技术专论

某型无人机伞降回收系统故障模式、影响及危害性分析

邓海飞[1]，吕艳梅[2]，王家林[1]，王格芳[2]，陈卫[1]
（1. 陆军军官学院，合肥 230031；2. 军械技术研究所，石家庄 050000）

摘要：为提高某型无人机伞降回收系统的可靠性，采用硬件法与功能法相结合的方法对该系统进行了故障模式及影响分析，利用定量分析方法和危害性矩阵图对该系统的危害性进行了分析。研究结果表明，需要对“主伞故障”这一失效模式加以重点关注。给出了使用中应采取的预防措施，使系统的可靠性得到了显著增长。

关键词：无人机；故障模式；影响及危害性分析；严酷度；危害性
中图分类号：V244.216；V279　　**文献标识码：**A
文章编号：1672－9242(2012)02－0090－04

FMECA for Parachuted Recovery System of a Type UAV

DENG Hai-fei[1], *LV Yan-mei*[2], *WANG Jia-lin*[1], *WANG Ge-fang*[2], *CHEN Wei*[1]
(1. Army officer Academy, Hefei 230031, China; 2. Institute of Ordnance Technology, Shijiazhuang 050000, China)

Abstract: In order to improve the reliability of UAV parachuted recovery system, combined with the hardware and the function, the fault mode and effects was analyzed. By use of quantitative analysis and criticality matrix, the fault criticality was analyzed. It was concluded that the fault mode of parachute inaccurate furl should be focused on; the preventive measures was given, which significantly improves the system′s reliability.

Key words: UAV; failure mode; effects and criticality analysis; severity; criticality

故障模式、影响及危害性分析(Failure Mode, Effects and Criticality Analysis, 简记为FMECA)包括故障模式、影响分析(FMEA)和危害性分析(CA)，它通过系统地分析，确定设备在设计和制造过程中所有潜在的故障模式以及每一个故障模式的原因和影响；按故障影响的后果对每一个潜在故障模式分类，以便找出潜在的薄弱环节，并提出改进措施。其中，FMEA是分析产品中每一个可能的故障模式并确定其对该产品及上层产品所产生的影响，并把每一故障模式按其影响的严重程度予以分类的一种分析技术；CA是按每一故障模式的严酷度类别及故障模式的发生概率所产生的影响对其划等分类，以全面地

收稿日期：2011－11－14
基金项目：国防科研项目(2010530)
作者简介：邓海飞(1981—)，男，安徽桐城人，硕士，讲师，主要研究方向为武器系统运用工程。

评价各种故障模式的影响[1—2]。

在使用阶段进行FMECA,可分析研究产品使用过程中实际发生的故障、原因及其影响,为评估论证、研制、生产各阶段FMECA的有效性和进行产品的改进、改型或新产品的研制提供参考。通过对某型无人机伞降回收系统在使用阶段进行FMECA,可为该型无人机系统在使用和维修过程中提供必要的信息和指导,并可通过提高维修等级、操作人员补偿措施等方法,降低灾难性和致命性故障的发生概率,从而提高该型无人机系统的可靠性。

1　系统组成及工作流程

该型无人机伞降回收系统主要由回收电路系统、抛伞装置、主伞系统和减震装置组成。当无人机到达降落地点时,回收电路系统控制切割器打开无人机伞舱盖,由抛伞装置迅速将引导伞抛出;引导伞拉动主伞按预定步骤充气张满,悬挂着无人机按预定速度和姿态下降;落地瞬间由触地开关引爆主伞脱落节头的两个电爆火头,减震装置保证无人机安全着地。

2　系统故障模式、影响分析

2.1　分析方法和可靠性数据的获取原则

进行使用阶段的FMEA分析时,必须明确其分析方法以及可靠性数据的获取原则。根据该型无人机伞降回收系统的特点,提出了针对该型无人机伞降回收系统的FMEA分析方法和可靠性数据的获取原则。

1)分析方法。FMEA有两种基本的分析方法,包括硬件法和功能法。研究中采用哪种方法,取决于系统设计的复杂度和可以利用的信息的多少[3]。该型无人机伞降回收系统结构复杂,文中采用硬件法与功能法相结合的方法进行研究。

2)可靠性数据的获取原则。为了确定可能的故障模式,需要对系统的可靠性数据进行分析。一般来说,最好利用可靠性试验所得到的数据。当没有这种数据时,也可采用GJB 299A中规定的对类似系统在相似使用条件下所进行的试验和经验性的可靠性数据。

