

基于风险优先数的航空发动机可靠性设计方法

张晓爽, 罗宿明, 金向明, 周 坤
(中国航发湖南动力机械研究所, 湖南株洲 412002)

摘要:为了解决故障模式和影响分析难以融入航空发动机设计中的难题,提高可靠性水平,在型号研制工作中摸索出利用故障模式和影响分析中风险优先数的概念开展零部件某故障模式设计改进。运用风险优先数(RPN)的概念对设计故障模式和影响分析中严酷度和故障模式发生概率划分了1~10级评分原则,增加了故障被检测难度,且结合航空发动机特点,对故障被检测难度也划分了1~10级评分原则,得出了故障模式的风险优先数,确定了故障模式的优化排序,提出了确定风险改进项的方法。以某发动机的密封装置为例,利用严酷度、故障模式发生概率和故障被检测难度等级评分原则,得出了密封装置各故障模式风险优先数,确定了2项风险改进项。结果表明:利用严酷度、故障模式发生概率和故障被检测难度划分的1~10级评分原则进行风险优先数计算,可得出风险改进项,为提高发动机的可靠性水平提供了方向。

关键词:风险优先数;严酷度;故障模式发生概率;故障被检测难度;密封装置;风险改进项;航空发动机

中图分类号:V239

文献标识码:A

doi:10.13477/j.cnki.aeroengine.2024.01.014

Aeroengine Reliability Design Method Based on Risk Priority Number

ZHANG Xiao-shuang, LUO Su-ming, JIN Xiang-ming, ZHOU Kun

(AECC Hunan Aviation Powerplant Research Institute, Hunan Zhuzhou 412002, China)

Abstract: In order to solve the difficulty in integrating failure mode and effects analysis into aeroengine design, and improve product reliability, the concept of risk priority number in failure mode and effects analysis was explored to conduct component failure mode design improvement during product R&D activities. Using the concept of risk priority number (RPN), the severity and occurrence probability of failure mode were classified into 1-10 ranking criteria. The failure detection difficulty was added, and the 1-10 ranking criteria were also established for it considering the characteristics of aeroengine. The risk priority numbers of failure modes were obtained, the priority of the failure modes was determined, and the method of determining risk improvement items was put forward. Taking the sealing device of an engine as an example, using the ranking criteria of severity, occurrence probability, and detection difficulty, the risk priority number of each failure mode of the sealing device was obtained, and two risk improvement items were determined. The results show that the risk priority number calculated by using the 1-10 ranking criteria of severity, occurrence probability, and detection difficulty, can be used to obtain risk improvement items, which provides directions for improving engine reliability level.

Key words: risk priority number; severity; occurrence probability of failure modes; failure detection difficulty; sealing device; risk improvement items; aeroengine

0 引言

风险优先数(Risk Priority Number, RPN, 定义为 R_{PN})方法是对产品每个故障模式的RPN值进行优先排序,并采取相应措施,使RPN值达到可接受的最低水平,起到提高可靠性水平的目的。

在中国开展发动机零部件故障模式和影响分析(Failure Mode and Effects Analysis, FMEA)^[1-3]时,很少

使用风险优先数方法开展分析,而在国外如GE、Assystem公司发动机研制中较多地采用了该方法。在GJB/Z 1391-2006^[4-5]中, R_{PN} 是指故障模式的严酷度(Severity, ESR)评分等级和故障模式的发生概率(Probability of Occurrence, OPR)评分等级的乘积,但在该标准中设计故障模式和影响分析部分中严酷度用I、II、III、IV表示,故障发生概率等级用A、B、C、D、E确定,该划分形式不利于对故障模式的 R_{PN} 进行

收稿日期:2021-12-07 基金项目:航空动力基础研究项目资助

作者简介:张晓爽(1986),女,硕士,高级工程师。

引用格式:张晓爽,罗宿明,金向明,等.基于风险优先数的航空发动机可靠性设计方法[J].航空发动机,2024,50(1):102-108.ZHANG Xiaoshuang,LUO Suming,JIN Xiangming,et al.Aeroengine reliability design method based on risk priority number[J].Aeroengine,2024,50(1):102-108.

