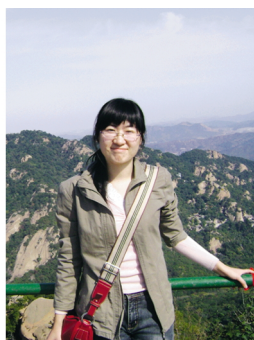


中国大涵道比涡扇发动机适航技术初步研究

张丹玲¹, 郝 勇¹, 王德友¹, 李红兵²

(1.中航工业沈阳发动机设计研究所, 沈阳 110015;

2.空装重点型号部试飞试航室, 北京 110001)



张丹玲(1981), 女, 工程师, 从事航空发动机总体性能研究。

收稿日期: 2010-11-02

摘要: 对适航技术在中国大涵道比发动机上的应用进行了初步分析和探索, 结合发动机研制情况, 对适航工作的开展和存在问题进行了初步研究。

关键词: 适航技术; 大涵道比涡扇发动机; 可靠性; 安全性

A Preliminary Investigation of the Airworthiness Technologies for High Bypass Ratio Turbofan Engine in China

ZHANG Dan-ling¹, HAO Yong¹, WANG De-you¹, LI Hong-bing²

(1. AVIC Shenyang Aeroengine Research Institute, Shenyang 110015, China;

2. Force General Armament Major Type Department, Beijing 110001)

Abstract: A preliminary application of the airworthiness technologies in China high bypass ratio turbofan engine was analyzed and discussed. On the basis of engine development, how to practice the airworthiness techniques and the problems met were discussed and investigated primarily.

Key words: airworthiness; high bypass ratio turbofan engine; reliability; safety

0 引言

适航定义为航空器能在预期环境中安全飞行的固有品质。大涵道比涡扇发动机不管是军用还是民用, 只要载人, 就要求具备高安全性, 就要满足适航性要求。军用发动机故障引起的飞机严重损失率为 10^{-5} 次/发动机飞行小时, 适航则要求所有危险性发动机影响故障模式发生的概率总和为 10^{-7} 次/发动机飞行小时, 或单项危险性故障模式发生的概率为 10^{-8} 次/发动机飞行小时^[1]。显然适航技术研究与应用, 使得发动机在设计之初就要考虑其安全性。

中国在 20 世纪 70 年代末成立工程司, 开始着手适航审定管理, 并参照美国民用航空条例(FAR)制定了中国民用航空条例(CCAR)等适航标准; 2003 年开始对 ARJ21 飞机进行适航审定; 目前正在筹建发动机适航审定中心, 但是还没有建立完备的适航审定体系。从发动机设计角度出发, 如何将适航技术转化为设计经验, 仍需要进行大量创新, 具有探索意义。

1 大涵道比涡扇发动机适航技术概述

目前国际上普遍采用的适航体系主要包括美国的 FAA (Federal Aviation Administration) 和欧盟的 EASA (European Aviation Safety Authority)。对航空发动机来说, 2 种适航体系对应的适航规章分别为联邦航空条例 FAR-33 以及发动机合格证规范 CS-E (Certification Specifications-Engine)。二者在审定分析方法和验证方法上大同小异, 都是源于对安全分析的深入理解; 不同之处在于 FAA 更强调分析文件的完备性和正确性, 强调验证试验的现场目击、替代性分析和验证方法; 而 EASA 则更强调质量保证体系的完备性和逻辑支持关系。

民用航空发动机适航审定的内容包括影响飞机动力装置和辅助动力装置相关系统的所有问题, 以及动力装置系统和部件的设计、制造、试验、功能、可靠性是否符合规章的要求。在发动机研制过程中, 申请者需要完成所有适航性验证工作, 以满足该发动机性

能规范和适航性审查准则的要求。

军用航空发动机适航性是保证军用航空器在预期军事用途和使用条件下安全地实现、保持和完成飞行和终止飞行的特性。军用航空发动机的适航审查主体是使用方,依据适航审查基础规定要求进行适航审查。审查准则的条款内容,是以军用标准规范要求为基础,适当引用民用航空适航条款要求而制定。适航要求此时不再是法律法规,但要求承制方满足用户对安全的完整性需求。