2.2　确定严酷度的类别

严酷度类别是对故障造成的最坏潜在危害的度量。可以将每一故障模式按损失程度进行分类,该型无人机系统的严酷度可分为4类,见表1。确定严酷度类别的目的在于为提出改进措施提供依据,优先考虑的是消除Ⅰ类(灾难性的)和Ⅱ类(致命的)故障模式。当确定Ⅰ类和Ⅱ类故障模式不能消除或不能处于受控状态时,则应向使用者提出其他控制措施和建议。对Ⅲ类(临界的)和Ⅳ类(轻度的)故障模式,主要是作好预防维修或提高维修等级。

表1　无人机严酷度类别划分

Table 1　UAV severity classification

严酷度类别	严重程度或故障后果
Ⅰ类(灾难性的)	引起系统毁坏
Ⅱ类(致命的)	引起重大经济损失或导致任务失败的系统严重损坏
Ⅲ类(临界的)	引起一定的经济损失或导致任务延误或降级的系统轻度损坏
Ⅳ类(轻度的)	不足以导致上述3种后果,但会导致非计划性维修或修理

进行最终影响分析时,当所分析的系统设计中已采用了冗余设计、备用工作方式设计或故障检测与保护设计时,暂不考虑这些设计措施,仅分析该产品的某一故障模式可能造成的最坏故障的影响。

2.3　某型无人机伞降回收系统FMEA

该型伞降回收系统的FMEA结果见表2,表2中对各个故障模式的解决方法作了说明。Ⅰ,Ⅱ类严酷度的故障模式要重点控制,必要时可进行重新设计,以便将Ⅰ,Ⅱ类严酷度的故障模式发生故障的概率控制在可接受范围之内。

3　危害性分析

一种故障模式在使用中是否真正会对系统造成损害,不仅与它的损坏程度有关,还与故障模式的出现概率有关。对某种故障模式的后果及其出现概率的综合度量称为危害度。针对故障危害性分析的多

表2 某型无人机伞降回收系统FMEA

Table 2 FMEA of UAV parachuted recovery system

部件名称	功能	代码	故障模式	故障原因	故障影响		解决方法	严酷度类别
					局部影响	最终影响		
抛伞装置	当无人机伞舱打开后，迅速将引导伞抛出	M1	引导伞无法抛出	抛伞弹簧弹性过小	引导伞无法抛出	不能正常回收	检查弹簧弹力，更换扭簧	Ⅰ
		M2	引导伞被抛至飞机平尾下方	抛伞弹簧的抛射角度和高度不符合设计值	主伞无法打开	飞机坠毁	改进引导伞抛射装置的弹簧，设计使弹出的引导伞的抛射高度达到设计值，抛射角达到设计要求	Ⅰ
回收伞	保证无人机以较低速度降落在预定区域	M3	主伞故障	伞包折叠错误，无法打开	主伞无法打开	飞机坠毁	指派有经验的叠伞员进行，操作平时还要加强叠伞员的练习，在试飞前还要加强对伞包的检查	Ⅰ
		M4	“绳帆”现象	回收时由侧向风引起	主伞无法打开	飞机坠毁	检查主伞是否能正常展开	Ⅰ
		M5	伞衣破裂	降落伞制造工艺不佳	不能提供足够升力	飞机坠毁	试飞前加强对伞包的检查	Ⅰ
回收电路系统	控制发动机停车并开伞切伞	M6	停车电路无输出	比较器故障、继电器损坏或可控硅损坏	无停车指令	不能正常回收	逐级检查这条电路，更换损坏的原器件	Ⅲ
		M7	开伞、切伞电路无输出	单结管损坏或可控硅电路故障	无停车指令	不能正常回收	逐级检查这条电路，更换损坏的原器件	Ⅲ
缓冲装置	减小机体落地时的冲击，保证机体落地时保持正确的姿态	M8	滑橇减震器不工作	滑橇减震器中制动活门不密封	缓冲装置损坏	飞机部分损坏	更换滑橇减震器	Ⅲ
		M9	后减震器损坏	后减震器的玻璃钢材料破损	缓冲装置损坏	飞机部分损坏	更换后减震器	Ⅲ
		M10	电爆火头提前引爆	电爆火头提前工作，飞机与伞过早分离	飞机坠毁	飞机坠毁	检查点爆火头和开伞电路，必要时更换	Ⅰ
		M11	电爆火头不能引爆	电爆火头损坏	飞机与主伞不能分离	飞机部分损坏	更换电爆火头	Ⅲ

