据及计算结果;第(15)栏记录对其他栏的注释和补充。

2 定量危害性矩阵分析方法的不足

在现有的 FMECA 指导标准、可靠性工程手册和参考资料中,关于定量危害性矩阵分析方法的内容基本相同。在工程应用中,进行定量危害性矩阵分析时,均参照 GJB/Z1391-2006 或型号可靠性工程手册中的方法,现阶段的定量危害性分析方法存在以下不足:

(1) 严酷度类别在矩阵中无法精确标识

利用危害性矩阵图进行定量危害性分析时,要在危害性矩阵图确定代表某个故障模式点的位置。代表某个故障模式点的纵坐标依据产品危害度或故障模式危害度的值确定,纵坐标的确定方法清晰明确。但是,危害性矩阵中图中的横坐标一般按等距离表示严酷度类别(I类、II类、III类、IV类),对于I类、II类、III类、IV类严酷度类别,在危害性矩阵图的横坐标上分别是四段线段,对于严酷度类别已确定的某个故障模式,如何在对应的线段上确定代表该故障模式点的横坐标(确定代表某个故障模

式的点在横坐标轴上的位置),缺少指导依据和参考标准。

目前在工程应用中进行定量危害性矩阵分析时,对于代表某个故障模式点的横坐标,在危害性矩阵图中,通常仅要求将其确定在与其严酷度类别相对应的线段范围内即可,这样的处理方式影响定量危害性矩阵分析结果的准确性。

(2) 手工绘图误差大、效率低

定量危害性矩阵分析方法是一种手工绘图分析方法,绘图测量的方法存在作图误差,分析时先确定代表各个故障模式的点在危害性矩阵图上位置,测量这些点在危害性矩阵图对角线上的垂足(垂直投影点)与原点之间线段的长度,依据垂足点与原点之间线段长度值进行大小排序,比较故障模式(或产品)危害性,为确定产品改进措施的先后顺序提供依据。

FMECA 要结合产品设计状态的更新迭代进行,危害性矩阵分析也应进行迭代。当产品的设计状态变化较频繁、产品的故障模式较多时,定量危害性矩阵分析的手工绘图、测量分析方法的工作效率低。

3 定量危害性矩阵分析方法的改进

3.1 故障模式横坐标的确定

严酷度类别是对故障模式导致最坏的潜在影响的一种度量,严酷度类别的划分应依据故障模式

对“初始约定层次”最终可能出现的人员伤亡、任务失败、产品损伤(或经济损失)和环境损害等方面的影响程度进行确定的。在研究危害性矩阵图中代表某个故障模式点横坐标的确定方法时,既要考虑不同严酷度类别的差别,还应考虑相同严酷度类别的不同故障模式,其最终影响的严酷程度可能会有差别。产品的 FMEA 报告中有明确的严酷度类别及定义,工程中常用的严酷度类别划分为:Ⅰ类(灾难的)、Ⅱ类(致命的)、Ⅲ类(中等的)、Ⅳ类(轻度的),若将Ⅰ类、Ⅱ类、Ⅲ类、Ⅳ类看成评分的分数值,这种严酷度类别的划分方法是一种评分法。

进行定量危害性矩阵分析时,用Ⅰ类、Ⅱ类、Ⅲ类、Ⅳ类的严酷度类别划分方法,不能准确地确定代表故障模式的点的横坐标,需要定义可操作性好的评分规则,便于用数学方法进行处理,方便在危害性矩阵图上确定代表某故障模式点的横坐标数值,以提高定量危害性矩阵分析结果的准确性。

为了提高分析的效率和精度,将Ⅰ类、Ⅱ类、Ⅲ类、Ⅳ类的对应评分划分为 5 档,另外,考虑要在同一坐标系反映,因此,分别对应 20-16,15-11,10-6,5-1,每档的 5 个整数,分别对应于导致某类严酷度的可能性,由高到低依次为“绝对会导致”、“肯定会导致”、“一般会导致”、“有可能会发生”、“导致该类严酷度的可能性很低”。