优先排序;袁翔等^[6]、李伟^[7]、彭佳等^[8]结合 FMEA 工作总结经验时,也主要依据该严酷度 I、II、III、IV 和故障发生概率等级 A、B、C、D、E 分类,对所用故障模式进行统一地设计改进,未提及 R_{PN} 的使用,未区分故障模式的改进优先排序;张海等^[9]提出了对故障模式进行定量评估,但未指出具体方法。中国在发动机以外的其他领域开展 FMEA^[10-12]工作时,也很少应用 R_{PN} 概念。周海京等^[13]编制的 FMEA 方面书籍中也未运用 R_{PN} ;张大钢等^[14]介绍故障模式和影响分析相关标准时,指出了在汽车行业采用 R_{PN} 概念的最新标准是 SAE J1739^[15]《设计中的故障模式和影响分析,制造和组装过程中的故障模式和影响分析》,同时文中介绍了美国国防部要求更多军品依赖民用产品和实践,因此发布了军用的 SAE ARP5580^[16]《非机动车用的故障模式和影响分析的推荐实施规范》。

本文引用 SAE ARP5580 和 SAE J1739 中用 1~10 数字划分严酷度和故障发生概率等级理念,结合中国航空发动机研制特点确定了等级评分判定原则,得到每个故障模式的风险优先数 R_{PN} 值,针对高的 R_{PN} 进行设计改进。

1 风险优先数计算方法

1.1 风险优先数计算方法

以风险优先数 R_{PN} 进行故障模式的风险评估, R_{PN} 是故障模式的严酷度 S 、故障模式发生概率 O 和故障模式被检测难度等级 D 的乘积

$$R_{PN} = S \cdot O \cdot D \quad (1)$$

R_{PN} 是对故障模式风险等级的评价,反映了对故障模式发生的可能性及其后果严重性的综合度量。 R_{PN} 值越大,即该故障模式的危害性越大。

1.2 故障模式严酷度等级划分

严酷度指故障模式所产生后果的严重程度。它是根据故障模式最终可能出现的人员伤亡、任务失败、产品损坏和环境损害等方面的影响程度进行确定的。

GJB/Z 1391 中严酷度等级的评分原则见表 1。

针对表 1 中严酷度的评分原则存在多个评分等级对应 1 个严重程度情况,为了使设计人员在操作方面便于识别严酷度的评分等级,SAE J1739^[15] 和 SAE ARP5580^[16] 中第 1、5~10 级与中国理解相同,因此严酷度等级评分中第 1、5~10 级与 SAE J1739^[15] 和

表 1 GJB/Z 1391 中严酷度等级的评分原则

ESR 评分等级	严酷度等级	故障影响的严重程度
1,2,3	轻度的	不足以导致人员伤亡、产品轻度的损坏、轻度的财产损失及轻度环境损坏,但它会导致非计划性维护或修理。
4,5,6	中度的	导致人员中等程度伤害、产品中中等程度损坏、任务延误或降级、中等程度损坏及中等程度环境损害。
7,8	致命的	导致人员严重伤害、产品严重损坏、任务失败、严重财产及严重环境损害。
9,10	灾难的	导致人员死亡、产品(如飞机、坦克、导弹级船舶等)毁坏,重大财产损失和重大环境损害。

