

# 民用飞机燃油箱点火源防护 符合性分析及验证研究

## Research on the Ignition Source Prevention Compliance and Qualification for Civil Aircraft Fuel Tank

张斌 周宇穗 王澍 周伟/Zhang Bin Zhou Yusui Wang Shu Zhou Wei  
(上海飞机设计研究院, Shanghai 201210)  
(Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai 201210, China)

### 摘要:

飞机燃油箱系统的点火源防护设计是保证飞机安全和适航取证的关键技术之一,开展该领域的研究很有必要。通过参考相关 FAA 咨询通告,对 25.981 条款(102 修正案)进行逐条解析,归纳出燃油箱点火源防护的符合性分析思路、防护要求及设计指南,并总结出相应的符合性验证方法;其中针对点火源防护的持续适航要求,归纳出编制持续适航文件的原则和思路。

**关键词:**燃油箱;点火源;适航;防爆

[Abstract] As a key technology of the aircraft safety design and airworthiness certification, the research on the ignition source prevention based on fuel tank system is necessary. According to the relative FAA advisory circular, the ignition source prevention compliance means, requirements and design guide for 25.981 regulations (amendment 25-102) are illuminated and the associated qualification test methods are also summed up. According to the continued airworthiness requirements of the ignition source prevention, the principle to prepare the continued airworthiness documents are also summarized.

[Key words] Fuel Tank; Ignition Source; Airworthiness; Explosion Proof

## 0 引言

FAA 于 2001 年 4 月 18 日同时发布了 FAR25 部第 102 号修正案《运输类飞机燃油箱系统设计评审:降低易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,查明系统内所有潜在点火源,并制定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易燃环境控制的要求。FAA 同时颁布了相应的资讯通告进行指导说明<sup>[1-2]</sup>。

FAA 又于 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易燃

性》,强化了对燃油箱易燃环境的控制,并明确提出了具体的量化指标,但在燃油箱点火源防护方面的要求与 102 修正案没有区别。关于 25.981 条款的各修正案颁布日期详见表 1。

表 1 FAR25.981 各修正案主要信息

条款	颁布日期	关注内容
25.981	1967.05.05	燃油箱温度要求
102 修正案	2001.04.18	燃油箱点火源防护要求
125 修正案	2008.07.21	燃油箱点火源防护要求及易燃环境要求

由于国内在民用飞机燃油箱点火源防护的设计和 analysis 方面均处于起步阶段,为了对燃油箱点火

源防护设计及要求进行深入地研究,本文通过参考相关的 FAA 咨询通告,对 FAR 25.981 条款(102 修正案)进行逐条解析,从而归纳出每个条款的符合性分析方法、燃油箱点火源防护要求、设计指南及试验验证方法等;其中针对点火源防护的持续适航要求,归纳出了编制持续适航文件的原则和思路。

## 1 点火源防护分析及研究

### 1.1 条款内容

FAR 25.981 条款(102 修正案)内容:

(a)在可能由于燃油或燃油蒸气点燃导致灾难性事故发生的燃油箱或燃油系统中的任何一点不存在点火源。

必须通过以下表明符合性:

1)必须确定燃油箱最高温度,该温度应低于预计的燃油箱燃油最低自燃温度并留有安全裕度。

2)表明燃油箱内燃油可能点燃的每一部位的温度不得超过本条 1) 所确定的温度。如果任一部件的工作、失效或故障可能增加燃油箱内的温度,则必须在该部件所有可能的工作、失效或故障情况下表明温度符合要求。

3)表明不会因为单一失效,单一失效与非极不可能失效的组合,非极不可能失效的组合引起点火源。必须考虑制造偏差、老化、磨损、腐蚀以及可能损伤的影响。

(b)基于本条所要求的评估,必须制定关键设计构型控制限制、检查或其它必要的程序以防止燃油箱系统内点火源的形成,并且需包含在 § 25.1529 “持续适航资料”中的适航限制章节。必须在维护措施、修理或改装可能违反关键设计构型限制的飞机区域设置识别关键设计特点的可视措施(如通过导线的颜色代码识别隔离限制)。