本文推荐的故障模式严酷度评分及标准表如表 2 所示。

表 2 严酷度评分数值表

Table 2 Evaluation score of severity level

严酷度类别	评分值	参照标准
Ⅳ类	$1 \leq F \leq 5$	系统的功能有轻度下降,对系统及环境未造成损害,对人员完全无害。
Ⅲ类	$6 \leq F \leq 10$	系统功能明显下降,对系统及环境造成一定的损害,对人身伤害有轻微的威胁,甚至无威胁。
Ⅱ类	$11 \leq F \leq 15$	系统功能丧失,任务失败,造成系统及环境严重损害,对人身伤害有严重威胁。
Ⅰ类	$16 \leq F \leq 20$	系统功能完全丧失,造成系统及环境巨大损害,并使人员伤亡。

在进行定量危害性矩阵分析时,为了确保评分结果的正确性,可请熟悉产品的多名专家(或设计人员)对故障模式的严酷度进行打分,用平均值作

为故障模式严酷度类别的评分值(F),然后计算代表该故障模式点的横坐标数值。

$$x = F \times K_x \quad (3)$$

式中: K_x 为危害性矩阵图横轴(x轴)的作图比例,其单位可取 mm/min。

3.2 定量分析算法研究

依据定量危害性矩阵分析的原理和方法,进行定量危害性矩阵分析的算法研究。定量危害性矩阵分析算法的推导过程如下:

首先推导危害性矩阵图上的点在对角线垂足点坐标的计算公式。

设:在危害性矩阵图上有有点 $M(x_1, y_1)$,危害性矩阵图对角线 OP 的斜率为 k ,过点 M 做对角线 OP 的垂线,垂足为 $N(x_2, y_2)$,如图 2 所示。

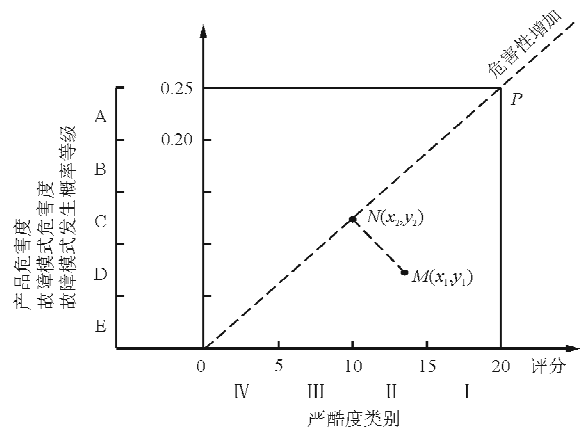


图 2 定量危害性矩阵分析的解析图

Fig. 2 Analytic of quantitative criticality matrix analysis

从图 2 可知,线段 ON 的长度计算公式为

$$L_{ON} = \frac{\sqrt{(x_1 + ky_1)^2 + (kx_1 + k^2y_1)^2}}{1 + k^2} \quad (4)$$

由上述推导过程可知,在定量危害性矩阵分析时,危害性矩阵图对角线的斜率为 k ,代表某个故障模式点的坐标为 (x, y) ,点 (x, y) 在矩阵图对角线的垂足点与原点 $(0, 0)$ 之间的距离 L_j 用式(5)进行计算。

$$L_j = \frac{\sqrt{(x + ky)^2 + (kx + k^2y)^2}}{1 + k^2} \quad (5)$$

$$\begin{cases} x = F \times K_x \\ y = C_{mj} \times K_y \end{cases} \quad (6)$$