中国大涵道比涡扇发动机在研制过程中借鉴以往涡扇发动机的研制经验,同时引进适航技术及先进理念。在设计上保持设计体系不变,同时参考 CCAR-33 部“航空发动机适航规定”,将适航要求加入到设计规范中,开展适航性设计。从验证规划和试验项目上,综合考虑国军标以及 CCAR-33 部规定的考核试验和可靠性试验,以及部分研究性、摸底性试验等。在此过程中,由于引入适航要求,会冲击原有设计体系。有些要求在国军标有相同规定,有些则不同,这不仅仅是指标高低的区别,而是设计目的和侧重点的差异。需要通过对比研究和深入理解,开展中国大涵道比涡扇发动机研制工作。

2 中国大涵道比涡扇发动机适航技术应用

本文探讨的是军用大涵道比涡扇发动机的适航,不存在取证问题,将审定统称为审查。适航审查是过程控制,对质量体系起优化作用。直接参与单位是军方和承制方,同时需要不同领域的专家组成专家组,共同研究相关技术问题。在明确适航工作思路后,需要设定工作流程,分阶段完成。民用航空器合格审定程序分 5 个阶段:申请、受理、审查、颁证和证后管理。针对中国军用发动机的研制情况,把发动机适航工作分为以下 3 个阶段。

2.1 审查基础和审查计划阶段

审查基础和审查计划是审查过程的核心,在发动机研制初期,开始制定审查计划,并确定审查基础。二者都由发动机研制方起草,由审查方进行评审和确认。

结合适航审查工作计划,形成初步适航工作大纲,内容包括适航工作的基本原则、适航设计要求、适航设计与验证流程、审查基础的制定原则和适航工作计划等。

审查基础作为顶层文件,是设计需要参考的标

准,也是考核时的重要指标。审查基础的确定需经过被审查方和审查方多次讨论,每个细节都要明确严谨。现以国内现行适航标准 CCAR33-R1 为基础制定审查基础。CCAR33 部中的条款不是都适用于在研发发动机,也不是 CCAR33 部所有条款都能保证特定发动机的安全。因而在制定审查基础时要充分考虑发动机的设计特点,对 CCAR33 部中的条款进行适当调整、增减,形成特定发动机的审查基础。

基于对条款和指导材料的深入分析和理解,确定适用和不适用条款以及条款中适用部分与不适用部分。例如某型发动机没有加力装置,那么“燃料燃烧加力装置”这 1 条就不适用,在有些条款提到加力内容的也不适用。某型发动机拥有某些新颖或独特设计,需要补充安全要求,即所谓专用条件。例如,装有该发动机的飞机需要在简易跑道上起飞和降落,要求发动机具有吞咽沙尘的能力,于是加上此项要求作为专用条件,满足发动机的安全需求。整个适航审查基础需要专业内部与审查方和专家方的多次沟通才能定稿,作为下一步工作的基础。

2.2 符合性方法和验证计划阶段

审查基础确定后,需要明确满足这些条款要求的符合性方法。符合性方法和审查基础是密切联系的,在制定审查基础之前应对如何满足条款有所了解,才能确定条款的适用性;在审查基础确定后,应在工程经验的基础上,讨论符合性方法。对于 CCAR33 部的符合性方法,可以参考 FAR33 的咨询通告(AC, Advisory Circular)。AC 是对适航条款的指导性资料,有的很详细,有几十页甚至上百页,有的仅仅几页,其资料在不断更新中。AC 包含对条款进一步解释以及局方建议的符合性方法,但不是惟一方法。不过,并不是每一条款都有 AC 可以参考。由于不同发动机公司有各自的工程经验,所以符合性方法不尽相同。无论采用怎样的符合性方法,只要得到审查方认可就行。为了便于编制计划和文件,赋予每种符合性方法相应的代码^[2],见表 1。

