

民用飞机冷却降燃方案的局限性研究

Research on the Limitations of Cooling Mechanism Based on FRM for Civil Aircraft

张 斌 / 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:

民用飞机降低燃油箱可燃性设计是燃油箱防爆设计的一个重要方面,有必要对其开展相关研究。通过对民用飞机燃油箱 25.981 适航条款要求的解读,总结了适航对燃油箱可燃性要求以及对应的降低燃油箱可燃性措施(FRM),并对基于冷却降燃方案的适用性进行分析研究,研究结果表明该方案在实际应用中具有一定局限性,尤其是无法满足位于机身内非主燃油箱的可燃性适航要求。

关键词:民用飞机;防爆;可燃性;FRM;冷却

中图分类号:V228.1

文献标识码:A

[Abstract] The fuel tank flammability reduction means design for civil aircraft is an important part of fuel tank explosion proof design, it is necessary to carry out the related research. By studying the 25.981 airworthiness requirements for civil aircraft, this paper summarizes the fuel tank flammability requirements and the corresponding FRM (flammability reduction means), and also studies the applicability of cooling mechanism based on FRM. The results show that this concept has some limitations in actual application, especially it can't meet flammability airworthiness requirement for the fuel tank within the fuselage configuration.

[Key words] civil aircraft; explosion prevention; flammability; FRM (flammability reduction means); cooling

0 引言

1996年7月17日,美国环球航空800号班机(TWA 800)因燃油箱点燃发生空中爆炸,机上人员全部遇难。

通过美国国家运输安全委员会多年的调查研究,发现事故起因是不明点火源引起中央油箱爆炸,鉴于此类飞机(类似波音747)的中央翼燃油箱经常是空的,位于机身内,且油箱下壁板附近有环控系统的高温组件,散热效果很差,故在起飞爬升阶段油箱内油气温度很快进入可燃区间,加之油箱内存在潜在点火源^[1-2],大大增加了燃油箱爆炸的概率,如图1所示。

最终,FAA通过大量研究认为:传统的非加热铝制机翼油箱的安全性水平可以接受,该类燃油箱的机队平均可燃暴露率(FAFE)约为3%左右,而对于部分或者全部位于机身内、常空的燃油箱(非主

燃油箱),其可燃暴露率必须在热天条件下地面和爬升阶段都满足3%才可以接受,条件极为苛刻,通常需要增加用于降低可燃性的措施(FRM)才能满足要求。

因此,针对FRM的选择及设计是燃油箱防爆设计一个重要方面,目前航空界通常采用惰化系统的FRM方案满足条款要求;冷却系统也属于FRM,但是该方案尚无相关实际应用,为了分析相关限制原因,有必要从本质上研究冷却方案的局限性机理。

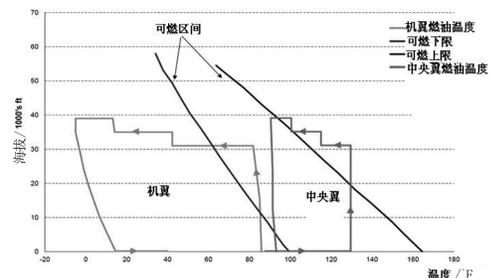


图1 不同类型燃油箱可燃趋势示意图

2 适航条款要求及解读

2.1 可燃性要求

由 FAR25.981 条款^[3] 内容可知,若通常是空的(非主燃油箱)、位于机身内的燃油箱(条件缺一不可),其可燃性应满足 25.981 附录 M25.1 热天小于 3% 的要求;若不是上述类型燃油箱,其可燃性指标要求为 FAFE 小于 3% 或者等效传统的非加热铝制金属机翼油箱的可燃性,取大者。

参考 AC25.981-2A^[4] 可知,FAA 针对不同类型、不同取证时间段的飞机(如在役飞机、改装飞机、新设计飞机),可燃性要求有细微的差别,但本质的安全性要求水平是一致的,如表 1 所示。

表 1 不同飞机类型及燃油箱类型的可燃性适用标准^[4]

