

文章编号:1674-8190(2019)05-634-09

LRU 可靠性评估仿真模型及实例分析

胡启先¹, 王卓健², 任帆³

(1. 空军工程大学 研究生院, 西安 710038)

(2. 空军工程大学 航空工程学院, 西安 710038)

(3. 中国人民解放军 93558 部队, 石家庄 050000)

摘要: 目前, 有关航空维修中出现的高故障率现场可更换单元(LRU)的可靠性评估和 LRU 故障组件定位等方面的研究仍鲜有报道, 为此设计一种适用于 LRU“更换维修”策略的可靠性评估仿真模型, 详细介绍模型中各个功能模块的设计原理和实现方法、步骤, 并以某型军用飞机液压系统中常见的高故障率 LRU 为例, 对模型进行应用分析。结果表明: 该仿真模型在 LRU 可靠性评估中具有可行性和普遍适用性。

关键词: 高故障率; 现场可更换单元; 可靠性评估; 组件定位; 仿真模型; 应用分析

中图分类号: {V240.2}; TP302.1

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2019.05.008

开放科学(资源服务)标识码(OSID):



A Reliability Evaluation Simulation Model of Aircraft LRU and an Example Analysis

Hu Qixian¹, Wang Zhuojian², Ren Fan³

(1. Graduate College, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China)

(2. College of Aeronautics Engineering, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China)

(3. The Chinese People's Liberation Army 93558 Troops, Shijiazhuang 050000, China)

Abstract: Aiming at the research blank of the reliability evaluation of high failure rate line replaceable unit (LRU) and the location of LRU fault component in the aviation maintenance, a reliability evaluation simulation model applicable for LRU “replacement maintenance” strategy is designed. The design principle and the actual methods as well as steps of each function module in the model are introduced in detail. Finally, the model is applied and analyzed to a common high failure rate LRU in a certain type of aircraft hydraulic system as an example, the result shows that the simulation model is practical and universally applicable to the reliability evaluation of LRU.

Key words: high failure rate; LRU; reliability evaluation; component positioning; simulation model; application analysis

收稿日期:2018-11-02; 修回日期:2018-12-24

通信作者:胡启先,2711776342@qq.com

引用格式:胡启先,王卓健,任帆. LRU 可靠性评估仿真模型及实例分析[J]. 航空工程进展, 2019, 10(5): 634-642.

Hu Qixian, Wang Zhuojian, Ren Fan. A reliability evaluation simulation model of aircraft LRU and an example analysis[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2019, 10(5): 634-642. (in Chinese)

0 引言

现场可更换单元(Line Replaceable Unit,简称 LRU)是可在工作现场(基层级)从系统或设备上拆卸并更换的单元。从作战和使用保障角度来看,LRU 是将各种组件设备组装成模块,该模块是“更换维修”策略的直接物理载体,在极短时间内就可对发生故障的组件进行拆装更换,以达到快速保障、机动保障和持续保障的要求。由于 LRU 的“更换维修”策略,装备维修保障时间大幅缩减,从而提高装备战备完好性和出动强度。

但是,根据军用飞机 LRU 航空维修保障现状,在一些新机型和衍生机型上出现了一部分故障频发、需要经常采取维修措施的 LRU。如此,即使是“更换维修”,若需要经常更换,一方面不仅增加了外场保障人员的工作量,同时还导致修理厂需要频繁对这些更换下来的 LRU 进行故障维修以满足备件库储存量,增加了维修费用和周期;另一方面也会导致因备件频繁调度而引起的保障延误时间有所增加,对维修保障质量和效率产生极大不利影响。除此之外,这些高故障率 LRU 会导致备件库对应的 LRU 备件基数相应增大,增加了耗材费用和保障费用。因此,对于航空维修中出现的相对频繁更换的高故障率 LRU,有必要对其可靠性水平进行度量和评估,以评价其可靠性水平是否满足 LRU 划分时的规定标准,并且需要对导致其故障的关键部位进行有效定位,以便于后期针对该类 LRU 的重新划分或者局部优化改进提供参考和依据。

然而,通过查阅国内外相关领域的文献,发现目前关于 LRU 在以上问题及相关方面的研究相对空缺。Xiao liu 等^[1]提出了一种基于时变安装的 LRU 可靠性分析和备件供应的集成框架;Paul F. Schikora^[2]针对 F-16C/D 型飞机所特有的各种 LRU,以寿命周期成本为主要目标函数开发了一种更换安装方案模型,并证明该模型可以应用于其他类似装备;Anwei Shen 等^[3]对 GJB2072 样本分配方法进行改进,并提出了一种基于 LRU 的维修操作样本分配方法;Ahmed Raza 等^[4]建立了一种基于持续性和间歇性故障的连续测试 LRU 的优

化备件数量准则;Karl N. Munro 等^[5]对 F-16 航电 LRU 的故障以及设计局限进行了检查和评估;Donald S. Jackson 等^[6]提出了一种分析 LRU 现场数据的方法,并进行了准确地现场可靠性估计和预测;Regina E. Bonanno^[7]给出了用于组装和安装 LRU 及其维护和升级相关过程的概述;付维方等^[8]和梁若曦^[9]分别采用不同方法进行了 LRU 备件、库存配置及控制和维修样本分配等方面的优化研究,这些是面向 LRU 保障流程的研究;周亮等^[10]将串件拼修策略运用到 LRU、SRU 备件保障中,并仿真计算了该维修策略下的时变可用度;陈然等^[11]运用基于层次模型的 LRU 故障注入方法准确模拟了故障信号,实现了对故障的复现;杨其国^[12]对 LRU 的测试性进行了建模分析。但上述文献对已经发生故障的 LRU 可靠性评估方面鲜少涉及,也未查到有关 LRU 故障组件定位方面的研究。

