

DOI: 10.19416/j.cnki.1674-9804.2023.01.025

# 民用飞机第 25.865 条要求及符合性验证研究

董稼轩\* 刘高世明 黄雄

(上海飞机设计研究院,上海 201210)

**摘要:** 基于国内外运输类飞机针对适航标准第 25.865 条的符合性现状,结合飞机在着火情况下一定时间内的操纵和安全飞行需要,在分析易受飞机着火影响的飞行安全关键部件防火要求的基础上,即位于指定火区或邻近指定火区内必需的飞行操纵器件、发动机架和其它飞行结构,如发动机安装节、邻近发动机舱或 APU 舱的主飞控部件等,必须用防火材料制造或用防火材料屏蔽,使之能至少承受 15 min 的着火影响,提出了第 25.865 条的适航解析要求和符合性验证方法。开展了对第 25.865 条的制定背景、技术要求及符合性验证方法的研究,包括适航要求的解析,防火的定义解读,防火材料和非防火材料的符合性验证思路,及对关键飞行操纵器件、屏蔽、冗余和气弹稳定性等方面的着火评估,形成了第 25.865 条的适航技术要求和符合性验证方法,可为运输类飞机针对第 25.865 条的适航性设计和符合性验证提供参考。

**关键词:** 适航;防火;符合性方法;发动机安装节;飞行操纵器件

中图分类号: V211

文献标识码: A

OSID:



## 0 引言

飞机发生火灾对飞行安全危害极大, FAR 第 25.865 条对影响飞机继续安全飞行和着陆的关键部件的承受着火能力提出了要求,在 1970 年 4 月 8 日,第 25.865 条即通过 FAR 修正案 25-23 引入到 FAA 的 25 部规章中,至今未修改过。1985 年 12 月 31 日,中国民用航空局发布了第一版的 CCAR-25《运输类飞机适航标准》,引入了第 25.865 条,至今未修改过。CCAR-25-R4 的第 25.865 条,与当前 FAR-25 和 CS-25 的第 25.865 条内容无任何差异<sup>[1-3]</sup>。

1970 年,25.865 条“飞行操纵系统、发动机架和其它飞行结构的防火”通过 FAR 修正案 25-23 引入到 FAA 的 25 部规章中,相同的要求在 60 年代早期已经存在于旋翼机上。喷气式运输类飞机曾因如下原因发生过控制故障:火区外的铝控制杆因发动机着火产生的高温而发生扭曲。因此,第 25.865 条对于运输类飞机是十分必要的。旋翼机关注的特定飞行操纵系统是指对于可控着陆是必不可少

的飞行操纵系统,但对于运输类飞机,着陆不像旋翼机那样简单和直接,该条适用于所有必不可少的飞行操纵系统。因为发动机架和其它飞行结构也可能受到着火影响,该条也适用于这些部件<sup>[4-5]</sup>。

针对第 25.865 条,FAA 推荐了相关指导材料。FAA 飞行标准司通告 No. 453(1961 年 12 月 9 日)描述:当承受 2 000 °F 的标准火焰温度 15 min 时,结构、控制等重要部件必须抵抗火焰穿透并且仍能传递载荷和实现预期功能。通告 No. 453 形成了当前咨询通告 Draft AC25.865-1 的基础,并且已经被运输类飞机的适航审定所接受<sup>[4]</sup>。尽管 AC25.865-1 目前仍是草案状态,FAA 尚未正式发布,但是在很多机型的审定中,局方通过符合性方法类问题纪要的形式引用了该 AC 的具体要求,实际上确认了 Draft AC25.865-1 的符合性指导地位。

本文主要参考 Draft AC25.865-1 及国内外型号的适航取证案例,解析了条款技术要求,给出了符合性方法建议,为运输类飞机针对第 25.865 条的适航性设计和符合性验证提供参考。

\* 通信作者. E-mail: dongjiaxuan@comac.cc

**引用格式:** 董稼轩,刘高世明,黄雄.民用飞机第 25.865 条要求及符合性验证研究[J].民用飞机设计与研究,2023(1):149-152. DONG J X, LIU-GAO S M, HUANG X. Requirements and compliance verification of 25.865[J]. Civil Aircraft Design and Research, 2023(1):149-152(in Chinese).

