

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0643

基于符合性证据链的航电系统工程试验方法

钟伦珑^{1,*}, 张卓轩², 陈永刚³

(1. 中国民航大学 智能信号与图像处理天津市重点实验室, 天津 300300; 2. 中国民用航空珠海进近管制中心, 珠海 519015;

3. 航空工业西安飞行自动控制研究所, 西安 710065)

摘 要: 为形成逻辑严密、可追溯的适航符合性验证资料, 提出一种基于符合性证据链的航电系统工程试验方法, 并对实现中的关键问题进行分析研究。以自动飞行控制系统的工程试验为例, 设计与实现了基于自动飞行控制系统适航验证需求的验证平台。在验证方案设计中, 针对复杂验证环境中部分参数不确定性描述问题, 提出一种基于分类概率多场景分析的验证方案设计方法, 基于适航验证需求, 对飞行数据进行筛选, 通过对筛选后的飞行数据进行统计特性分析、随机抽样与合并缩减, 生成包含发生概率的确定性场景, 描述验证环境中部分参数的不确定性。在验证数据分析中, 针对多场景多参数条件下的适航符合性判断问题, 提出基于加权 Dempster-Shafer 证据理论的适航符合性评估方法, 以确定性场景发生概率为权重, 进行证据融合, 避免部分小概率场景对融合结果的干扰。基于实际飞行数据, 自动飞行控制系统的自动飞行模式工程试验结果表明, 所提方法有效可行。

关键词: 符合性证据链; 工程试验; 分类概率多场景分析; Dempster-Shafer 证据理论; 自动飞行控制系统

中图分类号: V216; TP391

文献标志码: A

文章编号: 1001-5965(2024)05-1500-12

适航符合性证据是在适航审定过程中用来认定适航符合性事实的基础。依据航电系统是否满足可使用适航规范的所有条款要求, 适航符合性事实可分为完整适航符合性事实和部分适航符合性事实。中国民用航空局适航条例要求, 申请人需按照相关适航规范文件开展航电系统的试验验证活动, 获得适航符合性证据, 并形成适航符合性验证资料^[1]。

近年来, 如何有效生成符合性验证资料成为航电系统工程的研究重点, 尤其是对航电系统工程试验方法的研究。文献[2]研究了基于 SysML 的民用飞机功能需求管理与验证的方法, 基于系统工程原理, 获取飞机或系统的功能需求并进行功能管

理, 确保需求得到正确的验证、实施和满足, 可用于航电系统工程试验的需求定义、实施与验证; 文献[3]研究了一种适用于机载航电系统的生命周期模型, 为航电系统开发过程提供了清晰、全面的框架, 便于简化规划和控制, 实现了研制需求与适航需求的统一, 可用于航电系统工程试验的过程规划; 文献[4]研究了一种航电系统工程试验验证方法, 基于双 V 测试模型, 满足 RTCA DO-178B^[5] 的要求, 可用于航电系统中嵌入式软件的集成测试流程设计; 文献[6]研究了一种基于未来机载能力环境的航电系统验证环境模拟方法, 通过在核心元素之间建立接口标准并定义共同数据模型, 提炼出航电通用架构, 并将通用架构用于验证环境模拟, 提

收稿日期: 2022-07-27; 录用日期: 2022-09-09; 网络出版时间: 2022-11-28 11:31

网络出版地址: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20221125.1941.001

基金项目: 工业和信息化部专项科研基金 (MJ-2017-S-44); 航空科学基金 (201908067001)

*通信作者. E-mail: zlunlong@163.com

引用格式: 钟伦珑, 张卓轩, 陈永刚. 基于符合性证据链的航电系统工程试验方法 [J]. 北京航空航天大学学报, 2024, 50 (5): 1500-1511.

ZHONG L L, ZHANG Z X, CHEN Y G. Engineering test method for avionics system based on conformity evidence chain [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2024, 50 (5): 1500-1511 (in Chinese).

高了航电验证环境模拟过程的效率; 文献 [7] 研究了多核架构下的航电系统验证环境模拟方法, 通过数学建模设计、分析、实现和评估动态系统, 提高了复杂航电系统的验证效率。上述研究针对工程试验过程中适航符合性验证流程设计的相关问题进行了深入讨论, 但对工程试验过程中所产生的零散符合性证据之间的逻辑关系讨论较少, 这不利于后期形成逻辑完整、可追溯的符合性验证资料。

自动飞行控制系统(automatic flight control system, AFCS)是飞机的核心航电系统, 在航电系统工程试验方法的研究中常以 AFCS 为例。文献 [8] 通过分析 AFCS 飞行模式设计的相关适航规范要求, 研究了模式设计的基本方法和适航符合性验证方法, 并开发了基于有限状态机的 AFCS 飞行模式适航符合性验证方法和平台; 文献 [9] 在对 AFCS 综合测试所需信号及测试原理进行分析的基础上, 对工程试验需求的信号进行了深入分析, 提出单机件综合测试平台的总体设计方案和实现方法, 实现了 AFCS 在工程试验和故障定位时的自动化, 可用于工程验证; 文献 [10] 研究了基于操纵品质等级评定方法的飞行品质适航符合性评估方法, 确定飞机在飞控系统失效下的适航符合性需求, 在此基础上设置相应的场景进行适航符合性分析, 可用于 AFCS 的工程试验; 文献 [11] 研究了基于任务特征的飞行试验工作量评估模型, 可基于分层规划系统, 分析飞行试验过程中的任务结构特征和时间分布, 进行飞行试验任务工作量的定量评估, 可用于 AFCS 的工程试验的过程规划。以上研究关注系统部分性能参数的试验验证方法, 但生成的符合性证据难以形成逻辑完整、可追溯的符合性验证资料。同时, 运行环境的随机性会对适航符合性分析结果的可信度造成影响, 这方面的研究较少。

针对上述问题, 本文结合系统工程理论, 提出基于符合性证据链的航电系统工程试验方法, 明确各符合性证据之间的逻辑关系, 并将该方法应用在 AFCS 的工程试验过程中。

1 基于符合性证据链的工程试验方法

在对航电系统进行适航符合性认定中, 需要将工程试验活动中获得的零散适航符合性证据整合成具有一定内在逻辑关系的符合性验证资料。而符合性证据链也是一系列存在严格逻辑关系的证据集合, 可基于系统工程概念模型形成, 在与适航符合性事实之间建立连接关系后, 可作为认定适航符合性事实的依据^[12]。因此, 在基于系统工程的双

V 模型基础上, 规划符合性证据链, 提出基于符合性证据链的航电系统工程试验方法。

1.1 工程试验双 V 模型

在航电系统研制过程双 V 模型^[13]的基础上, 对应工程试验过程, 构建航电系统工程试验活动双 V 模型, 如图 1 所示。

图 1 中, 内侧双 V 模型为系统研制过程双 V 模型, 外侧双 V 模型为服务于适航审定的工程试验双 V 模型。外侧双 V 模型的左臂为验证需求分析与实现部分, 形成验证平台与一系列验证方案; 外侧双 V 模型的右臂为验证活动部分, 形成适航符合性分析结果。

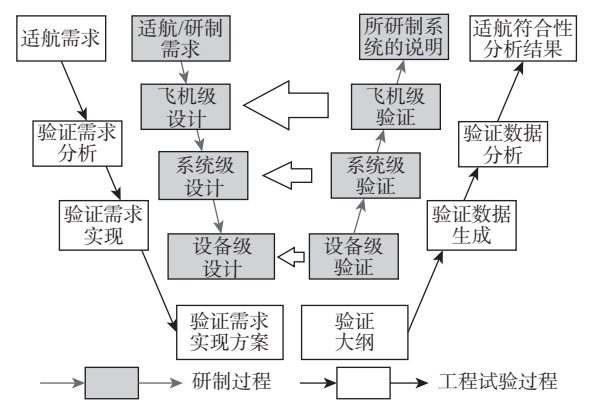


图 1 研制过程与工程试验双 V 图
Fig. 1 Double V diagrams for design and engineering test

1.2 符合性证据链

符合性证据链由 3 部分构成: 证据链节、联结点和证明点。其中, 证据链节为研制过程与工程试验过程中产生的零散符合性证据; 联结点为零散的工程试验活动, 用于获得证据链节之间的逻辑关系; 证明点是通过相关的证据链节与联结点来证明的部分适航符合性事实。

