

中文引用格式:时统宇,高艺,王岩韬. 基于混合概率模型的飞机操纵系统故障风险评估[J]. 中国安全科学学报, 2025, 35(2): 10-20.

英文引用格式:SHI Tongyu, GAO Yi, WANG Yantao. Research on aircraft control system fault risk assessment based on hybrid probability models[J]. China Safety Science Journal, 2025, 35(2): 10-20.

基于混合概率模型的飞机操纵系统故障风险评估*

时统宇 讲师, 高艺, 王岩韬 教授

(中国民航大学 国家空管运行安全技术重点实验室, 天津 300300)

中图分类号: X949

文献标志码: A

DOI: 10.16265/j.cnki.issn1003-3033.2025.02.0601

资助项目: 国家重点研发项目(2022YFC3002502); 中央高校基本科研业务费项目(3122025038)。

【摘要】 针对飞机操纵系统故障引发的飞行安全风险问题, 提出一种基于改进风险优先数(IRPN)的故障风险评估复合框架。该框架综合考虑故障概率、严重程度、检测度和风险阻尼4个关键风险因素。首先, 利用失效模式影响与分析(FMECA)和故障树分析(FTA)方法双向推导系统的故障模式; 其次考虑人和环境因素, 使用贝叶斯网络(BN)法构建混合概率模型以计算故障概率; 再次将故障严重程度划分为3个评价特征参数, 并通过层次分析法(AHP)与模糊综合评价法对故障严重程度进行综合评估, 然后借助飞行员快速参考手册、飞机机型设计手册等, 通过准则-推理法制定可检测度的评分准则, 较为科学地评估故障模式的所属可检测等级; 最后引入功能共振分析法(FRAM)设置风险阻尼系数来表征故障风险演化时的风险传播情况, 并以飞机襟缝翼作动系统卡阻故障模式案例进行计算验证。研究表明: 该故障模式的IRPN评估结果为158, 与实际运行情况完全吻合。通过故障模式的范例模拟和不安全事件真实验证, 证实了IRPN复合风险评估框架计算得到的故障综合风险指数的有效性和准确性。

【关键词】 飞机操纵系统; 故障风险评估; 混合概率模型; 改进风险优先数(IRPN); 失效模式影响与分析(FMECA)-故障树分析(FTA); 功能共振分析法(FRAM)

Research on aircraft control system fault risk assessment based on hybrid probability models

SHI Tongyu, GAO Yi, WANG Yantao

(National Key Laboratory of ATM Operation Safety Management, Civil Aviation
University of China, Tianjin 300300, China)

Abstract: To address the flight safety risks posed by faults in aircraft control systems, a composite framework for fault risk assessment based on IRPN was proposed. This framework comprehensively considered four key risk factors: fault probability, severity, detectability, and risk damping. First, system fault modes were deduced bidirectionally using FMECA-FTA method. Second, human and environmental factors were incorporated, and a Bayesian network approach was employed to construct a hybrid probability model for calculating fault probabilities. Third, fault severity was categorized into three evaluation parameters, which were comprehensively assessed using the Analytic Hierarchy Process and Fuzzy Comprehensive Evaluation methods. Next, utilizing resources such as pilot quick reference manuals and

aircraft type design manuals, a criterion-based reasoning method was applied to establish detectability scoring criteria, allowing for a more scientific evaluation of fault mode detectability levels. Finally, the FRAM was introduced to define risk damping coefficients, characterizing the propagation of risk during the evolution of fault risks. The computational validation was carried out with the case of jamming failure mode of aircraft flap seam wing actuation system. The research results show that its IRPN assessment result is 158, which is in perfect agreement with the actual operation. The validity and accuracy of the failure composite risk index calculated by the IRPN composite risk assessment framework are confirmed by the failure mode example simulation and the real verification of unsafe events.

Keywords: aircraft control systems; fault risk assessment; hybrid probability model; improved risk priority number (IRPN); failure mode, effects and criticality analysis (FMECA)-fault tree analysis(FTA); functional resonance analysis method (FRAM)

0 引言

保障飞行安全是对民用飞机的首要要求^[1-2]。作为民航领域关注的核心问题之一,飞机操纵系统的可靠性十分重要,而对由飞机操纵系统故障引发的飞行安全风险的评估和管控需求日益迫切。因此,多因素融合精准评估飞机控制系统故障风险,受到越来越多关注。

飞机常用的故障风险评估方法有失效模式影响与分析(Failure Mode, Effects and Criticality Analysis, FMECA)^[3]、故障树分析(Fault Tree Analysis, FTA)等。石旭东等^[4]基于模糊逼近理想解排序法结合 FMECA 评估了飞机电源系统故障风险。上述研究仅简单应用 FMECA 和 FTA 方法,且方法较为单一,主观性较强,难以准确评估故障风险。为此,学者们相应引入多种混合概率算法,建立了改进的故障风险评估模型。谢露强等^[5]基于改进的 FMECA 法,采用新的风险表征参数,通过模糊集理论与专家知识相结合创建基于置信结构的模糊规则库系统,并利用贝叶斯网络(Bayesian Network, BN)推理技术实现危害度的重要性排序;王岩韬等^[6]使用置信规则库推理方法,对飞机着陆进行了动态风险评估和提前预警。郭媛媛等^[7]引用蒙特卡罗方法评估了飞机发动机故障引起的单机和机队风险水平。徐一旻等^[8]为分析跑道入侵事故的因素,在 FTA 中综合人、环境、设备和管理因素,结合 BN 模型推理各因素的事故概率。APPOH 等^[9]针对高速列车受电弓子系统故障,提出了动态贝叶斯分解和机器学习等方法构建的全寿命混合框架模型来定量评估整体故障风险。上述多方法融合的故障风险评估模型有利于减少主观因素对准确度的影响,但故障风险评估大多未考虑人和环境因素的权