以上 10 种符合性方法是航空器审定中的常见方法,在特定用途发动机审查中,可以根据需要制定不同的符合性方法及其代码。在审查中根据审查基础条款的具体要求选取其中的 1 种或多种组合方式来满足条款的要求,形成审查清单。例如,对于“吸雨和吸雹”这 1 条通过发动机整机试验(ET)、分析(A)来满

表 1 10 种符合性方法

代码	名称	使用说明
MC0	符合性声明	通常在符合性检查单 / 符合性记录文件中直接给出。
MC1	说明性文件	如技术说明、安装图纸、计算方法、证明方案、飞机手册等。
MC2	分析 / 计算	如载荷、静强度和疲劳强度、性能、统计数据分析、与以往型号类似性等。
MC3	安全评估	用于规定安全目标和演示已经达到这些目标的文件。如初步风险分析、故障树分析、失效模式影响和关键性分析 / FMECA、软件质量计划等。
MC4	试验室试验	如静力和疲劳试验、环境试验等, 试验可能在零部件、分组件和完整组件上进行。
MC5	地面试验	如旋翼和减速器的耐久性试验, 环境、温度等试验。
MC6	试飞	规章明确要求时, 或用其他方法无法完全演示符合性时采用
MC7	航空器检查	如系统的检查隔离、检查和维修的规定等。
MC8	模拟器试验	如评估潜在危险的失效情况和驾驶舱评估等。
MC9	设备合格性	如对预期功能的适合性, 在临界环境中的性能等, 可能记录于设计和性能声明中。

足。在审查方进行符合性审查时, 则根据审查清单进行检查。

对于中国大涵道比涡扇发动机而言, 适航性是 1 个新理念, 所以对于符合性方法的研究, 需要研制方投入大量时间, 才能确保具体实施方案符合条款要求。例如, “喘振与失速特性”条款是对发动机稳定性的考察, 为此要考虑整机和部件的稳定性裕度等因素, 除了稳定性分析以外, 要进行进气畸变试验和加、减速特性试车。而大涵道比涡扇发动机还从未进行过进气畸变试验, 虽然如何进行试验不是适航工作的要求, 但是对试验方法要深入研究和梳理, 试验结束后要提供符合性验证报告, 表明此项试验能够满足条款要求, 获取发动机安全证明。

对符合性方法进行确定后, 要求制定符合性验证计划。符合性验证计划应该能够证实符合审查基础中各项条款的要求, 并充分考虑针对发动机新颖或复杂的设计特征的。在民用发动机审定程序中, 符合性验证计划通常包括适航标准、专用条件、验证方法及其名称和编号, 以及预计完成的日期。对于中国军用大涵道比涡扇发动机, 在第 1 阶段制定的审查基础已经

包含适用的适航标准和专用条件, 第 2 阶段的符合性方法包含了验证方法及其说明, 因此, 验证计划需要对每 1 条款的试验验证和完成时间进行清理和确定。

2.3 符合性验证阶段

对于发动机研制方, 适航最终的目的就是根据符合性验证计划, 结合发动机研制进程, 完成工程上的符合性验证。在验证过程中, 除了分析计算外, 最重要的方式就是试验验证。试验验证通常分为整机和零部件试验, 整机试验包括持久试验、校准试验、工作试验, 吞鸟、吞水和吞冰雹试验, 反推力试验等; 部件试验包括部件低循环疲劳、超转、燃油系统、滑油系统(33.71)、点火系统(33.69)等试验。有些试验是在引入适航之前从未做过或考虑的, 试验设施建设和试验方法存在一定难度, 但是按照验证计划需要完成的都要进行。

以上 3 个阶段不是完全独立的, 审查计划和验证计划是随着研制情况逐步细化的, 为了指导实践还要有切实可行的工作计划; 符合性方法不是惟一的, 新方法、新技术需要 1 个探索过程; 1 个条款要求可能需要多个验证, 1 个验证可能支持多个条款, 试验也不是在 1 个周期中完成的, 零部件试验在整机前可能就开始了, 发动机地面试车后还要进行科研试飞。整个过程需要相互配合与统筹安排。