受影响飞机	类别 (审定、项目,包括 ATCs, STCs)	适用条款	机队可燃暴露要求	
			常空油箱并且有位于机身内的部分	其它类燃油箱
所有 25 部运输类飞机	将来新申请 TC 的飞机	§ 25.981 (b)	附录 M (可燃性 ≤3% 及暖天 ≤3%)	3% 或等效为传统的非加热铝制机翼油箱,取大者;
涡轮发动机的运输类飞机,最大载客量 ≥30 或最大商载 ≥7500lb	2001 年 6 月 6 日后提出 TC 申请并且尚未取得 TC 的飞机	§ 26.37		
	针对常空燃油箱的在审项目或者未来申请 STC 或 ATC 的飞机	§ 26.35 (d)(2)		
	未来申请 STC 或 ATC 的飞机,如果改变了现有燃油箱容量	§ 26.35 (d)(3)		
	生产开始(2010.9.19 之后)	§ 26.39 (波音) & Ops rules (空客)		
机队改装		§ 26.33 (c) & Ops rules	如果可燃性 > 7%, 附录 M 适用,需将可燃性降至机队可燃性 ≤3% 及暖天 ≤3%	可燃性 ≤7%

2.2 FRM

针对不能满足可燃性要求的燃油箱,为了满足适航要求,飞机燃油箱需要采用 FRM, FAA 在 125 修正案或 AC25.981-2A^[4] 中对 FRM 的方式或种类有说明,如惰化系统、降温、增压等。

FAA 在 FAR25.981^[3] 附录 M 中对 FRM 有相关的设计或维护要求,如可燃性、可靠性、性能、维护、持续适航等方面。

参考目前全球民机研制项目案例,针对机身内非主燃油箱,除了辅助燃油箱采用增压满足附录 M25.1 的可燃性要求外,全部采用惰化系统满足附录 M25.1 的可燃性要求。针对复合材料外翼燃油箱,也采用惰化系统满足 25.981(b) 条的可燃性要求,故目前除了惰化系统和增压油箱外无其它实际应用的 FRM。

鉴于部分新设计飞机燃油箱构型的特殊性,如燃油箱为主油箱构型,且部分隔舱位于机身内,由 25.981 条款(b)(2) 可知,此类燃油箱无需满足附录 M25.1 热天 3% 的可燃性要求,促使工业界再次考虑将 FAA 曾提及并研究过的 FRM——冷却方案纳入研究范畴,因为冷却方案的特点是架构简单,重量、经济性、维护性相比惰化系统均要好很多。

虽然基于冷却的 FRM 优点很多,但其适用性非常有限,仅适用于少数飞机,而其它燃油箱构型(机身内、非主燃油箱)的工程应用存在局限性。

3 冷却降燃方案的局限性

由 FAR25.981 条款可知,针对位于机身内的非主燃油箱,附录 M25.1 要求在热天情况下地面、爬升阶段也要满足可燃性低于 3% 的要求。在蒙特卡罗分析中,燃油箱可燃性就是各阶段燃油处于可燃区间的时间和各阶段历经总时间的比值。

下面主要从热天条件下蒙特卡罗分析的机理解释冷却方案的局限性原因。

3.1 可燃区间

蒙特卡罗分析^[3] (25.981 条款附录 N) 中关于可燃区间的定义为:

(1) 海平面的 LFL = 海平面燃油闪点温度 - 5.56°C (10 °F)。随高度增加,每 246m (808 ft) LFL 下降 0.56°C (1 °F)。

(2) 海平面的 UFL = 海平面燃油闪点温度 + 35.28°C (63.5 °F)。随高度增加,每 156m (512ft)

UFL 下降 0.56°C (1°F)

其中,蒙特卡罗分析程序中,燃油的闪点温度选择是呈正态分布,平均闪点温度是 120°F ,标准差为 8°F 。典型的可燃区间示意图如图 2 所示。

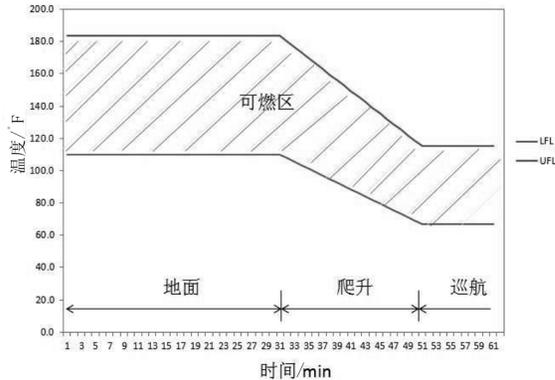


图 2 典型的可燃区间图(温度 VS 时间)

3.2 热天燃油温度特性

由蒙特卡罗分析程序可知^[5],热天的标准就是地面气温超过 80°F (约 27°C 的天气条件,程序在每次运行时,随机选取地面气温,而附录 M25.1 热天的可燃性计算中只分析地面气温大于 80°F 的航段子集,同时若随机选取的地面气温超过飞机手册中最大允许放飞温度(OAT limit),则按 OAT 定义值计算。飞机通常的 OAT 限制温度为 130°F 左右(约 55°C)。