在图 1 的基础上建立符合性证据链, 如图 2 所示。进一步细化图 1 所示的工程试验活动, 可得联结点包括: 适航规范分析、验证环境需求分析、验证需求分析、验证平台设计与实现、验证方案设计、验证环境数据生成、验证数据分析、适航审定。

通过联结, 将工程试验过程产生的证据链节(验证目标、验证项目、适航符合性判据、验证平台说明、验证方案、验证数据资料和适航符合性分析结果)与研制过程产生的证据链节(待验证航电系统说明), 按相互间的逻辑关系整合成闭合整体, 形成具有高度逻辑性的符合性证据链, 用于对证明点(部分适航符合性事实)的印证。当证据链中的任意环节出现异常时, 证据链失去闭合性, 无法证明待验证航电系统的适航符合性, 此时, 可通过证据间的逻辑关系进行溯源分析, 查找问题点。

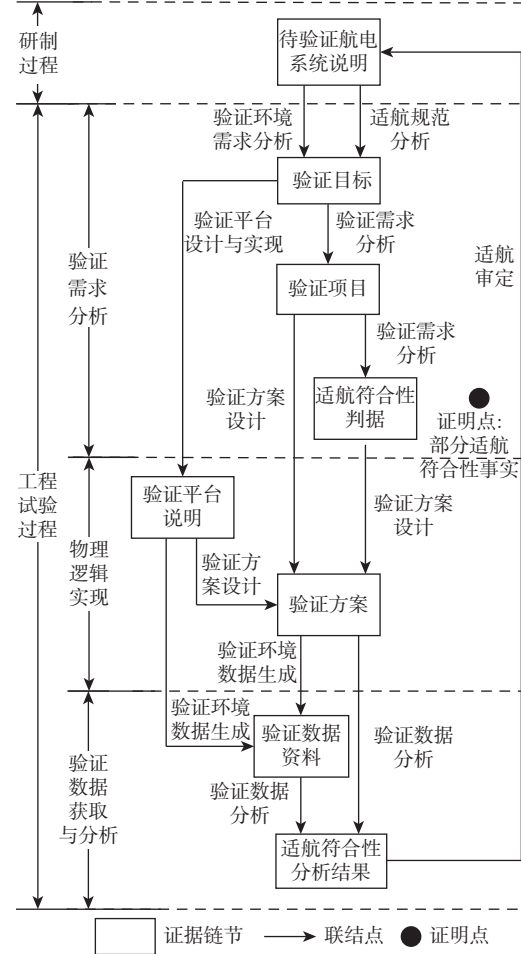


图2 符合性证据链

Fig. 2 Conformity evidence chain

按照证据链节的用途划分,可将形成符合性证据链的组成部分归为三大环节:验证需求分析环节、物理逻辑实现环节、验证数据获取与分析环节。

- 1) 验证需求分析环节。航电系统研制过程产生的待验证航电系统说明,通过2个联结点验证环境需求分析与适航规范分析,与工程试验阶段产生的验证目标建立关系;验证目标通过联结点验证需求分析,与验证项目建立关系;通过联结点验证平台设计与实现,与验证平台说明建立关系;验证项目通过联结点验证需求分析,与适航符合性判据建立关系;验证项目、适航符合性判据通过联结点验证方案设计,与验证方案建立关系。
- 2) 物理逻辑实现环节。验证平台说明通过联结点验证方案设计,与验证方案建立关系;通过联结点验证环境数据生成,与验证数据资料建立关系;验证方案通过联结点验证环境数据生成,与验证数据资料建立关系;通过联结点验证数据分析,与适航符合性分析结果建立联系。
- 3) 验证数据获取与分析环节。验证数据资料通过联结点验证数据分析,与适航符合性分析结果

建立联系;适航符合性分析结果通过联结点适航审定,与待验证航电系统说明建立关系。

1.3 工程试验方法

在图2的基础上,按照符合性证据链中证据链节的逻辑关系整理,进一步细化符合性证据链中联结点的关系,并按照流程图方式组织联结点,形成基于符合性证据链的航电系统工程试验方法,如图3所示。

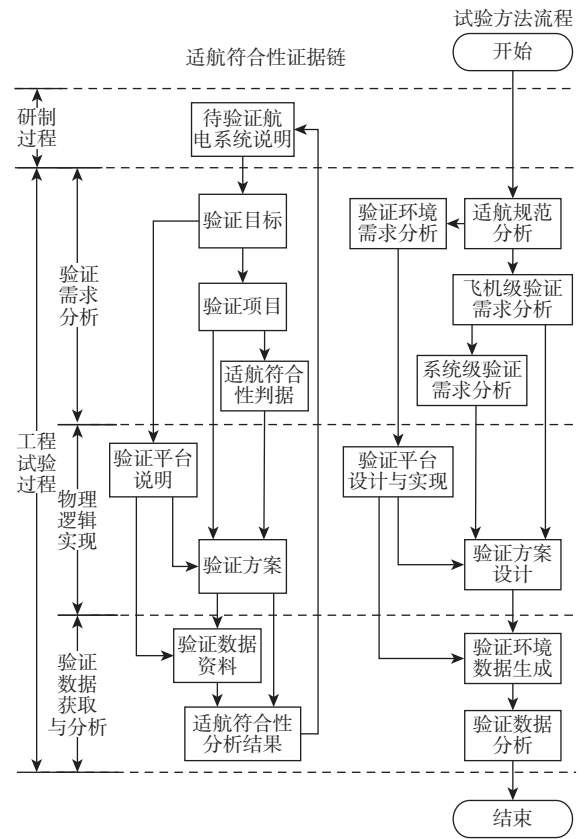


图3 基于符合性证据链的工程试验方法

Fig. 3 Engineering test method based on conformity evidence chain

在符合性证据链的三大环节中,工程试验活动的作用和流程分别为:①验证需求分析环节。进行适航规范分析与验证环境需求分析,生成验证目标;基于验证目标,进行飞机级验证需求分析;将飞机级验证需求分析结果分配到各机载系统进行系统级验证需求分析,生成验证项目;基于验证项目生成适航符合性判据。②物理逻辑实现环节。基于验证目标中的验证环境需求分析结果,进行验证平台的设计与实现,生成验证平台说明;基于验证目标、适航符合性判据、验证平台说明,对验证方案进行设计,生成包含验证环境、验证飞行任务及对应验证通过条件的验证方案。③验证数据获取与分析环节。验证平台说明基于验证方案生成验证环境数据,激励待验证航电系统说明,并接收航

电系统输出参数, 进行数据分析, 生成验证数据资料与适航符合性分析结果。

2 AFCS 验证需求分析

以核心航电 AFCS 为例, 对基于符合性证据链的工程试验方法如何应用在 AFCS 的适航验证中进行分析。

2.1 适航规范分析

国际民航组织明确机载设备需满足搭载民机及相关的设备规范标准要求, 对于安装在民机上的 AFCS, 需要符合 CCAR 25-R4^[14]、AC 25.1329-1C^[15]、CTSO-C198^[16] 等相关规范的要求。