为此,本文提出一种针对高故障率的复杂 LRU 的可靠性评估仿真模型,将一些故障率(更换率)较高的 LRU 进行功能结构分解和故障分析,用基于故障树结构函数的可靠性数字仿真方法确定 LRU 的整体可靠度以及各个组件的重要度水平,以验证该 LRU 是否满足其划分时所规定的维修保障要求(故障率或更换率)和 LRU 中各个组件故障是否引起该 LRU 故障,为确定是否需要对该 LRU 重新制定功能设计、结构划分或改进优化方案提供决策支持;将该方法模型用于某型军用飞机的一种典型 LRU 进行实例分析,以验证该仿真评估模型用于 LRU 可靠性评价的实用性和可行性。

1 LRU 可靠性评估仿真模型

对于高故障率 LRU,尤其是结构功能复杂、更换之后难以维修或者维修时间过长的 LRU,进行可靠性评估时,首先需要重新回归到将其功能结构分解这一步,其次结合故障树进行故障分析,然后进行 LRU 可靠性数字仿真,最后对仿真结果进行评估,得出关于此 LRU 在改进性设计和优化上的结论和建议。

模型设计如图 1 所示。

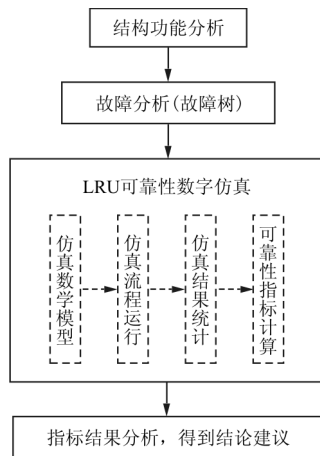


图 1 LRU 可靠性评估仿真模型

Fig. 1 Reliability assessment simulation model of LRU

1.1 结构功能分析

结构功能分析是为了更加明确地体现系统内部组织关系,更加清晰地理清内部逻辑关系,以达到认识和分析系统的目的。为了结合故障树对 LRU 进行可靠性数字仿真,将 LRU 的结构功能分析过程分成以下四个模块,如图 2 所示。

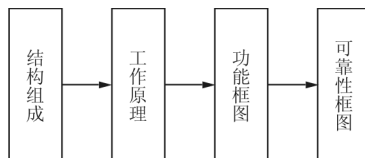


图 2 结构功能分析过程

Fig. 2 Process of structural-functional analysis

通过 LRU 的组成结构分析其工作原理,绘制功能框图和可靠性框图,可靠性框图可为进行故障树分析提供依据。以可靠性框图为依据,根据 LRU 故障现象找出相对应的故障位置,进而分析故障的原因,找出可靠性薄弱环节。功能结构分析对于 LRU,尤其是一些结构功能复杂的大型 LRU 的故障树绘制,是一个必不可少的过程。

1.2 故障树分析

故障树分析方法(FTA)是可靠性和安全性分析中的一种简单有效、最有发展前途的分析方法^[13],准确全面地对 LRU 进行故障树分析是本文进行可靠性分析的关键。

故障树分析的一般流程主要包括建立故障树,定性分析和定量分析三个步骤。

在该模型中,故障树的建立需要在分析 LRU

结构和工作原理的基础上,结合功能框图和可靠性框图进行绘制;对于 LRU 故障树的定性分析主要为了得到故障树的所有最小割集以及故障树的结构函数;而定量分析是利用合适的可靠性数字仿真方法计算 LRU 的可靠度及其各组件的概率重要度和模式重要度。

1.3 LRU 可靠性数字仿真

随着计算机技术的快速发展,以蒙特卡洛为基础的数字仿真方法广泛应用于实际工程领域,用来定量描述大型复杂系统的可靠性^[14]。本文 LRU 可靠性评估仿真模型中采用的就是基于故障树结构函数的可靠性数字仿真方法。

将该方法用于 LRU 可靠性评估仿真模型的原因,主要是考虑到该方法能动态刻画 LRU 在全任务时间内的可靠性特性,具有较高的分析精度。并且该方法不用考虑所研究对象的可修性,即没有将可修复后继续工作的因素纳入到仿真过程中。这一点对于本文所研究的在机务现场保障时直接采用“更换维修”策略的 LRU 来说,具有良好的适用度和契合度。

1.3.1 仿真数学模型

设系统 S 由 n 个基本部件组成,分别记为 $z_1, z_2, \dots, z_i, \dots, z_n$, 即

$$S = \{z_1, z_2, \dots, z_i, \dots, z_n\} \quad (1)$$

式中: $z_i (i=1, 2, \dots, n)$ 为系统的第 i 个基本部件。

每一个基本事件的失效分布函数设为 $F_i(t), i=1, 2, \dots, n$ 。

在明确了系统组成之后,需要设定和构造可靠性仿真逻辑关系。LRU 故障树即为上述系统 S 中各基本事件的逻辑关系图,并用 LRU 故障树表示仿真逻辑关系,即故障树的顶事件为系统 S 的失效事件,底事件为基本部件 z_i 的失效事件。

