

基于 FAA 适航要求的飞机燃油箱防爆技术研究

雷延生 王 澍

(上海飞机设计研究院动力燃油系统设计研究部,上海 200235)

Research of Aircraft Fuel Tank Explosion Prevention Technique
Basing on FAA Airworthiness Requirement

Lei Yansheng Wang Shu

(Powerplant and Fuel System Dept of SADRInstitute, Shanghai 200235, China)

摘要:燃油箱爆炸是航空安全的主要威胁之一。通过研究 FAA 对于燃油箱防爆适航条款的要求,分析了燃油箱内可能出现的点火源分类和防止出现点火源的方法以及降低燃油箱可燃性的方法。针对 FAA 推荐的燃油箱防爆最重要的方法之一的惰化系统进行描述,重点阐述了惰化系统的构架和原理,并对惰化系统各子系统的功能进行了论述。

关键词:适航;燃油箱;防爆;点火源;降低可燃性

【Abstract】 The fuel tank explosion is one of main aviation safety threats. The paper analyses the kinds of ignition sources which may appear in fuel tank, by researching the ignition prevention requirement of FAA. Also, the paper researches the method of ignition sources prevention and reduction flammability. As FAA recommending one of the most important methods of fuel tank flammability reduction, the paper describes the inerting system. The inerting system configuration and theory have been described with emphasis. And the functions of subsystems of inerting system have been described.

【Key words】 airworthiness; certification fuel tank; explosion prevention; ignition resources; flammability reduction

0 引言

燃油箱爆炸是航空安全的主要威胁之一。近 50 年来,全球先后共发生 18 起飞机燃油箱爆炸事故,共造成 542 人遇难。尤其是 1996 年发生的燃油箱爆炸事故把人们的眼光进一步吸引到燃油箱防爆技术方面。1996 年 7 月 17 日, TWA800 起飞后,在爬升时中央翼燃油箱的可燃蒸汽被点燃导致爆炸,全机 230 名人员全部丧生^[1]。事后,美国国家运输安全委员会对于该事故展开了调查,发现事故起因是不明点火源引起中央油箱爆炸。

尽管确切的点火源尚不能确定,但是美国国家运输安全委员会认为很可能是中央油箱外部导线发生短路,导致高能电流经由 FQIS (燃油量指示系统) 导线进入油箱,从而引发油箱爆炸。为此, FAA 于 1999 年发布立法咨询通告 NPRM No. 99-18, 要求必须进行详细的点火源防护失效安全分析,以排除燃油箱内所有潜在点火源^[2];同时,在 ICA 的适航限制章节中加入燃油系统强制性的维护、检查要求和关键构型限制项目信息;同时要求使燃油箱的可燃性降至最低。2001 年 5 月 FAA 发布了 FAR25 部第 102 修正案《运输类飞机燃油箱系统设计评审、降低可燃性以及维护和检查要求》以及 FAR21 部特别适航条例 SFAR88《燃油箱系统容错评估的等效安全条款》,要求型号合格证和补充型号合格证的持有人/申请人对在役飞机和新设计飞机进行深入

评估,查明所有潜在点火源,并制定与点火源防护相关的适航限制类维护、检查和关键构型控制限制项目,同时也初步提出了对燃油箱可燃环境控制的要求。

经过对燃油箱防爆适航要求的长时间深入研究,2005 年 11 月 23 日, FAA 在联邦公报上发布了题为“降低运输类飞机燃油箱可燃性”的规章制定通告(NPRM No. 05-14), 征求公众对规章修订的意见和建议。

2006 年 5 月 4 日,马来西亚金鹏航空一架波音 727 货机机翼油箱在印度班加罗尔机场地面发生爆炸。调查发现,爆炸的原因是左机翼油箱燃油泵的电弧老化破损,暴露的电弧电点燃油箱内燃油。该飞机破损的燃油泵电缆如图 1 所示。



