

涡扇发动机系统和部件试验适航符合性验证研究

晏祥斌¹, 杨文潇², 张琼¹, 许多¹, 陈康¹, 杨斌¹, 卿华¹

(1. 中国航发四川燃气涡轮研究院, 成都 610500; 2. 空军驻雅安地区军事代表室, 四川 雅安 625000)

摘要: 针对我国涡扇发动机系统和部件适航试验未得到充分融合及系统化贯彻的问题, 以系统和部件试验的适航需求为引导, 在提出涡扇发动机系统和部件试验的适航符合性验证实现路径的基础上, 建立了系统和部件试验验证项目的决断模型和阶段化及并行模型。实例表明, 提出的验证实现路径和建立的验证模型, 能有效地将系统和部件适航符合性验证项目融合进发动机研制周期中, 并系统地实现验证与对象之间的匹配及过程控制, 对保证涡扇发动机系统和部件试验适航符合性验证的充分性和系统性具有积极的指导意义。

关键词: 航空发动机; 系统和部件; 适航符合性验证; 决断模型; 系统工程

中图分类号: V23 文献标识码: A 文章编号: 1672-2620 (2019) 05-0058-05

Airworthiness compliance verification of system and component testing for turbofan engine

YAN Xiang-bin¹, YANG Wen-xiao², ZHANG Qiong¹,
XU Duo¹, CHEN Kang¹, YANG Bin¹, QING Hua¹

(1. AECC Sichuan Gas Turbine Establishment, Chengdu 610500, China; 2. PLA Air Force in Ya'an Regional Military Representative Room, Ya'an 625000, China)

Abstract: Aiming at the problems of inadequate fusion and no systematic implementation for airworthiness system and component testing of turbofan engine in China, a decision-making model and a staging process and parallel model of verification projects based on implementation path of airworthiness compliance verification for system and components of turbofan engine were put forward under guidance of airworthiness demand of system and component testing. Examples indicate that proposed implementation path and established models can make the fusion of airworthiness verification projects into development life cycle of system and components effectively, as well as the matching and procedure control between projects and objects systematically, which have a positive guiding significance to guarantee adequacy and systematization of airworthiness system and components' verification and indicate verified compliance for turbofan engine.

Key words: aero-engine; system and component; airworthiness compliance verification; decision-making model; system engineering

1 引言

现代航空发动机的研制是一项极其复杂的系统工程, 涉及众多专业的前沿技术成果^[1]。研制过程中, 不但要攻克各项前沿工程技术问题, 还需解决技术集成及试验验证等问题, 难度极大。若试验验证不充分, 则无法充分暴露和解决潜在故障, 将导致危

害性发动机事故频繁发生。轻则造成机型停飞, 重则导致灾难性后果, 造成巨大的经济损失和社会影响。系统和部件作为航空发动机不可或缺的部分, 对其进行充分的试验验证已成为保证航空发动机安全性的重要措施。据统计, 现役各型航空发动机系统和部件的故障已占发动机总故障的70%以上, 成为影响航空发动机可靠性和安全的主导因素^[2]。

收稿日期: 2018-12-13

作者简介: 晏祥斌(1988-), 男, 云南宣威人, 工程师, 硕士, 主要研究方向为航空发动机适航技术及适航管理。

目前民用航空发动机领域,美国 and 欧洲已经形成完备的航空发动机适航体系,并已在民用航空发动机研制中全面贯彻,支撑了一系列民用航空发动机的适航取证。军用航空发动机领域,美国在20世纪80年代后期将适航引入军用航空器范畴^[3]并颁布了《军用飞机适航性审查准则》^[4],英国国防部亦颁布了涵盖军用航空发动机适航要求的《飞机设计和适航性要求 第11部——航空发动机》^[5]。通过型号实践,大大降低了军用发动机灾难性事故的发生率^[6]。可见,在航空发动机研制中贯彻适航要求,已成为保证航空发动机高安全性的有效途径之一。目前,我国借鉴美国联邦航空管理局适航经验建立了民用航空适航体系,尚未形成相关的军用适航要求,但军用航空发动机在研制中考虑适航要求已成为趋势。CCAR-33R2^[7]第33.91条“发动机系统和部件试验”要求对发动机系统和部件进行充分试验,以保证功能的可靠。虽然何俊等^[2]对航空发动机系统和部件试验的范围和要求进行了分析,但我国尚未针对33.91条“发动机系统和部件试验”条款要求的系统和部件试验进行充分统筹和规划,导致系统和部件试验适航验证在研制中的融合度不足,未能形成及时有效的过程控制。

