

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2017.11.042

飞机燃油系统结冰飞行试验技术

韩斌*

中国飞行试验研究院, 陕西 西安 710089

摘要: 国外曾发生过多起军用运输机失事事件, 最终经调查是因燃油系统结冰所导致的。低温和燃油中的水分是燃油系统结冰的两大因素。飞机的某些飞行剖面趋向于低温的形成和水分在燃油中聚集, 更容易形成结冰条件。适航当局认可通过实验室台架试验和飞行试验进行验证。由于飞行试验成本高、组织实施条件复杂, 西方国家也鲜有燃油系统飞行试验的相关记录。但是飞行试验仍然可以提供最接近真实的试验条件, 对研究结冰现象背后的机理有演示验证作用。以相关适航标准和航标的条款为基础, 分析确定燃油结冰试验的主要影响因素, 制定和研究相应的飞行试验方法和试验技术, 这些对今后同类型飞机具有适应性。

关键词: 燃油结冰; 飞行试验; 适航标准; 溶解水; 航空燃油

中图分类号: V228.1 **文献标识码:** A **文章编号:** 1007-5453 (2017) 11-0042-05

航空燃油中的水污染是一个普遍存在的现象。对于大型运输类飞机, 因其飞行任务剖面和燃油系统特点等多方面因素的影响, 使油箱燃油中的水分存在结冰的风险, 危及飞行安全。

燃油系统结冰所导致的灾难性飞行事故在国际航空史上有多次记录。1958年, 在美国南达科他州, 一架大型飞机由于供油管路存在结冰现象, 从而导致三台发动机失去动力而失事^[1]。2008年1月, 一架隶属于英国航空公司的国际航班在经历10多个小时飞行后, 在飞抵英国希思罗机场降落前, 左右两翼发动机均突然失效, 飞机迫降在距离跑道大约150m的地方。调查认为是由于飞机出现了燃油结冰的状况, 阻塞了发动机供油管路。

系统设计与适航标准的符合性最终需要通过试验进行验证, 过度宽松的试验标准无法充分验证系统的安全性, 过于严格的试验标准又将导致过度设计, 增加研制成本, 甚至难以获得满足适航标准的试验结果。结冰对燃油系统的影响较为复杂, 试验中影响因素众多, 结冰形成的过程具有一定的不确定性, 而且飞行试验验证方法不成熟。国外对飞机燃油系统结冰现象的认识较早, 对其成因和作用机理开展了

很多研究工作, 在系统设计和地面台架试验验证方法上都有比较完整的体系支撑, 虽然有关燃油结冰试验的公开资料比较少见, 但是根据国外航空业的发展情况, 从侧面不难看出设计和试验体系是比较成熟的且为适航权威机构所认可的。国内对这一领域关注相对较晚, 对于燃油结冰现象尚属于摸索阶段, 在某型支线客机研发过程中, 为了取得适航认证, 委托国外专业机构承担燃油结冰地面台架试验验证。随后, 国内某试飞机构开展了关于航空燃油饱和状态水含量的相关研究, 同时开展了燃油饱和状态制备技术探索。随着国内运输类飞机的迅速发展, 迫切需要研究合适的燃油结冰飞行试验方法和试验手段等问题。本文在燃油结冰现象理解的基础上, 对影响试验的关键因素进行分析, 通过开展燃油系统结冰飞行试验, 获得真实有效的试验结果, 对于今后形成燃油系统结冰飞行试验标准具有重要意义。

1 航空燃油中的水分

1.1 航空燃油中水的来源

飞机在服役期间, 有多个环节都有可能将水分带入燃油箱。第一, 油料在生产、运输、贮存过程中带入微量的

收稿日期: 2017-07-12; 退修日期: 2017-07-21; 录用日期: 2017-10-26

* 通信作者. Tel.: 13088960810 E-mail: 707186559@qq.com

引用格式: HAN Bin. Flight test method for airplane fuel system icing [J]. Aeronautical Science & Technology, 2017, 28 (11): 42-46. 韩斌. 飞机燃油系统结冰飞行试验技术 [J]. 航空科学技术, 2017, 28 (11): 42-46.