图 1 波音 727 破损的电缆

为了提高燃油箱的安全性,防止油箱爆炸继续

发生,FAA于2008年7月21日正式发布了FAR25部第125号修正案《降低运输类飞机燃油箱可燃性》(Reduction of Fuel Tank Flammability in Transport Category Airplanes),强化了对燃油箱可燃环境的控制,并明确提出了具体的量化指标。且该修正案相关要求通过FAR26部D分部进行追溯。

1 适航要求

1.1 适航标准要求

与燃油箱防爆相关的适航标准要求主要是FAR25.981条款,经过FAR25部第125号修正案修正后,内容如下。

第25.981条 燃油箱点燃防护

(a)在可能由于燃油或其蒸气的点燃导致灾难性失效发生的燃油箱或燃油箱系统内的任一点不得有点火源存在。必须通过以下表明:

(1)确定燃油箱或燃油箱系统的最高温度低于预期燃油箱内燃油的最低自燃温度,并留有安全裕度。

(2)证实其内的燃油可能被点燃的每个油箱内,任何一处的温度不会超过本条(a)(1)确定的温度。如果某些部件的工作、失效或故障可能提高油箱内部的温度,则必须在每一部件所有可能的工作、失效和故障条件下验证本条。

(3)证实点火源不会由每个单点失效、每个单点失效与每个没有表明为极小可能的潜在失效条件的组合或者所有没有表明为极不可能的失效组合引起。必须考虑制造偏差、老化、磨损、腐蚀以及可能的损伤的影响。

(b)除本条(b)(2)和(c)规定的以外,一架飞机上每一燃油箱的机队平均可燃性暴露时间均不得超过本部附录N中定义的可燃性暴露评估时间(FEET)的3%,或所评估机型机翼燃油箱的可燃性暴露时间,取较大者。如果机翼不是传统的非加热铝制机翼,则必须在假定的、与传统的非加热铝制机翼油箱等效的基础上进行分析。

(1)机队平均可燃性暴露时间应按照本部附录N来确定。必须按照中国民用航空局适航部门认可的方法和程序进行评估。

(2)除主燃油箱以外,飞机上的任何燃油箱,只要有部分位于机身轮廓线以内,就必须满足本部附录M规定的可燃性暴露标准。

(3)本段用到的术语:

①等效的传统非加热铝制机翼燃油箱,是一个

位于亚音速飞机非加热半硬壳式铝制机翼内的整体油箱,该机翼在气动性能、结构能力、油箱容量以及油箱构型上与所设计的机翼相当。

②机队平均可燃性暴露在本部附录N中定义,是指在一个机型机队运行的各个航段距离范围内,每个燃油箱的空余空间处于可燃状态的时间比例。

③主燃油箱指直接向一台或多台发动机供油,并且在每次飞行过程中持续保持所需燃油储备的燃油箱。

(c)本条(b)不适用于采用减轻燃油蒸气点燃影响措施的燃油箱,该措施使得燃油蒸气点燃所造成的损伤不会妨碍飞机继续安全飞行和着陆。

(d)必须建立必要的关键设计构型控制限制(CDCCL)、检查或其它程序,以防止依照本条(a)的燃油箱系统内形成点火源;油箱可燃性暴露时间超过本条(b)的允许值;以及按照本条(a)或(c)采用的任何措施的性能和可靠性的降低。这些CDCCL、检查和程序必须纳入第25.1529条所要求的持续适航文件的适航限制章节。飞机上可预见的维修行为、修理或改装会危及关键设计构型控制限制的区域,必须设置识别这些关键设计特征的可视化措施(如用导线的颜色编码识别隔离限制)。这些可视化措施也必须被认定为CDCCL。