适航条例 CCAR 25-R4^[14] 是用于颁发和更改运输类飞机型号合格证的适航标准, 是对运输类飞机及机载部件设计进行适航符合性检查的核心依据^[14]。对于关键机载设备, 除需满足 CCAR 25-R4^[14] 外, 还需参考具体实施细则和行业标准。例如, AC 25.1329-1C^[15] 是对 AFCS 的适航要求符合性方法指南^[15]; 技术标准规定 CTSO-C198^[16] 对飞行导引系统最低性能、环境、计算机软件、电子硬件、标记和必须提供的资料提出进一步要求。行业标准如美国汽车工程师学会 (Society of Automotive Engineers, SAE)、航空无线电技术委员会 (Radio Technical Commission for Aeronautics, RTCA) 及美国航空无线电公司 (Aeronautical Radio Incorporated, ARI-NC) 等组织制定的相关标准, 给出实施细则和参考符合性方法。这些适航规范标准从不同角度提出对机载设备的工程试验验证需求, 可以分为飞机级验证需求和系统级验证需求。以 AFCS 为例, 这些验证需求与一些重要的条款、规范、标准对应关系如表 1 所示。

2.2 验证环境需求分析

运输类飞机的工作范围覆盖海拔 15 000 m 以下的空间, 运行环境复杂, 环境参数变化大。CCAR 25.671(c)、(d)^[14], CCAR 25.1309(a)^[14], CCAR 25.1329(b)、(h)、(l)、(m)^[14] 分别对飞行操纵系统故障、动力失效、预期运行条件、是否衔接自动系统、驾驶员操纵状态等所需的验证环境进行了说明。总结表 1 所示的条款要求, 结合系统结构与工作原理, 可知 AFCS 工程试验验证环境需包含:

1) 系统运行环境。包含: ①与 AFCS 协同工作的机载系统的工作状态与输出参数, 如导航系统、大气数据系统、执行机构等, 向 AFCS 提供用于生成自动飞行控制指令所需参数; ②飞机实时运动状态变化参数, 用于反映自动飞行控制指令对飞机运动状态的影响。

表 1 AFCS 工程试验验证需求与适航规范对应		
Table 1 Relational table between AFCS airworthiness verification requirements and airworthiness specifications		
工程试验验证需求	条款/规章	名称
飞机级验证需求	CCAR 25.671 ^[14]	操纵系统总则
	CCAR 25.672 ^[14]	增稳系统及自动和带动力的操纵系统
	CCAR 25.1309 ^[14]	设备、系统及安装
系统级(性能、环境、软件和硬件)验证需求	RTCA DO-178B ^[15]	机载系统和设备合格审定中的软件考虑
	RTCA DO-254 ^[17]	机载电子硬件设计保证指南
	RTCA DO-325 ^[18]	自动飞行导引和控制系统及设备的最低性能标准
	SAE ARP4754A ^[19]	关于高度综合或复杂的飞机系统的合格审定考虑
	SAE ARP4761A ^[20]	民用机载系统和设备安全性评估过程的指导原则和方法
	CTSO-C198 ^[16]	自动飞行导引与控制系统(AFGCS)设备
	AC 25.1329-1C ^[15]	飞行导引系统的批准
	CCAR 25.603, CCAR 25.605, CCAR 25.1309, CCAR 25.1316, CCAR 25.1329 ^[14]	材料, 制造方法, 设备、系统及安装, 系统闪电防护, 飞行导引系统

2) 外界环境。包含外界环境信息参数, 如风速、风向、气温、气压等, 用于系统运行环境中飞机实时运动状态变化参数的计算。

3 AFCS 验证平台物理逻辑实现

3.1 验证平台设计与实现

基于第 2 节生成的验证环境需求分析结果, 设计基于符合性证据链的 AFCS 验证平台, 形成符合性证据链中的验证平台说明。

验证平台功能框架如图 4 所示, 由验证环境仿真模块与验证分析模块组成。其中, 验证环境仿真模块包含系统运行环境仿真子模块与外界环境仿真子模块, 用于导航参数、飞机动力学方程、执行机构状态、大气环境参数的计算; 验证分析模块包含过程控制子模块与适航验证子模块, 用于验证过程控制、验证设置、参数处理显示、适航符合性分析。为支持验证平台的运行, 平台还包含导航数据库、大气环境模型数据库、地形数据库。

在验证平台实现时, 分执行层、接口层、用户层 3 层组织平台功能, 如图 5 所示, 分层次结构使平台可扩展性更好。

1) 执行层。执行用户层验证指令, 生成用于用户层适航符合性分析的验证数据, 并发送到接口层。验证数据包含验证环境数据与 AFCS 输出参数。

2) 接口层。部署航空电子全双工交换式以太网 (avionics full duplex switched ethernet, AFDX) 网

飞行任务、运行环境与外界大气环境,以及验证通过条件。在基于数学模型的工程试验中,可将实际飞行数据作为验证方案的设计依据。本文基于实际飞行数据和分类概率多场景分析方法^[22]进行验证方案的设计。多场景分析是处理难以用数学描述的不确定性问题的实用方法。该方法的核心在于:先将随机变量的不确定性问题分解为变量数据的平稳特征提取问题与变量数据随机特性的量化问题,再通过穷举不同平稳特征下所有随机特性的可能取值,形成一系列生成场景,最终对生成场景进行筛选与缩减,得到典型场景。该方法避免了随机模型运用中遇到的实时解算难度大、普适性不高的问题,从而提高了对动态数据不确定性的描述能力。

基于分类概率多场景分析的验证方案设计方法流程如图 6 所示。首先,按照验证飞行任务,对实际飞行数据进行聚类处理与统计特性分析,根据统计特性随机抽样,生成验证场景。然后,通过二次聚类方法,将较多的验证场景数目优化至合理的数量,并形成对应的验证通过条件。

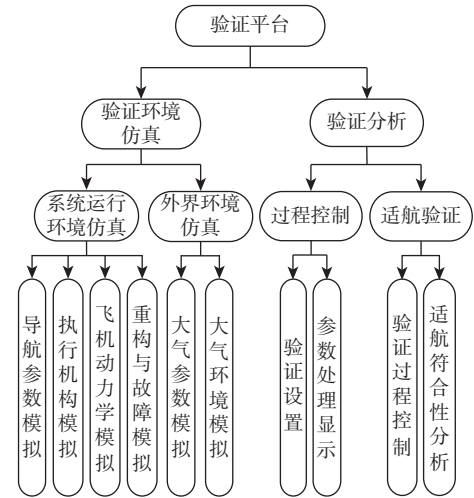


图 4 验证平台功能框架

Fig. 4 Functional framework of validation platform

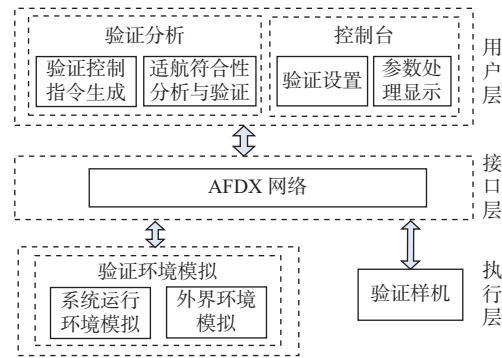


图 5 验证平台软件分层结构

Fig. 5 Layered structure of validation platform software

络,将用户层产生的指令分发给执行层的各个模块;同时,将执行层产生的验证环境数据与 AFCS 输出参数,分发到执行层与用户层的各个模块。

3) 用户层。用于工程试验过程的控制和参数、验证结果的显示,提供验证设置、参数处理显示、验证控制指令生成、适航符合性分析与验证功能。

3.2 基于分类概率多场景分析的验证方案设计

基于第 2 节生成的验证项目、适航符合性判据与 3.1 节形成的验证平台说明,设计验证环境、验证飞行任务及验证通过条件,形成符合性证据链中的验证方案。

在此过程中,如何描述 AFCS 在实际运行中可能遇到的复杂随机运行环境与外界大气环境是验证方案设计的重难点,也是建立关联机载系统工作状态^[21]、外界环境与 AFCS 性能之间关系的关键问题。在基于数学模型的工程试验中,即如何对运行环境与外界大气环境参数的不确定性进行有效数学描述的问题。