SAE ARP5580^[16]保持一致。针对严酷度评分等级第 2~4 级,在 SAE J1739 中判定准则是该缺陷可引起 25%、50%、75% 的用户关注;在 SAE ARP5580 中判定准则是该缺陷引起少数人、平均数人、大部分人关注。SAE J1739 和 SAE ARP5580 中判定准则对人数的描述使设计人员实际操作中不易掌控,且分析的准确程度取决于分析人员的经验程度,因此针对发动机发生的缺陷依据被少数人、平均数人、大部分人关注进行了分类,指明具体类型的缺陷,即发动机外表面出现尘埃、发动机外观出现极小碰磨和通过孔探或目视发现发动机零件存在变形、裂纹或其他缺陷,确定了严酷度评分等级是第 2~4 级的判定准则。改进后的严酷度等级评分详见表 2。

1.3 故障模式发生概率等级划分

故障模式发生概率是指某个故障模式实际发生的可能性。GJB/Z 1391 中故障模式发生概率等级的评分原则见表 3。

针对表 3 中故障模式发生概率的评分原则存在多个评分等级对应 1 个发生概率范围的情况,同时目前型号中针对故障模式发生概率未能给出准确的发生概率,因此为了使设计人员在操作方面便于识别故障模式发生概率的评分等级,针对故障模式发生概率评分等级第 1、2 级和第 5~10 级中国的分析逻辑与 SAE J1739^[15]保持一致,因此直接借鉴 SAE J1739 中故障模式发生概率评分等级第 1、2 级和第 5~10 级。针对 SAE J1739 中的第 3、4 级的判定准则描述是在试验或几乎相同的设计中仅隔离过故障;在相似的设计中隔离过故障。针对“隔离故障”在相应的标准中未找出对其定义,在 GJB3385-1998^[17]《测试与诊断术语》、

表2 改进后的严酷度等级评分原则

评分等级	评分等级描述	严酷度		对应 GJB/Z 1391 的严酷度等级
		严酷度等级	判定准则	
1	无	无影响	无影响。	IV
2	非常小	不适	发动机外表面出现尘埃,对发动机影响极小,几乎无影响。	
3	小		发动机外观出现极小碰磨,发动机参数运行正常,对发动机正常运行无影响。	
4	非常低	对次要功能(如使产品便利或舒适的功能)影响	通过孔探或目视发现发动机零件存在变形、裂纹或其他缺陷,但发动机参数运行正常,预测到发动机整个寿命周期均可正常使用,可不进行修理。	III
5	低		次要功能降级使用(发动机未失效,仍然可用,但舒适性和便利功能降低),需要用户在机场维修车间进行维护(维护范围大、维护时间长)。	
6	中等		次要功能丧失(发动机未失效,仍然可用,但舒适性和便利程度功能不能用),故障导致用户轻微不满或需要额外的维护。	
7	高	对主要功能(必要的功能)影响	主要功能降级使用(发动机未失效,仍然可用,但需降级使用),故障导致用户不满。	II
8	非常高		主要功能丧失(发动机不可用,但不影响系统安全使用),故障导致用户高度不满。	
9	致命的	对安全和规章符合性有影响	故障模式影响航空器安全运行,或不符合国家安全规定,但能发出警告。	I
10	灾难的		故障模式影响航空器安全运行,或不符合国家安全规定,且不能发出警告。	
			主要功能指与发动机输出功率、推力直接相关的功能,其他的功能认为是次要功能。	

表3 GJB/Z 1391 中故障模式发生概率等级的评分原则

OPR 评分等级	故障模式发生的可能性	故障模式发生概率 p_m 参考范围 (次/h)
1	极低	$p_m \leq 10^{-6}$
2,3	较低	$1 \times 10^{-6} < p_m \leq 1 \times 10^{-4}$
4,5,6	中等	$1 \times 10^{-4} < p_m \leq 1 \times 10^{-2}$
7,8	高	$1 \times 10^{-2} < p_m \leq 1 \times 10^{-1}$
9,10	非常高	$p_m > 10^{-1}$