## 1 适航条款要求解析

第 25.865 条“飞行操纵系统、发动机架和其它飞行结构的防火”的条款原文:位于指定火区或可能受到火区着火影响的邻近区域内必不可少的飞行操纵系统、发动机架和其它飞行结构,必须用防火材料制造或加以屏蔽,使之能经受住着火影响。

机体完好性、发动机正常工作和可操纵性对飞机的安全运行极其重要,不能让上述三个部分因防火问题而危及飞机的飞行安全<sup>[6]</sup>。第 25.865 条中的指定火区指第 25.1181 条定义的火区,必不可少的指对继续安全飞行和着陆是必要的,飞行操纵系统指飞机操纵系统(包括升降舵、方向舵、襟副翼操纵等)和发动机操纵系统,发动机架指发动机机身侧安装结构和发动机侧连接点及相邻重要结构。飞行操纵系统、发动机架和其它飞行结构能承受着火的影响含义:包容火区的防火墙仍然保持完整;在火区内,着火影响指对部件的直接火焰冲击;在邻近火区,着火影响指火区内着火产生的热量。

需要额外说明的是,发动机机匣烧穿引起的着火并不在第 25.865 条的要求范围中,而是在第 25.903(d)(1)的要求中。

第 25.865 条中提到的防火(fireproof)在适航规章中有明确的含义,在 FAA AC20-135 Change1 中定义为材料或部件与钢一样承受如下着火条件的能力:在 2 000 °F(±150 °F)的火焰温度下 15 min 后仍能实现它的预期功能。FAR PART 1 定义防火为具有如下能力:承受与着火相关的热量至少与钢一样,尺寸与它们的使用目的相适应。定义中不涉及具体的材料但要求结构部件能承受 2 000 °F(±150 °F)的火焰温度达 15 min。结构部件承受着火的能力取决于暴露于着火时预期作用在其上的载荷,经验表明:由钢构成的重要飞行结构能承受暴露于着火条件 2 000 °F(150 °F)下可能作用的载荷达 15 min。对于结构部件,使用与钢等效的材料是可接受的。对于与钢不等效的材料,有必要连同其安装作为一个整体进行评估,评估中将屏蔽、冗余、可能的热传递机制同飞行载荷一并考虑。

EASA 关于防火的定义是:对于使用的材料来说,必须要具备与相适应目的所使用的钢或钛相同的承受着火能力。尽管这种等效性对于钢和非承载的钛部件来说是可以接受的,但是在评估承载部件的着火承受能力时,材料的定义可能不足以证明其防火性,因为金属的承载特性在高温下会恶化。EASA 和 FAA 关于防火定义的本质内涵是一致的。

## 2 符合性验证方法

### 2.1 符合性验证思路

对于遭受火区着火影响的部件,通常有以下三种符合性思路<sup>[5]</sup>:

1) 部件由防火材料构成;

2) 当火区内发生着火时,在可能产生的火焰冲击和热量条件下,部件的布置和冗余等设计仍能使其实现预期功能;

3) 将部件屏蔽,使之能承受着火影响。

结构所用的材料必须能在发动机/APU 发生着火的情况下承受相应载荷,同时有适当的安全裕度。应在着火发生的整个载荷路径上进行验证,需考虑结构载荷路径部分或全部在指定火区内受到的火焰冲击(最严酷情况),和结构载荷路径部分或全部在防火墙后(如邻近指定火区)受到的热量影响。

对于钛、铝、高弹性复合材料和其他非钢结构,都应进行遭受发动机着火达 15 min 的试验。试验条件应能代表实际安装环境,试验期间应施加与着火条件对应的载荷。此外,当部分或全部结构在邻近区内且有防火墙时,试验件的安装应当能代表飞机构型,包括防火墙固定机构和结构,结构和防火墙之间的距离应能代表飞机构型。

### 2.2 符合性方法

飞机的指定火区一般为发动机舱和 APU 舱,验证对象通常包括动力装置、APU、结构和飞控。符合性方法一般采用 MOC1、MOC2、MOC3 和 MOC4,通过材料属性参数、温度场及剩余强度分析、安全性评估和防火验证试验的方法说明验证对象满足防火要求或不受火区着火影响,最终确定的符合性方法需依据具体设计方案。在温度场分析中,着火场景应选择在最有可能破坏结构传力路径完整性的部位,通过模拟火区内不同区域的边界条件得到结构对象的温度场分布。

### 2.3 符合性验证过程

#### 2.3.1 防火结构材料

在暴露于 2 000 °F(±150 °F)的着火条件下,由钢构成的发动机吊架和其它必不可少飞行结构能承受 15 min 的预期飞行载荷。对于预期在着火条件下传递载荷的其他材料构成的结构,需要通过分析或试验验证来表明对钢的等效。