实际飞行数据代表适航飞机可能遇到的各种

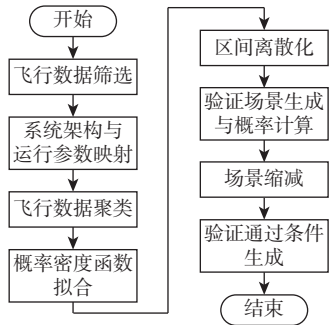


图 6 验证方案设计方法流程

Fig. 6 Flow of design method for validation scheme

1) 飞行数据筛选。依据验证项目和适航符合性判据,对所需验证条款及其验证通过条件进行逻辑关联分析,依据分析结果进行排列组合,并基于 AFCS 工程验证经验形成验证飞行任务。结合飞行任务的具体内容,挑选具有代表性的飞行参数为指标,用于筛选与飞行任务对应的飞行数据。

2) 系统架构与运行参数映射。结合专家审定经验,分析不同机型搭载 AFCS 的系统运行参数与系统运行环境间的关联,建立 AFCS 架构与系统运行参数映射表。

3) 飞行数据聚类。基于高维数据聚类算法^[23],以对应 2.2 节要求的验证环境变量(即验证场景变量和验证通过条件变量)为分类依据,对筛选后的飞行数据进行分类。将样本数较多的多个分类对应的样本数据,用于常见验证场景生成;而样本数较少的分类代表小概率事件,是适航验证的关注

点, 将对应的样本数据用于重点验证场景的生成。

4) 概率密度函数拟合。对于样本数较多的分类, 计算每个分类中样本数据验证环境变量与所属分类的聚类中心的欧氏距离, 进行归一化处理。定义归一化处理后的距离为偏移, 基于期望最大化(expectation maximization, EM)算法^[24], 结合混合高斯模型^[25], 拟合出第 a 个分类中, 第 i 个验证场景变量的偏移概率密度函数 $f(x_{a,i})$, 与第 j 个验证通过条件变量的偏移概率密度函数 $f(y_{a,j})$ 。

对于样本数较少的分类, 基于广义极值模型^[26], 结合最大似然法, 估计出第 i 个验证场景变量的广义极值模型期望 μ_i 、标准差 σ_i 、形状参数 γ_i , 得到验证场景变量广义极值概率密度函数 $g(x_i, \mu_i, \sigma_i, \gamma_i)$, 与第 j 个验证通过条件变量的广义极值概率密度函数 $g(y_j, \mu_j, \sigma_j, \gamma_j)$ 。

5) 区间离散化。对于样本数较多的分类, 以验证场景变量的偏移概率密度函数的标准差作为区间间隔, 进行区间离散化。分别将第 a 个分类第 i 个验证场景变量 $x_{a,i}$ 的偏移取值范围离散成 K 个连续等间隔区间 $\Delta x_k (k=1, 2, \dots, K)$ 。每个区间对应的概率为

$$p_k = \int_{\Delta x_k} f(x_{a,i}) dx_{a,i} \quad (1)$$

对于样本数较少的分类, 以第 i 个验证场景变量广义极值概率密度函数标准差为区间间隔, 分别将第 i 个验证场景变量 x_i 取值范围离散成 L 个连续等间隔区间 $\Delta x_l (l=1, 2, \dots, L)$ 。每个区间对应的概率为

$$p'_l = \int_{\Delta x_l} g(x_i, \mu_i, \sigma_i, \gamma_i) dx_i \quad (2)$$

6) 验证场景生成与概率计算。

①对于样本数据较多的分类, 生成第 a 个分类相关的多个常见验证场景时, 使用轮盘赌法^[27], 随机选择第 m 个常见验证场景中各验证场景变量的偏移区间, 偏移区间选择结果 C_m 表示为

$$C_m = [c_{1,1}^m, \dots, c_{1,K}^m, \dots, c_{i,k}^m, \dots, c_{i,L}^m, \dots, c_{L,K}^m] \quad (3)$$

式中: $c_{i,k}^m$ 为布尔量, 表示第 m 个常见验证场景中第 i 个验证场景变量的第 k 个偏移区间的选择结果; I 为验证场景变量的个数。

借助偏移区间选择结果 C_m , 在指定的偏移区间内进行随机数生成, 生成第 m 个常见验证场景中各验证场景变量的偏移; 将上述偏移叠加到第 a 个分类的聚类中心, 得到第 a 个分类相关的第 m 个常见验证场景, 其发生概率 $\theta_{a,m}$ 为

$$\theta_{a,m} = \prod_{i=1}^I \left(\sum_{k=1}^K \left(\int_{\Delta x_k} c_{i,k}^m f(x_{a,i}) dx_{a,i} \right) \right) \quad (4)$$

②对于样本数较少的分类, 同样使用轮盘赌

法, 随机选择第 n 个重点验证场景中各验证场景变量所处的区间, 区间确认结果 D_n 为

$$D_n = [d_{1,1}^n, \dots, d_{1,L}^n, \dots, d_{i,l}^n, \dots, d_{i,L}^n, \dots, d_{L,L}^n] \quad (5)$$

式中: $d_{i,l}^n$ 为布尔量, 表示第 n 个重点验证场景中第 i 个验证场景变量的第 l 个区间的确认结果。

借助区间确认结果 D_n , 计算第 n 个重点验证场景的发生概率 ϕ_n :

$$\phi_n = \prod_{i=1}^I \left(\sum_{l=1}^L \left(\int_{\Delta x_l} d_{i,l}^n g(x_i, \mu_i, \sigma_i, \gamma_i) dx_i \right) \right) \quad (6)$$

③将所有常见验证场景与重点验证场景的发生概率归一化, 可得第 a 个分类相关的第 m 个常见验证场景的最终发生概率 $\theta_{a,m}^*$:

$$\theta_{a,m}^* = \frac{\theta_{a,m}}{\sum_{a=1}^A \sum_{m=1}^{M_a} \theta_{a,m} + \sum_{n=1}^N \phi_n} \quad (7)$$

式中: A 为样本数较多的分类个数; M_a 为与第 a 个分类相关的常见场景个数; N 为重点验证场景的个数。

第 n 个重点验证场景的最终发生概率 ϕ_n^* :

$$\phi_n^* = \frac{\phi_n}{\sum_{a=1}^A \sum_{m=1}^{M_a} \theta_{a,m} + \sum_{n=1}^N \phi_n} \quad (8)$$

7) 场景缩减。基于 Kmeans 聚类算法^[28] 对常见验证场景进行场景缩减, 合并欧氏距离较近的相似验证场景。缩减后的常见验证场景与重点验证场景作为与验证飞行任务对应的最终验证场景, 并重新计算对应的归一化发生概率。

8) 验证通过条件生成。根据工程试验验证需求, 利用第 a 个分类常见验证场景的验证通过条件变量的偏移概率密度函数 $f(y_{a,j})$ 、重点验证场景的验证通过条件变量的广义极值概率密度函数 $g(y_j, \mu_j, \sigma_j, \gamma_j)$, 结合目标飞机型号与飞机性能, 以及适航规章、技术规范与咨询通告具体条款, 构成最终验证场景中各验证通过条件变量的验证通过条件。

最终, 基于实际飞行数据生成的验证场景, 即可描述系统运行环境与外界大气环境参数的不确定性, 以及相应的验证通过条件。

4 AFCS 验证数据获取与分析

在验证数据获取与分析阶段, 验证平台完成如下工作: 基于 3.2 节的验证方案, 生成符合性证据链中的验证数据资料; 基于 3.2 节的验证通过条件, 生成适航符合性分析结果。