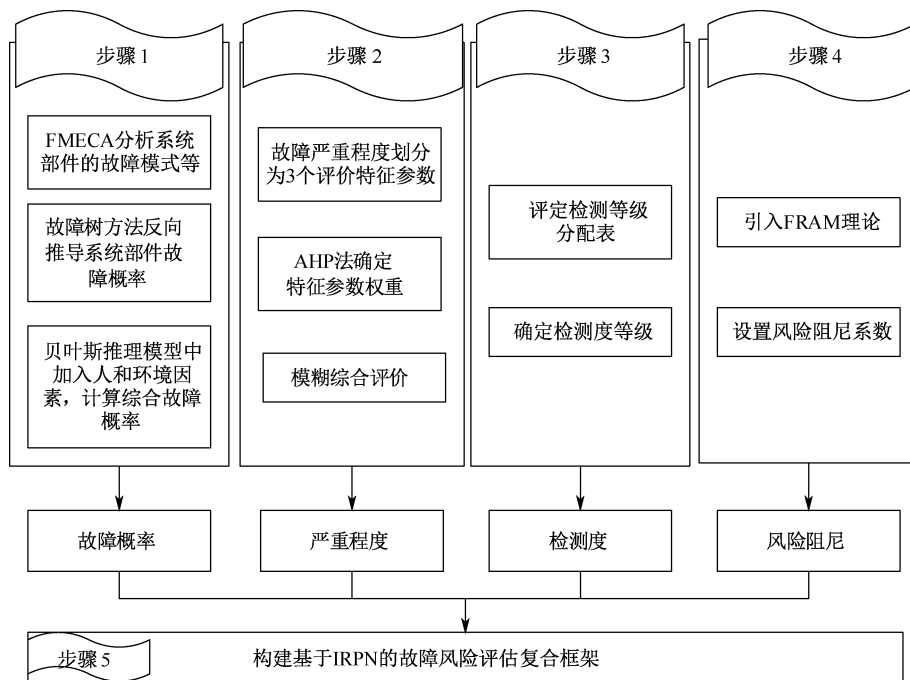
重;其风险概念仅局限于故障本身,并不涉及运行实际;风险优先数(Risk Priority Number, RPN)评价维度不足,计算结果欠准确。

综上,笔者拟提出一种基于改进风险优先数(Improved Risk Priority Number, IRPN)的故障风险评估复合框架,结合 FMECA-FTA 双向推理模型和 BN 等方法,量化评估飞机系统故障风险,以期为日后进行飞机故障风险动态预警与决策提供有力的理论基础。

1 飞机操纵系统故障风险评估框架

飞机操纵系统故障风险定义为在正常运行过程中,飞机操纵系统由各种内在或外部因素诱发的系统部件故障或性能下降的概率以及可能实际造成危害的综合度量。根据这一定义,故障风险的诱发因素众多,影响方面繁杂,而且风险发生后至引起事故的过程中具有不确定的演化趋势。传统风险优先数方法是通过计算故障概率、严重程度和检测度 3 种因素的乘积来评估风险,意在通过整体的综合评价得到风险评估结果,评分主观性较强、对低概率但后果严重的故障情况风险评估的准确性不足。此外,风险优先数计算结果精细度不足,取值局限在有限个整数集合范围内。为此,笔者提出加入风险阻尼系数的改进 RPN 方法,并引入模糊综合评判法评估故障严重程度,建立混合概率模型计算故障概率,构建多维评价体系量化检测度,以增加改进 RPN 方法的计算精细化程度。图 1 为采用改进 RPN 方法构建的风险评估复合框架,可用来处理、计算、评估各风险因素数据。

1) 步骤 1: 利用 FMECA^[10-11]方法分析各飞机操纵系统部件的故障模式、原因和影响,并结合故障树方法根据平均维护间隔时间反向推导系统部件故



注:层次分析法 (Analytic Hierarchy Process, AHP)。

图 1 故障风险评估复合框架

Fig. 1 Composite framework for fault risk assessment

障。这一方法虽得出了系统常规使用下的故障概率,但未考虑其他关键因素,如由机务维修人员操作失误引起的运维失效以及鸟击、雷暴等恶劣环境条件的影响。为综合这些因素,构建 BN 推理模型。该模型基于专家知识和历史故障数据定义了各个节点及其概率关系。在这个网络中,每个节点代表一个特定的故障点,而有向边则描述了故障间的因果关系。网络通过数据驱动的方法进行训练,计算出在人和环境因素影响下故障发生的概率。

2) 步骤 2: 将故障严重程度划分为不安全损失、设备损害、维修成本评价特征参数,利用 AHP 法分配权重后,实现模糊综合评价法解决专家评分过程中的不确定性问题。

3) 步骤 3: 基于飞行员快速参考手册、飞机资料、机务维修手册、地面保障系统手册等资料,通过准则-推理方法,建立故障检测度的等级分配表,用来确定特定故障的可检测等级。

4) 步骤 4: 为深入剖析故障发生后的风险演化过程并量化评估故障风险等级,提出适用于社会-技术系统的功能共振分析法 (Functional Resonance Analysis Method, FRAM)。该方法从时间变化和精度变化方面评估系统功能可变性,分析风险演化过程中的上下游耦合共振情况,并在特定故障模式下设置风险阻尼系数,准确定位事故发生的原因,量化

风险传播程度,为故障风险评估复合框架提供计算依据。

5) 步骤 5: 经故障风险复合框架评估模型计算得到的故障综合风险指数,较为准确地量化反映故障模式在飞机运行中的风险程度,并定量分析了综合风险指数引发不安全事件的倾向。

2 混合概率模型与功能共振分析

2.1 故障综合风险指数表征体系

RPN 可离散地排序和测算故障风险,但传统 RPN 未涵盖由故障到实际运行后果地映射网络关系,缺乏对安全保障措施和标准操作程序的思考。

设计基于 IRPN 指数的故障风险复合框架,该框架主要改进了传统的 RPN 方法,引入故障概率、严重程度、检测度和风险阻尼等风险指数,其计算方法见下式:

$$IRPN = W \times S \times E \times D \quad (1)$$

式中: W 为故障概率; S 为严重程度; E 为检测度; D 为风险阻尼。

2.2 基于混合概率模型的故障概率计算

构建由 FMECA、FTA 和贝叶斯推理方法组成的混合概率模型,推导出系统和部件潜在故障概率。FMECA 法着重研究与子系统相关的所有潜在故障

模式,FTA 法评估计算子系统的整体稳态故障率,并表征子系统故障事件与相应组件故障模式之间的逻辑关系。在识别出故障模式后,使用基于贝叶斯方法的推理模型来分析所研究子系统部件故障与外界环境、人的因素等的耦合关系。