综上所述,蒙特卡罗评估程序随机选择的热天条件(即燃油初始温度)均大于 80°F ,小于 130°F ,而这个范围内的燃油温度已经有很大一部分跨入可燃区间,即初始的燃油就是可燃的,如图 3 所示。

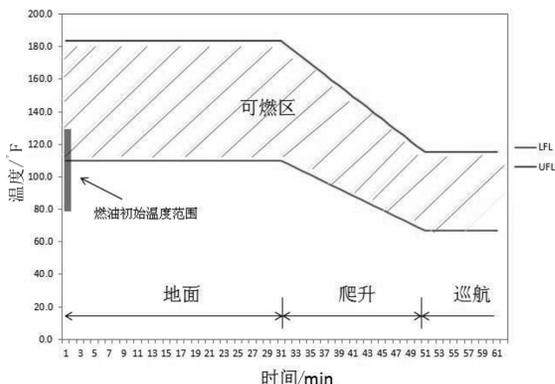


图 3 热天条件下蒙特卡罗定义的燃油初始温度

3.3 可燃时间限制

由蒙特卡罗分析程序可知^[5],模拟不同航段飞行时,不同航段对应的地面、爬升时间也是不同的,程序计算采用的时间分别如图 4、表 2 所示。

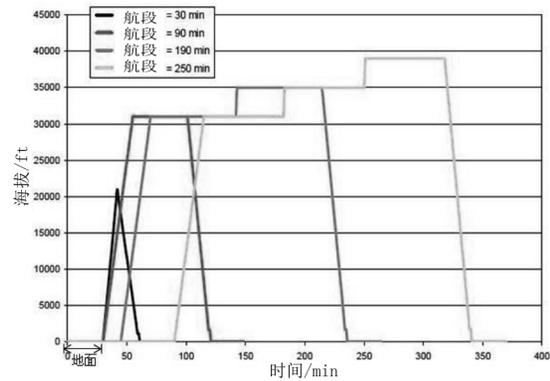


图 4 不同飞行剖面各阶段时间分布

表 2 不同飞行剖面/发动机数量的爬升时间分布

发动机数量	任务距离(占绝对最大航程的百分比)					
	<20%	<40%	<60%	<80%	<100%	100%
2	20	20	30	30	35	35
3	25	30	35	35	40	40
4	25	35	40	40	45	50

由上可知,譬如针对支线飞机(下文均以此类飞机为例进行说明),蒙特卡罗分析中模拟的绝大部分航段在地面的工作时间为 30min,爬升时间也约为 30min。

由条款要求可知,必须在地面或爬升的时间段内,处于可燃的时间占总时间比小于 3%,即在地面的 30min 内允许的可燃时间为 $30\text{min} \times 3\% = 0.9\text{min}$;爬升阶段同样允许约 0.9min 的可燃时间,可见只有这两个阶段的绝大部分时间内燃油不可燃,才可能满足条款要求。

3.4 局限性机理分析

3.4.1 地面阶段

冷却方案的原理即通过换热将目标燃油箱内的燃油温度降至可燃下限以下。

由章节 3.3 可知,为了满足附录 M25.1 热天可燃性要求,相当于必须将每次航段中地面/爬升的可燃时间控制在不到 1min 的时间内。

因为小型飞机的油箱容量较小,分析结果更具有参考意义,故以某支线飞机机身内燃油箱为例说明,假设及计算条件如下:

(1) 机身内燃油箱为非加热燃油箱,即无内热源;

(2) 热天条件为 120°F (燃油初始温度);

(3) 燃油箱油量为 3 600kg;

(4) 燃油比热 $2\ 000\text{J}/\text{kg} \cdot \text{K}$;

(5) 在 1min 内降至可燃下限,即温降 10°F (5.5°C)。

由传热学计算公式 $Q=C \cdot M \cdot \Delta T^{[6]}$ 计算可知,降温需要的冷却功率为 660kW。

绝对理想条件下(换热效率为 1),660kW 的冷却功率约是普通家用空调冷却功率(约 5kW)的 132 倍,是小型飞机的空调最大冷却功率(15kW)的 44 倍,是常规机场空调车最大冷却功率(110 冷吨,约 375kW)的 1.8 倍。而实际换热效率肯定小于 1,若燃油箱有内热源、燃油量更大时,需要的冷却功率则更大。

由以上计算可知,上述冷却功率需求飞机上无法提供,即使通过地面辅助设备在实际应用中也是不易实现的。况且,即使有充足冷源,受飞机燃油箱构型限制,也无法在如此短暂的时间内实现超效率换热。