式中: K_y 为纵轴(y轴)的作图比例,其单位可取 mm/危害度。

FMEA 中,产品的各部件、零件会有多个故障模式,各个故障模式的严酷度类别会有不同,在进行定量危害性矩阵分析时,可采用求和的方法计算产品危害度的比较数值 L (将产品的故障模式点与原点矩阵图对角线上的投影距离 L_j 相加),数值 L 可用式(7)计算。

$$L = \sum_{j=1}^N L_j \quad (7)$$

4 定量危害性矩阵分析实例

以某型飞机升降舵操纵分系统为例,进行故障模式、影响及危害性分析。飞机升降舵操纵分系统的功能是操纵升降舵,保证飞机的纵向机动飞行。升降舵操纵分系统的约定层次划分如图 3 所示,任务可靠性框图如图 4 所示,FMEA 分析的严酷度定义如表 3 所示。

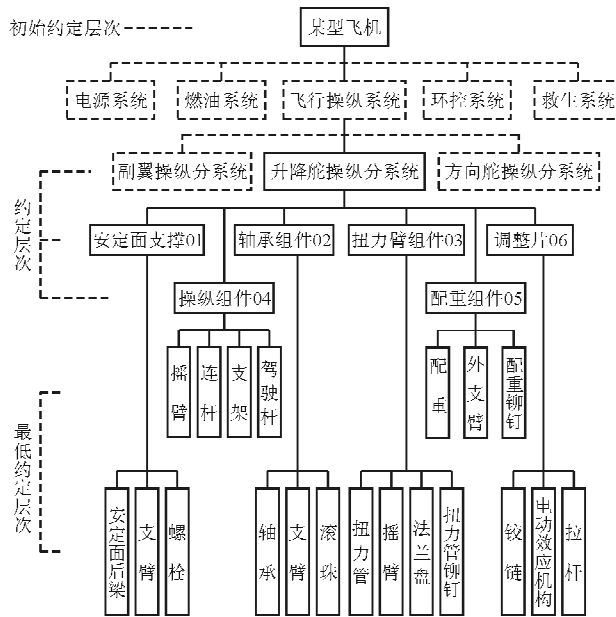


图 3 升降舵操纵分系统的组成

Fig. 3 Composition of an elevator sub-system

表 3 严酷度类别的定义

Table3 Definition of severity level

严酷度类别	定义
I类(灾难的)	危及人员安全或飞机安全及重大环境损害
II类(致命的)	人员损伤或飞机部分损坏及严重环境损害
III类(中等的)	人员中等程度伤害或影响任务完成
IV类(轻微的)	无影响或影响很小,增加非计划性维护或修理

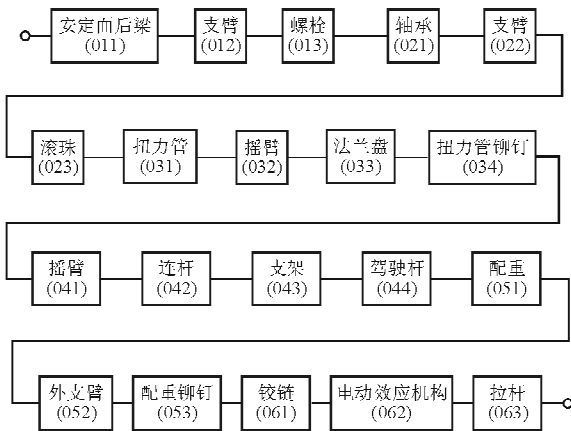


图 4 某型飞机升降舵操纵分系统的任务可靠性框图

Fig. 4 Mission Reliability block diagram of an elevator sub-system

某型飞机升降舵操纵分系统的 FMEA 分析如表 4 所示,危害性分析(CA)如表 5 所示,CA 分析中对常用的表格进行改进,按照表 2 的规定进行故障模式严酷度类别的评分,定量危害性矩阵分析时的计算常数取值如下:①对角线斜率 $k=1$;②横轴的比例 $K_x=5$;③纵轴的比例 $K_y=400$ 。表 5 的故障率数据 λ_p 来源于统计,可以计算各个故障模式的 L_j 值,进而计算产品的 L 值。