在引入时间参量的情况下,用 $x_i(t), i=1, 2, \dots, n$ 表示底事件 i 在 t 时刻所处的状态,针对 LRU 来说,不涉及到其零部件的修复性维修,故其组件只存在失效或者不失效两种状态,可以用两点式分布表示变量 $\mathbf{X}(t)$, 即

$$x_i(t) = \begin{cases} 1 & \text{在 } t \text{ 时刻第 } i \text{ 个底事件发生} \\ 0 & \text{在 } t \text{ 时刻第 } i \text{ 个底事件未发生} \end{cases} \quad (2)$$

同理,由于顶事件只存在更换与不更换两种维

修状态,也可以用两点式分布表示顶事件在 t 时刻的状态,用变量 $\varphi(X)$ 表示,即

$$\varphi(X) = \begin{cases} 1 & \text{在 } t \text{ 时刻顶事件发生} \\ 0 & \text{在 } t \text{ 时刻顶事件未发生} \end{cases} \quad (3)$$

若故障树有 k 个最小割集,记为 $\mathbf{K}=(K_1, K_2, \dots, K_k)$,每个最小割集表示为

$$K_i(X) = \bigcap_{x_i \in K_i} x_i \quad (4)$$

故在任意时刻 t ,故障树的结构函数 $\varphi(X)$ 可表示为

$$\varphi(X) = \bigcup_{i=1}^k K_i(X) = \bigcup_{i=1}^k \bigcap_{x_i \in K_i} x_i \quad (5)$$

因为故障树结构函数是只能取 0 或 1 的二值函数,即式(3)定义的两点式分布函数,根据故障树最小割集与顶事件的逻辑关系,可以将顶事件发生的概率表示为

$$g = P\{\varphi(X) = 1\} = P\{\bigcup_{i=1}^k K_i(X) = 1\} \quad (6)$$

1.3.2 仿真流程

依据所构造的仿真数学模型,设计出针对 LRU 可靠性数字仿真的流程图,如图 3 所示。

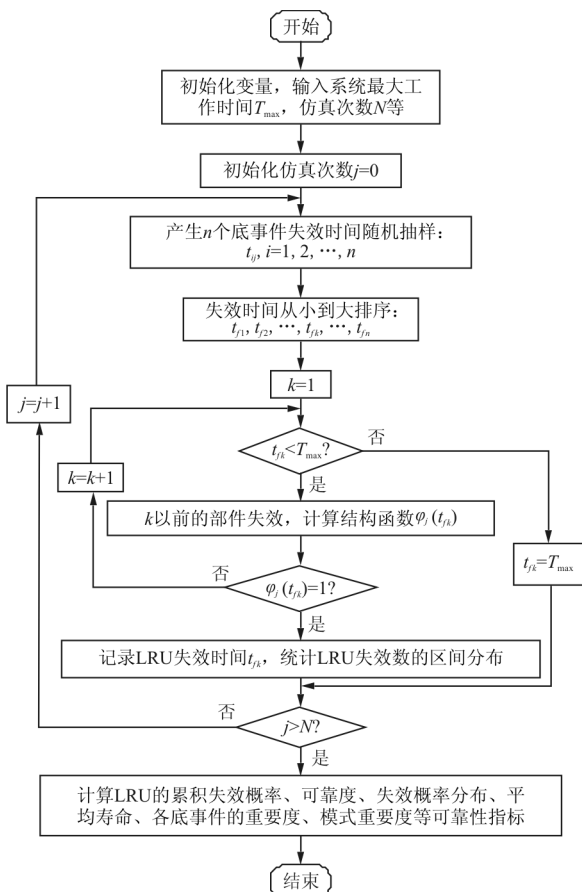


图 3 LRU 可靠性数字仿真的流程图

Fig. 3 Reliability digital simulation flow chart of LRU

仿真运行流程主要有以下两个关键步骤:

(1) 获取仿真所需要的关键数据

在仿真运行之前,需要获取主要包括对所有底事件的发生时间进行随机抽样的随机数、总仿真次数以及 LRU 的最大工作时间等基本数据。其中,底事件发生时间随机数通过对底事件的失效分布函数采用蒙特卡洛随机抽样产生;总仿真次数及 LRU 的最大工作时间主要影响到仿真精度和效果,可以在仿真之前假定一个合理值,然后再仿真过程中进行不断调试来确定其最优值。因此,在随机数产生之前,需要获取故障树所有底事件的失效分布函数。

此后,利用蒙特卡洛方法,对 n 个底事件寿命(发生时间)进行随机抽样,获得每个底事件的故障时间样本。若第 j 次抽样时,第 i 个底事件发生时间抽样值为 t_{ij} ,则

$$t_{ij} = F_i^{-1}(\eta_{ij}) \quad (7)$$

式中: η_{ij} 为第 j 次抽样中底事件 i 失效分布函数 $F_i(x)$ 的随机数,由计算机自动生成。

(2) 通扫故障树获取 LRU 的故障时间

对于第 j 仿真,抽样产生第 i 个底事件的失效时间为 $t_{ij}, i=1, 2, \dots, n$,结合式(2)可以确定各个底事件在时刻 t 的状态:

$$x_{ij}(t) = \begin{cases} 1 & t \geq t_{ij} \\ 0 & t < t_{ij} \end{cases} \quad (8)$$