FAA 技术中心开展过的着火实验表明,Inconel

718的防火性能与钢一样,因此,Inconel 718可用作发动机架防火材料而不需要进一步验证<sup>[7]</sup>。

当前某些机型发动机吊架为了减重而采用钛合金(如发动机在吊挂处的安装节),尽管钛合金本身是防火材料,但用于承载情况是不能满足防火要求的,一般需要制定符合性方法类问题纪要<sup>[8]</sup>,对温度场分析、载荷工况和剩余强度计算等方面与局方达成一致。

### 2.3.2 非防火结构材料

当结构材料不能表明是“防火”的,应当对部件及其安装进行评估。

对于火区内任何预期的着火,发动机吊架和其他必不可少的飞行结构应能承受预期的飞行载荷,并且有一定安全裕度。当缺少对预期着火事件和预期飞行载荷的定义时,可采用如下方法进行验证<sup>[7]</sup>:当承受下列载荷时,每个结构单元应当独立承受ISO2685或AC20-135 Change1中描述的着火试验条件2000°F(±150°F)达15min<sup>[7,9-10]</sup>,具体如下:

1) 承受限制载荷至少5min而没有失效,即无有害的永久变形;

2) 5min后直到15min结束,假设发动机关车,结构部件必须承受AC25.571-1D中描述的离散源损伤载荷;

有的机型发动机(含APU)安装系统中存在非防火材料的吊架,若是整个安装系统满足防火要求,则可以向局方申请等效安全<sup>[11]</sup>。

### 2.3.3 关键飞行操纵器件的着火评估

在邻近指定火区内的关键飞行操纵器件(其失效可能导致飞机级安全性I类或II类失效事件发生)应能实现预期功能。

1) 当评估关键飞行操纵结构部件继续执行预期功能时,关键飞行操纵结构部件应当承受指定火区内着火的影响。机械部件的评估应当包括在规定着火试验条件下承受预期控制系统的载荷时,是否有弯曲、卡滞或失效的现象或趋势。

2) 包括管路、作动器、密封件和阀门等的必要液压部件,应当评估以确保它们在邻近火区的任何预期着火条件下仍能实现预期功能。

### 2.3.4 屏蔽、冗余和气弹稳定性

在对承受着火影响的部件进行验证时,需充分考虑屏蔽、冗余和气弹稳定性等方面受到的影响。

屏蔽:屏蔽可以保护部件免受着火影响。要验证屏蔽的充分性,应当将火焰以具有代表性的冲击方式施加到被屏蔽部件最关键位置。

冗余:可能受火区着火影响的所有组件和部件

应当是防火的,或者被保护免受着火影响。也可考虑设计的失效-安全,需要表明没有预期着火条件能导致备用载荷路径或备用控制单元功能的丧失。

气弹稳定性:受温度的影响,部件的刚度和阻尼特性会发生较大的变化,如人造橡胶或非防火材料,应当从气弹稳定性的角度来开展评估。气弹稳定性评估应当包括着火条件下的颤振和旋转模态,并考虑可能存在的最临界属性,应表明在25.629(b)(2)气弹稳定性验证的包线内,飞机不存在气弹不稳定问题<sup>[5]</sup>。

### 2.3.5 AC20-135的版本变化

AC20-135为开展防火符合性试验提供了重要指导,首次版本在1990年的2月6日发布,第二版本AC20-135 Change1则是在2018年10月11日发布,时间间隔28年,其中的主要变化值得关注:删除了主要部件防火试验可接受的SAE401丙烷燃烧器和小部件防火试验可接受的丙烷和氧乙炔火焰筒,原因是丙烷气体燃烧器在热通量密度和温度方面无法模拟典型液体着火<sup>[7]</sup>。

FAA近几年重新评估了用丙烷燃烧器开展防火试验的发动机和推进系统安装部件,发现丙烷不能代表发动机上可能存在的易燃液体,丙烷燃烧器不如煤油燃烧器严酷,FAA技术中心的试验表明煤油燃烧器能产生更严酷和代表性的热量。基于服役经历和FAA当前掌握的数据,使用丙烷燃烧器验证的部件没有证据表明是不安全的,因此,FAA没有要求之前已经通过丙烷燃烧器验证的部件重做试验。