1) 基于 FMECA-FTA 的故障概率计算。FMCEA 是一种系统性方法,用于识别和评估系统、产品或过程中潜在失效模式,通过系统性分析系统或组件,梳理约定层次,挖掘最底层要素的故障概率,形成基础的层次网络。

FTA 是一种定性和定量分析方法,表示为树状结构,包括顶事件、基本事件和逻辑门。利用 FMECA 分析结果,以飞行操纵子系统为顶事件,其系统部件故障模式为底事件,构建 FTA 拓扑图。底事件失效概率利用下式计算:

$$\lambda_k = \frac{N_k}{\sum h} \quad (2)$$

式中: λ_k 为统计故障模式 k 的失效率; N_k 为故障模式 k 在规定时间内失效次数; $\sum h$ 为故障模式 k 的累计工作时间。

在统计出各个故障模式的故障概率后,系统总体故障概率 W 可由下式计算:

$$W = 1 - \prod_{i=1}^n (1 - W_i) \quad (3)$$

式中 W_i 为第 i 个故障模式的概率,故障模式取值为 ($i=1,2,\dots,n$),其中, n 为故障模式个数。

2) 引入环境和人的因素的贝叶斯推理。系统和部件的故障发生概率不仅与其自身的性能有关,还与特定运行环境和人为操作因素密切相关。不良的运行环境以及人为误操作等外部因素都会不同程度地影响故障的发生。为了在故障预测中更好地考虑这些因素,采用 BN 方法研究。

基于贝叶斯定理,随机变量之间的条件依赖关系表示为:

$$W(A|B) = \frac{W(B|A) \cdot W(A)}{W(B)} \quad (4)$$

式中: $W(A|B)$ 为在给定 B 条件下 A 的概率; $W(B|A)$ 为在给定 A 条件下 B 的概率; $W(A)$ 、 $W(B)$ 分别为 A 、 B 事件的先验概率。

BN 由节点(表示随机变量)和有向边(表示变量之间的依赖关系)组成,对于定义在 X_1, X_2, \dots, X_n 的 BN,其联合概率分布可表示为各个条件概率分布的乘积形式:

$$W(X) = \prod_i W_i(X_i | W_g(X_i)) \quad (5)$$

式中: $W_g(X_i)$ 为节点 X_i 的父节点; $W_i(X_i | W_g(X_i))$ 为节点的条件概率分布表。

故障概率等级区间设定通过查阅和分析相关文献^[8-9,12]得到,并综合 4 家国内航空公司提供的历史数据以及机务专家意见,划分基于混合模型计算出的故障概率结果的区间等级。评分准则见表 1。

表 1 故障概率等级区间

Table 1 Fault probability level intervals

评分等级	故障模式发生的可能性	故障模式发生概率参考范围
1	极低(不大可能发生故障)	$W < 10^{-6}$
2	低(很少发生的故障)	$10^{-6} \leq W < 2 \times 10^{-5}$
3	中等(偶尔发生的故障)	$2 \times 10^{-5} \leq W < 5 \times 10^{-3}$
4	高(经常发生的故障)	$5 \times 10^{-3} \leq W < 10^{-1}$
5	很高持续发生的故障	$W \geq 10^{-1}$

2.3 故障严重程度模糊综合评价

严重程度是评估故障风险的重要指标,主要关注故障发生所产生的危害和影响程度。为深入衡量和区分不同故障模式的严重程度,将此指标进一步细分为不安全损失、设备损害和维修成本等评价特征参数。在利用所选择的特征参数评估严重程度时,由于工程领域历史数据匮乏加之风险表征参数本身的特殊性,在实际中通常依赖专家经验依据所建立的评定等级对危害性作出判断。为确保参数定量化结果更加准确和符合实际情况,并鉴于子参数之间的结构重要性差异,利用 AHP 分配权重,基于适当的权重系数来量化不同风险参数之间的相对重要性大小,随后采用模糊综合评判法量化评估故障严重程度。

1) 建立因素集和评价集。故障严重程度等级评定相关的 3 个因素构成因素集合 U :

$$U = \{u_1 \quad u_2 \quad \dots \quad u_i \quad \dots \quad u_n\} \quad (6)$$

式中 u_i 为第 i 个影响因素。

评价集 V 表示各影响因素对评价对象的所有可能结果,表示为:

$$V = \{v_1 \quad v_2 \quad \dots \quad v_j \quad \dots \quad v_n\} \quad (7)$$

式中 v_j 为评价对象的第 j 个等级。

2) 因素评价矩阵的构建。在综合评价之前,先

进行单因素评价,设第 i 因素 u_i 对评价等级 v_j 的隶属度为 n_{ij} ,从而得出第 i 个因素 u_i 的单因素评价集合。评价方法是成立一个由 x 人组成的专家评价组,每位成员对各影响因素 u_i 作出一个评价等级 v_j ,若 x 位组员中负责评定 u_i 隶属于 v_j 的有 x_{ij} 人,则得到 u_i 的评价集为:

$$\left\{ \begin{array}{l} n_i = \left[\frac{x_{i1}}{x}, \frac{x_{i2}}{x}, \dots, \frac{x_{in}}{x} \right] \\ \sum_{j=1}^m n_{ij} = 1 \end{array} \right\} \quad (8)$$

各因素评价集合为评价矩阵,表示为:

$$N = [n_1 \quad n_2 \quad \dots \quad n_n]^T = \begin{bmatrix} n_{11} & n_{13} & \dots & n_{1m} \\ n_{21} & n_{22} & \dots & n_{2m} \\ \vdots & \vdots & & \vdots \\ n_{n1} & n_{n2} & \dots & n_{nm} \end{bmatrix} \quad (9)$$

3) 各影响因素权重集合的构造。

① 采用 APP 法构造判断矩阵如下:

$$A = \begin{bmatrix} a_{11} & a_{12} & \dots & a_{1n} \\ a_{21} & a_{22} & \dots & a_{2n} \\ \vdots & \vdots & & \vdots \\ a_{n1} & a_{n2} & \dots & a_{nn} \end{bmatrix} \quad (10)$$