HB8485-2014^[18]《民用飞机环境控制系统故障隔离要求》和 SAE AIR 1266^[19]《商业运行环境控制系统的故障隔离》中有对“故障隔离”的定义,定义相近,故障隔离指产品发生故障后,在识别单元、组件或部件故障所涉及过程和行动。根据“故障隔离”定义,推断“隔离故障”指产品发生故障后,采用一系列行动措施,识别出单元、组件或零部件的故障。但将“隔离故障”的描述带入评分等级第4级时,与第5、6级不相应,因此对第4级进行了改进。依据第5、6级描述的故障频率,第4级的判定准则描述为在试验或相似的设计产品使用中总共发生过一次故障。同时,将 SAE J1739 中的第3级中的隔离故障也进行了同样改进,描述为在试验或几乎相同的设计产品使用中总共发生过一次故障。因此改进后的故障模式发生概率等级评分详见表4。

1.4 故障被检测难度等级划分

故障被检测难度等级 D 是指在发动机投入使用之前通过相应的验证方法能够检测故障模式和故障

原因是否存在的难度。针对故障被检测的难度评分等级第1、2、9和10级,中国的理解与 SAE J1739^[15] 中的第1、2、9和10级一致,因此故障被检测的难度评分等级第1、2、9、10级直接借鉴了 AE J1739^[15] 中的第1、2、9和10级。针对第3~8级进行了改进,SAE J1739 中第3~5级的判定准则是在产品状态冻结之前,通过老化测试进行产品确认、通过试验到故障进行产品确认和通过应用通过/失败试验进行产品确认,SAE J1739 中第6~8级的判定准则是在产品状态冻结之后运行之前,通过老化测试进行产品确认、通过试验到故障进行产品确认和通过应用通过/失败试验进行产品确认。对于老化测试、试验到故障和通过/失败试验,在中国发动机研制中并非所有零部件均按照这3类划分开展试验,且存在同一试验可能既是试验到故障,又是通过/失败试验,如超转破裂试验,因此按照该层次划分易引起设计人员误解。根据中国发动机出厂进行科研试验的顺序,先进行外观检查,再开展部件试验、整机试验的顺序以及试验时长进行了层次划分,确定了第3~8级故障被检测的难度等级的判定准则。具体改进后的故障被检测难度等级详见表5。

1.5 基于 R_{PN} 确定需改进设计的故障模式项方法

参考国外资料,GE公司将风险优先数 $R_{PN} \geq 250$ 的故障模式认为是需要设计改进的项目;Assystem公司是不论 R_{PN} 的高低,针对所有的故障模式均进行分析。借鉴GE公司的经验,初步选定针对 $R_{PN} \geq 250$ 的

表 4 改进后的故障模式发生概率等级评分

评分等级	发生次数描述(单位:单位:次/h)	故障发生概率		判定准则	对应 GJB/Z 1391 的故障发生概率等级
		故障发生的可能性等级			
1	极微小,几乎不可能	非常低		通过预防控制可避免故障发生。	E
2	非常微小(1/1000000)	低		在试验或几乎相同的设计产品使用中未发现过故障。	D
3	微小(1/100000)			在试验或几乎相同的设计产品使用中总共发生过一次故障。	
4	非常低(1/10000)	中等		在试验或相似的设计产品使用中总共发生过一次故障。	C
5	低(1/2000)			在试验或相似的设计产品使用中偶发过故障。	
6	中等(1/500)			在试验或相似的设计使用中频发过故障。	B
7	中等偏高(1/100)			不确定发生的故障与新设计、新使用或日历循环/使用环境的变化是否有关。	
8	高(1/50)	高		发生的故障与新设计、新使用或日历循环/使用环境的变化可能有关。	A
9	非常高(1/20)			发生的故障与新设计、新使用或日历循环/使用环境的变化存在必然的关系。	
10	极高,几乎不可避免(1/10)	极高		采用的新技术、新设计无经验可借鉴。	