在此过程中, 如何判断在复杂随机的运行环境与外界大气环境下 AFCS 的适航符合性, 即多验证

场景下,验证数据资料对于验证通过条件的符合性判断是适航符合性分析结果生成中的关键问题。可采用证据理论,对验证数据资料中的单个验证场景下验证通过条件变量与对应验证通过条件的符合性进行融合,得到单个验证场景下的符合性分析结果;采用证据理论对各验证场景的符合性分析结果进行二次融合,得到多验证场景下的适航符合性分析结果;最终多验证场景下的适航符合性分析结果作为航电系统的适航符合性分析结果。

然而,传统证据理论在进行融合决策时,赋予了不同验证场景的符合性分析结果相同的权重,即假设每个场景的发生概率都是相同的,这与验证场景的统计特性相悖,导致传统证据理论不能反映验证场景的统计特性对适航符合性分析结果的影响,分析结果不能充分反映客观的适航符合性事实。

为解决上述问题,本文提出基于加权 Dempster-Shafer(D-S)证据理论的航电系统适航符合性评估方法,如图 7 所示。首先,获取所有最终验证场景的验证数据资料,根据 3.2 节获得的验证通过条件,计算最终验证场景的各个验证通过条件变量的基本概率赋值;然后,利用 D-S 证据理论对所有验证通过条件变量的基本概率赋值进行融合,得到各个最终验证场景的基本概率赋值;最后,结合验证方案中最终验证场景的发生概率,利用加权 D-S 证据理论对验证场景的基本概率赋值进行融合,得到最终的适航符合性分析结果。

基于证据理论,设识别框架 $\Theta=\{E,F\}$: 事件 E 表示满足验证需求,事件 F 表示不满足验证需求。设 G_i 为幂集 2^Θ 中的任一子集。

1) 变量的基本概率赋值计算。采用 Sigmoid 函数^[29]作为验证通过条件变量的隶属度函数。发生事件 E 时,第 s 个最终验证场景的第 j 个验证通过条件变量 $y_{s,j}$ 的隶属度函数 $v_E(y_{s,j})$ 可表示为

$$v_E(y_{s,j}) = \frac{1}{1 + e^{-(y_{s,j} - \pi_{s,j})}} \quad (9)$$

式中: $\pi_{s,j}$ 为 $y_{s,j}$ 的验证通过条件。

发生事件 F 时,隶属度函数 $v_F(y_{s,j})$ 可表示为

$$v_F(y_{s,j}) = \frac{1}{1 + e^{y_{s,j} - \pi_{s,j}}} \quad (10)$$

此时,验证通过条件变量 $y_{s,j}$ 的基本概率赋值 $h_E(y_{s,j})$ 、 $h_F(y_{s,j})$ 可由式(11)、式(12)计算^[30]:

$$h_E(y_{s,j}) = \frac{v_E(y_{s,j})}{\sum_{j=1}^J v_E(y_{s,j})} \quad (11)$$

$$h_F(y_{s,j}) = \frac{v_F(y_{s,j})}{\sum_{j=1}^J v_F(y_{s,j})} \quad (12)$$

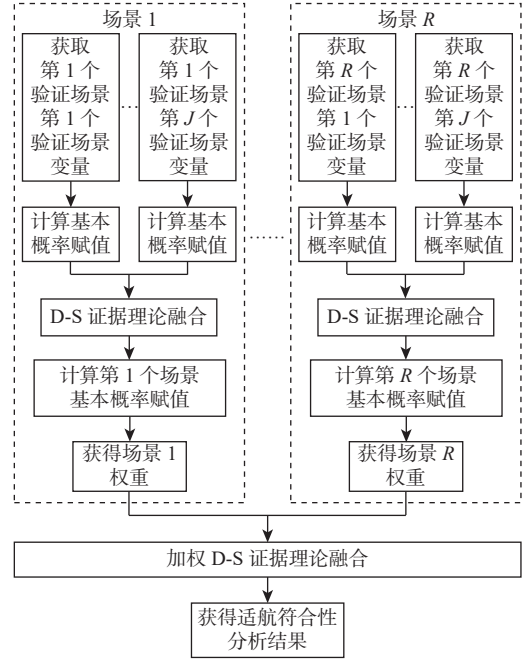


图 7 基于加权 D-S 证据理论的适航符合性评估方法

Fig. 7 Method of airworthiness conformity evaluation based on weighted D-S evidence theory

式中: J 为验证通过条件变量个数。

2) 场景的基本概率赋值计算。通过 D-S 证据理论融合,可将第 s 个最终验证场景中所有验证通过条件变量的基本概率赋值 $h_E(y_{s,j})$ 、 $h_F(y_{s,j})$ 融合为第 s 个最终验证场景的基本基本概率赋值 $\varphi_E(s)$ 、 $\varphi_F(s)$, 融合结果由式(13)、式(14)计算:

$$\begin{cases} K_E = 1 - \sum_{G_1 \cap \dots \cap G_J = \emptyset} h_E(y_{s,1}) h_E(y_{s,2}) \dots h_E(y_{s,J}) \\ \varphi_E(s) = \frac{1}{K_E} \sum_{G_1 \cap \dots \cap G_J = E} h_E(y_{s,1}) h_E(y_{s,2}) \dots h_E(y_{s,J}) \end{cases} \quad (13)$$

$$\begin{cases} K_F = 1 - \sum_{G_1 \cap \dots \cap G_J = \emptyset} h_F(y_{s,1}) h_F(y_{s,2}) \dots h_F(y_{s,J}) \\ \varphi_F(s) = \frac{1}{K_F} \sum_{G_1 \cap \dots \cap G_J = F} h_F(y_{s,1}) h_F(y_{s,2}) \dots h_F(y_{s,J}) \end{cases} \quad (14)$$

式中: K_E 、 K_F 分别为发生事件 E 、 F 时的冲突系数。

3) 加权 D-S 证据理论融合。在获得的航电系统的适航符合性分析结果中,以方案设计中得到的验证场景发生概率作为加权值,对各个场景的基本概率赋值进行加权融合,得到加权后的基本概率赋值 $\psi_E(s)$ 、 $\psi_F(s)$ 为

$$\psi_E(s) = \frac{\varphi_E(s)}{\sum_{s=1}^R \eta_s \varphi_E(s)} \quad (15)$$

$$\psi_F(s) = \frac{\varphi_F(s)}{\sum_{s=1}^R \eta_s \varphi_F(s)} \quad (16)$$

式中: R 为最终验证场景个数; η_s 为第 s 个最终验证场景的归一化发生概率。

分别对 $\psi_E(s)$ 、 $\psi_F(s)$ 进行 D-S 证据理论融合, 融合过程与 $h_E(y_{sj})$ 、 $h_F(y_{sj})$ 相似。获得所有场景中发生事件 E 的基本概率赋值 ζ_E 和发生事件 F 的基本概率赋值 ζ_F , 通过比较两者的大小得出航电系统的适航符合性分析结果。

5 B737 自动飞行模式工程试验实例

以波音 B737 的 AFCS 高度捕获模式自动预位与捕获的工程试验为例, 对基于符合性证据链的工程试验方式进行验证。

1) 在验证需求分析阶段, 基于第 2 节的方法进行分析, 形成验证目标, 得到如表 2 所示的验证需求矩阵。

基于表 2 所示的验证需求矩阵, 对条款及其验证通过要求的逻辑关联进行分析, 形成验证项目与适航符合性判据。最终将条款分为 2 类: ①高度捕获模式对运行环境响应相关条款, RTCA DO-325 2.2.10^[18] 规定了飞行模式对飞机高度变化的响应, AC 25.1329-1C 64.g.(2).(h)^[15] 规定了高度捕获模式对气压高度表变化的响应。上述条款与高度捕获模式对运行环境响应相关, 可合并验证。②运行环境对高度捕获模式响应相关条款, CCAR 25.671(c)^[14] 和 CCAR 25.1309(b)、(d)^[14] 规定了在高度捕获过程中, 当与 AFCS 关联的部分机载系统失效时, 其他机载系统对 AFCS 输出的响应; CCAR 25.1329(c)^[14] 规定了运行环境对高度捕获模式变化的响应; AC 25.1329-1C 64.g.(2).(i)^[15] 规定了飞机参考空速对 AFCS 工作模式变化的响应。上述条款与运行环境对高度捕获模式的响应相关, 可合并验证。