将这 n 个失效时间从小到大排列: $t_{j1}, t_{j2}, \dots, t_{jk}, \dots, t_{jn}$,依次对应底事件: $Z_1^*, Z_2^*, \dots, Z_k^*, \dots, Z_n^*$,照此顺序,首先假设底事件 Z_1^* 发生,即令 $t = t_{j1}$,则此时其余底事件均未发生,结合式(3)和式(5)可以确定顶事件是否发生,即

$$\varphi_j(t) = \bigcup_{i=1}^k \bigcap_{x_i \in K_i} x_i = \begin{cases} 1 & t \geq t_{kj} \\ 0 & t < t_{kj} \end{cases} \quad (9)$$

若 $\varphi_j(t_{j1})$ 不为 1,则令 Z_2^* 发生,即 $t = t_{j2}$,再次检查顶事件是否发生……,直到某一底事件 Z_k^* 发生时,利用式(9)计算发现此时 $\varphi_j(t_{jk}) = 1$,即顶事件发生,该 LRU 失效,此次仿真中 LRU 的失效时间 $t_k = t_{kj} = t_{jk}$,至此该次仿真结束。

按照上述过程进行 N 次仿真运行,则一共可以得到 N 个该 LRU 的失效时间: $t_{k1}, t_{k2}, \dots, t_{kj}, \dots, t_{kN}$ 。

1.3.3 统计仿真结果并计算可靠性指标

用区间统计法^[15]统计 LRU 失效数的分布情况:将该 LRU 的最大工作时间 T_{\max} 分成 m 个区间,则 LRU 在 (t_{r-1}, t_r) 区间内的失效数为

$$\Delta m = \sum_{j=1}^N \varphi_j(t_k) \quad t_{r-1} < t_k \leq t_r \quad (10)$$

在 $t \leq t_r$ 范围内的 LRU 失效数为

$$m_r = \sum_{j=1}^N \varphi_j(t_k) \quad t_k \leq t_r \quad (11)$$

LRU 的不可靠度(累积失效概率) $F_S(t)$ 为

$$F_S(t_r) = P(\xi \leq t_r) \approx \frac{1}{N} \sum_{j=1}^N \varphi_j(t) \quad (t \leq t_r) \quad (12)$$

结合式(11),可得

$$F_S(t) \approx \frac{m_r}{N} \quad (13)$$

LRU 的可靠度 $R_S(t)$ 为

$$R_S(t) = 1 - \frac{m_r}{N} \quad (14)$$

LRU 的失效概率分布 $P_S(t_r)$ 为

$$P_S(t_r) = P(t_{r-1} < \xi \leq t_r) \approx \frac{1}{N} \sum_{j=1}^N \varphi_j(t) \quad (t_{r-1} < t \leq t_r) \quad (15)$$

结合式(10),可得

$$P_S(t_r) = \frac{\Delta m_r}{N} \quad (16)$$

LRU 的平均寿命 MTBF 为

$$MTBF \approx \sum_{t_r=0}^{\infty} [t_r P_S(t_r)] = \sum_{t_r=0}^{\infty} \left[t_r \frac{\Delta m_r}{N} \right] \quad (17)$$

底事件重要度 $W(Z_i)$:

$$W(Z_i) = \frac{\text{底事件 } Z_i \text{ 失效引起系统失效的次数}}{\text{底事件 } Z_i \text{ 失效总次数}} \quad (18)$$

底事件的模式重要度 $W_N(Z_i)$:

$$W_N(Z_i) = \frac{Z_i \text{ 失效引起系统失效的次数}}{\text{系统的总失效次数}} \quad (19)$$

通过对仿真计算得到的可靠性指标的分析,判断所研究的 LRU 是否满足其划分时所规定的可靠性要求,并给出导致该 LRU 故障的组件定位,以便于在该 LRU 需要重新进行功能结构设计或者优化时提供重点改进或优化部位。

2 实例分析

以某型军用飞机液压系统中应急排油排气活门为例,对上述 LRU 可靠性评估仿真模型进行实例分析。

该活门主要由盖子、壳体、螺母、大活门、小活门、弹簧座、小弹簧座、弹簧、小手柄、顶杆等组成,如图 4 所示。

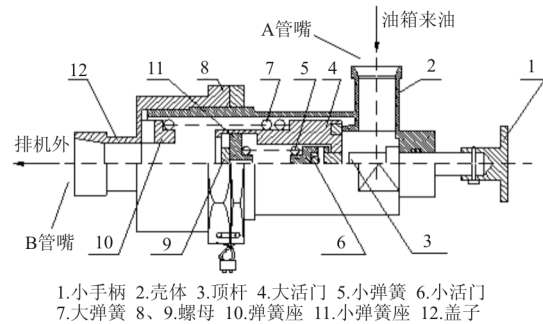


图 4 活门剖面图

Fig. 4 Section plan of the valve

该活门与液压油箱相连,其功用是:地面维护时人工按压手柄使油箱排出多余油液;在地面试验和空中飞行时,当油箱储油腔超压时自动将油箱内多余油液排到飞机外。在需要排气时,按压手柄打开内部的小活门,油箱储油腔中的空气便可排出。当油箱储油腔中的增压—压力达到一定预警值 a 时,液压—压力克服弹簧的弹簧力打开内部的大活门,将油箱中的部分液压油通过 B 管嘴排至机外,保证油箱壳体不会因超压而损坏。当油箱增压—压力降低到 $b(b < a)$ 时,大活门在弹簧作用下自动关闭。该活门在飞机维修保障中常见故障现象为漏油、渗油、滴油、非正常排气等,故障后维修措施为进行元件更换,是液压系统中典型的 LRU。