本文基于CCAR-33R2第33.91条“发动机系统和部件试验”需求,提出了涡扇发动机系统和部件试验验证的实现路径,并建立了系统和部件试验验证项目的决断模型和阶段化及并行模型,使系统和部件的试验适航验证项目能够在研制周期中得到融合,并使融合的验证项目与验证对象之间实现匹配和过程化控制,可为涡扇发动机系统和部件试验的适航符合性验证提供指导。

2 涡扇发动机系统和部件试验的适航符合性验证体系及要素

2.1 适航符合性验证体系

CCAR-33R2第33.91条“发动机系统和部件试验”要求:不能通过持久试车进行充分验证的系统或部件,必须进行附加试验,以保证其在所有规定的环境和工作条件下能可靠地完成预定功能。在系统工程架构下,完成涡扇发动机系统和部件试验适航验证的融合、决断和过程化,需要完善的验证体系作为支撑。图1所示的发动机系统和部件试验适航验证体系,描述了涡扇发动机系统和部件试验适航验证体系的基本构成。该体系以职责为基础,规划了审

查/定方、总师单位和承研单位3层结构,以系统和部件试验的适航符合性验证过程为驱动,以适航知识、模型方法、集成环境和资源为支撑,协同完成系统和部件试验的适航符合性验证。

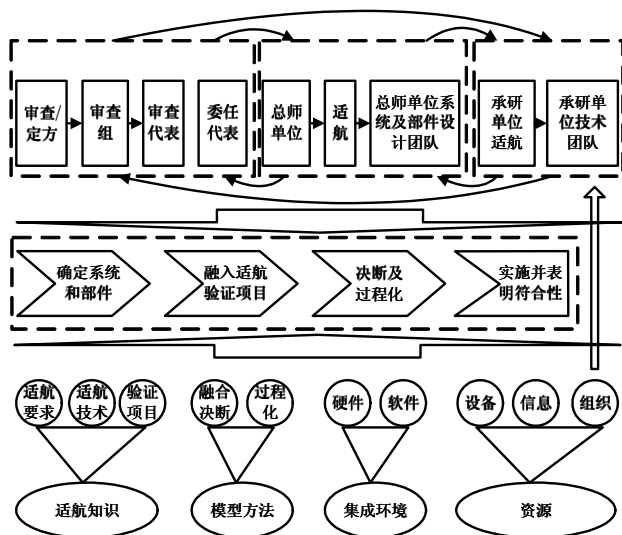


图1 涡扇发动机系统和部件试验适航验证体系构成

Fig.1 Airworthiness verification system of turbfan engine system and components

2.2 适航符合性验证要素

由图1可知,系统和部件试验的适航符合性验证需具备必要的要素,并通过这些要素的交互协同,推动验证工作的执行。这些要素包括了适航知识、集成环境、过程、组织、设备、信息和模型方法,其交互关系如图2所示。

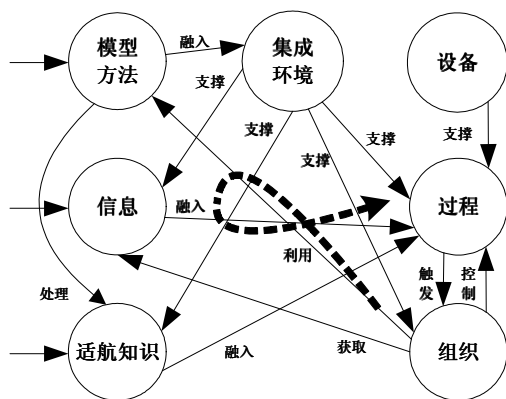


图2 涡扇发动机系统和部件试验适航符合性验证要素及交互关系

Fig.2 Compliance verification elements and their interactions of turbfan engine system and component tests

涡扇发动机系统和部件试验适航符合性验证在过程的触发下和在集成环境的支撑下,组织利用有

关的模型方法对适航知识进行处理,形成过程约束条件,并融入过程。同时,组织获取适航有关信息,形成约束条件,融入过程。集成环境及设备是系统和部件试验适航符合性验证得以实现的载体,组织对过程进行触发和控制是符合性验证的实施主体,信息和适航知识是验证的约束条件,模型方法则为符合性验证工作的执行提供通道。由此可知,采用有效的模型方法对适航知识进行处理,将适航知识转换为能够约束过程的条件,形成高效、清晰和流畅的验证路径,并通过此路径对验证过程形成系统的规划和资源的优化配置,是保证系统和部件试验适航验证得以高效完成的关键。