2) 在物理逻辑实现阶段, 基于验证需求分析阶

段得到的验证环境需求分析结果, 设计并实现图 4 和图 5 所示的验证平台。形成验证平台说明后, 结合验证项目与适航符合性判据, 开始验证方案的设计。

在验证需求分析阶段, 通过对表 2 中各条款及其验证通过要求的逻辑关联分析结果可知, 设计验证方案时应注意的事项有: ①验证飞行任务应还原整个 AFCS 高度捕获过程。②验证环境应包含高度捕获过程中 AFCS 参数设置与系统验证环境, 即关联机载系统的状态、外部大气环境及飞机运动状态。③验证通过条件应包含 AFCS 的状态、关联机载系统的状态、外部大气环境及飞机运动状态的其中之一。

应用基于分类概率多场景分析的验证方案设计方法, 选择来自机载快速存取记录器(quick access recorder, QAR)的实际飞行数据。本文收集了某航司 2 年期间的 B737 与 A320 机型 QAR 数据集, 对本文 3.2 节中所提的验证方案设计方法生成的最终验证场景进行验证。

①进行飞行数据筛选时, 设计的用于 AFCS 高度捕获模式的自动预位与高度捕获验证飞行任务如图 8 所示。结合验证飞行任务的具体内容, 以航迹倾斜角、垂直加速度为指标, 筛选出处于爬升与下降飞行阶段、使用高度获取模式捕获高度的飞行数据。

②进行系统架构与运行参数映射时, 根据专家审定经验总结, 分析飞行数据中包含的 A320 机型及其搭载的 AFCS 与待测的 B737 机型及其搭载的待测 AFCS 的对应关系, 编写相应的设备参数映射表与 AFCS 工作状态映射表。由于篇幅有限, 此处仅给出如表 3 所示的 AFCS 架构映射。其中, FMGC 为飞行管理导引计算机(flight management and guidance computer), ELAC 为升降舵副翼计算机(elevator and aileron computer), SEC 为扰流板升降舵计算机(spoiler elevator computer), FAC 为飞行增稳计算机(flight augmentation computer), FM 为飞行

表 2 验证需求矩阵		
Table 2 Matrix of validation requirements		
适航规章/技术标准/咨询通告条款	验证通过要求	验证需求等级
CCAR 25.671(c) ^[14]	执行机构故障的情况下仍能继续安全飞行	纯飞机级需求
CCAR 25.1309(b)、(d) ^[14]	极不可能发生妨碍安全飞行与机组处理的失效状态	
RTCA DO-325 2.2.10 ^[18]	在不同的预设高度点从不同的垂直模式自动切换到高度获取模式	
CCAR 25.1329(c) ^[14]	飞行模式切换导致的航迹瞬变不能大于微小瞬变	兼顾飞机级与系统级需求
AC 25.1329-1C 64.g.(2).(h) ^[15]	在高度捕获期间, 调整气压高度表不会导致高度捕获失败	
AC 25.1329-1C 64.g.(2).(i) ^[15]	从其他垂直模式自动切换到高度获取模式或高度获取模式工作时保持参考空速	

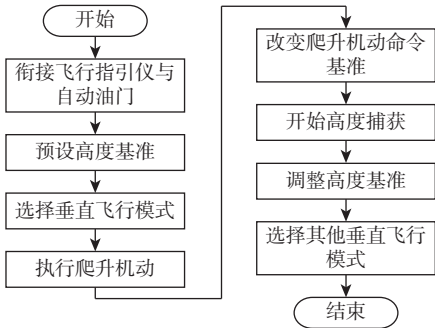


图 8 验证飞行任务流程

Fig. 8 Flow of validation flight mission

表 3 AFCS 架构映射

Table 3 Mapping of AFCS architecture

机型	设备
A320	FMGC, ELAC+SEC+FAC, FM(FMGC), FADEC, ADIRS
B737	AFDC, PFC, FM(AIMS), EEC, ADM

管理(flight management), FADEC 为全权限数字式发动机控制(full authority digital engine control), ADIRS 为大气数据惯性基准系统(air data/inertial reference system), AFDC 为自动驾驶飞行指引计算机(auto-pilot flight director computer), PFC 为主飞行计算机(primary flight computer), AIMS 为飞机信息管理系统(aircraft information management system), EEC 为发动机电子控制器(engine electronic controller), ADM 为大气数据模块(air data module)。表 4 为 AFCS 工作模式映射。其中, NAV 为导航(navigation), HDG/TRK 为航向/航迹(heading/track), LOC 为航向道(localizer), CLB 为爬升(climb), DES 为下降(descend), ALT 为高度(altitude), V/S 为垂直速度(vertical speed), FPA 为飞行航径角(flight path angle), EXPEDITE 为加速(expedite), G/S 为下滑道(glide slope), LNAV 为水平导航(lateral navigation), VNAV 为垂直导航(vertical navigation), FLCH 为飞行高度层改变(flight level change)。

③进行方案设计的后续工作内容,经飞行数据聚类、概率密度函数拟合、区间离散化、验证场景概率计算后,随机生成 600 个验证场景;通过 Kmeans 算法进行场景缩减。得到 40 个最终验证场景。鉴于篇幅限制,给出其中 8 个场景的发生概率,如表 5 所示。

对缩减后的验证场景是否有效模拟系统运行环境进行分析,即进行需求覆盖度分析。分析结果表明,可适用的各种垂直模式需求覆盖率为 100%。在东西向飞行对应的 2 个航向角区间内,高度捕获

表 4 AFCS 工作模式映射

Table 4 Mapping of AFCS working modes

机型	水平模式	垂直模式
A320	NAV, HDG/TRK, LOC	CLB, DES, ALT, V/S-FPA, EXPEDITE, G/S
B737	LNAV, HDG/TRK, LOC	VNAV, ALT, V/S-FPA, FLCH, G/S

表 5 部分场景的发生概率

Table 5 Occurrence probability of some scenarios

场景序号	概率值	场景序号	概率值
1	0.221	5	0.001
2	0.105	6	0.006
3	0.024	7	0.013
4	0.037	8	0.005

模式的预设高度基准对分配给东西向飞行的高度层覆盖率为 100%。因此,缩减后的验证场景能有效模拟可能的系统运行环境。

对缩减后的验证场景是否有效模拟外界大气环境参数的不确定性进行分析,以各验证场景的爬升机动开始时刻、高度捕获开始时刻风速为依据,进行统计分析,结果如图 9 所示。可见,2 个时刻的风速均近似服从以各自时刻的风速为均值的正态分布,表明场景能够有效模拟外界大气环境参数的不确定性。

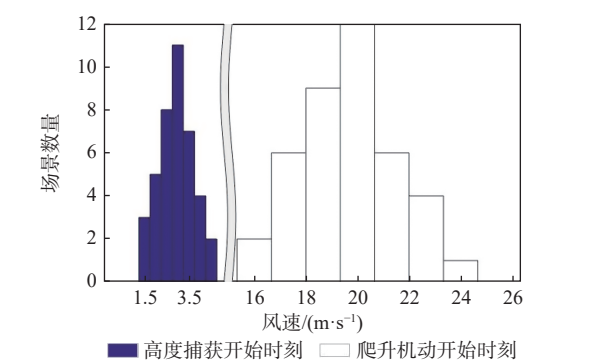


图 9 爬升机动开始时刻、高度捕获开始时刻风速的统计直方图

Fig. 9 Statistical histogram of wind speed at beginning of climbing maneuver and altitude capture

