

民用飞机燃油系统结冰适航验证方法研究

刘德刚 周宇穗

(上海飞机设计研究院动力燃油系统设计研究部,上海 200232)

Reliability Analysis of Flight Control System Based on Bayesian Networks

Liu Degang Zhou Yusui

(Powerplant and Fuel System Department, Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai 200232, China)

摘要:燃油系统结冰问题是目前民用飞机适航取证中的难点。对水在燃油中的存在形式和相互转换关系进行了研究,分析了燃油中水结冰的危害,并对民用飞机燃油系统结冰适航取证的各种符合性验证方法进行说明和对比分析,为某型号民用飞机燃油系统适航取证提供支持。

关键词:燃油系统;结冰试验;适航取证;符合性方法

[Abstract] Fuel system icing issue is a difficult point in current civil aircraft airworthiness certification. This paper investigates the forms of water presence in fuel and their transformation, analyzes the hazard of water icing, and illustrate and contrast the various Method of Compliance applied in fuel system icing certification. This paper provides support for C919 and ARJ21 fuel system icing certification.

[Key words] Fuel System; Icing test; Airworthiness certification; Method Of Compliance

0 引言

对于军用和民用飞机飞行时由于供油系统结冰,导致发动机供油间断或完全停止,从而发生飞行事故^[1], FAR25 部和 CCAR25 部中的 25.951(C) 条款要求:用于涡轮发动机的燃油系统在使用下述状态的燃油时,必须能在其整个流量和压力范围内持续工作,燃油先在 27℃ (80 °F) 时用水饱和,并且每 10L 燃油含有所添加的 2mL 游离水(每 1 美加仑含 0.75mL),然后冷却到在运行中很可能遇到的最临界结冰条件^[2]。

许多飞机制造商、发动机和部件生产商及政府部门都投入了大量精力来研究燃油系统结冰问题,取得了一定的成绩。由于结冰的自然特性,燃油系统结冰问题一般很难确定,通过在飞机上安装燃油加热器或在燃油中添加防冰添加剂等改进措施之后,消除了飞机燃油系统严重结冰问题^[1]。

2008 年 1 月 17 日,英国航空公司 38 号航班 Boeing777 在从中国北京首都国际机场飞往英国伦敦希斯罗机场时由于燃油系统管路结冰阻塞发动机供油,使飞机在降落前约 150m 上空引起双发失效,致使飞机迫降,如图 1 所示。2009 年 2 月经事故调查分析指出,当飞机在高空长时间飞行时管路内形成了较厚冰层,当飞机下降时发动机耗油量开始增加,其环境温度上升,管路内壁冰块融化,堵塞了发动机散热器,从而使发动机供油停止。

飞机在高空飞行时的低温(11 000m 高空温度为 -56℃)对燃油系统和部件会产生有害影响。低

温使燃油中水分析出甚至结冰,从而阻塞阀、泵、过滤器和滤网,使燃油系统失效而无法给发动机正常供油,从而对飞行安全造成危害性影响^[3]。所以飞机燃油系统结冰试验应严格按照标准和条款要求进行,以验证飞机在低温燃油中水结冰情况下系统工作的合格性能^[4]。



图 1 Boeing 777 客机由于燃油系统管路结冰而致使飞机迫降

虽然飞机燃油系统结冰试验在美、英、法等国是一项比较成熟的技术,但国内对飞机燃油系统的结

冰试验还从未进行过,了解和研究的人员少,没有试验经验,因此,其仍然是一技术难点。本文对燃油系统结冰的危害、燃油中水存在、冰的形成以及试验方法进行了阐述,最后对各种试验方法进行了详细的对比分析和研究,为大型客机项目和新型支线飞机项目的燃油系统研制、试验和适航取证工作提供支持。

1 水存在形式和结冰

在航空燃油中,燃油能吸收的水分取决于温度和燃油的组分,即水在燃油中的溶解特性,温度越高,燃油溶解的能力越强。在 60 °F (16 °C) 时,水的含量从小于 0.003% 到大约 0.1% 之间变化(质量分

数)或每一千加仑中有一品脱水的含量^[3]。

飞机燃油箱中水的来源主要有两种,(1)加油时燃油本身含有的水分;(2)燃油从空气中吸收的湿空气。燃油中水以溶解和未溶解两种基本的形式存在,溶解水只占系统总潜在含水量的很少一部分,未溶解水以游离水(free water)和携带水(entrained water)两种形式存在。溶解水、游离水及携带水三种形式可以互相转换,其转换关系如图 2 所示。一般来说,溶解水只要保证溶解在燃油中就不会对燃油系统的正常工作造成严重影响。携带水和游离水是潜在危险,这两种形式的水可能会吸附在系统部件表面,而且携带水在冷的燃油中会结冰,并长期悬浮在燃油中。