1.2 咨询通报建议

与燃油箱防爆适航要求相关的适航咨询通报主要包括FAA颁布的AC25.981-1C和AC25.981-2A。

AC25.981-1C提出了防止燃油箱内出现点火源的方法;AC25.981-2A提出了降低燃油箱可燃性的方法。

2 防止燃油箱内出现点火源的方法

2.1 燃油箱内点火源的分类及描述

有五种现象会引气燃油箱内燃油蒸汽起火,它们是:电弧和火花、细丝发热、摩擦火花、燃油热表面起火和燃油静电。

2.1.1 电弧和火花

实验室实验已经表明电火花中点燃烃类燃料蒸汽的最小点火能量是 $200\mu\text{J}$ 。因此,对于电子或电气系统,例如油量指示系统,在正常或故障运行下,任何油箱中产生的电弧或火花应该小于 $200\mu\text{J}$ 。其中尤其注意闪电袭击,有可能在油箱中产生电火花或电弧,应该加以限制使得由电瞬变造成的任何电火花或电弧的能量小于 $200\mu\text{J}$ 。

2.1.2 细丝发热

分析和测试说明一小片钢丝绒上有大约 100mA 的均方根(RMS)电流时,可以点燃易燃混合物。对于燃油箱内电子和电气系统,如燃油指示系统,存在故障情况时,电流限度在 50mA,对于闪电,要求峰值电流必须小于 125mA。

2.1.3 摩擦火花

维修经验显示泵入口单向阀、螺帽、螺栓、铆钉、紧固件、安全锁线、转销、开口销、钻屑和生产碎片等等,被吸入油泵,与叶片接触,可能导致金属沉淀在泵中的转动和静止组件上,这种情况可能产生摩擦火花。

2.1.4 燃油热表面起火

FAA 采用 400°F 作为煤油类燃油的最大表面温度。在设计燃油系统时,需要在燃油表面最高温度下留有 50°F 的余度。

2.1.5 燃油静电

液态碳氢化合物在移动到另一个表面,例如加油龙头、过滤器、喷嘴、油箱结构和飞机管道时,会产生静电电荷。流动的燃油,特别是通过燃油过滤器时,会产生电荷。燃油中电荷的积累是许多因素的函数。如果燃油导电率低,电荷耗散的弛豫时间很长,在燃油表面很可能产生高电荷并向结构放电。

当放电点被燃油覆盖前,燃油的流速应该保持在 1m/s 之下。当放电点被燃油覆盖后,6~7m/s 的流速被认为可行。

2.2 燃油箱内点火源的分析方法

FAA 建议的燃油箱内点火源典型分析方法如图 2 所示。燃油箱出现点火源,要从泵、电子部件和静电或闪电三个方面进行分析。

2.2.1 泵

与泵产生点火源的相关因素主要有电功率和叶轮/入口。

电功率方面需要考察带安全锁的油箱外线路和故障保护的强间歇电流。故障保护的强间歇电流又包括泵室烧蚀保护和电弧/接地故障线路保护。

叶轮/入口主要考察辅助油箱和主供油箱,尤其检查供油泵的入口是否被覆盖。若辅助油箱泵进口被覆盖,主要影响除水引射泵和马达驱动除水泵里的火焰抑制器。

与泵相关产生点火源的事件主要考虑如下:

(1) 泵入口组件(例如,进口段、阀)被摄取进入泵的叶片,将碎片排入油箱;

(2) 泵的入口外壳太小,使泵的入口单向阀与

叶片接触;

(3) 电子连接件暴露在泵房内产生电弧放电,泵室到泵盖之间设计的空隙太小;

(4) 油泵在空油箱中持续干运行,违反了生产商的规定步骤;

(5) 使用钢叶片可能在有碎片进入泵时,产生摩擦火花;

(6) 泵的供电连接器被腐蚀,导致燃油泄漏和电弧放电;

(7) 热控开关老化,导致跳闸温度升高;

