

民用飞机燃油箱点燃防护设计研究

Research on Fuel Tank Ignition Reduction Design for Civil Aircraft

银未宏 张 斌 / Yin Weihong Zhang Bin

(上海飞机设计研究院,上海 201210)

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

摘 要:

通过研究燃油箱点燃防护适航要求的发展历程,基于对最新适航条款要求的分析和理解及燃油箱点燃防护机理分析,归纳总结了适用于民用飞机燃油箱点燃防护的设计措施,包括点火源防护、减少燃油蒸气和加装惰化系统,为民用飞机燃油箱点燃防护设计和适航验证提供借鉴和参考。

关键词:燃油箱;点燃防护;适航;惰化;通风冷却

中图分类号:V228

文献标识码:A

[Abstract] The regulatory development history of fuel tank ignition prevention was researched in this paper. Based on analysis of the latest airworthiness regulation requirement and analysis of fuel tank ignition prevention mechanism, design methods that applied to fuel tank ignition prevention were summarized, including ignition sources prevention, reducing fuel vapor and fuel inerting system. The method provides references to fuel tank ignition prevention design and airworthiness certification for civil aircraft.

[Key words] fuel tank; ignition prevention; airworthiness; inerting; vent cooling

0 引言

1996年7月17日,美国环球航空800号航班(TWA 800)发生空中解体,随后坠毁在大西洋,机上230名人员全部遇难。经过美国国家运输安全委员会(简称NTSB)历时4年的调查研究,认为事故起因是不明点火源引起中央翼油箱爆炸^[1]。

该事件引起了航空界对民用飞机燃油箱安全问题的巨大关注。NTSB认为之前适航规章仅从防止点火源的角度防止燃油箱爆炸是不够的,FAA开展了大量的研究和试验,建立了燃油箱可燃性的相关标准和判据,并组织工业界研发了技术可行、经济合理的适用于民用飞机的燃油箱惰化系统。同时,对规章做了大量的修订工作,从设计、运营、维护全方位对燃油箱点燃防护要求进行了规定。

本文研究了FAA关于燃油箱点燃防护要求的变化历程,并基于最新的规章要求,研究和分析了民用飞机燃油箱点燃防护设计措施,为民用飞机燃油箱点燃防护设计和适航验证提供指导。

1 燃油箱点燃防护规章要求演变过程

FAA25部关于燃油箱点燃防护的规章要求起源于1967年,FAA提出新增条款25.981规定燃油箱内允许的最高温度,以防止自燃。该条款要求燃油箱内的温度低于预期的油箱内燃油最低自燃温度,并留有安全裕度,同时要求对于所有位于燃油箱内的部件或可能向油箱传递热量的部件,验证其在所有可能的工作、失效或故障情况的符合性。

2001年4月18日,FAA发布了FAR25部第102号修正案《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》,将25.981条款标题由“燃油箱温度”改为“燃油箱点燃防护”,在原有条款要求基础上提出要求证明在考虑各种失效情况下燃油箱内不得出现点火源,并要求建立关键设计构型控制限制(简称CDCCL)、检查或其他程序,以防止燃油箱内蒸汽点燃的设计安全特征的性能退化。

鉴于仅通过控制点火源,很难从根本上杜绝燃

油箱爆炸的问题,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》,强化了对燃油箱可燃环境的控制,并明确提出了燃油箱的可燃暴露程度可接受的、具体的量化指标和分析方法。同时通过颁布 FAR-26 第 3 号修正案对上述可燃性要求进行了追溯。FAA 关于燃油箱点燃防护要求的发展过程如表 1 所示。

表 1 25.981 条款要求演变信息

序号	条款编号	条款标题	修正案	关注内容	颁布日期
1	25.981	燃油箱温度	25-11	燃油箱温度要求	1967-05-05
2	25.981	燃油箱点燃防护	25-102	燃油箱点火源防护要求	2001-04-18
3	25.981	燃油箱点燃防护	25-125	燃油箱可燃性要求	2008-07-21

2 燃油箱点燃防护机理

从物理学角度分析,燃油蒸气点燃事件的发生,需同时满足三要素:点火源、氧气和燃油蒸气,缺一不可。通过控制三要素即可控制燃油蒸气点燃事件的发生,即减少油箱内点火源的存在、减少燃油蒸气的存在、降低空气中的氧气浓度,目前民用飞机燃油箱点燃防护的设计也是围绕上述原理进行的。

