

民用飞机短舱防冰系统 冻雾天试验方法研究

Study of Ground Freezing Fog Test Method on Nacelle Anti-ice System for Civil Aircraft

李志茂¹ 李革萍¹ 王大伟¹ 魏 然² / Li Zhimao¹ Li Geping¹ Wang Dawei¹ Wei Ran²

(1. 上海飞机设计研究院, 上海 201210; 2. 中航工业空气动力研究院, 哈尔滨 150001)

(1. Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai 201210, China;

2. Aerodynamic Research Institute of AVIC, Haerbin 150001, China)

摘 要:

民航规章 25 部 1093(b)(2) 条款要求短舱防冰系统在冻雾天环境中性能满足要求, 通过构建开放式结冰条件模拟装置, 对民用飞机短舱防冰系统在特定的地面冻雾条件下的性能进行了验证, 试验对象是装机后的短舱防冰系统, 在真实的飞机发动机运转条件下进行适航验证试验, 表明短舱防冰系统对民航 25 部适航规章 1093(b)(2) 条款的符合性, 详细给出了民用飞机短舱防冰系统地面冻雾天试验的方法。该试验方法成功在某型飞机上实施, 试验方案科学合理, 试验方法可以为其他型号飞机地面冻雾天试验提供参考。

关键词: 地面冻雾环境; 增加发动机推力; 动力系统安全

中图分类号: V216.5

文献标识码: A

[Abstract] According to rule 1093(b)(2) Part 25 of civil aviation regulation requirement, Nacelle anti-ice system should operate safely in ground freezing fog condition. Anti-ice system performance has been proven to satisfy ground freezing fog operation requirement by establishing iced fog simulation rig. Installed Nacelle Anti-ice system is tested during engine running on real aircraft and a detailed test method is provided. The method has been applied on an aircraft type successfully, and could be used as an example for other aircraft types.

[Key words] Ground Freezing fog Condition; Increase Engine Thrust; Safety of Power Plant System

0 引言

民用飞机在两次航线运营期间存在若干小时的机场轮档期, 为了保证冻雾天条件下的动力装置安全, 25 部适航规章 1093(b)(2) 条款要求^[1]: 每台涡轮发动机必须在温度 $-9^{\circ}\text{C} \sim -1^{\circ}\text{C}$ ($15^{\circ}\text{F} \sim 30^{\circ}\text{F}$)、液态水含量不小于 $0.3\text{g}/\text{m}^3$ 、水呈水滴状态(其平均有效直径不小于 $20\mu\text{m}$) 的大气条件下, 进行地面慢车运转 30min, 此时可供发动机防冰用的引气处于其临界状态, 而无不利影响, 随后发动机以起飞功率(推力)作短暂运转。在上述 30min 慢车运转期间, 发动机可以按适航当局可接受的方式间歇地加大转速到中等功率(推力)。

在地面冻雾天环境中, 发动机本体(风扇、整流锥)和发动机短舱前缘都会发生结冰, 其中发动机本体结冰对适航条款的符合性通常在 33 部取证中进行验证。25 部适航条款主要是针对发动机进气道前缘和发动机装机后的结冰验证。

1 条款解读

通过 CCAR25.1093(b)(2) 的条款描述可以看出: 该条款中的关键性内容主要有“大气条件、30min、慢车运转、起飞推力运转、30min 期间间歇增大推力”。

a) 大气条件。短舱防冰系统的作用是在飞机进入 25 部附录 C 规定的结冰条件后, 为进气道前

缘提供结冰防护功能。飞机在执行航线飞行任务前,需要在机场完成廊桥乘客接送和起飞前等待,根据 NASA 的气象统计资料,在机场地面上、环境温度 $-1^{\circ}\text{C} \sim -9^{\circ}\text{C}$ 时,存在影响发动机运行的结冰条件,典型的结冰条件为液态水含量不小于 $0.3 \text{ g}/\text{m}^3$ 、水呈水滴状态(其平均有效直径不小于 $20\mu\text{m}$),因此 25.1093(b)(2)条款限定了大气条件的范围;

b) 30min。对于涡扇类发动机进气道,如果防冰系统能力不足,会在进气道声衬上产生后流冰,逐渐聚集的后流冰在发动机吸气的作用下可能脱落而被发动机吸入,根据处于征求意见的 AC20-147(A)^[2]提供的资料,进气道防冰系统下游如果产生后流冰,在前 30min 内结冰脱落的可能性最大,因此条款中要求进行 30min 的地面试验验证;

c)慢车运转。当发动机在地面处于慢车运转时,可供短舱防冰系统使用的热空气温度和压力均处于临界状态,在该状态下验证系统的防冰性能得出的结论更加保守;

d)起飞推力运转。当整个动力装置进行了 30min 慢车运转之后,在进气道、风扇叶片等部位可能聚集了一定量的结冰。根据处于征求意见的 AC20-147(A)提供的资料,在慢车 30min 运转结束后,进行起飞推力运转的主要目的是验证发动机压缩机上游部件上冰脱落对发动机操作性能的影响可以接受;

e)30min 期间间歇增大推力。在 AC20-147 和 25.1093 条款相关的问题纪要中适航当局对于无法按照条款要求进行 30min 连续运转的情况进行了特殊规定,即可以间歇性地增加推力进行脱冰操作。试验中如果进行了该操作,则操作需要同时作为运行限制写入交付航线运营飞机的飞行手册中。