通过对其工作原理的分析可知,在排油排气活门工作过程中,其内部的大、小活门分别在大、小弹簧作用下进行往复运动,易造成疲劳,可能成为可靠性薄弱环节。根据该活门的结构及工作原理,绘制其功能框图,如图 5 所示。根据活门的功能及构造,选取相对重要部件,绘制出活门可靠性框图,如图 6 所示。通过对该活门的功能分析和可靠性分析,建立其失效故障树,如图 7 所示。

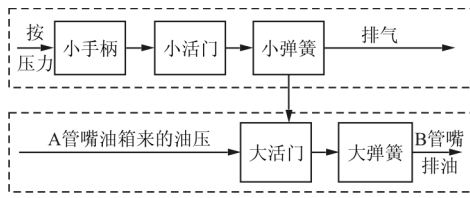


图 5 活门功能框图

Fig. 5 Functional block diagram of the valve

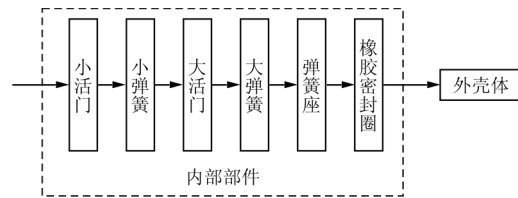


图 6 活门可靠性框图

Fig. 6 Reliability block diagram of the valve

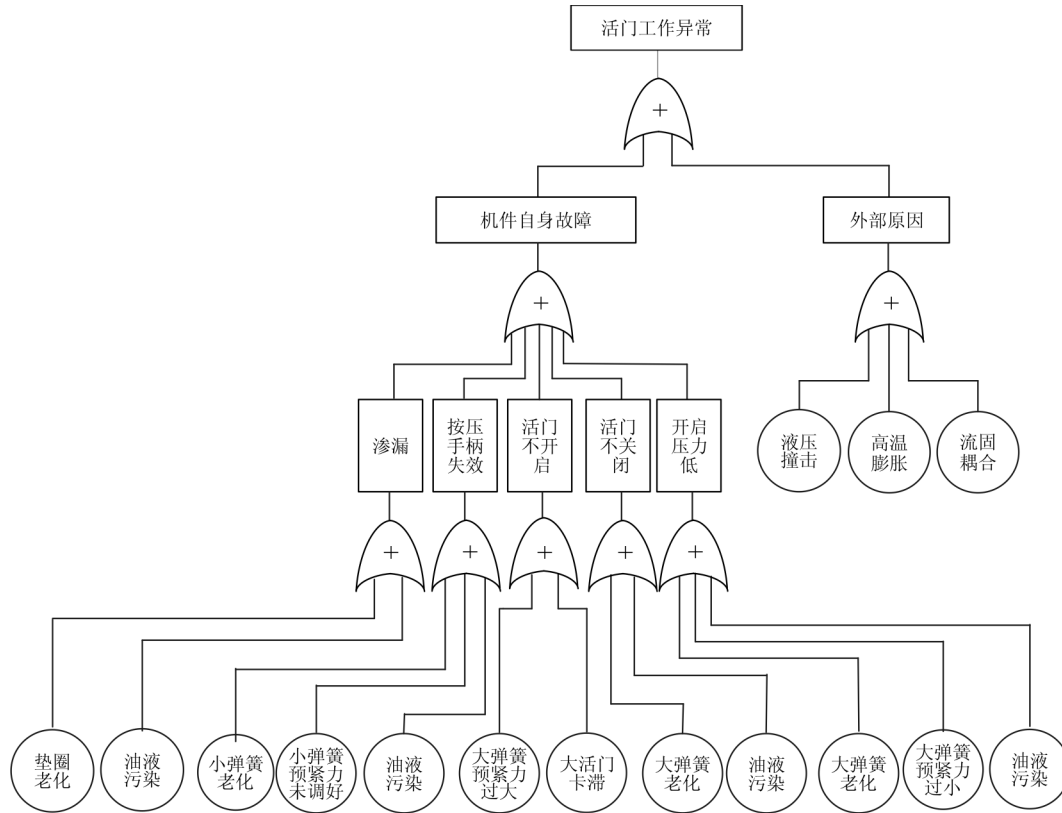


图 7 活门工作异常故障树

Fig. 7 Job exception fault tree of the valve

故障树由顶事件、底事件、中间事件和逻辑门组成。该故障树中顶事件即为活门不能正常工作，各底事件及其在故障树中的数量如表 1 所示。

采用下行法求取该活门故障树的最小割集，共有 11 个最小割集，分别为： $\{A\}$ ， $\{B\}$ ， $\{C\}$ ， $\{D\}$ ， $\{E\}$ ， $\{F\}$ ， $\{G\}$ ， $\{H\}$ ， $\{I\}$ ， $\{J\}$ ， $\{K\}$ 。再根据式(5)求得故障树的结构函数：

$$\varphi(X) = \bigcup_{i=1}^{11} x_i \quad (20)$$

由于该活门是机械类 LRU，试验数据难以获取，需要对该型 LRU 在实际使用中的故障数据资料进行搜集、整理、分析，绘制各底事件的使用状况图，然后利用回归分析法得出各底事件的失效寿命分布，如表 2 所示。