3 值得注意的几个问题

在大涵道比涡扇发动机适航技术的探索和应用中, 不可避免遇到各种技术难点, 从发动机设计角度出发, 有以下问题值得注意。

3.1 设计体系的差异

可以将适航作为 1 种技术方法, 指导发动机设计, 提高发动机的安全性。但是适航性实际上自成体系, 以产品自身安全以及对人和环境的安全负责为目的, 是基于取证的设计控制。如果发动机按照这个流程进行设计和管理, 自然就满足了最低安全要求, 即适航要求, 但是与发动机设计体系似乎存在矛盾。

为此, 首先要完成对设计体系的研究和分析, 找到 1 个适当的切入点, 提取适航性中值得借鉴的资源。适航工作伴随发动机研制过程, 其要求可纳入发动机研制规范, 在不产生冲突情况下, 利用适航的完整性, 确保发动机的安全, 同时也优化了发动机设计体系。

3.2 适航要求如何融入设计

如前所述, 适航性设计过程是指发动机设计完成

后自然地满足适航规章要求。因此,直接参与发动机设计的设计人员不需要知道适航条款及相关程序,即适航要求已经融入设计体系。但是在目前适航作为新增方法和条件,在不改变设计体系的情况下,设计员还必须理解相关条款。例如,在对发动机安装系统的安全性分析中,不考虑适航要求,只对安装系统的强度进行要求,规定最大许可限制载荷和极限载荷;然而适航要求安装系统的失效导致发动机危险性或重大危险性的概率,设计时要考虑的就不仅仅是最大限制载荷和极限载荷,其他失效也有可能导致发动机发生危险。所以相关专业的发动机设计人员也应该理解其中的区别,才能使得最终设计符合相应条款要求,对适航的深入解读和应用也可提升其设计能力。

3.3 适航性与可靠性、安全性的关系

众所周知,适航标准是最低安全标准,其条款基于安全事故或产品故障,容易与发动机设计中的可靠性和安全性相混淆。

所有现存的和被研制出的客体、产品或装置都用于完成一定的任务或功用,并且应该满足对其提出的要求,而与其复杂性、线路和结构形式无关。所有产品都应该具有必要的性质组合,决定了按产品用途应用时的适用性,即具有相应的质量,质量这一术语表示出功能的、生产的、使用的、经济的、美学性质和一系列构成可靠性的诸性质的共同组合。航空综合体的质量是由许多性质相互结合来确定的。然而只注意表示产品使用质量的那些性质,也就是产品的适用性满足与产品用途有关的各项要求,包括安全性、可靠性、操纵性等。

上述各种性质都属综合性性质,由一系列单独性质组合来决定。所以适航性与4性之间不是独立的,也不是对立的,会有交叉、覆盖。

对于发动机来说,可靠性定义为产品在规定条件和时间内,完成规定功能的能力;安全性是指系统在规定条件和时间内,以可接受的风险执行规定功能的能力;侧重整机危险性和重大发动机影响故障模式分析及其试验验证。

可靠性与故障是对立的2个方面,故障定义为“产品或产品的一部分不能或将不能完成预定功能的事件或状态,即产品丧失其规定的功能。”可靠性指标包括发动机故障率、故障间隔时间等。安全性与危险性是直接对立的,安全性的目的是预防事故发生的可能性。安全性的指标为安全飞行概率,比如100000飞

行小时的飞行事故数。二者在分析方法上有共同之处,例如都采用故障模式影响及危害性分析(FMECA)、故障树(FTA)等,但是分析内容是有区别的。二者在某些故障上是有交叉的,但有些没有交叉,例如发生的故障如果导致对人员和环境设施有危害,则不是可靠性问题,而是安全性问题;如果发生的故障对安全没有影响,只影响发动机功能,则不是安全问题,而是可靠性问题。

适航规章要求的安全水平是最低安全水平,而现代航空实践要求高于适航标准要求的最低安全水平。从要求角度看,适航性应该是安全性的一部分,但是由于适航性体系的完备性,其内涵相当丰富。因此仅从要求上看,安全性、可靠性和适航性的关系如图1所示。