表 5 故障被检测的难度等级评分

评分等级	被检测难度	故障模式被检测的可能性	判定准则
1	完全可检测	肯定被检测到	可通过设计方法(如设计准则、最佳经验或常用资料等)完全避免故障模式和故障原因发生。
2	非常高	现有检测方法在电子样机上可以检测出	通过电子样机在实际工作工况下进行模拟分析(如 CAE、FEA 等)可检测故障模式和故障原因是否存在。
3	高		产品以零件状态放置时现场通过目视和量具可检测故障模式和故障原因是否存在。
4	中等偏高	现有检测方法在零部件级可以检测到	通过较短时部件试验(如直到裂纹、裂缝、变形等)可检测故障模式和故障原因是否存在。
5	中等		通过较长时部件试验(如直到裂纹、裂缝、变形等)可检测故障模式和故障原因是否存在。
6	低		产品以整机状态放置时现场通过目视和量具可检测故障模式和故障原因是否存在。
7	非常低	现有检测方法在整机级可以检测到	通过整机短时试验可检测故障模式和故障原因是否存在。
8	微小		通过较长时整机试验(如直到裂纹、裂缝、变形等)可检测故障模式和故障原因是否存在。
9	非常微小	很难检测出	现有的设计分析和检测措施很难检测(如无法模拟实际工况)故障模式和故障原因是否存在。
10	完全不能确定	绝对无法检测出	没有正确的设计控制;无法检测故障模式和故障原因是否存在。

故障模式进行设计改进。

2 应用实例

2.1 基于风险优先数确定改进项

以某发动机的密封装置为例,介绍在密封装置 FMEA 的基础上,得出 R_{PN} 值,结合确定改进项的方法,找出需改进设计的故障模式项。该密封装置结构是包括 6 个主轴承腔和附件传动轴承腔。由 15 处轴承腔动密封和 3 处气体流路密封组成。

轴承腔动密封由轴承后碳密封装置和附件传动石墨密封组件组成。气体流路密封采用了指尖密封和刷式密封的双方案。指尖密封结构中包含圆孔薄片等结构,根据密封装置的功能和结构描述,开展故障模式和影响分析,见表 6。表中主要是为了说明 R_{PN} 情况,所以针对故障模式和影响分析表进行了简化。

以表 6 中序号为横坐标, R_{PN} 值为纵坐标,建立密封装置风险优先数柱形图,确定风险优先顺序,如图

表6 密封装置故障模式和影响分析(简化)

序号	名称	部件功能	故障模式	故障原因	故障影响			S等级	O等级	D等级	R_{PN}	建议措施
					自身影响	发动机影响	飞机影响					
1			断裂	转静子碰摩, 轴向载荷过大。	断裂	轻微影响发动机性能	无	5	3	5	75	通过合理设计确保强度满足要求。
2	石墨环组件	对滑油进行封严	磨损	热膨胀、转子离心力等造成转静子刮摩。	磨损、耐磨涂层脱落	无	无	2	3	5	30	通过合理设计, 确保石墨环组件与密封对象件的间隙满足要求。
3			滑油泄漏	间隙设计偏大、封严压力不匹配。	滑油泄漏	轻微影响发动机性能	无	5	6	10	300	通过合理设计, 确保石墨环组件与密封对象件径向间隙满足要求。
4	圆孔薄片	对气体进行封严	指尖梁磨损	转静子刮摩。	密封性能降低	发动机振动增大, 影响发动机寿命	无	7	4	10	280	通过合理设计, 确保转静子间隙满足要求。
5			涂层脱落	摩擦副生热量过大。	密封性能降低	轻微影响发动机性能	无	5	3	5	75	通过合理设计, 确保强度满足要求。

注: 严酷度等级 S 、故障模式发生概率等级 O 和故障被检测难度等级 D 评分值结合表 2、4 和 5 给出。 R_{PN} 值由式(1) $R_{PN} = S \cdot O \cdot D$ 计算得出, 序号 1: $R_{PN} = 5 \times 3 \times 5 = 75$; 序号 2: $R_{PN} = 2 \times 3 \times 5 = 30$; 序号 3: $R_{PN} = 5 \times 6 \times 10 = 300$; 序号 4: $R_{PN} = 7 \times 4 \times 10 = 280$; 序号 5: $R_{PN} = 5 \times 3 \times 5 = 75$ 。