表 1 该活门故障树的底事件

Table 1 Fault tree bottom events of the valve

序号	底事件名称	代号	数量
1	垫圈老化	A	1
2	油液污染	B	4
3	小弹簧老化	C	1
4	小弹簧预紧力未调好	D	1
5	大弹簧老化	E	2
6	大弹簧预紧力过小	F	1
7	大弹簧预紧力过大	G	1
8	大活门卡滞	H	1
9	液压撞击	I	1
10	高温膨胀	J	1
11	流固耦合	K	1

表 2 故障树各底事件失效寿命分布
Table 2 Failure life distribution of the fault tree bottom events

代号	底事件	失效寿命分布类型	函数特征参数
A	垫圈老化	指数分布	$\lambda=3.33$
B	油液污染	指数分布	$\lambda=192.33$
C	小弹簧老化	指数分布	$\lambda=3.86$
D	小弹簧预紧力未调好	威布尔分布	$\eta=25\ 179.49$ $m=0.944\ 3$
E	大弹簧老化	指数分布	$\lambda=3.34$
F	大弹簧预紧力过小	威布尔分布	$\eta=15\ 158.76$ $m=0.844\ 3$
G	大弹簧预紧力过大	威布尔分布	$\eta=25\ 233.23$ $m=0.999\ 9$
H	大活门卡滞	指数分布	$\lambda=214.78$
I	液压撞击	指数分布	$\lambda=77.72$
J	高温膨胀	威布尔分布	$\eta=14\ 999.89$ $m=0.998\ 9$
K	流固耦合	指数分布	$\lambda=42.56$

注:指数分布中失效率 λ 单位: $10^{-6}/h$;威布尔分布中 η 为尺度参数, m 为形状参数。

对于表 2 中涉及的分布类型,利用公式(7)得到不同分布类型函数的底事件发生时间的随机抽样值,如表 3 所示。

表 3 不同分布类型分布函数的发生时间抽样值
Table 3 Sampling value of fault occurrence time of different distribution functions

分布类型	失效概率密度函数 $f(x)$	t_{ij} 抽样值
[0, 1]均匀分布	1	n
指数分布	$\lambda e^{-\lambda x}$	$-\frac{1}{\lambda} \ln \eta$
两参数威布尔分布	$c \left(\frac{1}{b}\right)^c T^{c-1} e^{-\left(\frac{t}{b}\right)^c}$	$b(-\ln \eta)^{\frac{1}{c}}$

根据 LRU 可靠性数字仿真的流程设计,在 Matlab2016a 环境下编写仿真程序。

经过反复调试发现,当仿真次数 N 为 10 000 时,该 LRU 可靠度、不可靠度、MTBT 等可靠性指标的曲线形状或者数值变化均不明显,符合精度对仿真次数的要求;当 LRU 的最大工作时间 T_{max} 为 8 000 h、区间数 m 为 800 时,既不会因为 T_{max} 太大导致 LRU 失效时间大都集中在某一部分区间范围内,从而影响曲线实际形状的完整性,也不会因为 T_{max} 太小导致有一些失效时间落在规定的区间之外,从而影响统计结果的精度。

因此,当取该活门最大工作时间为 8 000 h,进

行 10 000 次仿真后,并在设置统计区间数为 800 的条件下,得到其不可靠度曲线、可靠度曲线如图 8 所示,得到其失效密度分布曲线如图 9 所示。

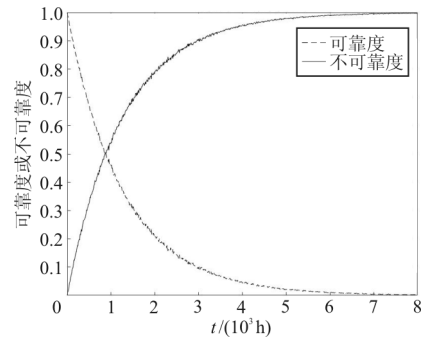


图 8 LRU 可靠度、不可靠度曲线图

Fig. 8 Reliability and unreliability diagram of the valve

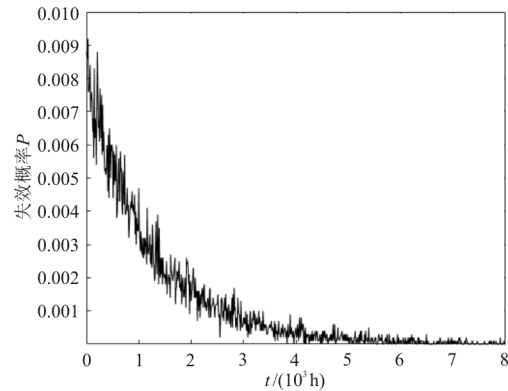


图 9 LRU 失效概率分布曲线图

Fig. 9 Failure probability distribution of the valve

得到该活门故障树中各个底事件的概率重要度和模式重要度,如表 4 所示。

表 4 LRU 各底事件的重要度仿真结果
Table 4 Simulation result of bottom events' importance degree of the valve