④设计验证通过条件时,限于篇幅,以验证表 2 需求矩阵中的适航条款 CCAR 25.1329(c)^[14] 为例。结合 CCAR 25-R4^[14] 对微小瞬变的定义,与民机系统安全性评估指南 SAE ARP4761A^[20] 对失效严重情况的说明与定义分析,设计如下的适航条款 CCAR 25.1329(c)^[14] 验证通过条件:在前述验证方案设计工作基础上,判断其他垂直模式切换到高度捕获模式时段,获取此时段内飞机高度、垂直加速度、俯仰角、俯仰角加速度的偏移概率密度函数,结合适航条款对微小瞬变的概率要求,利用分位数法获得微小瞬变的量化定义,此量化定义即可作为验证通过条件。

最终,验证飞行任务、所有可用的验证场景与适航条款对应的验证通过条件,构成了波音 B737 AFCS 高度捕获模式自动预位与捕获的验证方案。

3) 在验证数据获取与分析阶段,基于设计好的验证平台和验证方案,基于第 4 节的加权 D-S 证据理论的适航符合性评估方法,对 AFCS 高度捕获模式自动预位与捕获进行适航符合性分析。

以适航条款 AC 25.1329-1C 64.g.(2).i^[15] 与 CCAR 25.1329(c)^[14] 为例。首先,根据式(9)~式(12),计算每个最终验证场景中,各验证通过条件变量的基本概率赋值。以验证场景 1 为例,最终验证场景

1 中验证通过条件变量的基本概率赋值如表 6 所示。其中, m_1 、 m_2 、 m_3 、 m_4 、 m_5 分别为场景 1 下飞机的高度、垂直加速度、俯仰角、俯仰角加速度、空速对应的证据体。由式(13)~式(16), 使用 D-S 证据理论对其进行融合, 得到场景 1 对应证据体 k_1 的基本概率赋值, 如表 7 所示。

表 6 场景 1 下验证通过条件变量基本概率赋值

Table 6 Basic probability assignment for conditional related variables under scenario 1

证据体	基本概率赋值	
	满足验证需求	不满足验证需求
m_1	0.903 2	0.097 8
m_2	0.753 5	0.247 5
m_3	0.871 3	0.129 7
m_4	0.847 7	0.153 3
m_5	0.810 2	0.190 8

表 7 场景 1 的基本概率赋值

Table 7 Basic probability assignment for scenario 1

证据体	基本概率赋值	
	满足验证需求	不满足验证需求
k_1	0.999 6	0.000 4

整理场景的基本概率赋值和场景的发生概率, 得到如表 8 所示的部分场景基本概率赋值结果, 图 10 为的场景基本概率赋值与场景权重系数关系。从图 10 中可以看出, 权重系数大于 0.02 的场景, 其基本概率赋值随权重系数的变化较缓慢, 权重系数小于或等于 0.02 的场景, 其基本概率赋值随权重系数剧烈变化, 原因是: 权重系数较小的场景中包含极端小概率场景, 导致部分场景中满足/不满足验证通过条件的 AFCS 基本概率赋值随着权重系数急剧变化。

在得到最终的适航符合性分析结果时, 基于传

表 8 部分场景基本概率赋值结果

Table 8 Basic probability assignment results for some scenarios

证据体	权重系数	基本概率赋值	
		满足验证需求	不满足验证需求
k_1	0.221	0.999 6	0.000 4
k_2	0.105	0.759 4	0.240 6
k_3	0.024	0.840 3	0.159 7
k_4	0.037	0.790 5	0.209 5
k_5	0.001	0.269 4	0.730 6
k_6	0.006	0.441 7	0.558 3
k_7	0.013	0.381 4	0.618 6
k_8	0.005	0.220 7	0.779 3

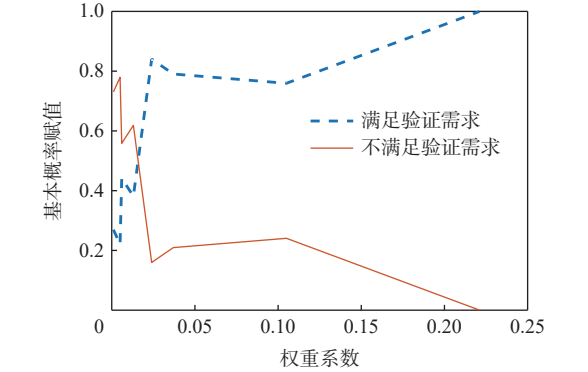


图 10 基本概率赋值结果与场景权重系数折线图

Fig. 10 Line chart of results of basic probability assignment function and scenario weighting coefficients

统证据理论和基于加权 D-S 证据理论得到的适航符合性分析结果如表 9 所示。2 种方法得到的结果均得到, 识别框架为 E 时的基本概率赋值大于识别框架为 F 时的基本概率赋值, 表明待验证的 AFCS 符合适航规范 AC 25.1329-1C 64.g.(2).(i)^[15] 与 CCAR 25.1329(c)^[14] 的验证需求。但是, 相比于传统证据理论, 基于加权 D-S 证据理论得到的识别框架为 E 时的基本概率赋值与识别框架为 F 时的基本概率赋值之差更大, 因此, 得到的适航符合性分析结果的可信度更高。

表 9 AFCS 适航符合性分析结果

Table 9 AFCS airworthiness conformity analysis results

算法	基本概率赋值	
	满足验证需求	不满足验证需求
传统证据理论	0.623 2	0.376 8
加权D-S证据理论	0.735 2	0.264 8

6 结 论

1) 本文提出基于符合性证据链的航电系统工程试验方法, 可用于形成逻辑严密、可追溯的适航符合性验证材料。

2) 以 AFCS 的工程试验为例, 设计并实现了基于符合性证据链的验证平台, 可用于 AFCS 工程验证。

3) 在验证方案设计中, 提出一种基于分类概率多场景分析的验证方案设计方法, 有效解决了复杂验证环境中部分参数不确定性描述问题。

4) 在验证数据分析中, 提出一种基于加权 D-S 证据理论的适航符合性评估方法, 有效提高了多场景多参数条件下的适航符合性结果可信度。

5) 基于实际飞行数据, 对一个 AFCS 工作模式进行工程试验, 结果表明, 本文方法有效可行。

本文提出的基于符合性证据链的航电系统工

程试验方法具有一定的参考意义,下一步将引入联合聚类方法,提升验证方案设计方法中飞行数据聚类效果,提高对不确定参数的描述能力。

参考文献 (References)

[1] 毛志威, 屈展文, 张彤, 等. 基于 MBSE 的民机审定试飞场景设计[J]. 系统工程与电子技术, 2020, 42(8): 1768-1775.
MAO Z W, QU Z W, ZHANG T, et al. Design of civil aircraft certification test flight scenario based on MBSE[J]. Systems Engineering and Electronics, 2020, 42(8): 1768-1775(in Chinese).

[2] LI H M, ZHANG X N, TANG C, et al. A functional requirements development and management approach applied to a civil aircraft program[C]//Proceedings of the Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology. Berlin: Springer, 2019: 3025-3039.

[3] VILJOEN D, HOLM J. A life cycle model for the development of airborne electronic equipment[J]. South African Journal of Industrial Engineering, 2017, 28(3): 89-104.

[4] FENG T T, ZHAO Y R, HOU X J, et al. Research on software testing technique of airborne equipment based on airworthiness[J]. Procedia Engineering, 2011, 17: 489-496.

[5] Radio Technical Commission for Aeronautics. Software considerations in airborne systems and equipment certification: RTCA DO-178B[S]. Washington, D. C. : Radio Technical Commission for Aeronautics, 1992.

[6] DU X Y, DU C L, CHEN J C, et al. A FACE-based simulation and verification approach for avionics systems[C]//Proceedings of the IEEE 3rd Advanced Information Management, Communicates, Electronic and Automation Control Conference. Piscataway: IEEE Press, 2019: 1509-1513.