3 适航验证实现路径

为实现涡扇发动机系统和部件试验适航符合性验证的系统规划和有效验证,建立了系统和部件试验适航验证的实现路径,如图3所示。实现发动机系统和部件适航验证的关键在融合、决断、过程化及提取。通过融合,能够获取包含适航验证项目在內的、且充分的系统和部件试验,保证了验证需求的完备性;通过决断,能实现验证对象与试验项目的匹配;通过过程化,能使验证项目在研制过程中实现阶段化和时序化;依据适航验证资料的提取,能为系统和部件试验的适航符合性表明提供必要的支撑。以图3所建立的实现路径为指导,建立系统和部件试验适航符合性验证项目的模式化决断模型和阶段化及并行模型,将成为高效实现系统和部件试验适航符合性验证的关键。

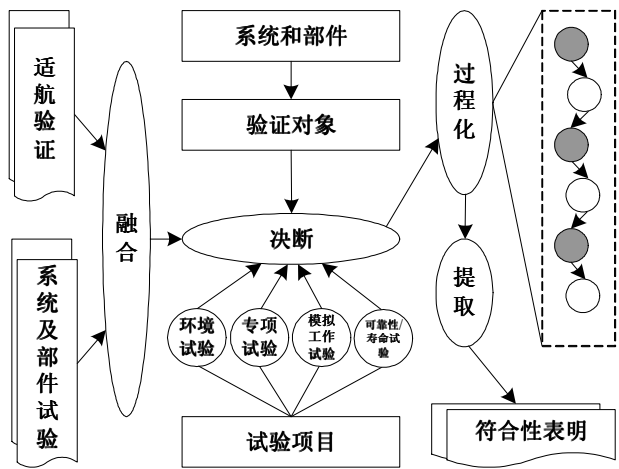


图3 涡扇发动机系统和部件适航验证实现路径

Fig.3 Implementation path of airworthiness verification for system and components of turbofan engine

4 验证项目决断模型

CCAR-33R2第33.91条“发动机系统和部件试验”咨询通告AC 33.91-1^[8]列出了26项系统和部件试验的适航验证项目,参考已有经验及相关标准,获得覆盖航空发动机系统和部件适航验证的试验项目群,见表1。

表1 涡扇发动机系统和部件试验项目^[8-10]

Table 1 System and components test projects for turbofan engine

试验大类	试验项目(编号)
环境试验	高温“(A1),低温“(A2),振动“(A3),冲击“(A4),加速度“(A5),温度-高度“(A6),高度“(A7),高温冲击“(A8),受到污染的流体“(A9),流体污染“(A10),防水“(A11),盐雾“(A12),霉菌“(A13),结冰“(A14),电磁兼容“(A15),雷电“(A16),砂尘“(A17),防爆“(A18),湿热“(A19),污垢试验“(A20)
专项试验	控制系统起动模拟试验(B1)、稳态半物理模拟试验(B2)、加减速/遭遇加速工作检查(B3)、超限工作能力检查(B4)、半物理模拟试验(B5)、软件试验“(B6),防火(B7),高空试验(B8),燃油系统结冰“(B9),流量-压力和温度循环试验(B10),活门性能检验(B11),疲劳试验(B12),活门试验(B13),超转试验“(B14),负载试验(B15),包容性试验“(B16),扭矩试验(B17),转子/转子偏心度“(B18),控制阀相容性试验(B19),输出轴破坏性试验(B20),传动齿轮系承剪段试验(B21),起动系统试验(B22),起动和再启动高空试验(B23),姿态试验(B24),压力循环“(B25),加速试验(B26),防冰系统试验(B27),液压系统试验(B28),低润滑试验(B29),过热“(B30),短路稳定性“(B31),装置/功率分出装置试验(B32),绝缘电阻“(B33),绝缘强度“(B34),输出信号“(B35),耐压“(B36),爆裂压力“(B37),电搭接“(B38),密封“(B39)
模拟工作试验	模拟飞行任务工作试验循环(C1),电源特性试验(C2),点火系统试验循环(C3),高温持久(C4),室温持久(C5),低温持久(C6),燃油增压泵气蚀试验(C7),加速老化“(C8)
寿命/可靠性试验	故障模拟寿命/可靠性试验(D1),可靠性增长试验(D2),可靠性研制试验(D3),环境应力筛选试验(D4),可靠性鉴定试验(D5),寿命试验(D6),可靠性验收试验(D7)

注: * 为AC 33.91-1 鉴用的适航验证项目。
** 为型号经验适航验证项目。

基于发动机系统和部件试验的适用条件,建立涵盖系统和部件试验适航验证项目的决断模型,见图4。其将系统和部件、适用条件与决断逻辑相结合,使离散的系统 and 部件试验项目以确定的和系统性的逻辑获得融合决断。在确定部件后,通过适用条件的判断,流转形成不同的路径,在流转路径上记