水分,向飞机油箱加注时进入燃油箱,燃油加注到飞机油箱之前,应经过二级过滤,使进入的水量得以控制,按照标准要求经过过滤的燃油中含有的游离水不得超过 15ppm; 第二,飞机在地面长时间停放,昼夜温差变化使燃油箱内外产生压差,再平衡过程中发生的气体流动,使外界环境中的水汽进入油箱,随时间积累沉积在油箱低点; 第三,大气压力随海拔高度的梯度分布,使飞机下降过程中,为配平燃油箱内外压力差而发生的气体流动,外界大气沿通气系统进入燃油箱。

平衡燃油箱内外压差时进入油箱的水量受多种因素影响,其中最主要的因素包含:燃油箱内外压差大小、燃油箱体积、外界大气含水量等。进入油箱的水量与油箱内外压差、燃油箱体积和大气含水量成正比。因此,受油箱压力平衡效应的影响,具有较大油箱容积的运输类飞机更易于面临燃油结冰的问题。

1.2 水在航空燃油中的存在形态

根据水分在燃油中的存在形态,可以将其主要分为两种类型:溶解水和非溶解水。非溶解水根据其体积大小又可以分为游离水和悬浮水。游离水通常是指由于聚集而沉淀在油箱底部的水,它与燃油由一个连续界面分开。悬浮水是指以微小颗粒状悬浮于燃油中的小水珠^[2]。

燃油中溶解水的量主要取决于燃油的温度和水在燃油中的溶解度,溶解水相对油箱燃油中潜在的总水含量只是一小部分。游离水受到机械扰动或者溶解水由于燃油温度降低析出均可能形成悬浮水。悬浮水经长时间静置将会沉积下来并在油箱底部低点汇聚成游离水。燃油中的水分会随着温度变化而导致其存在形态的变化。通常认为,在略低于水的冰点附近,燃油中的水分开始形成冰晶,温度进一步降低,冰晶开始易于附着而在油箱内部结构形成冰,当温度低到一定程度,燃油中冰晶变大,对滤网、过滤器和节流孔等细隙构成一定影响。

2 适航条款及验证方法

为了解决燃油中水分结冰的情况,在飞机燃油系统设计和维护时,会采取相应的措施,比如,第一种在飞机加油车上安装水分过滤装置,降低随加注燃油而进入飞机油箱的水分; 第二种在飞机各组油箱较低的位置布置除水装置,将水分带入供油系统并由发动机燃烧掉,并设置沉淀阀,定期排放油箱内聚集的水分; 第三种对供油系统所带有油滤装置的,应设计旁路,在油滤堵塞的情况下打开旁路,降低供油中断的可能性。以上方法均可以在一定程度上缓解水

分对燃油系统的影响,但是,并不能从根本上消除燃油系统结冰的危害。

由中国民用航空局颁布的 CCAR25 《运输类飞机适航标准》第 25.951 (c) 条款规定了燃油系统结冰要求,条款规定“用于涡轮发动机的燃油系统在使用下述状态的燃油时,必须能够在其整个流量和压力范围内持续工作: 燃油先在 27℃ (80 ℉) 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。”^[3] 在 GJB2022 《飞机燃油系统安装和试验要求》中第 4.15 项“燃油系统结冰”的一般要求,“燃油系统的设计应考虑避免系统中出现结冰的部位,或结冰对系统工作不造成危害。当系统内为 27℃ 含饱和水分的燃油,在燃油温度低至 -11℃ 及飞行中可能达到的最低温度时,燃油系统应能正常工作。在上述温度条件下,当系统内燃油含有 0.2mL/L 的游离水时,系统应在不危及飞机安全的情况下连续工作,至少应满足飞行中所需的发动机最小功率状态下,维持不少于 30min 供油。”^[4]