(1)减少油箱内点火源方面,主要采用控制点火源数量,降低油箱内能量级别等防护措施。FAA 认为无论如何控制已知点火源,仍然会存在一些未知因素导致的点火源出现,故单纯靠此方法很难杜绝燃油箱爆炸的发生。

(2)减少燃油蒸气的存在方面,主要通过燃油箱通风冷却、油箱内及附近热源优化布置等措施降低燃油温度,以及使用高闪点燃油减少燃油蒸气挥发。

目前民用飞机一般均选用高闪点、不易挥发、窄馏分的燃油,如 RP-3(GB 6537-94)、Jet A(ASTM-D1655)、Jet A-1(ASTM-D1655)、JP5(MIL-DTL-5624T)规格的燃油,其自燃温度约为 450°F,最高闪点温度为 100°F^[2]。

(3)降低空气中的氧气浓度方面,主要通过加装惰化系统降低目标燃油箱的氧气浓度。

3 降低燃油箱可燃性的设计措施

3.1 点火源防护

飞机燃油箱内可能点燃燃油蒸气的点火源主要包括以下 5 种类型:电弧或电火花、细丝加热电

流、高温表面、摩擦火花和静电。AC25.981-1C^[3]对每种点火源进行了详细的定义和说明。民用飞机燃油箱点火源防护设计主要有以下措施:

(1) 部件防护

燃油箱内或燃油箱附近的所有设备、管路和电缆均应采取防爆设计、过热保护、限流保护或增加火焰抑制器、隔离器等措施确保正常和预期的故障状态下不会成为点火源。基于同类机型运营经验和事故分析,AC25.981 提供了燃油箱和燃油箱附近设备、管路和电缆需注意的设计考虑和防护措施。

(2) 布置和安装防护

通过合理优化布置尽量减少燃油箱内及其附近可能由于失效形成点火源的系统和部件;确保燃油箱内及其附近设备、管路、电缆之间及其与结构的间隙,防止由于机翼变形、安装失效或闪电等环境因素引起点火源;采用屏蔽、搭接等措施确保良好的接地和导电通路,防止静电放电、感应电流等引起电弧或点火花。

(3)采用新技术以减少燃油箱和燃油箱附近的潜在点火源

如采用光纤代替传统的燃油测量系统电缆可减少油箱内电子电气部件。采用多电技术减少燃油箱附近的引气管,消除引气管破裂形成高温表面点火源的可能性。

3.2 减少燃油蒸气

民用飞机通常均采用高闪点、不易挥发、窄馏分的燃油。燃油的温度与可燃性直接相关。如图 1 所示,燃油温度越高,可燃性越高。因此降低燃油温度是减少燃油蒸气、降低燃油可燃性的有效措施。

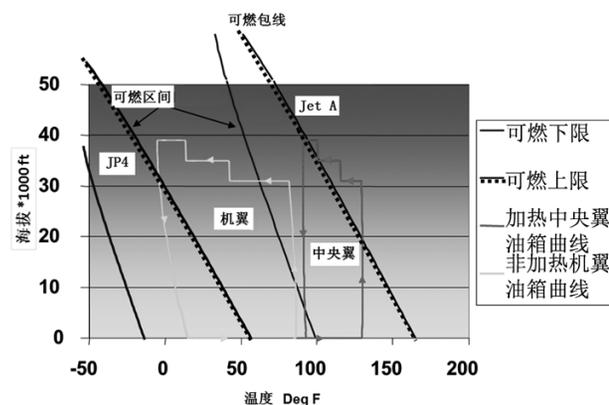


图 1 燃油温度与可燃性关系示意图

通常民用飞机燃油箱内或其附近有很多热源,

如热交换器、防冰引气管、空调组件等,通过合理选择燃油箱布局 and 燃油流动的管理、油箱内及附近热源布置优化设计、燃油箱通风冷却等方式可实现降低燃油箱温度的目的。典型设计措施及案例如下:

(1) 优化布置,远离热源

如某型国产支线飞机通过优化布置将空调组件布置到机身后段,远离中央翼油箱下壁板,将使中央翼油箱下面几乎没有任何热源,对降低燃油箱可燃性大为有利。

某国产干线飞机,通过将燃油箱内液压系统热交换器移出燃油箱,利用空气进行换热,从而达到降低燃油温度的目的。

(2) 优化油箱布局 and 燃油流动管理

如 ERJ170/190 及某国产支线飞机采用两油箱布局以避免独立长期空置的中央翼油箱。中央翼隔段和外翼设计成一个整体油箱,其内部是连通的,且中央翼部分的燃油最后消耗,始终保持较高液面。受环境冷却作用,外翼的冷燃油不断补充进来,使中央翼油箱内燃油温度处于较低水平。某型支线飞机燃油箱布局如图 2 所示。

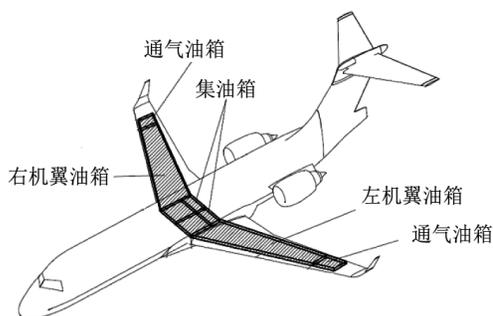


图 2 某型支线机燃油箱布置示意图

(3) 过热探测

如波音 737、A320 等飞机在机翼防冰引气管附近布置了过热探测器,波音 787 飞机在中央翼下壁板安装了过热探测器,检测到空调包或引气管泄漏时及时切断引气阀,防止高温引气持续泄漏而引起燃油箱温度升高。

(4) 机身内油箱通风冷却

通常利用飞机外界环境中的低温空气,对目标油箱外壁面进行强迫通风,进而实现和油箱的强迫换热,带走油箱内热量,达到降低油箱内油温的目的。典型的机身内油箱通风冷却原理如图 3 所示。

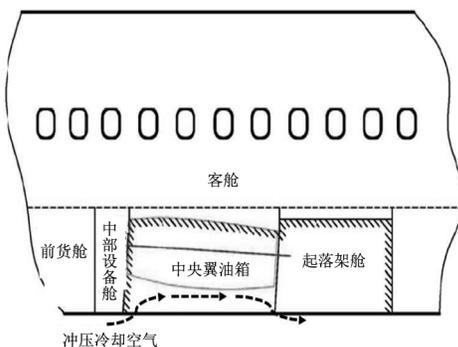


图 3 机身内油箱通风冷却示意图

3.3 加装惰化系统

燃油箱惰化系统的功能是把环控系统或发动机引出的气流,分离成富氮气体和富氧气体,富氧气体作为废气排出机外,富氮气体经分配后充入燃油箱上方空间中,将使油箱中空气含氧浓度降低并保持在规定的安全值之内,实现惰化防护,避免燃油蒸气点燃,从而提高飞行安全。工作原理框图如图 4 所示。