其中, $a_{ii} = 1, a_{ij} = \frac{1}{a_{ji}}$ 。

各因素评分判断标准见表 2。

表 2 各因素选择标准

Table 2 Criteria for selection of factors

含义	a_{ij}
u_i 与 u_j 同等重要	1
u_i 比 u_j 稍微重要	3
u_i 比 u_j 明显重要	5
u_i 比 u_j 强烈重要	7
u_i 比 u_j 绝对重要	9
u_i 比 u_j 相比介于各等级之间	2,4,6,8

② 一致性检验。通过判断矩阵的最大特征值和对应的最大特征向量,进行归一化处理,并计算一致性比率:

$$L_C = \frac{M_C}{M_R} \quad (11)$$

当 $L_C < 0.1$ 时,认为判断矩阵的一致性是可以接受的。

③ 综合模糊评价。某故障模式的综合模糊评价矩阵定义为 B_k , 则有:

$$B_k = A \times N = (b_1, b_2, \dots, b_m) \quad (12)$$

$$\text{其中, } b_k = \sum_{i=1}^n a_i r_{ik}, k = 1, 2, \dots, n。$$

按照最大隶属度原则求出严重程度参数的定值:

$$S = \sum_{k=1}^5 B_k \times k \quad (13)$$

2.4 检测度等级分配规则

检测度评分标准是风险评估过程中用于衡量探测到潜在失效模式的难易程度的标准。故障模式检测度评分等级的评分准则见表 3,旨在提供一个统一的评估框架,以便对检测度展开合理评估。飞机在运行时,故障检测方式主要包括机载告警系统、地面远程诊断以及飞行员人工观察。机载告警系统通过读取飞机中央处理器故障代码,为飞行员提供关键故障显示和告警。在实时数据链/卫星通信技术的支持下,利用地面飞机远程诊断与实时跟踪系统也可对飞机系统状态进行动态诊断。此外,部分故障模式存在显著的故障表象,飞行员通过人工观察即可判断。因此,可通过故障检测方式的识别速度和诊断精度 2 个维度,将检测度等级划分为 1—5 级,建立故障检测等级分配规则,综合评估各检测结果。随后,基于专家评估得出的各检测方式得分,将 3 种检测方式的最大值的中位数作为综合评价的结果。这种方法能够综合多维度信息,提供更细致化的评判标准,为飞行安全管理提供科学依据,并指导实践中的故障响应策略。

表 3 检测度评分等级

Table 3 Detectability scoring levels

评分等级	检测度定义	评判标准
1	易于检出	现行检测方式 100% 检测出故障模式,且结果可靠
2	较易检出	现行检测方式大概率检测出故障模式,检测较方便
3	可能检出	现行检测方式可能检测出故障模式
4	很难检出	现行检测方式很难检测故障模式,且结果欠可靠
5	不能检出	现行检测方式存在缺陷,故障模式不能检出

2.5 基于 FRAM 的风险阻尼系数

FRAM 主要是从系统本身的功能共振角度出发,研究系统功能之间的相互关系,旨在从众多风险因素中识别出薄弱环节,从而预估和限制系统功能

共振。FRAM 既可进行归纳式推理, 又具备演绎推理逻辑, 认为事故的发生是由于系统中存在的某个功能模块的失效引发一系列的功能模块随之共振所导致的。随着越来越多的功能模块振荡参与到风险演化过程中, 共振作用超出系统风险-事故临界阈

值时, 系统就可能失去控制, 发生事故, 造成生命财产损失。基于 FRAM 的风险演化分析架构如图 2 所示。因此, 研究飞机操纵系统故障风险, 除故障本身以外, 还需考虑故障发生后引发的一系列风险传播演化过程。

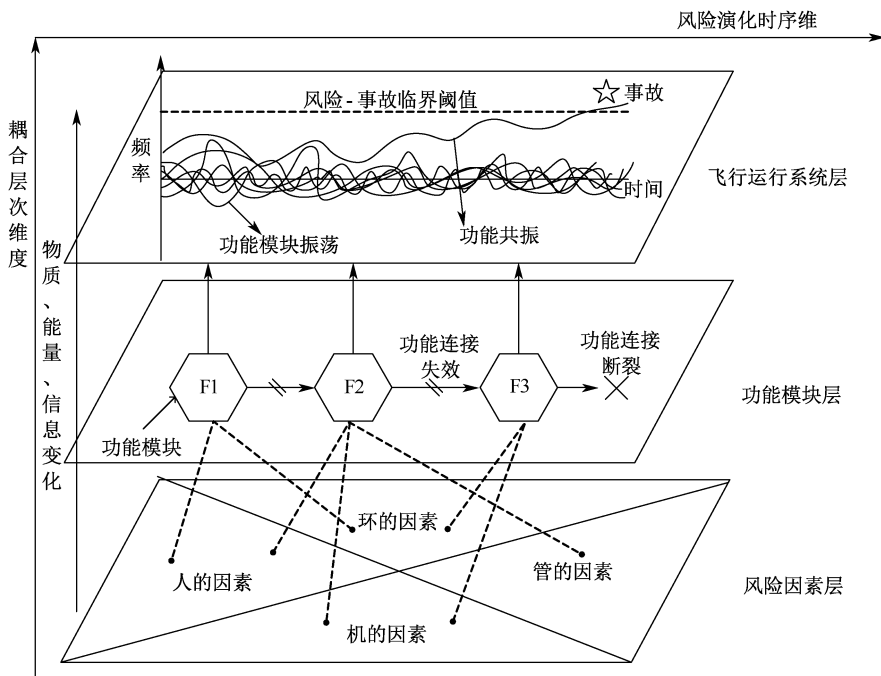


图 2 基于 FRAM 的风险演化分析架构

Fig. 2 Framework diagram of risk evolution analysis based on FRAM

FRAM 利用功能共振来描述上下游功能模块间的耦合作用, 上游功能输出端的变化通过功能连接向下游功能传递, 并进一步影响下游功能变化。FRAM 中功能模块由 6 个属性描述, 分别为输入 I、输出 O、前提 P、资源 R、时间 T、控制 C, 呈现正六角形形状, 如图 3 所示。

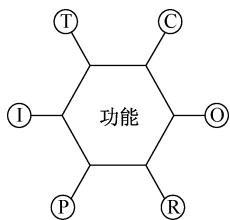


图 3 FRAM 六角形功能模块

Fig. 3 FRAM hexagonal function module

故障风险 FRAM 主要步骤如下:

1) 识别并描述系统基本功能。将飞机运行的各相关要素按照拓扑网络链接的形式链接, 并使用上述 6 个属性来描述和刻画各功能模块。

2) 识别各个功能的潜在变化。各功能模块自身的变化可能会影响到耦合的其他功能发生变化。

以民用航空中故障风险应用 FRAM 为例, 飞机的整个运行阶段涉及人、机、环、管等影响因素, 各因素均会在精度和时间上出现不同的性能变化, 也影响着上下游的功能模块。

HOLLNAGEL^[13] 提供了各种功能可变性在时间和精度方面可能的分布和预测。通过专家咨询, 将功能可变性变化进行量化, 并设置功能可变性在时间和精度上的得分。在时间上的输出可以分为: 过早、准时、过晚、不发生; 在精度上的输出则分为精确、可接受、不精确。功能可变性 (Output Variability, OV) 的计算方式如下:

$$OV = Q_T \times Q_P \tag{14}$$

式中: Q_T 为系统功能模块的性能变化在时间上的得分, 取值为 1(准时)、2(过早)、3(过晚)、4(不发生); Q_P 为系统功能模块的性能变化在精度上的得分, 取值为 1(精确)、2(可接受)、3(不精确)。数值越大, 功能可变性越大, 产生功能共振的可能性越大。

3) 研究功能模块间的振荡问题, 在各功能的潜在变化后, 通过上游和下游模块的属性链接, 分析各功能模块之间的耦合共振作用。

4) 确定风险演化路径中的风险阻尼系数。结合功能性能可变性和飞机运行、机组标准操作等手册,风险阻尼系数可设定为3类:阻尼、无影响和负阻尼^[14-16]。为简化计算,风险阻尼系数只受上游模块的功能可变性与其下游模块的属性链接决定,公式如下:

$$\alpha_T(\alpha_P) = \begin{cases} 1.2, & \text{负阻尼} \\ 1, & \text{无影响} \\ 0.8, & \text{阻尼} \end{cases} \quad (15)$$

式中 α_T 和 α_P 分别为从时间变化和精度变化方面的上游输出在该系统中对应连接的下游功能的风险阻尼系数,并结合功能可变性以及对应故障模式的计算出风险阻尼,见下式:

$$D = OV \times \alpha_T \times \alpha_P \quad (16)$$

3 基于故障风险评估框架的实例分析

以飞机操纵系统中襟缝翼子系统为研究对象,应用 IRPN 故障风险评估框架评估故障风险。实例数据来源于某航空公司某机型的运行数据和收集的专家问卷,由于篇幅所限,仅阐述案例中计算的关键结果。

3.1 故障概率的计算

飞机操纵系统的襟缝翼系统由电子控制器、运动机构和传感器等系统组成,通过仔细挖掘故障模式、原因和影响得到 FMECA 结果,并确定系统的故障模式,见表 4。

表 4 系统 FMECA
Table 4 FMECA of system

部件	功能	故障模式	故障原因	故障影响
控制活门 M_1	调整液压、流量	活门卡阻 M_{11}	部件老化、污染、外部损伤	襟缝翼运动不稳定、位置不准确
		密封失效 M_{12}		
襟缝翼控制 M_2	收集数据、发送指令	电路短路 M_{21}	材料老化、外部损伤、电压波动	信号无法正常传递、襟缝翼不正常运行
		软件错误 M_{22}	编程错误、元件老化	
襟缝翼运动机构 M_3	转动或移动襟缝翼系统,改变其位置和展开角度,增加升力	驱动装置故障 M_{31}	磨损、锈蚀机械损伤	影响襟缝翼打开时间和位置数据不正确
		作动系统故障 M_{32}	磨损、机械损伤、材料疲劳	左和右襟翼指令不一致,出现非指令性横滚
襟缝翼传感 M_4	位置探测	传感器失效 M_{41}	损坏、校准错误、环境影响	影响襟缝翼的准确控制
襟缝翼翼面 M_5	增压	表面损伤 M_{51}	材料老化	襟缝翼气动性能下降,飞机运动不稳定

由表 4,并结合近 5 年(2018-01—2023-02)航空器使用困难报告(Service Difficult Reports, SDR)统计相关数据后得到各系统及其部件故障概率。此外,通过专家问卷调查获得 BN 节点条件概率分布表。考虑到数据获取的局限性,在考虑人和环境因素的影响时,主要关注由机务维修人员操作失误引起的运维失效,以及由鸟击、雷暴等恶劣天气条件导致事件发生的故障概率。

以襟缝翼运动机构 M_3 事件为例,构建混合概率模型。模型顶层事件为 M_3 失效,中间层事件包括驱动装置 M_{31} 故障和作动系统 M_{32} 故障。基础层事件进一步细分为传动轴承故障、齿轮箱问题和液压系统缺陷等。依据底层事件的统计概率,构建故障树模型(图 4),并结合式(2)和式(3)计算得到襟缝翼运动机构因系统故障发生的概率为 1.87×10^{-4} 。

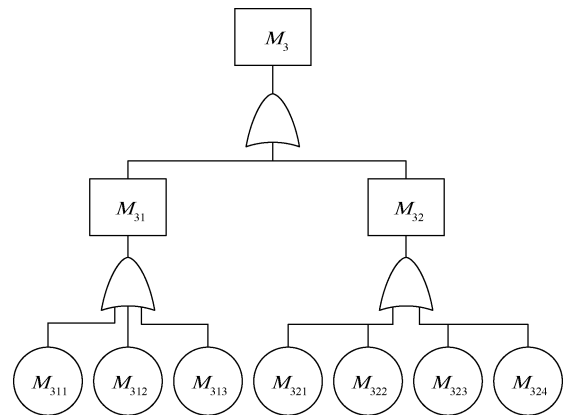


图 4 襟缝翼系统故障 FTA 模型

Fig. 4 FTA modelling of flap wing system failure

翼运动机构 M_3 故障概率的影响,利用 Genel 软件,并通过输入各根节点的先验概率进行参数学习。在 BN 模型中,节点的状态设置为“YES”(表示发生故

1) 考虑到人的因素 M_6 和环境因素 M_7 对襟缝

障)和“NO”(表示未发生故障)。由于部分子节点存在过多父节点的情况,通过添加辅助节点 X_1 、 X_2 、 X_3 、 X_4 以保证父节点的数量控制在 3 或 4 个,如图 5 所示。大大减少了通过概率分布表确定的概率参数,从而实现 BN 结构的简化,并易于专家理解和填