(c)燃油箱的安装必须包括下列之一:

1)具有将燃油箱内可燃蒸气形成降至最低的措施(降至最低指采取适用的设计方法减少可燃蒸气的可能性);

2)具有降低燃油箱内燃油蒸气点燃影响的措施,不会因燃油蒸气的点燃妨碍持续飞行和着陆。

### 1.2 条款分析

#### 1.2.1 条款(a)

102 修正案(a)条主要内容是,首先要明确燃油箱内允许出现的最高温度,并留有安全裕度;其次必须保证燃油箱或燃油箱系统内不得存在点火源;

最后明确要求必须更全面的考虑那些可能在燃油箱系统形成点火源的燃油箱系统潜在失效及失效组合。

其中针对条款 a(3),必须对以下三种失效情形进行符合性分析:

1)单点失效不能引起点火源(不考虑失效概率);

2)每个单点失效,与每个没有表明至少为极小可能的(即失效概率 $>10^{-7}$ )潜在失效条件的组合,不能引起点火源;

3)任何没有被证明是极不可能的(即失效概率 $>10^{-9}$ )故障组合不能引起点火源。

参考 AC25.981-1C<sup>[1]</sup>可知,在开展上述分析时,其假设和考虑的主要内容有:

1)油箱内的环境时刻是易燃的,即概率为 1,(除非有减轻点燃影响的设计特征,如填充聚氨酯泡沫等);

2)油箱只要发生点燃,事故即是灾难性的(除非有减轻点燃影响的设计特征,如填充聚氨酯泡沫、足够强的结构设计等);

3)在考虑油箱外部环境的影响中,如闪电、高强度辐射场(HIRF)等,认为其发生的概率为 1;

4)必须考虑各种潜在失效,并进行失效安全分析;

5)对于只能通过定期的检查来确保其可靠性的潜在失效,即使在检查方法和频率足够充分的条件下,也仅能得出失效是极小可能的结论;

6)如果定性的分析表明燃油箱系统设计特征可以阻止燃油箱系统内点火源的产生,则不需要进行详细的定量分析。

同样,参考相关咨询通告,针对条款 a(3)的符合性验证主要有如下方法:

1)确定各相关系统内的点火源;

2)用点火源逻辑图<sup>[1]</sup>对燃油箱内各系统点火源进行梳理说明;

3)对点火源的防护特征进行设计、构型、部件安装等进行定性分析说明;

4)对点火源进行定量分析,如失效模式影响分析(FMEA)、故障树分析(FTA)等;

5)对燃油箱区域相关部件、系统进行相关验证,如部件的防爆鉴定、部件或系统的闪电试验验证等。

图 1 为飞机燃油箱系统点火源逻辑图。

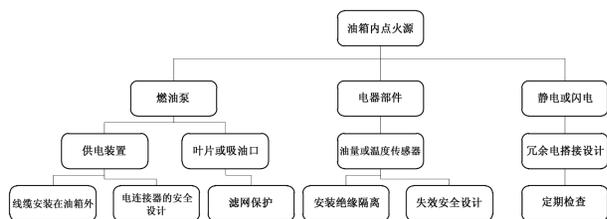


图1 点火源逻辑图

### 1.2.2 条款(b)

102 修正案(b)条主要内容是,要求必须制定保持点火源防护设计特征的关键设计构型控制限制(CDCCL)项目,作为适航限制部分纳入持续适航文件中,同时需制定相应的维修检查任务,如维修指导工作组(MSG)分析产生的任务,一并纳入持续适航文件中提供给运营商贯彻。

#### (1) 适航限制部分

适航限制项目(ALI)作为整个维修工程的一部分,是经局方批准和认可的维修检查项目,它定义了运营商为维持安全飞行需要的一些维修任务。这些维修任务未经局方批准不得省略或更改。与燃油系统相关的适航限制项目主要包含候选适航维修要求(CCMR)和关键设计构型控制限制(CDCCL)。对于新研制的飞机,其中和燃油箱防爆相关的适航限制项目主要是关键设计构型控制限制(CDCCL)。