表 4 某型飞机升降舵操纵分系统 FMEA 表

Table4 FMEA of an elevator sub-system

初始约定层次:某型飞机			任 务:飞行			审 核:			第 1 页·共 1 页				
约定层次:升降舵操纵分系统			分析人员:			批 准:			填表日期: 年 月 日				
代 码	产 品	功 能	故 障		故障原因	任务阶段	故障影响			严 酷 度	故障检测 方法	设计改进 措施	使用 补偿 措施
			模式	编码			局部影响	上层影响	最终影响				
01	安定面支撑	支撑升降舵	安定面后梁变形过大	01-01	刚度不够	飞行	安定面后梁变形超过允许范围	升降舵传动卡滞	损伤飞机	II	无	增加结构抗弯刚度	功能检查
			支臂裂纹	01-02	疲劳	飞行	故障征候	故障征候	影响任务完成	III	目视检查无损探伤	增加疲劳强度	增加视情检查
			螺栓锈蚀	01-03	长期使用	飞行	故障征候	影响很小	无影响	IV	目视检查	无	定期维修
02	轴承组件	安装舵面	轴承间隙过大	02-01	磨损	飞行	功能下降	功能下降	损伤飞机	II	无	调整尺寸公差	加强润滑
			滚珠掉出	02-02	磨损	飞行	丧失功能	丧失功能	损伤飞机	I	无	选高质量轴承	润滑更换
03	扭力臂组件	连接舵面传力矩	扭力管连接孔松动	03-01	舵面振动冲击载荷	飞行	功能下降	功能下降	损伤飞机	II	视情检查	提高扭转刚度	增加视情检查
			摇臂裂纹	03-02	疲劳	飞行	故障征候	故障征候	故障征候	III	目视检查无损探伤	增加疲劳强度	增加视情检查
			法兰盘裂纹	03-03	疲劳	飞行	故障征候	故障征候	故障征候	III	目视无损探伤	增加疲劳强度	增加视情检查
04	操纵组件	操纵升降舵面偏转	摇臂间隙过大	04-01	磨损	飞行	故障征候	故障征候	故障征候	III	目视检查	调整尺寸公差	润滑更换
			连杆间隙过大	04-02	磨损	飞行	故障征候	故障征候	故障征候	III	目视检查无损探伤	调整尺寸公差	润滑更换
			支架裂纹	04-03	疲劳	飞行	故障征候	故障征候	故障征候	III	目视检查无损探伤	增加疲劳强度	视情检查
			驾驶杆行程过大	04-04	摇臂连杆磨损	飞行	功能下降	功能下降(舵面操纵不到位)	损伤飞机	II	视情检查	调整尺寸公差	润滑定期维护
05	配重组件	平衡舵面	配重松动	05-01	振动引起连接处间隙过大	飞行	功能下降	功能下降	损伤飞机	II	视情检查	选择合理固连型式	视情检查
			外支臂裂纹	05-02	疲劳	飞行	故障征候	故障征候	故障征候	III	目视检查无损探伤	增加疲劳强度	视情检查
			铆钉锈蚀	05-03	长期使用	飞行	故障征候	故障征候	故障征候	III	目视检查	无	视情检查
06	调整片	调节升力	铰链松动	06-01	磨损	飞行	功能下降	功能下降	损伤飞机	II	视情检查	无	功能检查
			电动效应机构不工作	06-02	电门接触不良	飞行	丧失功能	丧失功能	危及飞机安全	I	视情检查	选用优质电动机构	定期维修
			拉杆断	06-03	疲劳	飞行	丧失功能	丧失功能	损伤飞机	II	无	增加疲劳强度	定期维修