代号	底事件名称	部件重要度	模式重要度
A	垫圈老化	1	0.003 8
B	油液污染	1	0.255 7
C	小弹簧老化	1	0.004 2
D	小弹簧预紧力未调好	1	0.058 4
E	大弹簧老化	1	0.004 9
F	大弹簧预紧力过小	1	0.113 5
G	大弹簧预紧力过大	1	0.050 2
H	大活门卡滞	1	0.275 8
I	液压撞击	1	0.099 9
J	高温膨胀	1	0.083 5
K	流固耦合	1	0.050 1

得到该 LRU 的平均寿命 $MTBF$ 为 1 295.5 h。

通过查阅该型号军用飞机关键附件设计标准,得到该活门的寿命设计要求为:小手柄按压 ≥ 400 次,大活门开闭 $\geq 5\,000$ 次。根据该型号飞机飞行执勤的实际情况,大约每个月检查该活门 20 次,每次地面检查需要按压小手柄 2 次,故从小手柄按压次数角度估算,该活门设计寿命值大约为 7 200 h;大活门开闭则具体和地面试验或者空中飞行时油箱储存腔中的压力有关,没有相对准确的计算方法,故根据以往同类活门的实际工作寿命资料,得到该大活门的平均设计寿命值为 3 000~4 500 h 左右。综合以上两种设计角度,取最低标准,得到该型号排油排气活门的平均设计寿命为 3 750 h。而通过查询该两用活门在部队实际使用中的故障数据,得到该型号活门平均实际工作寿命仅为 1 500 h。

对数据进行分析:

(1) 比较该型活门平均实际工作寿命 1 500 h 与其设计寿命标准 3 750 h,相对误差较大,说明该 LRU 实际使用时的可靠度明显达不到设计要求,存在 LRU 设计或者划分时不准确、不合理的问题;

(2) 比较仿真模型计算得到的 $MTBF$ 值 1 295.5 h 与平均实际使用寿命 1 500 h,相对误差在合理范围内,故依据本文所设计的可靠性评估仿真模型计算得到的活门平均寿命与实际使用情况大致吻合,说明该模型对于计算 LRU 平均寿命来说具备一定的准确性;

(3) 分析该活门不可靠度和可靠度变化曲线,不可靠度和可靠度分别随仿真工作时间的推进而逐渐增大和减小,与其工作实际情况相吻合;

(4) 失效概率分布曲线则反映了该 LRU 使用寿命落在不同时间段内的概率大小,由图可见,该活门使用寿命落在 1 000~2 000 h 之间属于大概率事件,且仿真得到的 $MTBF$ 值也落在此区间上;

(5) 分析表 4 中该 LRU 故障树各底事件的重要度,油液污染、大活门卡滞这两个底事件对于该 LRU 发生故障这一顶事件的模式重要度分别为 0.255 7、0.275 8,而其底事件的模式重要度均较小,说明油液污染、大活门卡滞对于该活门是否发生故障影响最大,这也与前面对该活门进行原理分

析得出的薄弱环节相契合。

经过以上数据分析,给出该 LRU 的可靠性评估建议是:该 LRU 的平均寿命 $MTBF$ 明显达不到设计要求,故需要考虑对该 LRU 重新进行规划设计或者对其局部结构进行优化改进,具体涉及到大活门开闭灵敏度或者开闭方式、油箱存储腔的密封性导致的油液污染两个方面。

3 结 论

(1) 依据 LRU 的“更换维修”策略,设计并通过实例验证了基于故障树结构函数可靠性数字仿真方法的 LRU 可靠性评估仿真模型,结果表明,该仿真模型在 LRU 可靠性评估中存在一定的可行性和普适性。研究过程中,通过分析仿真得到的 LRU 可靠性相关指标,对军用飞机维修实践中出现的高故障率机械类或者电子类 LRU 重新进行可靠性评估,能够有效判断 LRU 是否存在设计上或者系统划分上的不合理,并能对引起 LRU 故障的关键部位进行准确定位,为 LRU 系统划分工作或者结构上的局部优化设计提供依据。

(2) 该模型主要针对使用阶段航空装备维修保障实际中的故障频发型 LRU 的可靠性评估而设计,并对这一类 LRU 的薄弱环节进行定位和分析,故而只能对其改进设计或者重新划分,不能对其设计阶段的系统划分或者结构设计产生应用价值,这也同时为后续设计阶段进行合理的 LRU 系统划分研究工作指明方向。此外,该模型对于 LRU 性能劣化不同阶段的故障预测不太适用^[16],也没有充分考虑到飞机 LRU 各组件之间的级联故障^[17],这是该模型在后续设计研究中的关键突破方向。