1 所示。

根据风险优先数的确定方法, 确定序号 3、4 为改进项。

2.2 改进情况及 R_{PN} 的变化

针对表 6 中序号 3 石墨环组件滑油泄漏和序号 4 圆孔薄片指尖梁磨损进行改进。具体改进情况及 R_{PN} 值的变化见表 7。

从表中可见, 针对石墨环组件滑油泄漏在设计上采用对工作间隙分析计算、与空气系统和滑油系统迭代计算、试验验证以及腔温监测等措施, 使得 R_{PN} 值由原来的 300 降为 75; 针对圆孔薄片指尖梁磨损采用周边开槽、密封跑道喷涂涂层、试验验证等措施, 使得 R_{PN} 值由原来的 280 降为 98。主要通过降低故障发生的可能性和故障被检测的难度, 达到降低密封装置的整个风险量值的目的。

3 结论

(1) 利用故障模式和影响分析中的风险优先数概

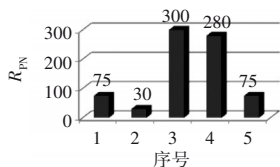


图1 密封装置风险优先数

念, 给出了 1~10 个等级的严酷度和故障模式发生概率等级的判定准则, 提出了故障被检测难度等级的概念。

(2) 参考国外资料和结合中国发动机研制现状, 提出了依据风险优先数确定优化项的方法。

(3) 以某发动机的密封装置为例, 对依据风险优先数确定优化项的方法进行了应用, 得出了密封装置各类故障模式的 R_{PN} 值, 依据 R_{PN} 值确定了密封装置石墨环组件滑油泄漏和圆孔薄片指尖梁磨损 2 个改进项, 通过对改进项进行改进, 降低了其 R_{PN} 值, 从而提高整个密封装置可靠性水平。

4 展望

在依据风险优先数确定优化项的方法中, 将风险优先数 $R_{PN} \geq 250$ 的故障模式认为是需要设计改进的项目主要参考国外文献确定, 中国还需不断在型号研制中运用, 确定适宜地设计改进的 R_{PN} 值。

表 7 风险优先项改进情况及 R_{PN} 变化

表 6 中的序号	产品名称	故障模式	故障原因	改进措施	S 等级		O 等级		故障检测 方法	D 等级		R_{PN}	
					原来	改进后	原来	改进后		原来	改进后	原来	改进后
3	石墨环组件	滑油泄漏	间隙设计偏大、封严压力不匹配导致滑油异常泄漏。	(1)碳密封装置设计对工作间隙进行了分析计算,确保在不同工况条件下气体泄漏量满足设计要求,并对其工作间隙开展试验验证及优化; (2)碳密封装置初始间隙设计过程中,与空气系统和滑油系统进行反复迭代计算,增加密封装置与系统之间的匹配性。	5	5	6	3	腔室温度测量、孔探仪监测	10	5	300	75
4	圆孔薄片	指尖梁磨损	间隙设计偏小、圆孔薄片刚度设计不合理导致指尖梁磨损	(1)在圆孔薄片周向处开设有一系列的圆弧槽,降低圆孔薄片的刚度并提高其柔顺性,保证在极限工况下,密封跑道与指尖梁接触时,减小摩擦生热量; (2)密封跑道处喷涂由碳化铬涂层,防止密封跑道异常磨损。	7	7	4	2	腔室压力测量	10	7	280	98