指标性和模糊性，结合经验分析，对各种故障模式危害性进行了定量计算，利用危害性矩阵图对各种故障模式按照危害度大小进行排序，并依据分析结果提出了相应的改进措施。

3.1 定量分析方法

定量分析方法主要计算故障模式的危害度C_m和系统的危害度C_r，其计算方法如下：

为了按单一的故障模式评价其危害性，应计算每一故障模式的危害度，第j个故障模式危害度C_{mj}可由式(1)计算[4]：

$$C_{mj}=\lambda_p\cdot\alpha_j\cdot\beta_j\cdot t \tag{1}$$

式中：λ_p为零部件故障率；α_j为故障模式频数比；β_j为故障影响概率；t为系统每次任务工作时间。

λ_p可通过可靠性预计获得。若从有关手册和其他参考资料查到的零部件的基本故障率λ_b，则可以根据需要，用应用系数π_A、环境系数π_E、质量系数π_Q以及其他修正系数来修正工作应力的差异，即：

$$\lambda_p=\lambda_b(\pi_A\cdot\pi_E\cdot\pi_Q) \tag{2}$$

故障模式频数比是系统故障表现为确定故障模式的比率。如果考虑无人机伞降回收系统所有可能的故障模式，则其故障模式频数比之和将为1。故障

模式频数比一般通过统计得出,在缺少统计数据时也可分析评估得出。

故障影响概率是假定某故障模式已发生时,导致确定的严酷度等级的最终影响的条件概率,一般按表3由分析人员判断得到。

表3　不同情况下 β_j 值的范围

Table 3　Value of β_j in different conditions

故障影响	实际丧失	很可能丧失	有可能丧失	无影响
β_j	1	(0.1,1)	(0,0.1)	0

系统的危害度 C_r 是指在严酷度类别 j 中,各故障模式危害度 C_{mj} 的总和。C_r 代表系统在工作时间 t 内产生的 j 类故障类别的故障次数:

$$C_r = \sum_{j=1}^{n} C_{mj} = \sum_{j=1}^{n} (\lambda_p \cdot \alpha_j \cdot \beta_j \cdot t) \tag{3}$$

式中:n 为该系统在对应严酷度类别下的故障模式数。

分析时,先将所有可能的故障模式和该故障模式的严酷度都列出来,并计算各种故障模式出现的概率,从而计算出每种故障模式的危害度 C_m,以及在不同严酷度下系统的危害度 C_r,见表4。

表4　某型无人机伞降回收系统故障危害度

Table 4　Criticality of failures on a UAV parachuted recovery system

代码	故障模式	严酷度类别	故障率 $\lambda_p(\times 10^{-6})$	故障模式频数比 α_j	故障影响概率 β_j	工作时间 t/s	故障模式危害度 $C_m(\times 10^{-6})$
M_1	引导伞无法抛出	Ⅰ	0.8	0.034 5	0.9	30	0.745 2
M_2	引导伞被抛至飞机平尾下方	Ⅰ	0.6	0.034 5	0.9	30	0.558 9
M_3	主伞故障	Ⅰ	50	0.017 2	1.0	2	1.720 0
M_4	“绳帆”现象	Ⅰ	0.3	0.051 7	1.0	2	0.031 0
M_5	伞衣破裂	Ⅰ	0.8	0.034 5	0.5	10	0.138 0
M_6	停车电路无输出	Ⅲ	1.0	0.189 7	0.5	30	2.845 5
M_7	开伞、切伞电路无输出	Ⅲ	1.0	0.206 9	0.4	30	2.482 8
M_8	滑橇减震器不工作	Ⅲ	1.1	0.137 9	0.8	10	1.213 5
M_9	后减震器损坏	Ⅲ	1.0	0.155 1	0.7	8	0.868 6
M_{10}	电爆火头提前引爆	Ⅰ	0.6	0.069 0	1.0	2	0.082 8
M_{11}	电爆火头不能引爆	Ⅲ	0.3	0.069 0	0.6	2	0.024 8
$C_r(\text{Ⅰ})=3.275\,9\times10^{-6}$, $C_r(\text{Ⅲ})=7.435\,2\times10^{-6}$							

从表4可以看出,在严酷度Ⅰ中,危害度最高的是 M_3(主伞故障),其次分别为故障模式 M_1(引导伞无法抛出)和故障模式 M_2(引导伞被抛至飞机平尾下方);在严酷度Ⅲ中,故障模式 M_6(停车电路无输出)和 M_7(开伞、切伞电路无输出)的危害度都比较高。在不同的严酷度下,对系统危害高的故障可以从表4的模式量化数据中直接得出。