由于通过飞行试验进行燃油结冰试验评估具有相当的难度和风险,并且 CCAR25 部第 25.952 条 (a) 款规定“必须用分析和适航当局认为必要的试验”表明其符合性,国内外运输类飞机在适航认证过程中也采用分析方法再辅以部件试验和系统级台架试验来表明符合条款要求也是被认可的。系统级、部件级试验方法多以美国自动化机械工程协会 SAE ARP1401 和 SAE AIR790C 为指导,并为业界所广泛接受,其方法见表 1^[5]。

参考适航当局对条款的解释,一般认为结冰试验本质上是为了防止燃油系统供油的中断,而不是要求工作不受到任何限制,因此该项条款的合格判据是系统能够“持续”工作,而不是“连续”工作,即只要求燃油系统的工作在能够保证安全飞行所需的功率下维持发动机运转。

表 1 燃油系统结冰实验室模拟试验状态表

Table 1 Test conditions for fuel system icing rig simulating test

系统级连续工作 试验 90~130ppm	试验燃油温度 持续时间	-2℃ ± 1℃ 25% t_{max} ^②	-11℃ ± 1℃ 50% t_{max}	$T_{min} \pm 1℃$ ^① 25% t_{max}
系统级应急工作 试验 288ppm	试验燃油温度 持续时间	-2℃ ± 1℃ 30min	-11℃ ± 1℃ 30min	$T_{min} \pm 1℃$ 30min
部件级试验 618ppm	试验燃油温度 持续时间	-2℃ ± 1℃ 25% t_{max}	-11℃ ± 1℃ 50% t_{max}	$T_{min} \pm 1℃$ 25% t_{max}

注 ① T_{min} 为飞行中所遇到的最低燃油温度,且不低于飞机所允许的最低燃油温度; ② t_{max} 为飞机的最大续航时间。

3 燃油结冰试验用油的制备

燃油结冰试验时燃油中的水含量等级直接影响试验结果,燃油饱和状态下水含量 δT 与温度 T 有关。过少的水分达不到预期的试验条件,不能达到验证的目的;过量的水会导致试验条件过于苛刻,既不能代表飞机实际使用中可能遇到的典型情况,也有可能系统不必要的过度设计。通过正常程序加注到飞机上的燃油中含有的水分较少,燃油结冰试验需要在燃油加入飞机油箱前进行调制,以均匀增加水含量。

配制含水燃油的设备如图 1 所示,具体制备方法如下:

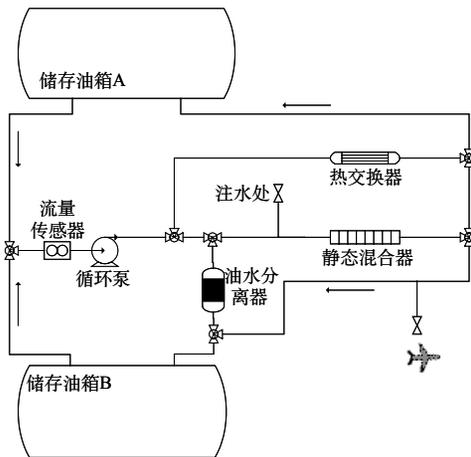


图 1 燃油结冰试验用油制备示意图

Fig.1 Schematic diagram of fuel conditioning system for fuel icing test

(1) 将未添加防冰添加剂的燃油置于储存油箱 A, 构建燃油加温回路, 利用水浴加温回路对燃油进行加热循环, 直到燃油温度被加热到 27°C 。

(2) 构建饱和燃油配制回路。燃油在配水管路内进行循环, 利用喷嘴注水, 注水总量按每升燃油 1mL 水的比例加注, 注水流量根据燃油循环流量计算确定。当全部的水注入燃油后, 应继续循环以确保完全混合。