综上,地面阶段,通过冷却方案的 FRM 将“高温”燃油在规定的时间内降至可燃区间以下,在实际飞机上不易实现。

3.5.2 爬升阶段

以某支线飞机机身内燃油箱为例说明爬升阶段需要的冷却功率:

(1) 燃油量为 3 600kg;

(2) 燃油比热 $2\,000\text{J}/\text{kg} \cdot \text{K}$;

(3) 由可燃下限曲线变化率可知,每分钟闪点温度变化率为 1.2°C 。

为保证飞机在爬升阶段燃油温度时刻低于可燃下限,其下降率和闪点温度的下降率至少应一致,即每分钟温降应至少为 1.2°C 。

由公式 $Q=C \cdot M \cdot \Delta T$ 计算可知,为保证飞机在爬升阶段燃油温度的下降率,每分钟需要的冷却功率为 144kW。

由于飞行中,冷源通常由环控系统提供。以该型支线飞机自带的环控系统空调组件的制冷能力为例进行分析:

(1) 假设爬升开始阶段,燃油温度为可燃下限温度 110°F (43.3°C);

(2) 空调冷气出口温度为 20°C ;

(3) 全部冷气流量为 $40\text{kg}/\text{min}$;

(4) 空气比热 $1\,000\text{J}/\text{kg} \cdot \text{K}$;

(5) “空气-燃油”换热为绝对理想条件(换热效率为 1)。

同样由公式 $Q=C \cdot M \cdot \Delta T$ 计算可知,完全理想情况下,空调冷气提供的最大冷却功率为 15.5kW。

可见,即使该飞机全部冷源按绝对理想条件进行冷却(15.5kW),也远不能满足燃油的温降需求(144kW),故飞行阶段,通过冷却方案的 FRM 将燃油温度降至可燃区间以下,也不易实现。

4 热天可燃性满足途径

4.1 油箱控温增压

由 AC25.981-2A 可知,针对位于增压区的辅助燃油箱,通常采用客舱引气转输燃油。另由环控压调系统设计规范可知,客舱内的气体压力在 8 000ft 以上压力恒定不变,故辅助燃油箱内的气相空间压力在 8 000ft^[4] 上也恒定不变,鉴于闪点和压力高度变化直接相关,故燃油箱内燃油的闪点下降幅度相比普通开式燃油箱变化很小,如图 5 所示。

另外,在针对机身内油箱(辅助燃油箱)的蒙特卡罗分析,燃油初始温度为此油箱周围的环境温度,而辅助燃油箱的周围环境温度与客舱接近,通常约为 75°F (24°C),由图 5 所示,整个航段内燃油温度几乎不可能进入可燃区间,故此类燃油箱可以很容易满足附录 M25.1 热天的可燃性要求。

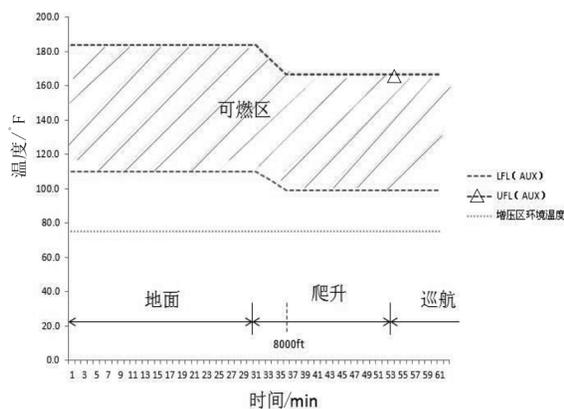


图 5 典型的增压油箱燃油可燃区间图

4.2 加装惰化

由本文 2.2 节可知,目前针对机身内的非主燃油箱(除辅助燃油箱外),全部采用惰化系统满足附录 M25.1 热天的可燃性要求。

惰化系统的工作原理是通过控制燃油箱内气相空间氧气浓度低于可燃浓度要求(通常规定为 12%)达到降燃目的。

(下转第 32 页)

flight performance [J]. Progress in Aerospace Sciences, 2008, 44: 192-236.

[3] Bradley M K, Dronney C K. Subsonic Ultra Green Aircraft Research: Phase I Final Report [R]. United States: NASA/CR, 2011: 56-57.

[4] ALR Aerospace. APP-Aircraft Performance Program [EB/OL]. [2014-2-18]. <http://www.darcorp.com/Software/APP/>.

[5] 李晓勇, 薛飞. 软件复用技术在科学计算软件中的应用研究[J]. 航空计算技术, 2007, 37(1): 91-94.