表5 某型飞机升降舵操纵分系统 CA 表

Table 5 CA of an elevator sub-system

初始约定层次:某型飞机			任 务:飞行				审 核:		第 1 页·共 1 页			
约定层次:升降舵操纵分系统			分析人员:				批 准:		填表日期: 年 月 日			
代码	产品	故障模式编码	严酷度		α_j	β_j	$\lambda_p / (1 \times 10^{-6} \cdot h^{-1})$	t/h	$C_{mj} / (1 \times 10^{-6})$	L_j	$C_r / (1 \times 10^{-6})$	L
			等级	分数								
01	安定面支撑	01-01	II	12	0.02	0.8	15.6	0.33	0.0824	42.4	II类:0.0824 III类:0.252 IV类:0.0252	74.17
		01-02	III	7	0.49	0.1	15.6	0.33	0.252	24.7		
		01-03	IV	2	0.49	0.01	15.6	0.33	0.0252	7.07		
02	轴承组件	02-01	II	12.5	0.89	0.8	79.91	0.33	18.776	44.2	I类:2.661 II类:18.776	107.8
		02-02	I	18	0.11	0.9	79.91	0.33	2.661	63.6		
03	扭力臂组件	03-01	II	12.8	0.5	0.8	15.22	0.33	2.009	45.3	II类:2.009 III类:0.2512	92.7
		03-02	III	6.5	0.25	0.1	15.22	0.33	0.1256	23.0		
		03-03	III	6.9	0.25	0.1	15.22	0.33	0.1256	24.4		
04	操纵组件	04-01	III	5.2	0.18	0.1	14.84	0.33	0.0881	18.4	II类:1.724 III类:0.2742	113.2
		04-02	III	6.3	0.25	0.1	14.84	0.33	0.1224	22.3		
		04-03	III	6.0	0.13	0.1	14.84	0.33	0.0637	21.2		
		04-04	II	14.5	0.44	0.8	14.84	0.33	1.724	51.3		
05	配重组件	05-01	II	13.8	0.67	0.8	34.25	0.33	6.058	48.8	II类:6.058 III类:0.3730	91.9
		05-02	III	6.2	0.11	0.1	34.25	0.33	0.1243	21.9		
		05-03	III	6.0	0.22	0.1	34.25	0.33	0.2487	21.2		
06	调整片	06-01	II	13.2	0.25	0.8	30.44	0.33	2.009	46.7	I类:3.390 II类:5.023	182.5
		06-02	I	19.8	0.375	0.9	30.44	0.33	3.390	70.0		
		06-03	II	18.6	0.375	0.8	30.44	0.33	3.014	65.8		

根据各部件危害度的数值,确定某型飞机升降舵操纵分系统改进措施的先后顺序为:调整片(06)→操纵组件(04)→轴承组件(02)→扭力臂组件(03)→配重组件(05)→安定面支撑(01)。

然而,依据表5,按照传统作图方法绘制的升降舵分系统的CA矩阵图如图5所示。经计算,各部件对应的危害度排序为:调整片(06)→操纵组件(04)→轴承组件(02)→扭力臂组件(05)→安定面(03)→配重组件支撑(01)。

配重组件(05)与扭力臂组件(03)的 L 值非常接近,分别为91.9和92.7,用作图法,这两个值难以区分,甚至会出现本例中的顺序刚好相反。借助本文中的计算方法,则可以很容易地进行精确排序。

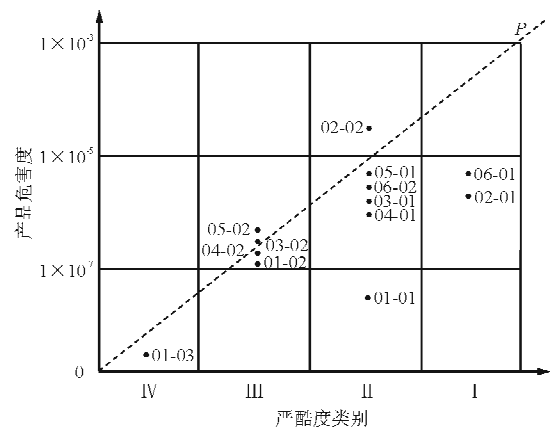


图5 传统方法的升降舵分系统 CA 矩阵图

Fig. 5 Criticality matrix of elevator sub-system using traditional method

5 结 论

(1) 对目前的 FMECA 中定量危害性矩阵分析方法进行了改进,将每个等级的严酷度划分为 5 个层次,并用显性直观的数值进行了度量。

(2) 本文的定量危害性矩阵分析的计算方法可以有效解决作图法中如果几个故障模式的严酷度相同时,由于作图法的误差导致难以判断危害度的大小,从而无法提出改进设计的优先顺序的问题。