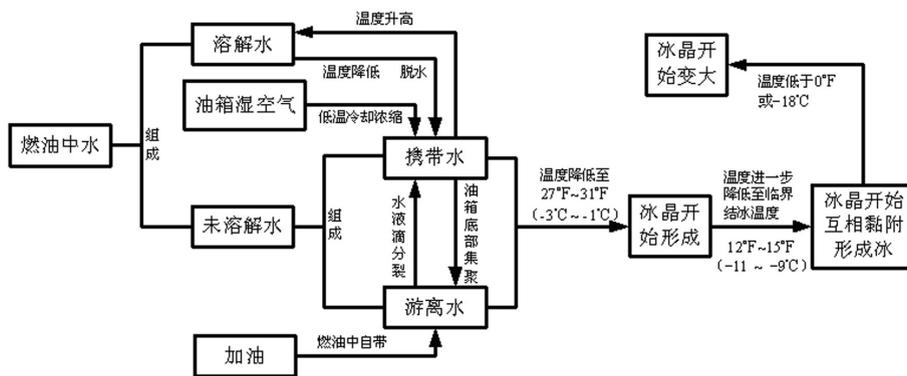


图 2 水转换与冰形成示意图

随着燃油温度的降低,在 4 °C ~ 10 °C 附近时燃油中的水滴浓度开始减少。当温度接近水的冰点时,冰晶开始形成。然而,由于水中存在杂质,结冰通常发生在 -3 °C ~ -1 °C。如果温度进一步降低到临界结冰 -11 °C ~ -9 °C 时,则冰晶开始互相黏附并形成冰。当温度低于 -18 °C 时,冰晶开始出现变大的趋势,对过滤器限流孔等小的开口有堵塞的威胁。

2 适航验证方法

2.1 验证方法简介

燃油系统结冰适航验证可采用的方法有 MOC1 (设计说明)、MOC2 (分析和计算)、MOC4 (实验室试验)、MOC5 (机上地面试验)、MOC6 (飞行试验) 以及 MOC9 (设备鉴定)。

通过 MOC1 可说明飞机燃油系统的设计特点以及系统中部件、位置可能引起结冰集聚。

通过 MOC2 可对燃油箱中燃油以及供油管路系统进行热分析,说明飞机在飞行多长时间后燃油会达到结冰温度和最低温度飞行中供油管路的结冰情况。

通过 MOC4 实验室试验可在实验室环境中模拟飞机在整个飞行包线内,在各种飞行环境和飞行温度下燃油系统的结冰情况。实验前需按照适航当局认可的燃油配制方法(可参照图 3 所示的方法进行配制)和标准(如 SAE-ARP-1401)配制试验所需的足够燃油,并经检验合格后进行试验。试验燃油可采用含有 10% ~ 25% 芳香化合物的 JP-4、JP-5、Jet A 或 Jet A-1,但试验燃油必须不含任何防冰添加剂,如果含有则应该用水进行冲洗,直到防冰添加剂含量小于百万分之一。试验应在 -2 °C ± 1 °C,飞行中或地面上经历的最低燃油温度和临界结冰温度 -11 °C ± 1 °C 三个温度进行,试验时的燃油流速应该从低到高。“连续运行测试”时,在 -2 °C ± 1 °C 的测试持续时间占 25%,在 -11 °C ± 1 °C 的测试持续时间占 50%,在飞行中或地面上经历的最低燃油温度测试持续时间占 25%。“紧急运行测试”时,每一个试验温度要持续测试 30 分钟。故总共要测试 6 个温度点并且测试时间必须足够。

MOC4 实验室试验又分为部件级和系统级试验。部件试验与系统试验的不同之处在于:燃油系

统中部件工作环境的含水量可能比系统平均含水量高。这可能由多个因素引起,例如在油箱中的静止区域有更多的游离水沉淀在底部、部件在油箱中的不同位置、湍流区域以及系统中的温度梯度等都会引起系统中含水量分布不均匀。因此部件单独测试时,其测试所需游离水含量应该比系统测试时的含水量高,有助于确保高的可靠性。系统级试验能模拟燃油系统各个部件之间的相互影响,并能模拟供油管路中的结冰情况。