[7] ULBIG P, MÜLLER D, TORENS C, et al. Flight simulator-based verification for model-based avionics applications on multi-core targets[C]//Proceedings of the AIAA Scitech 2019 Forum. Reston: AIAA, 2019: 1976.

[8] 高振兴, 徐彧. 民机自动飞行模式设计规范与适航性分析[J]. 航空计算技术, 2017, 47(3): 80-84.
GAO Z X, XU Y. Design specification and airworthiness analysis of automatic flight modes for civil aircraft[J]. Aeronautical Computing Technique, 2017, 47(3): 80-84(in Chinese).

[9] 黄雷, 嵇真福, 岳崇旺, 等. 基于飞行自动控制系统的单机件综合测试平台设计[J]. 计算机测量与控制, 2013, 21(10): 2630-2631.
HUANG L, GAO Z F, YUE C W, et al. Design of single unit testing platform of AFCS[J]. Computer Measurement & Control, 2013, 21(10): 2630-2631(in Chinese).

[10] LIU F, WANG L X, TAN X S. Digital virtual flight testing and evaluation method for flight characteristics airworthiness compliance of civil aircraft based on HQRM[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2015, 28(1): 112-120.

[11] MI Y, WANG A L, SONG H. Research on mission characteristics-based evaluation model of flight test workload[J]. Journal of Physics:Conference Series, 2021, 1780(1): 012012.

[12] 郭夏菁. 刑事案件证据链类型化构建研究[D]. 上海: 华东政法大学, 2018: 24-42.
GUO X J. The study of evidence chain typed construct in criminal case[D]. Shanghai: East China University of Political Science and

Law, 2018: 24-42(in Chinese).

[13] DING J H, HU X H, GUDIVADA V. A machine learning based framework for verification and validation of massive scale image data[J]. IEEE Transactions on Big Data, 2021, 7(2): 451-467.

[14] 中国民用航空局. 中国民用航空规章 第 25 部: 运输类飞机适航标准: CCAR 25-R4[S]. 北京: 中国民用航空局, 2016.
Civil Aviation Administration of China. China civil aviation regulations Part 25: Airworthiness standards for transport airplanes: CCAR 25-R4[S]. Beijing: Civil Aviation Administration of China, 2016(in Chinese).

[15] Federal Aviation Administration. Advisory circular (AC): Approval of flight guidance systems, including change 1: AC 25.1329-1C[S]. Washington, D. C. : Federal Aviation Administration, 2014.

[16] 中国民用航空局. 中国民用航空技术标准规定: 自动飞行导引与控制系统 (AFGS) 设备: CTSO-C198[S]. 北京: 中国民用航空局, 2013.
Civil Aviation Administration of China. China civil aviation technical standard order (CTSO): Automatic flight guidance and control system (AFGS) equipment: CTSO-C198[S]. Beijing: Civil Aviation Administration of China, 2013(in Chinese).

[17] Radio Technical Commission for Aeronautics. Design assurance guidance for airborne electronic hardware: RTCA DO-254[S]. Washington, D. C. : Radio Technical Commission for Aeronautics, 2000.

[18] Radio Technical Commission for Aeronautics. Minimum operation performance standards (MOPS) for automatic flight guidance and control systems and equipment: RTCA DO-325[S]. Washington, D. C. : Radio Technical Commission for Aeronautics, 2010.

[19] Society of Automotive Engineers International. Guidelines for development of civil aircraft and systems: SAE ARP4754A[S]. Washington, D. C.: Society of Automotive Engineers International, 2010.

[20] Society of Automotive Engineers International. Guidelines and methods for conducting the safety assessment process on civil airborne systems and equipment: SAE ARP4761A[S]. Washington, D. C. : Society of Automotive Engineers International, 2023.

[21] LIN M D, CUI G X, ZHANG Z S. Large eddy simulation of aircraft wake vortex with self-adaptive grid method[J]. Applied Mathematics and Mechanics, 2016, 37(10): 1289-1304.

[22] 孙惠娟, 刘君, 彭春华. 基于分类概率综合多场景分析的分布式电源多目标规划[J]. 电力自动化设备, 2018, 38(12): 39-45.
SUN H J, LIU J, PENG C H. Multi-objective DG planning based on classified probability integration multi-scenario analysis[J]. Electric Power Automation Equipment, 2018, 38(12): 39-45(in Chinese).

[23] RATHORE P, KUMAR D, BEZDEK J C, et al. A rapid hybrid clustering algorithm for large volumes of high dimensional data[J]. IEEE Transactions on Knowledge and Data Engineering, 2019, 31(4): 641-654.

[24] WU D, MA J W. A two-layer mixture model of Gaussian process functional regressions and its MCMC EM algorithm[J]. IEEE Transactions on Neural Networks and Learning Systems, 2018, 29(10): 4894-4904.

[25] YAO L, GE Z Q. Scalable semisupervised GMM for big data quality prediction in multimode processes[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2019, 66(5): 3681-3692.

[26] MEHRNIA N, COLERI S. Wireless channel modeling based on ex-

treme value theory for ultra-reliable communications[J]. IEEE Transactions on Wireless Communications, 2022, 21(2): 1064-1076.

[27] GUPTA N, KHOSRAVY M, PATEL N, et al. A bi-level evolutionary optimization for coordinated transmission expansion planning [J]. IEEE Access, 2018, 6: 48455-48477.

[28] RAZI F F. A hybrid DEA-based K-means and invasive weed optimization for facility location problem[J]. Journal of Industrial Engineering International, 2019, 15(3): 499-511.

[29] LIU W B, WANG Z D, YUAN Y, et al. A novel sigmoid-function-based adaptive weighted particle swarm optimizer[J]. IEEE Transactions on Cybernetics, 2021, 51(2): 1085-1093.

[30] 罗谦, 李琦, 文涛, 等. 机场到港旅客换乘时间效率评价指标优选 [J]. 北京航空航天大学学报, 2022, 48(12): 2365-2372.

LUO Q, LI Q, WEN T, et al. Optimization of transfer time efficiency evaluation index for airport arriving passengers[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2022, 48(12): 2365-2372(in Chinese).

Engineering test method for avionics system based on conformity evidence chain

ZHONG Lunlong^{1,*}, ZHANG Zhuoxuan², CHEN Yonggang³

- (1. Tianjin Key Laboratory for Advanced Signal Processing, Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China;
2. Zhuhai Terminal Air Traffic Control Center, Civil Aviation Administration of China, Zhuhai 519015, China;
3. AVIC Xi'an Flight Automatic Control Research Institute, Xi'an 710065, China)

Abstract: In order to form logical and traceable airworthiness conformity materials, an engineering test method for an avionics system based on a conformity evidence chain is proposed, and the key problems in the implementation are analyzed and studied. A validation platform based on the specifications of an automatic flight control system's airworthiness verification is built and implemented, using the engineering test of the system as an example. In the validation scheme, for the problem of describing the uncertainty of some parameters under complex validation scenarios, an authentication scheme based on classification probability multi-scene analysis is proposed. Based on the requirements of airworthiness verification, the flight data is filtered. To characterize the uncertainty of specific parameters under the validation scenario, a deterministic scenario with the occurrence probability is constructed by applying statistical characteristic analysis, random sampling, and merge reduction to the filtered flight data. A method for analyzing airworthiness compliance based on weighted Dempster-Shafer evidence theory is proposed, with the goal of addressing the issue of airworthiness conformity judgment in multi-scenario and multi-parameter conditions through validation data analysis. The occurrence probability of deterministic scenes is taken as the weight to conduct evidence fusion, and the interference of some small probability scenes on the fusion results is avoided. The suggested approach is practical and efficient, as demonstrated by the outcomes of the automatic flight mode engineering test conducted utilizing real flight data for the automatic flight control system.

Keywords: conformity evidence chain; engineering test; classification probability multi-scene analysis; Dempster-Shafer evidence theory; automatic flight control system