(8) 内部线路与泵的旋转组接触,使转子通电,叶片/适配器表面电弧放电等。

2.2.2 电子部件

电子部件主要考察油位传感器和温度探头。对于燃油箱油量指示,要注意分离和保护及故障保护(瞬态保护)。

保护进入油箱的线路的电流不会过高的一种方法是在燃油测量电缆上加瞬态抑制器(Transient Suppression Device)。它是通过改变接入线路中油箱温度传感器以及油箱液面高度转换开关等等来限制线路上的瞬态电压或电流到一个规定的水平的装置。

2.2.3 静电或闪电

静电防护和闪电防护主要考察线路是否有多余接头。实施方法是采取周期性连接件的完整性检查。

燃油箱系统点燃防护特性完整性检查主要通过关键设计构型控制限制(Critical Design Configuration Control Limitations)进行规定。为了防止因飞机长时间运行导致部件、线路的破损、老化或对飞机进行改造而导致飞机初始适航时燃油箱点燃防护特性降低而进行关键设计构型控制限制项目检查,波音和空客主要飞机关键设计构型控制限制项目检修时间在 6~12 年不等。

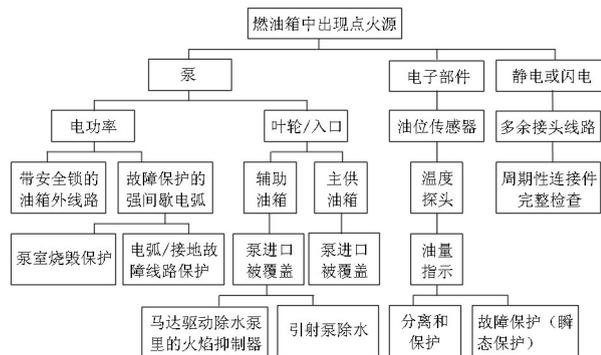


图 2 燃油箱点火源分析方法

3 降低燃油箱可燃性的方法

3.1 降低燃油箱可燃性方法分类及描述

降低燃油箱可燃性的主要方法有升高燃油的闪点、降低燃油箱的温度、改变燃油箱气相空间的油气比和用惰性气体替代燃油箱中的氧气。

新研制的民用飞机,如波音 B787、A350 等飞机都采用惰性气体替代燃油箱中的氧气而降低燃油箱中的氧气浓度,使燃油箱的氧气浓度维持在一个不可燃的范围之内,以此方法来降低燃油箱的可燃性。

根据 FAA 的测试试验显示,从海平面到

10 000ft 的高度,燃油箱各分隔空间氧气浓度低于 12% 即可为燃油箱提供一个充裕的保护。从 10 000ft 到 40 000ft,氧气浓度的最低要求从 12% 线性增长到 14.5%。