写问卷。

2) 受人和环境因素的影响,襟缝翼运动机构、驱动装置和作动系统故障的概率分别更新为 M'_3 、 $M'_{31(M6,M7)}$ 、 $M'_{32(M6,M7)}$ 。结果显示,运动机构的整体故障概率从 1.87×10^{-4} (每年 1.6 次)增加至 3.34

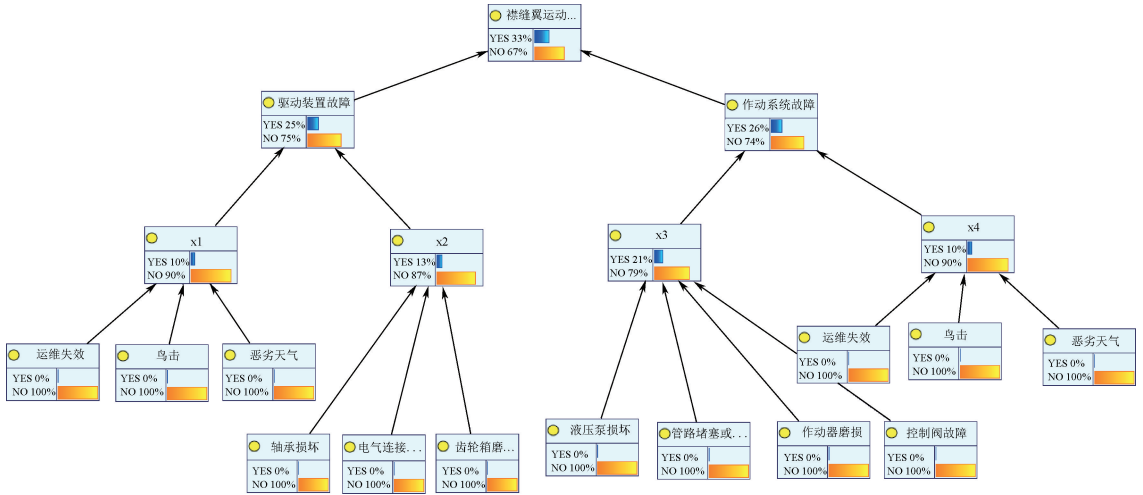


图 5 BN

Fig.5 BN

$\times 10^{-4}$ (每年 2.9 次),该结果进一步证实了人和环境因素对故障概率有显著影响。

3.2 严重程度的计算

2.3 节提出评估严重程度的关键特征参数,其中不安全损失考虑可能导致的人员受伤、事故等方面的风险;设备损害指可能对系统设备或物理资产造成的损害程度,故障对硬件、设备、机器或其他实体的潜在破坏,影响到系统运行的可靠性;维修成本是指相关维护人员要更换部件、进行例行检查和维修等活动产生的成本。

为定量评估各评价特征参数等级,引入模糊综合评判方法,并邀请具有不同技术经验的 10 位专家,基于表 5 的评价系数等级表进行了综合评估。

表 5 各因素评价系数等级

Table 5 Evaluation coefficients levels for various factors

影响因素	等级				
	1	2	3	4	5
不安全损失	少	较少	中度	较多	多
设备损害	低	较低	中等	较高	高
维修成本	少	较少	中等	较多	多

以作动系统故障为例,代入式(6)一式(8),计算出各评价特征参数的模糊集:不安全损失的模糊集 $N_1^1 = \{0.1 \ 0.1 \ 0.1 \ 0.3 \ 0.4\}$,设备损害的模糊集为 $N_2^1 = \{0 \ 0.2 \ 0.2 \ 0.3 \ 0.3\}$,维修成

本的模糊集为 $N_3^1 = \{0 \ 0.2 \ 0.3 \ 0.2 \ 0.3\}$ 。基于此,构建了一个模糊评价矩阵,随后代入式(9)进行计算,得到如下矩阵:

$$N_{32} = \begin{bmatrix} 0.1 & 0.1 & 0.1 & 0.3 & 0.4 \\ 0 & 0.2 & 0.2 & 0.3 & 0.3 \\ 0 & 0.2 & 0.3 & 0.2 & 0.3 \end{bmatrix}$$

并通过 AHP 法,将上述矩阵代入式(10)、式(11),确定出不安全损失、设备损害和维修成本这 3 个评价特征参数的权重集 $A = (0.62, 0.28, 0.10)$ 。经过一致性检验,将权重集合代入式(12),得出以下综合模糊矩阵:

$$B_{32} = A \times N_{32} =$$

$$[0.62 \ 0.28 \ 0.10] \begin{bmatrix} 0.1 & 0.1 & 0.1 & 0.3 & 0.4 \\ 0 & 0.2 & 0.2 & 0.3 & 0.3 \\ 0 & 0.2 & 0.3 & 0.2 & 0.3 \end{bmatrix} = [0.062 \ 0.138 \ 0.148 \ 0.290 \ 0.362]$$

结果表明:采用此评估模式,作动系统故障的严重程度 $S_{32} = 3.752$ 。同样的方法也被用于计算其他故障模式的严重程度,分别为 $S_{11} = 3.371$ 、 $S_{12} = 3.290$ 、 $S_{21} = 2.992$ 、 $S_{22} = 2.671$ 、 $S_{31} = 3.684$ 、 $S_{41} = 3.133$ 、 $S_{51} = 3.612$ 。

3.3 检测度的计算

以某航空公司的 A320 飞机在飞机运行阶段襟

缝翼运动机构卡阻故障为例,邀请 10 位专家根据 2.4 节的指导,从故障检测方式的识别速度和诊断精度 2 个维度进行综合评估。根据表 6 的数据,该故障模式综合评价结果为 3.8。根据表 3 中的检测度评分等级,这表明该故障模式有可能被检测出来。

表 6 检测度评价

Table 6 Detectability evaluation

评价人员	检测方式		
	机载告警系统	地面远程诊断	飞行员人工观察
1	2	3	2
2	1	2	5
3	1	2	3
4	1	3	2
5	3	4	4
6	2	3	5
7	2	3	4
8	1	2	3
9	2	3	4
10	1	3	3