[6] 张帅, 余雄庆. 中短程客机总体参数敏感性分析[J].

航空学报, 2013, 34(4): 809-816.

[7] 张帅, 余雄庆. 客机航线性能分析的分段解析方法[J]. 飞行力学, 2012, 30(6): 502-506.

[8] 丁兴国, 陈昌荣. 民航运输机飞行性能与计划 [M]. 北京: 清华大学出版社, 2012: 67-68.

[9] 胡晓冬, 董辰辉. MATLAB 从入门到精通 [M]. 北京: 人民邮电出版社, 2010: 306-310.

[10] Boeing Company. 737 Airplane Characteristics for Airport Planning [EB/OL]. [2015-5-1]. <http://trid.trb.org/view.aspx?id=612944>.

(上接第 20 页)

同样由本文 3.3 节可知, 为了满足附录 M25.1 热天的可燃性要求, 无论采用何种 FRM, 必须将每次飞行地面/爬升阶段的可燃时间控制在不到 1min 或者更短的时间内。故即使加装了惰化系统, 也必须保证在如此短的时间内将油箱内氧气浓度从外界大气的 21% 降至不可燃的 12%。

由惰化系统的核心部件空气分离模块 (ASM) 工作原理可知^[7], ASM 本身要达到预期分离性能需要一定预热时间, 通常至少数分钟; 而为了使得整个燃油箱内氧气浓度从 21% 降至 12%, 则需要更长时间。可见, 即使加装了惰化系统, 若将燃油箱内氧气浓度每次均从 21% 降至 12%, 显然从时间上不可能满足条款要求。

为了解决上述问题, 目前民机的惰化系统采用和燃油箱通气系统交联设计解决方案, 可以保证惰化系统初始工作过一次后, 即使飞机过夜停放, 隔天飞行前油箱内氧气浓度仍然能控制在 12% 以下, 即每次飞行前的燃油箱是不可燃的, 才能满足条款苛刻的要求。典型的燃油箱内氧气浓度分析如图 6 所示。

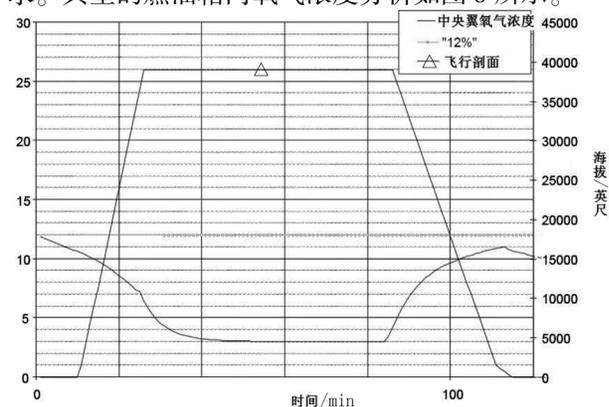


图 6 燃油箱内氧气浓度分析示例

5 结论

通过对民用飞机燃油箱 25.981 适航条款要求的解读, 归纳出适航对燃油箱可燃性的要求以及对应降低燃油箱可燃性的措施, 结论如下:

(1) 燃油箱可燃性的要求和燃油箱构型相关, 其中针对位于机身内的非主燃油箱要求更严酷, 需满足附录 M25.1 热天的可燃性要求;

(2) 降低燃油箱可燃性方法有加装惰化系统、降低燃油温度、燃油箱增压等多种措施;

(3) 基于冷却的降燃方案适用性非常有限, 无法满足位于机身内非主燃油箱构型的可燃性要求;

(4) 分析表明只有通过加装惰化系统或燃油箱增压才能满足热天可燃性要求。

参考文献:

[1] AC 25.981-1C. Fuel Tank Ignition Source Prevention Guidelines [S]. Sep 19, 2008.

[2] 张斌, 周宇穗, 王澍, 周伟. 民用飞机燃油箱点火源防护符合性分析及验证研究 [J]. 民用飞机设计与研究, 2013, 3: 62-66.

[3] FAR-25 (Amendment 125). Reduction of Fuel Tank Flammability in Transport Category Airplanes [S]. July 9, 2008.

[4] AC 25.981-2A. Fuel Tank Flammability Reduction Means [S]. Sep 19, 2008.

[5] DOT/FAA/AR-05/8. Fuel Tank Flammability Assessment Method User's Manual [S]. May, 2008.

[6] 杨世铭, 陶文铨. 传热学(比热) [M]. 北京: 高等教育出版社, 1998.

[7] SAE ARP6078. Aircraft Fuel Tank Inerting Systems [S]. Oct 1, 2012.