(3) 使燃油经过油水分离器管路, 分离多余的水分, 这时储存油箱 B 内的燃油应处于饱和状态。测量储存加油车油箱内的含水量应不低于 90ppm , 也不应比该燃油在 27°C 时饱和状态的含水量高 15ppm 。

(4) 构建过饱和和燃油配制回路。燃油在配水管路内进行循环, 利用喷嘴注水, 注水总量按每升燃油 0.2mL 水的比例加注。注水流量根据燃油循环流量计算确定, 所有的水应在试验油箱中燃油温度降到 7°C 而使溶解的水明显析出前加完^[5]。

4 飞行试验方法

结合适航标准对燃油系统结冰的要求和条件, 并对比

相关标准系统级地面台架试验方法, 制定燃油结冰飞行试验方法并进行试验。飞行任务应建立机载数据遥测系统, 将飞行状态、各系统工作状态和发动机工作状态等发送至地面站实时远程监控, 监控参数至少包括飞行高度、飞行速度、大气温度、油箱燃油温度、供油泵后供油压力、发动机增压泵入口供油压力、供油流量、发动机转速等。具体试验方法如下:

(1) 配制试验用含水燃油。使燃油达到 27°C 且含水量达到饱和, 取样检测, 每升燃油中再加入 0.2mL 的游离水。将配制的含水燃油加注到飞机燃油箱, 燃油加注后飞机应尽快起飞。

(2) 飞机在外界大气温度最低、续航时间最长以及飞机系统中燃油加热值最小的典型飞行剖面进行长时间飞行。

(3) 典型高度下, 燃油结冰前后, 被试发动机以中间状态、额定状态稳定工作, 录取供油系统状态参数, 检查发动机工作情况。

(4) 飞机下降高度返场, 在机场上空进行着陆-复飞, 录取供油系统状态参数, 检查发动机的工作情况。

5 试验结果分析

飞机按照典型任务剖面进行飞行, 起飞后发动机以额定状态爬升, 在巡航高度长时间飞行, 燃油温度持续降低, 燃油结冰试验的燃油温度、供油压力等时间历程曲线如图 2 所示, 具体试验结果如下:

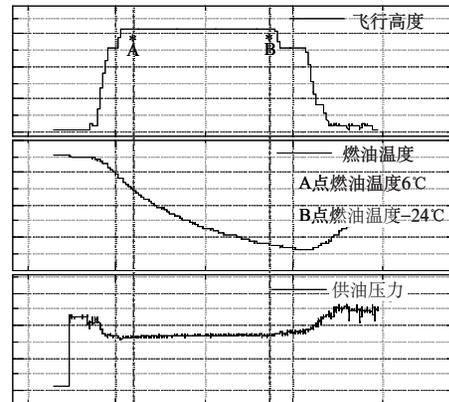


图 2 飞行剖面历程曲线

Fig.2 Flight profile envelop

(1) 燃油温度加温至 31.9°C 并使含水量达到饱和, 对储存油箱内饱和和燃油取三个样本, 采用卡尔费休法检测含水量均大于 100ppm 。

(2) 在巡航高度, 大气温度最低 -52.7°C , 平均温度 -50.8°C , 飞机外侧机翼油箱燃油温度逐渐降低, 从 -2.0°C 开始计时, 飞行 52min 后油温降至 -18.0°C , 在 -19.0°C 以下, 保持在巡航高度继续飞行 32min 。飞行中燃油中的水含量在 $\delta T \sim 288\text{ppm}$

范围之内,且随着飞行时间的增长,燃油温度持续降低,燃油中的溶解水持续析出,在最低燃油温度时溶解水含量达到最小值。飞行后对油箱中燃油取样检测水含量小于 30ppm。