3.4 风险阻尼的分析

在飞机进近着陆阶段,襟缝翼作动系统的卡阻故障可能会影响到飞行员的操作和飞机性能。为了

有效应对这一风险,对系统任务和模块进行了详细的分解,深入理解了作动系统各模块之间的耦合作用和风险传播途径,最终识别出 18 个功能模块。这些模块包括:着陆准备 F_1 , 天气状况 F_2 , 核实着陆检查单 F_3 , 飞行员执行操作 F_4 , 识别故障 F_5 , 襟缝翼位置传感器 F_6 , 查阅操作手册 F_7 , 选择最大放襟翼速度 F_8 , 持续查看主飞行显示 F_9 , 调整与前机距离 F_{10} , 使用备用襟翼系统 F_{11} , 实施着陆 F_{12} , 计算油耗和着陆距离 F_{13} , 空中交通服务管制 F_{14} , 备降 F_{15} , 襟缝翼卡阻在零位 F_{16} , 襟缝翼卡阻大于零位 F_{17} , 选择最大速度减 10 kn 飞行 F_{18} , 选择合适飞行速度 F_{19} 。通过 FRAM, 可以确保在飞行操作中针对襟缝翼卡阻故障能够采取恰当的响应措施, 从而减少故障对飞行安全性能的影响。

构建各个 FRAM 网络分析图(图 6)和参考文献 [16] 中所述的模块耦合影响下传播因子的取值表, 观察到功能模块“ F_6 襟缝翼位置传感器”的“输出”属性与功能模块“ F_5 识别故障”的“资源”属性之间的耦合关系。具体而言, 在时间性能和精度性能方面的变化会影响到故障识别的准确性和及时性。

具体来说, 当功能模块 F_6 的时间性能变化导致

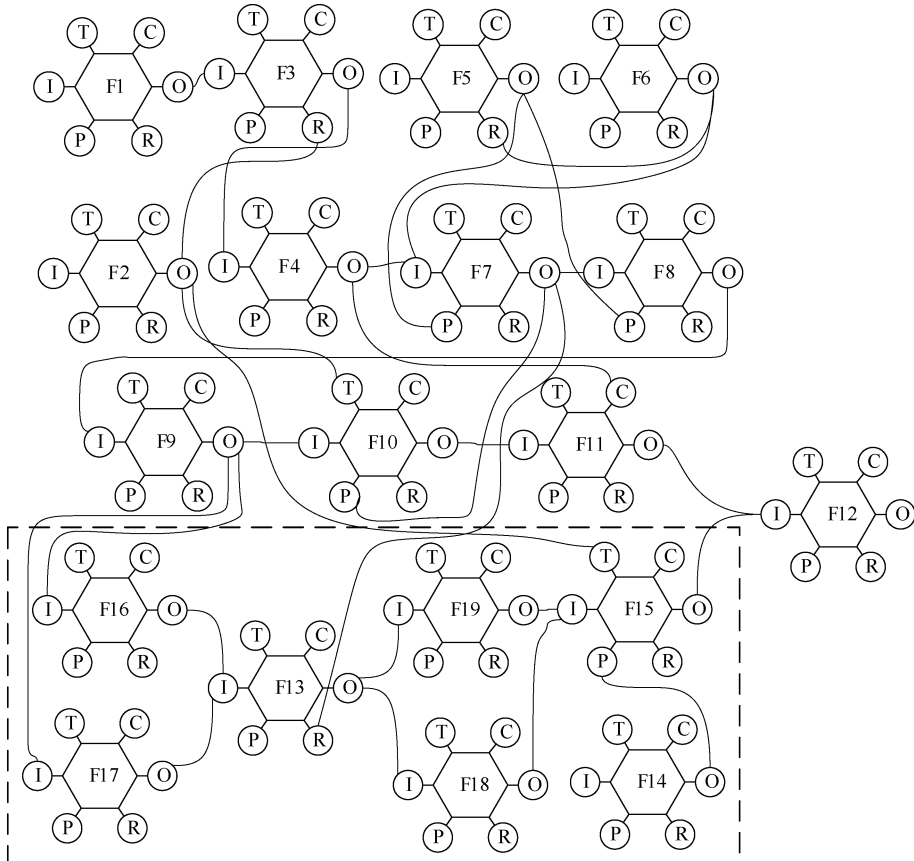


图 6 基于 FRAM 模型网络分析

Fig. 6 Network analysis diagram based on FRAM model

F_5 可能“准时”或“过早”地识别到故障时,这种情况可视为阻尼效应,即故障识别受到了适时抑制。此时,将时间上的放大系数记为 α_T 为 0.8。当 F_6 的时间性能变化导致 F_5 “过晚”或“不发生”识别到故障,这被认为是为放大效应,此时认为在时间上的放大系数 α_T 为 1.2;从精度变化来看,当 F_6 的精度变化为“精确”时,对 F_5 的识别准确性有所提高,产生阻尼作用,此时的精度上的放大系数为 $\alpha_p=0.8$ 。当 F_6 的精度变化为“无影响”或“不精确”,对 F_5 的识别准确性的影响分别对应的精度放大系数为 $\alpha_p=1$ 和 α_p 为 1.2。

通过整体的 FRAM 模型进行分析,计算出不同模块耦合传播的风险阻尼系数,在襟缝翼卡阻故障发生时, F_6 在时间和精度上的功能可变性分别为 $Q_T=2$ 和 $Q_p=3$ 。根据不同的操作情境计算得到的风险阻尼系数 D 分别为:使用备用襟翼系统实施着陆为 1.015,襟缝翼卡阻在零位实施备降着陆为 2.184,以及襟缝翼卡阻大于零位实施备降着陆为 3.694。

3.5 模型验证

为验证模型的准确性和适用性,将模型与实际案例进行对比分析。2019 年某日,某航司空客 A320 飞机在执行长沙至南京航班的爬升阶段中,机组报告了一个关于襟缝翼的故障。在从形态 1+F (襟缝翼展开角度)向形态 0 的转换过程中,飞机的缝翼未能完全收回至光洁形态。通过传统的 RPN