关键设计构型控制限制(CDCCL)是SFAR88 强令的。关键设计构型控制限制是为保持对SFAR88 提出的不安全状况的防护特性而进行的限制要求,根据 FAR25 部 102 修正案,关键设计构型控制限制它的一个目的在于,确保维修人员知晓并处置对影响燃油箱安全性的系统作了更换所造成的影响,包括为维持原始型号设计中已按防止形成点火源的需要所定义的那些设计特性而必需的任何信息。

#### (2) 维修检查部分

FAA 为了对 SFAR88 的相关要求进行指导说明,于 2004 年 10 月 6 日发布了 ANM112-05-001<sup>[2]</sup>,对如何开展燃油箱系统的维修检查任务进行指导和说明。

由该文件可知,对于在役的老飞机,其燃油箱系统点火源的防护特征可以分为不安全和非不安全两类,针对不安全类的点火源防护特征需要在适航限制项目(ALI)里进行限制,非不安全类则一般进行维修指导工作组(MSG-3)分析。对于新研制的飞机,一般其所有潜在点火源防护特征应均属于

非不安全类,即需要开展维修指导工作组(MSG-3)分析,分析结果作为持续适航的一部分。

关于燃油箱点火防护特征维修和检测任务的制定方法具体如下:

首先确定所有的点火防护特征,这些特征可能混合在燃油系统的设计中以及邻近区域。完成这项任务需要借鉴所有的经验和教训。信息应包括:点火源、防护特征、功能描述、功能故障、故障影响和故障原因等。

然后对点火源防护特征进行判别,通过四元素判断法分析得出不安全的防护特征(方法流程可参见 ANM112-05-001)。

对于不安全类点火源防护特征的分析,需在燃油箱安全性分析中进行分析 and 评估。剩余的非不安全的点火源防护特征将作为单独的重要维修项目(MSI)进行维修指导工作组(MSG-3)分析。

### 1.2.3 条款(c)

102 修正案(c)条主要内容是,加强对燃油箱内易燃环境的控制,降低燃油箱易燃暴露程度,从而达到燃油箱防爆的目的,其中对 102 修正案(c)的符合需要进行蒙特卡罗分析,具体参考 AC25.981-2A<sup>[3]</sup>。

## 1.3 点火源防护要求及设计指南

### 1.3.1 点火源防护要求

AC 25.981-1C<sup>[1]</sup>认为燃油箱内的点火源主要有五种表现形式,分别为电弧和电火花、细丝加热电流、摩擦火花、高温表面引燃或自燃和静电。可能的点火源列表如表 2 所见。

表 2 可能的点火源

位置	潜在点火源
油箱内	燃油泵、燃油测量系统线缆、传感器部件、燃油切断阀、管路及部件的电搭接失效、静电、液压热交换器及管路等
油箱外	引气防冰系统管路、油箱附近环控系统部件、油箱附近的作动器等一些运动发热部件(如飞控系统)、照明系统的灯、油箱附近线缆
环境	闪电、高强度辐射场(HIRF)等

对于每一类点火源的定义及设计考虑如下:

#### (1) 电弧和电火花类的点火源

彼此隔离的导体间在电气系统故障、闪电或其他电气条件下可能出现电压不同从而产生电气火花或电压火花。对引入电能到燃油箱中的电气或电子系统,如燃油量指示系统,在正常操作或失效

操作的情况下,引入到燃油箱的能量不应超过限制值。

AC 25.981-1C 认为最大能量为 20 mJ 的燃油量指示系统是本质安全的,在正常工作状态下,进入油箱的能量应控制在 50 mJ,在失效状态下进入油箱的瞬间能量不能超过 200 mJ。

#### (2) 细丝加热电流类点火源

分析和测试表明当一根小的钢丝上的电流为大约 60 mA 均方根 (RMS) 时,这根钢丝就会点燃燃油。所以,对能把电能引入燃油箱的电气或电子系统,例如燃油量指示系统,应限制引入到燃油箱的电流。正常工作下,进入油箱的稳态电流限制在 25 mA 均方根 (RMS) 以内,且 FAA 认为这样的设计是固有安全设计;失效情况下电流应限制在 50mA 均方根 (RMS) 以内,闪电引起的瞬间峰值 (Peak) 电流应限制在 125mA 以内。