(3) 飞机爬升至巡航高度进入长时间平飞航段之前,发动机分别以中间状态工作 1min,再推至额定状态工作 1min。飞机供油压力 (PF4)、燃调压力 (PFC4)、燃油流量 (Qfe)、油门杆角度 (PHI4) 历程曲线如图 3 所示。长时间平飞后,试验油箱燃油温度 -24°C ,重复试验一次,历程曲线如图 4 所示。飞行过程中,发动机供油压力随飞行高度变化而明显改变,在巡航高度长时间飞行,供油压力基本稳定。受飞行试验条件所限,目前尚缺少直接实时监测飞机燃油管路内部结冰情况的手段,通过分析燃油系统结冰地面全尺寸模拟架架试验观测结果判断,随着燃油温度持续降低,冰晶逐渐形成并附着在供油泵入口处滤网、供油泵叶轮、发动机油滤等关键部位,试验持续期间内供油泵压力、发动机燃调压力均与结冰温度之前差异不大,表明在此次试验巡航高度飞行时段内所形成的冰未对发动机正常工作构成明显影响。

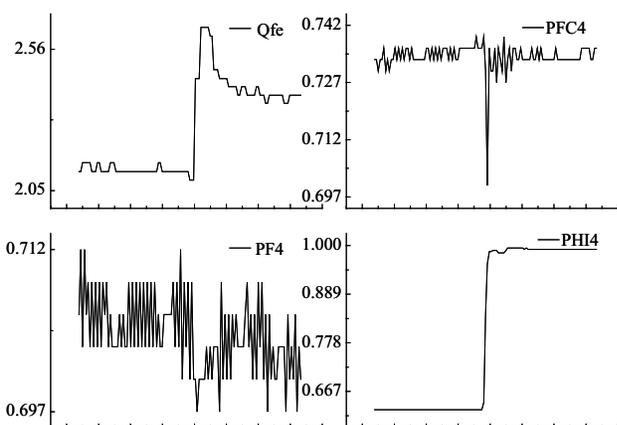


图 3 供油系统工作参数 (油温 6°C)

Fig.3 Parameters of fuel supply system (fuel temperature at 6°C)

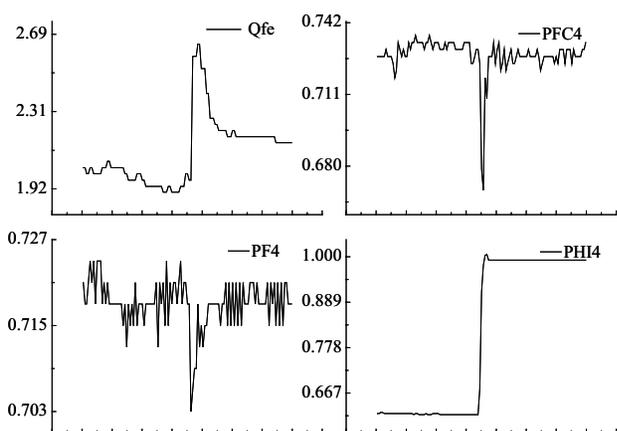


图 4 供油系统工作参数 (油温 -24°C)

Fig.4 Parameters of fuel supply system (fuel temperature at -24°C)

(4) 下降阶段至 700m 高度,发动机以中间状态、额定状态工作,此时试验油箱燃油温度上升到 -17°C 以上,但尚未达到能够使附着冰晶发生相变的程度,滤网、油滤仍保持局部存在冰晶阻塞的状态,发动机瞬时燃油消耗量较大,此高度上发动机推至额定状态时最大瞬时流量 Q_{fe} 超过 $220\%Q_{fe}$ 巡航高度。飞机供油压力、燃调压力、燃油流量等结果如图 5 所示。