3.2 惰化系统

惰化系统给飞机燃油箱充入了富氮气体,使燃油箱液面上方的氧气浓度维持在适航要求规定的安全值之内,以防止点火源引发燃油箱爆炸^[3]。

惰化系统典型构型如图 3 所示。惰化系统由机载制氮系统 (OBIGGS) 和富氮气体分配系统 (NEADS) 组成。

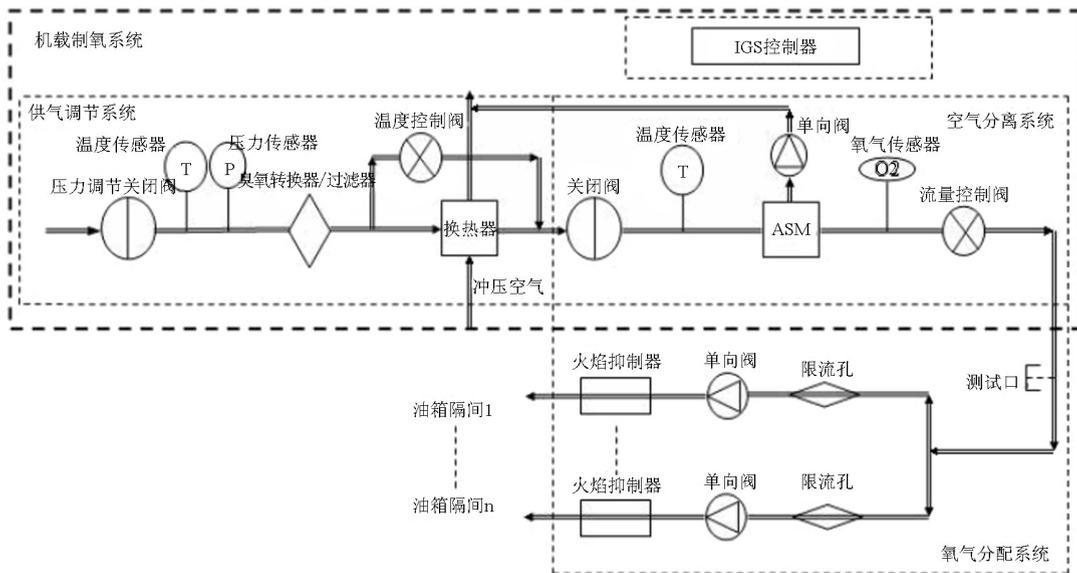


图 3 惰化系统典型构型图

3.2.1 机载制氮系统

机载制氮系统将高温高压的气体进行调节后分离成不同纯度和流量的富氮气体提供给富氮气体分配系统。

根据高温高压气体不同的来源,机载制氮系统又可分为发动机引气和座舱引气。前者代表性的飞机有加装了惰化系统的波音 B737、A320,后者代表性的飞机有 B787。

机载制氮系统分为供气调节系统、空气分离系统和控制系统。

3.2.1.1 供气调节系统

供气调节系统的功能是把从环控系统引入的气体调节为适合分离的最佳状态。供气调节系统由压力调节关闭阀、压力传感器、温度传感器、换热器、温度控制阀、臭氧转换器、过滤器组成。

3.2.1.2 空气分离系统

空气分离系统的功能是把经过供气调节系统调

节后的气体分离成富氮气体和富氧气体,富氮气体提供给燃油箱,富氧气体排出机外。空气分离系统由空气分离器、温度传感器、超温关断阀、氧气传感器和流量控制阀组成。

空气分离器是惰化系统最核心的部件,它由一束空气分离膜组成。由于氮气和氧气、二氧化碳、水蒸气等在分离膜中的扩散速度不同,当高压空气流经空气分离膜时,富氮气体从前方的出口流出,而氧气、二氧化碳和水蒸气等从侧面的通气口排出^[4]。空气分离膜原理如图 4 所示。

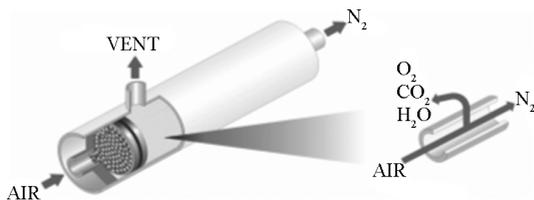


图 4 空气分离膜

3.2.1.3 控制系统

控制系统采集传感器的信号,同时根据航电系统提供的飞行高度信号,对惰化系统工作状态进行控制。

3.2.2 富氮气体分配系统

富氮气体分配系统把来自于机载制氮系统的富氮气体均匀分配给燃油箱,以确保燃油箱内的氧气浓度满足适航要求。富氮气体分配系统由单向阀、限流孔、火焰抑制器和喷嘴组成。

4 结论

本文基于 FAA 燃油箱防爆相关适航条款的要求,对民用飞机的燃油箱防爆技术从点火源和可燃蒸汽两个角度开展了研究。得出以下结论:

(1)燃油箱点火源主要有五种现象:电弧和火花、细丝发热、摩擦火花、燃油热表面起火和燃油静电。燃油箱点火源分析要从燃油泵、电子部件、静电和闪电三个方面展开。单点失效、单点失效与没有表明为极小可能的潜在失效条件的组合或者所有没有表明为极不可能的失效组合都不会导致燃油箱内