#### (3) 摩擦火花类点火源

根据机队运行经验表明,泵的进口单向阀、金属屑、脱落铆钉、卡箍、针脚等物件可能会脱落而被吸入燃油泵,从而引发转子叶片和固定壳体之间摩擦产生火花,系统安全性分析中应考虑这种情况。

#### (4) 高温表面类点火源

对于油箱内的部件,部件的外表面最高温度应低于燃油自燃温度 10°C (50°F),即留有 10°C (50°F) 的安全裕度,同时 FAA 在过去的审查历史中基本认可了最高表面温度为 202°C (400°F)。对于油箱外的附近区域,FAA 建议布置在该区域内的部件表面温度也不应超过 202°C (400°F),同时允许部件表面的瞬间温度可以升至 257°C (500°F),但持续时间不能超过 2min。

#### (5) 燃油系统静电

当液态碳氢化合物与燃油软管、过滤器、加油喷嘴和飞机加油管路有相对运动时,就会有静电荷产生。

关于燃油系统的静电,主要要求如下:

1) 加油管有节流口,并按照美国国家防火协会 (NFPA) 和美国材料实验协会 (ASTM) 静电规定保持最大的流速;

2) 在出油口被燃油覆盖前,燃油流速应该保持在 1 m/s 之下;当出油口被燃油覆盖后,流速应小于 6 m/s ~ 7 m/s;参考标准主要有 SAE AIR1662<sup>[4]</sup>;

3) 在燃油组件、管路、装配件上使用搭接带,用来把电荷释放到油箱的结构上。

### 1.3.2 点火源防护设计指南

通过对 AC 25.981-1C 的理解,在燃油箱点火源防护设计时,应有如下主要原则:

(1) 进入燃油箱内进行温度监控和油量指示的电缆应该最少。

(2) 泵的供电线路布置,燃油泵的布置应该确保泵的供电线路位于燃油箱的外面。

(3) 泵的进口位置,应该考虑的设计特征是确保泵进口的位置在整个飞行包线内都被燃油所覆盖。

(4) 电缆。

本质安全的电缆:把燃油箱的电缆和电路与飞机上其他的电缆和电路进行隔离和屏蔽;安装瞬态抑制设备 (TSD),阻止不可预期的电能进入油箱。

高能电缆 (包括所有非本质安全的电缆):使用双层导管、厚壁面导管和/或快速反应的地面故障中断器 (GFI)。

电缆间隔:燃油箱内本质安全的电缆必须与其它电缆进行有效隔离,具体规定建议可参考 AC 25.1701-1<sup>[5]</sup>。

(5) 燃油箱内银的使用。燃油箱内一般不允许使用银或镀银的电气组件,因为燃油箱内会形成硫化物,从而成为点火源。如果在燃油箱内的电气组件或电缆上使用了银,应该定义为关键构型控制限制项目。

## 2 点火源防护的相关验证

### 2.1 防爆鉴定试验

由 AC 25.981-1C 可知,任何燃油箱里面或邻近燃油箱的组件必须经过相关鉴定确保在正常和预期的失效情况下,易燃性蒸汽点燃不会发生。RTCA Document DO 160<sup>[6]</sup> 和 MIL-STD-810<sup>[7]</sup> 均有部件防爆鉴定的标准和方法。

总之,位于油箱里面或者附近的部件,即有易燃液体或者蒸汽存在的地方,部件均应有防爆试验或者分析鉴定。

### 2.2 电磁(闪电)防护鉴定

由 AC 25.981-1C 亦知,油箱内可能会由于电弧或者电火花引起燃油箱点燃,其中电弧或者电火花主要是在飞机遭遇闪电效应的时候产生,设计时应充分考虑油箱内部部件可靠的电搭接,保证有多重电搭接通路。