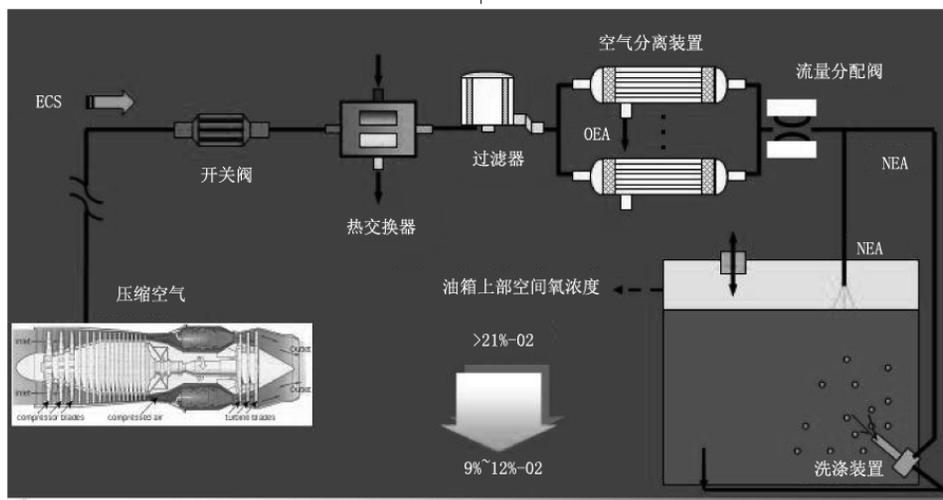


图 4 机载燃油箱惰化系统原理框图

21 世纪初 FAA 开展了基于“渗透分子膜”空气分离装置的燃油箱惰化技术在民用飞机上的基础研究和工程应用研究,并取得了重要进展^[4]。近年由于空气分离膜工业技术的迅速发展,使航空公司能够接受燃油箱惰化技术的应用成本,并在民用飞机上获得应用的可行性。空气分离器的原理图如图 5 所示。

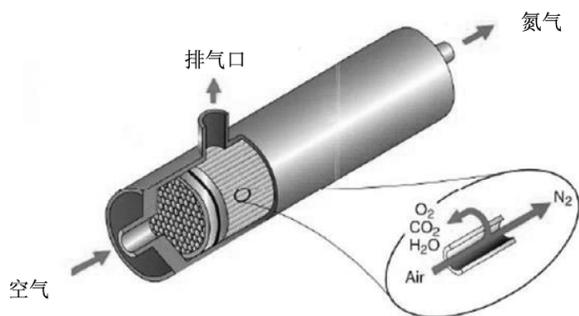


图 5 空气分离器原理示意图

为使得惰化技术在航线上应用经济、可靠、安全,FAA 联合美国国内的飞机制造商、SAE 行业协会、成品供应商通过波音 737、波音 747 改装飞机完成了大量的机上对比试验,如图 6 所示^[5]。空客也作了相应的惰化系统改装测试试验,将 A320 飞机作为验证机,对改装后的惰化系统进行了空中试验和测试,如图 7 所示^[6]。



图 6 波音 737 飞机惰化系统测试构型图



图 7 A320 飞机惰化系统测试构型图

从国际上燃油箱惰化技术的发展趋势来看,随

着空气分离技术的快速发展、系统成本和维护费用的降低以及 FAA 适航当局逐渐明确而强制的要求,新设计的民用飞机,一般通过设置惰化系统对常空油箱(中央翼油箱)的空余空间充填富氮气体来减少燃油箱的可燃性,以满足 25.981 最新条款的要求。如新研飞机波音 787 以及在研飞机 C919、A350、C 系列等均加装了惰化系统;在役飞机波音 737、A320 等正在逐步加装惰化系统。

虽然此种方案目前技术比较成熟,是新研民机降低燃油箱可燃性的优先选择,且容易获得适航当局认可,但同样也有不足之处,如惰化系统组成部件多,关键部件更换频繁,且较为昂贵,航线运营成本较高,故整体经济性有待随着部件技术的不断进步而持续改善。

4 结论

本文通过研究燃油箱点燃防护适航要求的发展历程,基于对最新适航条款要求的分析和理解及燃油箱点燃防护机理分析,归纳总结了适用于民用飞机燃油箱点燃防护的设计措施,包括点火源防护、减少燃油蒸气和加装惰化系统。为民用飞机燃油箱点燃防护设计和适航验证提供参考及指导。

参考文献:

- [1] NTSB AAR-00/03. In-flight Breakup Over the Atlantic Ocean Trans World Airlines Flight 800 [EB/OL]. [2014-3-14]. <http://www.ntsb.gov/investigation/summary/AAR0003.html>.
- [2] 罗伊·兰顿,等. 飞机燃油系统[M]. 颜万亿,译. 上海:上海交通大学出版社,2010.
- [3] Federal Aviation Administration. AC25.981-1C Fuel Tank Ignition Source Prevention Guidelines [S]. US: FAA, Sep19,2008.
- [4] 肖华军,袁修干. 机载分子筛制氧技术发展的现状与动向[J]. 航空科学技术,1997,1:26-28.
- [5] Cavage, William M. . Ground-Based Inerting of a Boeing 737 Center Wing Fuel Tank[C]//SAE Conference Paper 2001-01-2656, September 2001.
- [6] Michael B. ,William M. C. ,Richard H. ,Robert M. . Flight-testing of the FAA Onboard Inert Gas Generation System on an Airbus A320[J]. DOT/FAA/AR-03/58, June,2004.