3.2　危害性矩阵图的绘制

绘制危害性矩阵图的目的是比较每种故障模式的危害程度,进而为确定改进措施的先后顺序提供依据。危害性矩阵图是在某一特定严酷度级别下,系统各个故障模式危害度或系统危害度相对结果的比较。

危害性矩阵图的绘制方法是:横坐标一般按等距离表示严酷度类别(Ⅰ,Ⅱ,Ⅲ,Ⅳ),纵坐标可以为故障模式的危害度 C_{mj} 或系统的危害度 C_r。其做法是:首先按 C_{mj} 或 C_r 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,并在直线上标注系统或故障模式的位置,从而构成系统或故障模式的危害性矩阵图,可得到故障模式危害度的分布情况[4]。

危害性矩阵图的应用是从所标记的故障模式分布点到坐标原点的对角线作垂线,其交点距离原点越远,其危害性越大,越需要尽快采取改进措施。

(下转第98页)

系统、测量系统。

2）测试方法：水含量的测试采用注射器从处理罐中抽取燃料，注入水分仪中，用天平称出燃料质量，输入水分仪，计算出水含量。氧含量的测试采用溶氧仪，燃料中氧的溶解量为 50 ~ 70 mg/kg，取上限为 70 mg/kg，如果吹扫后测试值降至初始值的 10%，则认为残余的溶氧量为 7 mg/kg。

用物理方法对 3 号喷气燃料进行脱水脱氧处理，装置组成简单，操作工艺方便，无原材料浪费，较化学方法经济实惠。

5 结论

化学法和物理法都能生产出合格的脱水脱氧燃料，以满足发动机喷气燃料低温性和贮存性要求。相对于工艺过程复杂的化学方法，物理方法所需设备组成简单、操作工艺方便，可以实现发动机试车台现场制备，解决了异地制备、长途运输的难题。

参考文献：

[1] 梁文杰. 石油化学[M]. 东营：中国石油大学出版社，2009：215.

[2] 南国枝. 微量水分对喷气燃料中悬浮物形成的影响[J]. 中国石油大学学报，2007，31(2)：139—142.

[3] 刘济瀛. 中国喷气燃料[M]. 北京：中国石化出版社，1991：52—158.

[4] 范启明. 提高航空燃料热安定性的研究进展[J]. 石化技术与应用，2002，20(4)：222—263.

（上接第 93 页）

根据表 4 的数据，以严酷度为横坐标，以故障模式危害度 C_m 为纵坐标，绘制危害性矩阵，如图 1 所示。在绘制时，选取的故障模式危害度大于 0.5×10^{-6} 才在图上标绘。可以由危害性矩阵图看出，综合考虑故障模式的危害度和严酷度，故障风险优先的顺序依次是 $M_3>M_6>M_7>M_1>M_2>M_8$。

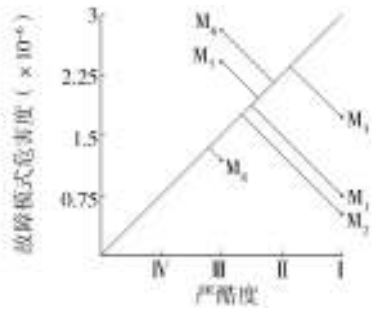

图 1 故障危害性矩阵

Fig. 1 The criticality matrix

4 结论

为有效地提高装备的使用效率，必须采取相应的措施对故障风险高的故障模式进行改进或加大检查力度。

主伞的故障风险最高，其原因为伞包折叠错误，无法打开，该故障受人为影响很大，而且该故障发生时的严酷度很高，所以必须对该故障进行改进。该故障模式的严酷度无法降低，并且可检性很低，在使用中要有效降低该故障模式的故障率，其主要措施是在折叠伞包时必须指派有经验的叠伞员进行操作，平时还要加强叠伞员的练习，在试飞前还要加强对伞包的检查。

停车电路无输出和开伞、切伞电路无输出故障的影响也比较大，这两个故障都是电路故障。减少故障发生的主要方法是加强飞行前的试车检查，保证在飞机起飞前这些电路状况良好。

参考文献：

[1] 赵东元. 可靠性工程与应用[M]. 北京：国防工业出版社，2009：141—143.

[2] GJB 450A—2004，装备可靠性工作通用要求[S].

[3] 陆廷孝. 可靠性设计与分析[M]. 北京：国防工业出版社，1995：138—139.

[4] 李海泉. 系统可靠性分析与设计[M]. 北京：科学出版社，2003：110—114.