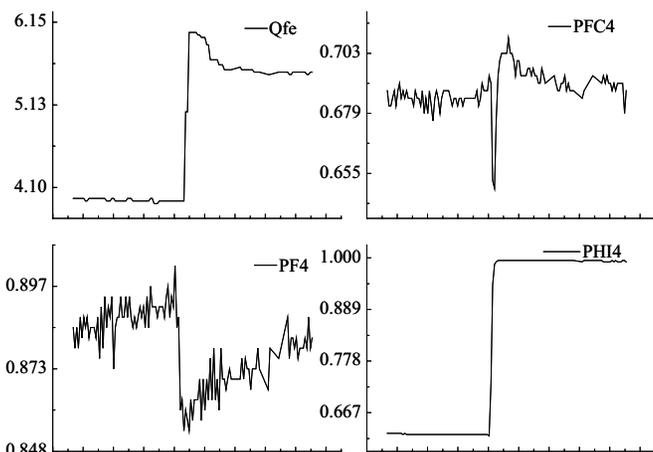


图 5 供油系统工作参数 (油温 -17°C)

Fig.5 Parameters of fuel supply system (fuel temperature at -17°C)

6 结论

飞机燃油系统内存在冰形成的条件,对相关适航条款和航空标准的理解把握是燃油系统设计、试验和适航取证的基础。本次试验所制定的飞行试验方法既符合适航的条款要求,也满足了该项试验对水含量、温度等试验条件的要求。试验演示验证了通过飞行试验进行燃油系统结冰条件下工作能力的可行性,对今后开展运输机燃油系统结冰现象进一步研究以及相关试验的实施具有一定的借鉴意义。 **AST**

参考文献

- [1] SAE Report. SAEARP1401B Aircraft fuel system and component icing test[R]. SAE International, 2012; 3-4.
- [2] Langton R, Clark C, Hewitt M, et al. Aircraft fuel system[M]. United Kingdom; John Wiley & Sons Ltd., 2009; 233-234.
- [3] 中国民用航空局. 中国民用航空规章第 25 部: 运输类飞机适航标准 [S]. 中国民用航空局, 2011; 104.
CAAC. Chinese civil aviation regulations Part25; Airworthiness requirements for transport category airplanes[S]. CAAC, 2011; 104. (in Chinese)
- [4] 国防科学技术工业委员会. GJB 2022 飞机燃油系统安装和

试验要求 [S]. 国防科学技术工业委员会, 1994: 11.

(责任编辑 马昊圻)

Defense Science & Technology Industry Committee. GJB2022

Airplane fuel system installation and test requirements[S].

作者简介

Defense Science & Technology Industry Committee, 1994:
11. (in Chinese)

韩斌 (1981-) 男, 硕士, 工程师。主要研究方向: 飞机燃油系统飞行试验技术和空中加油系统试验技术。

[5] SAE Report. SAEAIR790C Considerations on icing formation
in aircraft fuel systems[R]. SAE International, 2006: 6-8.

Tel: 13088960810

E-mail: 707186559@qq.com

Flight Test Method for Airplane Fuel System Icing

HAN Bin*

Chinese Flight Test Establishment, Xi'an 710089, China

Abstract: There have been several accidents happened on military transport category aircraft in different foreign countries, which were concluded to fuel system icing problem after extensive investigation. Low temperature and water in fuel are two main necessary factors to icing. Airplanes would be in a lower fuel temperature and get more water enter into fuel tanks under certain flight envelopes. Airworthiness authority accepts both laboratory rig test and flight test as the validation methods of the fuel system icing. The flight test method is more expensive and more complex to conduct, there are very rare documentary records of such kind test even in western countries. Flight test conditions are closest to real situation, which is valuable to study the mechanism of fuel system icing phenomena. Based on relative airworthiness regulations and aviation industry standards, analyzed the inherent influence factors, made up the flight test method. The test technique adopted herein is suitable for the same type of airplanes.

Key Words: fuel icing; flight test; airworthiness regulation; solved water; aviation fuel

Received: 2017-07-12; Revised: 2017-07-21; Accepted: 2017-10-26

*Corresponding author. Tel. :13088960810 E-mail: 707186559@qq.com