总之,该可靠性评估仿真模型能够分析航空装备 LRU 划分或者设计上的不足之处,对航空维修中 LRU 可靠性验证和评估工作具有一定的借鉴作用和应用价值。

参 考 文 献

- [1] Xiao liu, Loon Ching Tang. Reliability analysis and spares provisioning for repairable systems with dependent failure processes and a time-varying installed base[J]. IIE Transactions, 2016, 48(1): 43-56.
- [2] Paul F Schikora. A cost trade-off analysis of F-16 line replaceable unit(LRU) packaging options[D]. Ohio, USA:

- Air Force Institute of Technology, Air University, 1988.
- [3] Anwei Shen, Jilian Guo, Jianwei Li. Research on system-level maintenance operation sample allocation method validation[C]. Lecture Notes in Electrical Engineering, Springer Berlin Heidelberg, 2014.
- [4] Ahmed Raza, Vladimir Ulansky. Minimizing total lifecycle expected costs of digital avionics' maintenance[C]. The Fourth International Conference on Through-life Engineering Services, Procedia CIRP, 2015(38): 118-123.
- [5] Karl N Munro, Patrick K Pezoulas. Identification and reduction of bottlenecks concerning micap re-supply of F-16 weapons system avionics line[D]. Ohio, USA: Air Force Institute of Technology, Air University, 1997.
- [6] Donald S Jackson, Himanshu Pant, Michael Tortorella. Improved reliability-prediction and field-reliability-data analysis for field-replaceable units[J]. IEEE Transactions on Reliability, 2002, 51(1): 8-16.
- [7] Regina E Bonanno. Assembling and installing line-replaceable units for the national ignition facility[J]. Society of Photo-Optical Engineering, 2004, 43(12): 1396-1405.
- [8] 付维方, 卞娇. 航空公司飞机航线可更换单元两级库存控制方法[J]. 工业工程, 2016, 19(1): 61-65.
Fu Weifang, Bian Jiao. An approach to two-echelon inventory control of aircraft LRU for airline[J]. Industrial Engineering Journal, 2016, 19(1): 61-65. (in Chinese)
- [9] 梁若曦. 基于平均修复时间的商用飞机航线可更换单元规划方法研究[J]. 科技创新导报, 2017(8): 6-7.
Liang Ruoxi. Method of LRU design and division for commercial aircraft based on mean time to repair[J]. Science and Technology Innovation Herald, 2017(8): 6-7. (in Chinese)
- [10] 周亮, 彭英武, 李庆民, 等. 串件拼修策略下不完全修复件时变可用度评估建模[J]. 系统工程与电子技术, 2017, 39(5): 1065-1071.
Zhou Liang, Peng Yingwu, Li Qingmin, et al. Time-varying availability evaluation modeling of incomplete repair parts under cannibalization[J]. Systems Engineering and Electronics, 2017, 39(5): 1065-1071. (in Chinese)
- [11] 陈然, 连光耀, 秦子龙, 等. 基于层次模型的外场可更换模块故障注入方法[J]. 浙江大学学报: 工学版, 2017, 51(7): 1390-1396.
Chen Ran, Lian Guangyao, Qin Zilong, et al. Fault injection approach for line replaceable module based on hierarchical model[J]. Journal of Zhejiang University: Engineering Science, 2017, 51(7): 1390-1396. (in Chinese)
- [12] 杨其国. 基于多信号模型的现场可更换模块测试性建模与分析[J]. 计算机测量与控制, 2016, 24(5): 35-38.
Yang Qiguo. Testability modeling and analysis based on the multi-signal model for LRM[J]. Computer Measurement & Control, 2016, 24(5): 35-38. (in Chinese)
- [13] 刘东. 动态故障树分析方法[M]. 北京: 国防工业出版社, 2013: 1-2.
Liu Dong. Methodologies of dynamic fault tree analysis [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2013: 1-2. (in Chinese)
- [14] 邵延峰, 薛红军. 基于故障树的可靠性数字仿真方法研究[J]. 机械强度, 2008, 30(3): 381-385.
Shao Yanfeng, Xue Hongjun. Simulation for reliability analysis based on fault tree [J]. Journal of Mechanical Strength, 2008, 30(3): 381-385. (in Chinese)
- [15] 李营花, 张维, 黄祖广. 基于蒙特卡罗法的数控机床可靠性仿真[J]. 机床可靠性, 2017(1): 33-37.
Li Yinghua, Zhang Wei, Huang Zuguang. Reliability simulation of NC machine tool based on Monte-Carlo method [J]. Reliability of Machine Tool, 2017(1): 33-37. (in Chinese)
- [16] Sheng Hong, Zheng Zhou, Enrico Zio, et al. An adaptive method for health trend prediction of rotating bearings[J]. Digital Signal Processing, 2014, 35(9): 171-184.
- [17] Hong Sheng, Lü Chuan, Zhao Tingdi, et al. Cascading failure analysis and restoration strategy in an interdependent network[J]. Journal of Physics A: Mathematical and Theoretical, 2016, 49(19): 195101.

作者简介:

胡启先(1994—),男,硕士研究生。主要研究方向:飞行器动力修理工程与技术。

王卓健(1974—),男,博士,副教授。主要研究方向:飞行器系统工程。

任帆(1982—),男,硕士。主要研究方向:航空装备保障人员训练、航空装备质量控制。

(编辑:马文静)