(上接第 13 页)

4 灭火系统

灭火系统主要包括发动机灭火系统、APU 灭火系统、货仓灭火系统、盥洗室灭火系统和手提式灭火器。

发动机舱、APU 舱、货舱采用固定式灭火器进行灭火,驾驶舱、客舱由于有机组人员及旅客,一般使用手提式灭火器进行灭火,电子设备舱一般机组人员可进入,可使用手提式灭火器灭火,盥洗室内的垃圾桶需要用固定式灭火器自动灭火。欧美在发动机舱、APU 舱、货舱用钢质的固定式灭火器,俄罗斯在发动机舱、APU 舱、货舱用复合材料瓶体的固定式灭火器。

发动机灭火系统应提供每台发动机连续两次灭火能力,当发动机着火探测系统探测到发动机着火,系统立刻向驾驶员发出报警信号。驾驶员经判断确认后,向发动机舱内喷射灭火剂实施灭火。当 APU 着火探测系统探测到 APU 舱内着火,系统立刻向驾驶员发出报警信号。驾驶员经判断确认后,向 APU 舱喷射灭火剂实施灭火。盥洗室内应设置盥洗室灭火系统,采用盥洗室灭火器对盥洗室废物箱进行灭火。驾驶舱和客舱内应设置灭火装置,采用手提式灭火器对驾驶舱和客舱进行灭火。手提

产生点火源,可以有效保证燃油箱系统的安全性。

(2)将燃油箱内氧气浓度维持在安全范围内是降低燃油箱可燃性的重要方法。而惰化系统作为 FAA 推荐的降低燃油箱内氧气浓度的有效方法,较好地满足了 FAA 关于燃油箱防爆的适航要求。

参考文献:

- [1] Michael Burns, William M. Cavage, Richard Hill. Flight-testing of the FAA Onboard Inert Gas Generation System on An Airbus A320[R]. DOT/FAA/AR-03/58, June 2004.
- [2] Ray Cherry, Kevin Warren. A Benefit Analysis for Nitrogen Inerting of Aircraft Fuel Tanks Against Ground Fire Explosion[R]. DOT/FAA/AR-99/73, December 1999.
- [3] R. Langton, C. Clark, M. Hewitt and L. Richards. Aircraft Fuel Systems [M]. Wiltshire, UK, John Wiley & Sons, Ltd., 2009.
- [4] Michael Burns, William M. Cavage, Robert Morrison. Evaluation of Fuel Tank Flammability and the FAA Inerting system on The NASA 747 SCA[R]. DOT/FAA/AR-04/41, December 2004.

式灭火器的功能是当驾驶舱或客舱有火情时,由机组人员使用手提式灭火器进行扑救。当货舱烟雾探测系统探测到货舱着火,系统立刻向驾驶员发出报警信号。驾驶员经判断确认火情后,货舱灭火系统应能分别向前货舱或后货舱喷射灭火剂实施灭火和火情抑制。

5 结论

防火系统是飞机安全性的重要保障,因此防火系统需要具备快速地探测发动机着火、APU 着火、货舱烟雾和引气渗漏过热,能够对发动机、APU 和货舱实施快速灭火,从而保证飞机的安全。随着火灾科学、集成电路和信息技术的不断进步,防火系统必将向集成化、智能化方向发展,从而不断提高系统的探测和灭火能力。

参考文献:

- [1] 吴龙标,袁宏永. 火灾探测与控制工程[M]. 合肥:中国科技大学出版社,1999.
- [2] 蒋亚龙,谭启,陈鲜展. 火灾探测技术及方法. 安全技术与管理. 2009.
- [3] Claudia Rexfort. A contribution to the simulation of the process of fire detection [J]. Fire Science and Technology (S1009-0029), 2006,25(2): 236-242.