同时,AC 25.981-1C 建议,为了验证闪电时油

箱结构内是否有电弧或者火花存在,须通过相关试验进行测试。试验级别分为飞机级、系统级、部件级等闪电效应试验,试验类型又可以分为闪电直接效应试验和闪电间接效应试验。

关于燃油系统及结构闪电效应试验程序可参考 ARP 5416<sup>[8]</sup>。

### 2.3 检查确认及定期维护

对某些燃油箱系统点火源防护特征的有效性进行验证,如油箱内部件的安装、油箱内或附近线缆安装的间距等,必须通过符合性方法 7(MOC7)机上检查进行确认。

对于某些关键点火源防护特征的构型必须进行控制,即规定相应的关键设计构型控制限制(CD-CCL)指示说明,保证点火源防护特征的完整性。

对所有和点火源相关的防护特征必须进行定期检查维护(如 MSG-3 分析任务),保证点火源防护特征的不退化,不降级。

## 3 结论

本文通过参考相关 FAA 咨询通告,对飞机燃油箱点火源防护的符合性分析及相关验证进行了研究,主要有:

(1) 逐条归纳出条款的符合性分析方法;

(上接第 61 页)

### 3.3 航材管理

航材管理包括航材查询和航材需求管理。

图 5 为航材查询页面,操作人员能查询一个或多个航材在不同仓库或多个仓库中的累计数量。

航材需求汇总是从航材角度将不同非单中缺少的同牌号的航材汇总在一起。其中,针对每款牌号航材,系统罗列了缺件数量、库存航材参考数量、该航材首次需求截止日期等信息,让航材处理人员能从全局的角度安排航材的采购、借贷等工作。同时,系统还提供了针对被需求航材的非单所在阶段的查询,让航材处理人员能在了解缺件航材重要性的前提下,妥善安排航材的采购和借贷工作。航材入库时,系统能及时获取该入库信息,并将该航材入库引起的后续行为提醒给非单管理人员。

## 4 结论

通过与航空公司进行业务调研,使用 Delphi 及

(2) 总结出燃油箱点火源防护要求及设计指南;

(3) 总结出点火源防护的试验验证方法;

(4) 归纳出编制持续适航文件的原则和思路。

### 参考文献:

- [1] AC 25. 981-1C, FUEL TANK IGNITION SOURCE PREVENTION GUIDELINES, Sep 19, 2008.
- [2] ANMPolicy Statement on Process for Developing SFAR 88-related Instructions for Maintenance and Inspection of Fuel Tank Systems, October 6, 2004.
- [3] AC25. 981, FUEL TANK FLAMMABILITY REDUCTION MEANS, Federal Aviation Administration, Sep 19, 2008.
- [4] AIR1662, Minimization of Electrostatic Hazards in Aircraft Fuel Systems, Dec, 2007.
- [5] AC 25. 1701-1, Certification of Electrical Wiring Interconnection Systems on Transport Category Airplanes, Dec 4, 2007.
- [6] RTCA Document DO-160F, Environmental Conditions and Test Procedures for Airborne Equipment, Dec 6, 2007.
- [7] MIL - STD - 810E, Explosive Atmosphere, September 1, 1993.
- [8] ARP 5415, Aircraft Lightning Test Methods, March, 2005.

Oracle 数据库建立了适用性强的非例行维修系统平台。此平台和航空公司已有的例行维修系统、航材系统等机务维修管理系统能有效地结合。

本系统为航空公司非例行维修的有效管理提供了信息化的手段。实际运行结果表明,本系统可以对航空公司的维修管理进行有效地控制,缩短维修时间、降低维修成本、提高协同工作效率、降低航材采购成本,形成机务特有的维修专家及时响应系统。

### 参考文献:

- [1] 咨询通告 AC-121-53 民用航空器维修方案.
- [2] 咨询通告 AC-121-66 维修计划和控制.
- [3] 咨询通告 AC-145-12 航空器机体项目维修类别限制.
- [4] 陈曙光. 维修计划与维修资源[J]. 中国民用航空, 2011, 121(1): 69-71.