3.4 安全性分析与评估

民用适航的安全性评估来源于飞机适航标准CCAR-25.1309,该条款规定了航空器设备和系统的安全性。在AC25.1309中对系统安全性评估进行了详细阐述,其中认可了工业标准SAE ARP4754“关于高度综合或复杂飞机系统合格审定的考虑”、SAE ARP4761“民用机载系统和设备安全性评估过程的指南和方法”、RTCA DO-178B“机载系统和设备合格审定中的软件考虑”、RTCA DO-254“机载电子硬件的涉及保证指南”。发动机作为相对独立的系统,在33部中对安全性有更直接的规定,即“安全分析”。

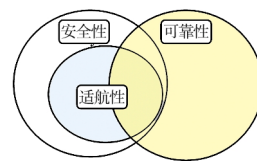


图1 安全性、可靠性、适航性要求的关系

如前所述,发动机安全性的目的是故障调整不应导致发动机破坏或失去控制。在适航过程中,安全性分析与评估尤为重要,并且贯穿于整个适航活动中。在发动机安全分析中,可把发动机作为复杂系统,采用SAE ARP4761中的流程和方法,利用FHA(功能危害分析)、FMECA、FTA等方法,对发动机整机、部件、系统和成附件进行安全性分析,找出发动机的潜在危险。

发动机安全性分析对适航工作是个促进。在对重大发动机安全隐患关注的同时,把分散的安全性要求联系起来,使得发动机适航符合性更有条理,且更具备分析性。

3.5 与飞机的接口和对成附件的管理

虽然发动机研制是独立行为,在适航取证中单独

进行。但是在研制过程中,发动机方与飞机方和成附件方需进行必要协调,才能完成发动机设计工作。**CCAR-25**部“运输类飞机适航标准”是对飞机的适航要求,其中**E**分部规定了动力装置要求,涉及到发动机与飞机的搭接问题,比如进气系统与排气系统的匹配,反推力系统要求等。在**CCAR-33**部中“进气系统的结冰”、“反推力装置”,以及外物吞咽和机匣包容等问题也涉及与飞机的交联。因此,二者都要对相应要求进行沟通和讨论。

与民用不同,发动机方作为成附件的主机单位,应提出技术要求作为成附件的输入项,适航要求也可以作为输入项之一,以完成成附件的适航管理。发动机成附件的适航要求可以参考飞机机载设备的,但没有机载设备独立性强,而主要依赖主机的设计要求。如果主机单位把适航条目从发动机角度简单分解到各成附件单位,可能有分解不到位问题,难以了解成附件如何影响发动机安全。而成附件如果没有输入要求,同时与机载设备又不同,没有单独可参考的适航指南,则适航工作将无所适从。主机单位和成附件单位应充分交换意见,自上而下的同时能够自下而上,使发动机安全得以保障。

4 结束语

目前有关单位正在结合发动机设计和试验验证,

着手制定 1 套适用于现阶段大涵道比涡扇发动机研制状况的适航程序和办法。从发动机研制角度可把其适航工作分成几个阶段,每个阶段都有里程碑式的结论性支撑。适航是个体系统性问题,不可能一蹴而就,需要时间、人力、物力等支持。同时适航源于设计本身,需建立在发动机设计经验上。在学习国外适航技术的同时,也应结合国内情况实际灵活运用。

中国于 2002 年当选为国际民航组织(ICAO)A 类理事国,是不折不扣的航空大国,其航空产品的目标是走向国际市场。从 ARJ21 飞机取证来看,满足适航要求是航空产品投入使用前的巨大挑战,中国的适航管理和适航技术相对薄弱,在缺乏经验的情况下遭受了一定损失。因此可以说,适航条例是航空发达国家通过对航空不发达国家进行技术封锁的手段。虽然中国大涵道比涡扇发动机设计能力有限,但未来发动机必将实现产品化,适航是不得不修的科目,无论如何都要完成创新。这一过程可能有难度,需要反复修正,但是对航空发动机事业的发展是很好的经验累积。

参考文献:

[1] 欧洲航空安全局.CS-E 发动机合格证规范[S].2009.
[2] 中国民用航空总局.ARP-21-03R3 型号合格审定程序[S]. 2002.