注:严酷度等级:针对序号 3、4 故障模式的改进措施无法改进发生的严酷程度,因此与原严酷度等级相同。故障发生概率等级:序号 3 故障模式在某发动机试验中 5 号支点和 6 号支点发生过多次,在其进行改进后,进行试验验证后,该发动机 5 号支点漏油情况得到改善,发生过一次少量渗漏,6 号支点未发生,因此序号 3 的故障发生概率等级由原来的“6”对应到“3”;序号 4 故障模式在本发动机上未发生过,但相似结构的圆孔薄片应用到其他发动机时,在 2020 年使用该相似结构圆孔薄片的发动机在试验中发生过一次,进行改进后,到 2021 年底使用该相似结构圆孔薄片的发动机试验中再未发生过故障,因此序号 5 的故障发生概率等级由原来的“4”对应到“2”。故障被检测难度等级:序号 3、4 故障模式在设计初期未有相应的设计方法可以参考,对于设计是否会出现该故障模式未有仿真分析和其他手段确定,且通常设计之后,开展试验均会出现该问题,因此原来的故障被检测难度等级定为“10”,对于序号 3 故障模式,改进之后是否漏油情况得到改善,通过部件试验即可检测出石墨环组件是否仍存在漏油情况,因此改进后故障被检测难度等级改为“5”;对于序号 4 故障模式,仅能在整机试验中检测,且结合相似发动机在性能调试中发现该问题,因此改进后故障被检测难度等级改为“7”。 R_{PN} 值由式(1) $R_{PN} = S \cdot O \cdot D$ 计算得出。因此序号 3 的原来 $R_{PN} = 5 \times 6 \times 10 = 300$,改进后 $R_{PN} = 5 \times 3 \times 5 = 75$;序号 4 的原来 $R_{PN} = 7 \times 4 \times 10 = 280$,改进后 $R_{PN} = 7 \times 2 \times 7 = 98$ 。

参考文献:

- [1] 王永华,李本威,孙涛. FMECA在某型涡轮发动机涡轮部件上的应用[J]. 航空工程与维修, 2002(1): 27-28.
WANG Yonghua, LI Benwei, SUN Tao. Application in turbine parts of a turbine engine[J]. Aviation Engineering and Maintenance, 2002(1): 27-28. (in Chinese)
- [2] 曹茂国,钱金善. 航空发动机可靠性分析技术FMEA/FMECA[J]. 航空发动机, 1995(4): 32-39.
CAO Maoguo, QIAN Jinshan. Aeroengine reliability analysis technology FMEA/FMECA[J]. Aeroengine, 1995(4): 32-39. (in Chinese)
- [3] 颜梁,莫崇芳,刘毅. 某型传感器FMECA分析[J]. 南华动力, 2009, 20(3): 39-45.
YAN Liang, MO Chongfang, LIU Yi. FMECA analysis for sensors[J]. Nanhua Aviation Power, 2009, 20(3): 39-45. (in Chinese)
- [4] 张海波,贾亚洲,周广文. 数控系统故障模式、影响及危害度分析(FMECA)[J]. 中国机械工程, 2004(6): 491-494.
ZHANG Hai-bo, JIA Yazhou, ZHOU Guangwen. Failure mode, effects and criticality analysis of digital control system[J]. China Mechanical Engineering, 2004(6): 491-494. (in Chinese)
- [5] 中国人民解放军总装备部. 故障模式、影响及危害性分析指南: GJB/Z1391-2006[S]. 北京: 中国标准出版社, 2006: 2-30.
PLA General Armament Department. Guide to failure mode, effects and criticality analysis: GJB/Z 1391-2006[S]. Beijing: China Standard Press, 2006: 2-30. (in Chinese)
- [6] 袁翔,张晓爽. 航空发动机可靠性工程师FMECA审查要点分析[J]. 南华动力, 2020, 31(3): 445-449.
YUAN Xiang, ZHANG Xiaoshuang. Analysis on key point of FMECA examination for Aeroengine reliability engineer[J]. Nanhua Aviation Power, 2020, 31(3): 445-449. (in Chinese)
- [7] 李伟. FMEA工作是提高航空非电子产品可靠性的重要手段[J]. 航空科学技术, 1998(1): 38-39.
LI Wei. FMEA's importance for improvement of aviation non-electric product reliability[J]. Aeronautical Science and Technology, 1998(1): 38-39. (in Chinese)
- [8] 彭佳,王绍华. FMEA工作在型号研制中存在的问题及应对方法探讨[J]. 南华动力, 2019, 30(2): 385-388.
PENG Jia, WANG Shaohua. Discussion on problems and countermeasures of FMEA work in model development[J]. Nanhua Aviation Power, 2019, 30(2): 385-388. (in Chinese)
- [9] 张海,周志兵. 故障模式影响分析技术进展[J]. 航空制造技术, 2007(8): 64-66.
ZHANG Hai, ZHOU Zhibing. Technical progress of failure modes and effects analysis[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2007(8): 64-66. (in Chinese)
- [10] 沈颂华,李瑛,康锐. 航空电源系统FMEA自动化技术研究[J]. 北京航空航天大学学报, 1997, 23(6): 805-809.
SHEN Songhua, LI Ying, KANG Rui. Study of FMEA automation technique for airborne power system[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 1997, 23(6): 805-809. (in Chinese)
- [11] 陶建峰,王少萍,姚一平. 计算机辅助FMECA与FTA正向综合分析方法研究[J]. 北京航空航天大学学报, 2000, 26(6): 663-665.
TAO Jianfeng, WANG Shaoping, YAO Yiping. Hybrid method of computer aided FMEA and FTA[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2000, 26(6): 663-665. (in Chinese).
- [12] 王鹏,张贵新,朱小梅,等. 基于故障模式与后果分析及故障树法的电子式电流互感器可靠性分析[J]. 电网技术, 2006(23): 15-20.
WANG Peng, ZHANG Guixin, ZHU Xiaomei, et al. Reliability analysis of electronic current transformer based on fault mode and consequence analysis and fault tree method[J]. Power System Technology, 2006(23): 15-20. (in Chinese)
- [13] 周海京,遇今. 故障模式、影响及危害性分析与故障树分析[M]. 北京: 航空工业出版社, 2003: 13-88.
ZHOU Haijing, YU Jin. Failure mode, effects and criticality analysis and fault tree analysis[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2003: 13-88. (in Chinese)
- [14] 张大钢,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(3): 48-51.
ZHANG Dagang, LIU Yanchao, HAN Jing. Research on development and application of FMECA technical standard[J]. Quality and Reliability, 2013(3): 48-51. (in Chinese)
- [15] Society of Automotive Engineers. Potential failure mode and effects analysis in design (design FMEA), potential failure mode and effects analysis in manufacturing and assembly processes (process FMEA): SAE J1739[S]. USA: Society of Automotive Engineers, 2009: 10-14.
- [16] Society of Automotive Engineers. Recommended failure modes and effects analysis (FMEA) practices for non-automobile applications: SAE ARP 5580[S]. USA: Society of Automotive Engineers, 2001: 34-52.
- [17] 中国人民解放军总装备部. 测试与诊断术语: GJB3385-1998[S]. 北京: 中国标准出版社, 1999: 1-2.
PLA General Armament Department. Terms for testing and diagnostics: GJB3385-1998[S]. Beijing: China Standard Press, 1999: 1-2. (in Chinese)
- [18] 中华人民共和国工业和信息化部. 民用飞机环境控制系统故障隔离要求: HB 8485-2014[S]. 北京: 中国航空综合技术研究所, 2014: 1-2.
Ministry of Industry and Information Technology of the People's Republic of China. Requirements for fault isolation in environmental control system of civil aircraft: HB 8485-2014[S]. Beijing: China Institute of Aeronautical integrated technology Press, 2014: 1-2. (in Chinese)
- [19] Society of Automotive Engineers. Fault isolation in environmental control systems of commercial transports: SAE ARP1266[S]. USA: Society of Automotive Engineers, 2011: 4-5.

(编辑: 程海)