(3) 本文的定量危害性矩阵分析的计算方法在工程中易操作,可以较好地解决目前标准、资料中方法所存在的精度差和效率低的问题,具有良好的工程指导意义和应用价值。

参考文献

- [1] GJB/Z 1391. 故障模式、影响及危害性分析指南[S]. 北京:总装备部军标出版发行部,2006:95-98.
GJB/Z 1391. Failure mode, effects and criticality analysis guide[S]. Beijing: The General Armament Department of Military Standard Publishing Department, 2006: 95-98. (in Chinese)
- [2] 赵东元. 可靠性工程与应用[M]. 北京:国防工业出版社,2009:141-143.
Zhao Dongyuan. Reliability engineering and application [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2009: 141-143. (in Chinese)
- [3] John B Bowles, C Enrique Peláez. Fuzzy logic prioritization of failures in a system failure mode, effects and criticality analysis [J]. Reliability Engineering and System Safety, 1995, 50(2): 203-213.
- [4] 崔文彬, 吴桂涛, 孙培廷, 等. 基于 FMEA 和模糊综合评判的船舶安全评估[J]. 哈尔滨工程大学学报, 2007, 28(3): 264-267, 276.
Cui Wenbin, Wu Guitao, Sun Peiting, et al. Ship safety assessment based on FMEA and fuzzy comprehensive evaluation methods[J]. Journal of Harbin Engineering University, 2007, 28(3): 264-267, 276. (in Chinese)
- [5] 刘娜, 梁国栋, 王刘芳, 等. 电力变压器故障模式的分析及危害评估[J]. 高电压技术, 2003, 29(2): 3-8.
Liu Na, Liang Guodong, Wang Liufang, et al. Failure mode effect and criticality analysis for condition maintenance of power transformer[J]. High Voltage Engineering, 2003, 29(2): 3-8. (in Chinese)
- [6] 张大纲, 刘雁潮, 韩静. 故障模式影响及危害性分析(FMECA)技术标准发展和应用研究[J]. 质量与可靠性, 2013, 165(3): 48-51.
Zhang Dagang, Liu Yanchao, Han Jing. Failure mode effects and criticality analysis(FMECA) technology standard development and application research[J]. Quality and Reliability, 2013, 165(3): 48-51. (in Chinese)
- [7] Stamatis D H. Failure mode and effect analysis: FMEA from theory to execution [M]. USA: ASQ Quality Press, 1995.
- [8] Li Jun, Xu Huibin. Reliability analysis of aircraft equipment based on FMECA[J]. Physics Procedia, 2012, 25: 1816-1822.
- [9] 康锐, 石荣德. FMECA 技术及其应用[M]. 北京:国防工业出版社, 2006: 35-40.
Kang Rui, Shi Rongde. FMECA technology and its application[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2006: 35-40. (in Chinese)
- [10] 火建卫. 危害性矩阵分析中故障模式影响概率的确定方法[J]. 航空工程进展, 2015, 6(2): 229-231.
Huo Jianwei. Determination method of failure effect probability in criticality matrix analysis[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2015, 6(2): 229-231. (in Chinese)

作者简介:

王锦妮(1982—),女,硕士,工程师。主要研究方向:飞机可靠性工程。

火建卫(1974—),男,高级工程师。主要研究方向:可靠性设计、分析等。

(编辑:赵毓梅)