MOC5 机上地面试验可将飞机加满燃油在高寒机场停放较长时间,然后发动机开车,检验发动机和燃油系统是否能正常工作,以验证燃油系统在低温燃油下的启动和工作。

MOC6 飞行试验是在飞行中验证燃油系统的结冰适航符合性。通常在地面将配制好的燃油加入飞机某一油箱内,并使发动机使用配制燃油进行工作,其余油箱使用有防冰添加剂的正常燃油进行工作。试验燃油应按照 MOC4 实验室试验配制燃油的方法配制燃油。

MOC9 通过对燃油系统部件的鉴定表明燃油系统部件的设计和试验是否符合适航要求。通常部件供应商都会在部件验证试验中进行部件级结冰试验,如果部件在已经取证的飞机上使用,但进行了微小更改,可在适航当局认可的情况下采用相似性证明。

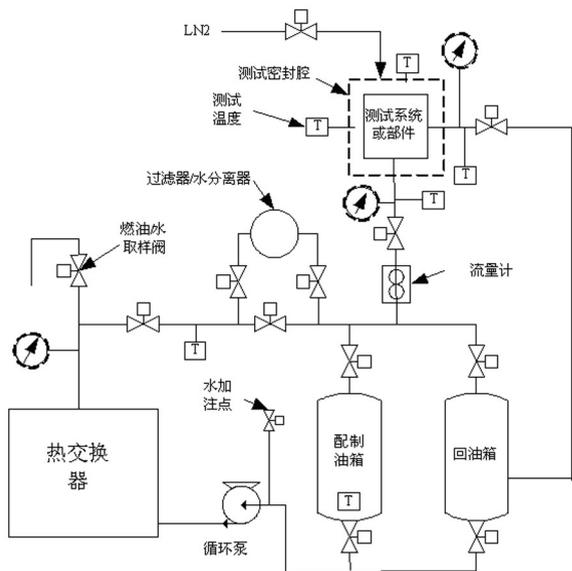


图3 实验室燃油配制和试验示意图

2.2 验证方法对比分析

民用飞机燃油系统结冰适航取证通常采用方法有 MOC1、MOC2、MOC4 和 MOC9。

MOC5 不满足 25.951(C) 的要求,地面很难将

燃油温度冷却到运行中可能遇到的最临界结冰条件,并且 MOC5 无法验证飞机在高空飞行时系统的工作情况,不符合条款要求,一般不采用此方法进行燃油结冰验证。

对于实验验证,一般不采用 MOC6 飞行试验来验证燃油系统结冰适航符合性,主要原因有:

(1) 根据 25.951(C),燃油系统必须冷却到运行中最临界的结冰条件。按照 SAEARP1401^[3],要求燃油系统在 -2℃ ~ 11℃ 和飞行中或地面上经历的最低燃油温度下进行试验,并且冰晶最易在 -11℃ 左右集聚,造成最严酷的结冰情况。然而飞行过程中,很难设计特定的飞行剖面,使得燃油温度冷却到上述规定的温度及规定的试验时间。

(2) 由于水的密度比燃油的密度高,在飞行测试过程中燃油中的过饱和水会逐渐沉淀到油箱底部,这将造成油箱底部的含水量偏高造成整个油箱中燃油的含水量不均匀,不符合 SAEARP1401 试验燃油配制中“水均匀分布在燃油中”的要求。

(3) 民用飞机通常采用开式通气油箱,在加注燃油和飞行测试过程中可能会有水分融入燃油箱,使得燃油含水量与试验要求数据有出入。在飞行试验过程中,很难对燃油中的含水量进行实时测量,获得准确的燃油含水量数据。

如果飞行试验中,燃油结冰严重阻塞了发动机供油,会给飞行造成很大的危险。通常采用 MOC4 实验室试验的方法来验证燃油系统结冰适航符合性,其主要原因有:

- (1) 可精确控制和监控实验过程中的燃油含水量;
- (2) 可精确控制试验条件,即环境温度和燃油温度变化;
- (3) 可实时监控测量环境温度和燃油温度;
- (4) 可对系统和部件的结冰情况进行观察。

大多数民用机型采用了部件级试验,一部分采用了系统级试验。对于是否进行系统级试验,应根据机型、飞行任务、航程、燃油系统构型来决定。系统试验除了考虑对部件本身进行验证,还需要考虑管路、在飞行环境下的互相影响:①是否会附着冰晶;②是否会造成冰晶的凝固聚集或冰团脱落造成下游堵塞;③聚集或脱落的冰团对部件的影响。