方法评估此故障,风险优先数为 36,故障的处理措施为航后检查。通过采用改进 IRPN 方法综合评估当时的故障风险程度,考虑故障的发生概率($W=3.34 \times 10^{-4}$,等级 3)、严重程度($S=3.752$)、可检测程度($E=3.8$)以及功能模块的耦合效应导致风险传播的风险阻尼($D=3.694$),计算得到的 IRPN 值为 158.00,应对措施为返航着陆,这一应对措施与实际执行方案一致,验证了本模型的有效性。

4 结 论

1) 通过结合 FMECA 和 FTA 建立的双向推理模型,再融入 BN,进行人和环境因素的影响量化分析,显著提升了故障概率计算的精确度。这种方法改进了传统的定性评估方式,为系统故障分析提供了一种更为精确和科学的量化工具。

2) 提出基于 IRPN 的故障风险复合框架评估模型,在传统的风险参数(如故障概率、严重程度和检测度)基础上,引入基于 FRAM 的风险演化理论。这种方法能够在特定的故障模式下设置风险阻尼系数,可有效弥补现有故障风险评估模型的不足,为风险管理提供了新的视角和工具。

3) 通过故障模式的范例模拟和不安全事件真实验证,证实了 IRPN 复合风险评估框架计算得到的故障综合风险指数的有效性和准确性,可为飞机故障的精准风险评估提供理论基础。

参 考 文 献

- [1] 王岩韬,陈冠铭. 基于时间序列模型的航班运行风险短期预测[J]. 中国安全科学学报,2020,30(5): 33-38.
WANG Yantao, CHEN Guanming. Short-time prediction of flight operation risk based on time series models[J]. China Safety Science Journal, 2020, 30(5): 33-38.
- [2] 王岩韬,李景良,谷润平. 基于多变量混沌时间序列的航班运行风险预测模型[J]. 工程科学学报,2020,42(12): 1 664-1 673.
WANG Yantao, LI Jingliang, GU Runping. Flight operation risk prediction model based on the multivariate chaotic time series[J]. Chinese Journal of Engineering, 2020, 42(12): 1 664-1 673.
- [3] GUL M, YUCESAN M, CELIK E. A manufacturing failure mode and effect analysis based on fuzzy and probabilistic risk analysis[J]. Applied Soft Computing, 2020, 96: 1-12.
- [4] 石旭东,成博源,黄琨,等. 基于模糊 TOPSIS-FMEA 的飞机 IDG 风险评价[J]. 系统工程与电子技术, 2022, 44(6): 2 060-2 064.
SHI Xudong, CHENG Boyuan, HUANG Kun, et al. Risk assessment of aircraft IDG based on fuzzy TOPSIS FMEA[J]. Systems Engineering and Electronics, 2022, 44(6): 2 060-2 064.
- [5] 谢露强,孙家臣,王海燕. 基于改进 FMECA-FBN 和 ER 的铝矾土海运物流风险评估[J]. 安全与环境工程, 2022, 29(6): 10-21.
XIE Luqiang, SUN Jiachen, WANG Haiyan. Risk assessment of bauxite maritime logistics based on improved FMECA-FBN and ER[J]. Safety and Environmental Engineering, 2022, 29(6): 10-21.

- [6] 王岩韬,赵昕颐. 空地数据实时传输下的飞机着陆风险预警方法[J]. 工程科学学报, 2023, 45(10): 1 759-1 770.
WANG Yantao, ZHAO Xinyi. Advanced warning method for aircraft landing risk under air-ground data real-time transmission conditions[J]. Chinese Journal of Engineering, 2023, 45(10): 1 759-1 770.
- [7] 郭媛媛,孙有朝,李龙彪. 基于蒙特卡罗方法的民用飞机故障风险评估方法[J]. 航空学报, 2017, 38(10): 155-163.
GUO Yuanyuan, SUN Youchao, LI Longbiao. Failure risk assessment method of civil aircraft based on Monte Carlo method[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2017, 38(10): 155-163.
- [8] 徐一旻,田梦莹,李治,等. FTA-BN 在机场跑道入侵事故影响因素分析中的应用[J]. 安全与环境学报, 2023, 23(5): 1 361-1 367.
XU Yimin, TIAN Mengying, LI Zhi, et al. Analysis of influencing factors of airport runway incursion accident based on FTA-BN[J]. Safety and Environmental Engineering, 2023, 23(5): 1 361-1 367.
- [9] APPOH F, YUNUSA-KALTUNGO A. Composite hybrid framework for through-life multi-objective failure analysis and optimization[J]. IEEE Access, 2021, 9: 71 505-71 520.
- [10] LI Jun, XU Huibin. Reliability analysis of aircraft equipment based on FMECA method[J]. Physics Procedia, 2012, 25: 1 816-1 822.
- [11] CATELANI M, CIANI L, GALAR D, et al. FMECA assessment for railway safety-critical systems investigating a new risk threshold method[J]. IEEE Access, 2021, 9: 86 243-86 253.
- [12] 陈颖,康瑞. FMECA 技术及其应用[M]. 北京: 国防工业出版社, 2014: 58-64.
- [13] HOLLNAGEL E. FRAM: the functional resonance analysis method: modelling complex socio-technical systems[M]. Aldershot: Town Publishing Ltd., 2012: 101-106.
- [14] CARVALHO P V R D. The use of functional resonance analysis method (FRAM) in a mid-air collision to understand some characteristics of the air traffic management system resilience[J]. Reliability Engineering & System Safety, 2011, 96(11): 1 482-1 498.
- [15] 王涵宇,谭钦文. 基于 FRAM 的有限空间作业安全职责半定量分析[J]. 中国安全科学学报, 2023, 33(5): 88-95.
WANG Hanyu, TAN Qinwen. Semi quantitative analysis of safety duties in confined space operations based on FRAM[J]. China Safety Science Journal, 2023, 33(5): 88-95.
- [16] 时统宇,马煜森,曹宇杰,等. 基于改进功能共振分析法的 SPO 风险演化研究. [J]. 中国安全科学学报, 2024, 34(6): 29-38.
SHI Tongyu, MA Yusen, CAO Yujie, et al. SPO risk evolution based on improved functional resonance analysis method[J]. China Safety Science Journal, 2024, 34(6): 29-38.

作者简介: 时统宇 (1988—),男,河北张家口人,博士,讲师,主要从事民航运行风险管控研究。E-mail:tyshi@cauc.edu.cn。