## 3 结论

针对第25.865条的要求,若飞行操纵器件、发动机架等飞行安全关键部件的材料采用钢和Inconel 718,可直接满足25.865条的要求而无需进一步验证。若采用钛合金,可采用温度场分析、载荷分析和剩余强度计算的方法表明符合性。若采用其他材料,如果满足安全性评估要求(如有冗余)则无需开展试验验证;如果不能满足安全性评估要求,则需开展防火试验验证(依据ISO2685或AC20-135 Change1)。此外,在分析评估和试验验证时需充分考虑载荷(AC25.571-1D或AMC25.571)、安装、气弹稳定性等要素。

### 参考文献:

- [1] 交通运输部. 运输类飞机适航标准:CCAR-25-R4[S]. 北京:中华人民共和国交通运输部,2016.
- [2] Federal Aviation Administration. 14 CFR Part25 Am-dt. 25-146[S]. U. S. : FAA,2018.

- [ 3 ] European Aviation Safety Agency. Certification specifications and acceptable means of compliance for large aeroplanes CS-25 amendment 27[S]. EU: EASA, 2021.
- [ 4 ] 徐有成,郝莲等. 支线飞机适航符合性设计与验证[M]. 上海: 上海交通大学出版社,2017.
- [ 5 ] Federal Aviation Administration. Fire protection of flight controls, engine mounts, and other flight structure;Draft AC25.865-1[S]. U. S. : FAA,2004.
- [ 6 ] 郑作棣. 运输类飞机适航标准技术咨询手册[M]. 北京: 航空工业出版社,1995.
- [ 7 ] Federal Aviation Administration. Powerplant installation and propulsion system component fire protection test methods, standards, and criteria; AC20-135 Change1[S]. U. S. : FAA,2018.
- [ 8 ] Federal Aviation Administration. Transport category issues list [EB/OL]. (2021-12-31) [2022-06-01]. [https://www.faa.gov/sites/faa.gov/files/aircraft/air\\_cert/design\\_approvals/transport/rptTAILListForPublicWeb.PDF](https://www.faa.gov/sites/faa.gov/files/aircraft/air_cert/design_approvals/transport/rptTAILListForPublicWeb.PDF).
- [ 9 ] International Standard Organization. Aircraft - environmental test procedure for airborne equipment -resistance to fire in designated fire zones; ISO2685[S]. U. S. : ISO,1998.
- [ 10 ] Federal Aviation Administration. Damage tolerance and fatigue evaluation of structure; AC 25.571-1D[S]. U. S. : FAA,2011.
- [ 11 ] European Aviation Safety Agency. Proposed equivalent safety finding on CS 25.865; Fire protection of flight controls, engine mounts, and other flight structure ESF J-03[S]. EU: EASA,2017.

#### 作者简介

董稼轩 男,硕士,高级工程师。主要研究方向:运输类飞机动力装置、防火适航要求及符合性验证。E-mail: dongjiaxuan@comac.cc

刘高世明 男,硕士,工程师。主要研究方向:运输类飞机防火适航要求及符合性验证。E-mail: liugaoshiming@comac.cc

黄雄 男,博士,高级工程师。主要研究方向:结冰,自动飞行,综合监视适航验证。E-mail: huangxiong@comac.cc

## Requirements and compliance verification of 25.865

DONG Jiaxuan\* LIU-GAO Shiming HUANG Xiong

(Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai 201210, China)

**Abstract:** Based on the compliance status of domestic and foreign transport aircraft with article 25.865 of airworthiness standards, combined with the control and safe flight needs of aircraft in a certain period of time under fire conditions, and on the basis of analyzing the fire protection requirements of key flight safety components vulnerable to aircraft fire, this paper proposes necessary flight controls, engine mounts and other flight structures located in or adjacent to the designated fire zone, such as engine mounts, the main flight controls adjacent to the engine compartment or APU compartment must be made of fireproof materials or shielded with fireproof materials, so that they can withstand the fire impact for at least 15 minutes. The analytical airworthiness requirements and compliance verification methods in article 25.865 were proposed. This paper has carried out the research on the formulation background, technical requirements and compliance verification methods of article 25.865, including the analysis of airworthiness requirements, the interpretation of fire prevention definitions, the compliance verification ideas of fireproof materials and non-fireproof materials and the fire assessment of key flight controls, shielding, redundancy and aeroelastic stability, forming the airworthiness technical requirements and compliance verification methods of article 25.865, which can provide a reference for the airworthiness design and compliance verification of transport aircraft in accordance with article 25.865.

**Keywords:** airworthiness; fireproof; compliance verification methods; engine mounts; flight controls

\* Corresponding author. E-mail: dongjiaxuan@comac.cc