(下转第 39 页)

(上接第 34 页)

3 总结

飞机在低温环境下的运行会使燃油中形成游离水并结冰,有阻塞阀、泵、过滤器和滤网的可能,从而影响燃油系统供油,导致飞行安全事故。所以燃油系统必须证明在结冰条件下的合格性能,可通过设计说明、计算分析、实验室试验和设备鉴定等方法来表明燃油系统的结冰适航符合性。试验通常都采用实验室试验而不采用飞行试验,因为飞行试验难以达到试验标准和要求,并且试验危险程度高。实验室试验有系统级和部件级之分,由于部件的工作环境更严酷,部件结冰试验要求的添加水比系统结冰试验多。



(上接第 3 页)

5.5 消声设计

气流在管道中流动时会产生噪声,为消除管道噪声,对飞机管道设计时要考虑管道的消声设计,对一些噪声严重的进、排气管道还应当加装消声器,且可将消声器看作是管道的一部分。消声器及管道示例如图 9 所示。

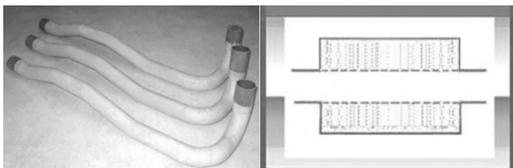


图 9 消声管道及消声器

6 声学设计

声的研究表明:声具有强弱、频域的特性。影响客舱声学环境的声源来源不同,导致噪声源的特性不同,因此控制噪声采取的方案也不同,为保证舱内声学环境达到舱内噪声设计目标而采用的控制方案如图 10 所示。

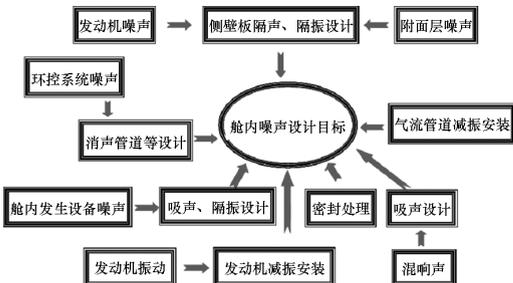


图 10 噪声控制方案

参考文献:

[1] SAEAIR790 Considerations on ice Formation in Aircraft Fuel Systems.
 [2] 中国民用航空局. 中国民用航空规章 25 部 运输类飞机适航标准[M]. 中国民用航空局. 2009.
 [3] SAEARP1401 Aircraft Fuel System and Component Icing Test.
 [4] SSG-2009 Department of Defense Joint Services Specification Guide.
 [5] MIL-F-17874B Fuel System: Aircraft, Installation and Test of.
 [6] Roy Langton, Chuck Clark, Martin Hewitt, Lonnie Richards. Aircraft Fuel Systems [M]. John Wiley & Sons, Ltd, 2009.

7 总结

飞机舱内声学设计是一门复杂的交叉性学科,涉及的知识领域包括结构动力学、材料科学、气动声学、动力装置、机载设备、制造工艺等,并且由于飞机声学环境受制于全机的每一个部件和系统,飞机的各个部件和系统都会对声学环境产生影响。因此,在大型客机设计过程中,声学设计需要与总体设计、结构设计、系统集成等专业相互配合、密切协作,在平衡飞机的经济性、安全性、舒适性、环保性等因素的前提下,开展一系列的声学设计和研究工作,最终确保舱内噪声指标达到设计要求。

参考文献:

[1] 扈西枝. 民机舱内噪声源及其特性分析[J]. 民用飞机设计与研究, 2010(2): 10-13.
 [2] 扈西枝. 声导技术在飞机壁板隔声测试中的应用[J]. 噪声与振动控制, 2009, 6(29), 增刊.
 [3] 扈西枝, 候峰, 秦浩明. 利用机身声学试验平台研究结构的吸声特性[J]. 结构强度研究, 2009, 1(69).
 [4] 王彦琴, 盛美萍, 孙进才. 统计能量分析预测飞机壁板隔声量及舱室内声场分布[J]. 声学技术, 2003, 22(4).
 [5] 姚起杭. 飞机噪声工程[M]. 西北工业大学出版社, 1998 年.
 [6] 乔渭阳. 大型客机起飞着陆过程噪声辐射特性对比分析[J]. 航空学报, 2008, 29(3).
 [7] M. P. Norton. 工程噪声和振动分析基础[M]. 北京: 航空工业出版社, 1989.