2 国内外技术发展现状

25 部适航条款要求的验证试验难点在于寻找温度为 $-1^{\circ}\text{C} \sim -9^{\circ}\text{C}$ 、液态水含量(LWC)不小于 $0.3\text{g}/\text{m}^3$ 、平均水滴直径(MVD)不小于 $20\mu\text{m}$ 的结冰环境条件,受试验周期和安排的限制,在自然界中寻找合适的条件非常困难,一种可行的方式是借助于人工手段模拟结冰气象条件。

经过一系列的军机和民机型号研制,国外民用飞机上一般借助于成熟的气候试验室进行该试验,目前世界上可供选择的试验室有佛罗里达州的美国空军麦金利气候试验室,美国田纳西州阿诺德工

程试验中心,加拿大渥太华国家研究中心也可以进行类似的试验,其中尤其以美国佛罗里达州的麦金利气候试验室使用得更为广泛,如图 1 所示^[3]。国内在结冰气象条件模拟上没有任何经验可循。



图 1 美国麦金利气候试验室情形

3 试验设备研制

通过组合风洞系统、喷雾系统、供水系统、供气系统、车载支撑固定系统、高度调节系统和测控系统可以形成地面结冰气象条件模拟系统^[4],主要作用是在环境温度为 $-1^{\circ}\text{C} \sim -9^{\circ}\text{C}$ 时,模拟 LWC 和 MVD 满足 CCAR25.1093(b)(2)条款要求的水雾。如图 2 所示。

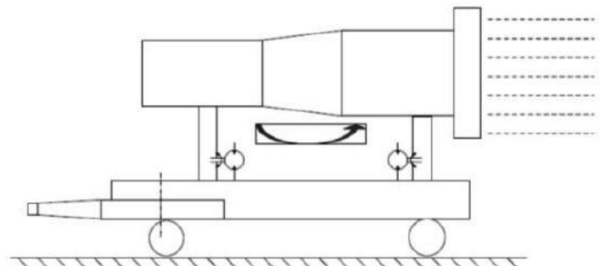


图 2 结冰气象条件模拟系统示意图

3.1 风洞系统

风洞系统的主要作用是将水雾吹送到试验件附近。风洞系统总长约 9m,重量约 10t,电机功率 90kW,风机叶片 6 片,风洞的风速可以通过变频器进行调节,改变风洞出口的风速。

3.2 喷雾系统

喷雾系统的主要作用是形成试验所需要的水雾。选用斯普瑞公司的二流体空气雾化喷嘴,喷雾系统包括喷雾耙、电磁阀、喷雾装置和保温柜。

3.3 供水系统和供气系统

供水系统和供气系统的主要作用是为喷雾系统提供所需要的纯净空气和水源。供水系统由水净化系统和喷雾供水系统两部分组成,水净化系统的主要作用是将自来水经过粗过滤和脱钙、预脱盐

和精脱盐处理,生成去离子水。喷雾供水系统的主要作用是储存、加热水净化系统的去离子水,并且以一定的压力供给喷雾系统使用。

供气系统的主要作用是给喷雾系统提供满足要求的高压纯净气体,供气系统包括喷油螺杆压缩机、储气罐、气体加热罐、减压阀和电动调节阀等组件。

3.4 车载支撑固定和高度调节系统

车载及支撑固定系统的主要作用是方便设备运输和试验时的设备固定,包括风洞承载车和设备承载车。高度调节系统的主要作用是试验时将喷雾系统和风洞系统升高到所需要的高度,包括电动推杆和升降框架。

3.5 测控系统

测控系统的主要作用是集中实现风洞系统、高度调节系统、供水供气系统和喷雾系统的自动控制,包括控制柜、控制台、车载计算机、变频器、触摸屏、可编程控制器、传感器、雾滴谱仪、格栅和标杆等组件。

4 试验方法

4.1 气象条件

根据民航 25 部适航规章要求,验证试验需要在 $-1^{\circ}\text{C} \sim -9^{\circ}\text{C}$ 的环境温度中进行,为了保证试验过程满足适航要求,需要通过试验场气象站的设施对试验全程的环境温度进行监测和记录,记录的参数包括:温度、风速、风向和大气湿度。

地面结冰气象条件模拟系统属开放式结冰参数模拟类设备,在系统标定过程中需要确认侧风的影响,从而避免在超出系统承受范围的侧风环境中进行试验。表 1 给出了某型飞机试验过程的环境气象参数。

4.2 水雾参数测定

根据民航 25 部适航规章要求,需要保证试验过程中 LWC 不小于 $0.3\text{g}/\text{m}^3$ 、MVD 不小于 $20\mu\text{m}$ 。考虑到试验过程中发动机处于运转状态,为了避免结冰参数测量设备被发动机吸入而损坏发动机,结冰参数的测量分别在试验前后进行。FM-100 结冰参数传感器可以作为可靠的结冰参数测量设备被选用。传感器如图 3 所示。

适航规章中要求被试验对象被水雾笼罩,为了使结冰参数测量点能够代表整个水雾环境的特性,并使试验对象所处的水雾环境均匀,需要在试验前

对结冰条件模拟系统所产生的水雾均匀性进行测定。某型飞机试验前水雾均匀性的测量结果如图 4 所示。

表 1 某型飞机试验过程中的气象参数

时间	湿度/%	瞬时风向/ $^{\circ}$	风速/ m/s	气温/ $^{\circ}\text{C}$
9:13	34	210	2.2	-9.6
9:19	35	190	1.3	-9.5
9:34	33	210	3.7	-9
10:00	31	200	2.5	-8.8
10:10	32	250	3	-9.3
10:20	33	250	4.1	-9.1
10:32	34	300	4.8	-8.8
10:42	30	255	1.7	-7.3
10:52	32	280	4.1	-8.4
11:01	30	190	2.8	-7.5
11:11	31	210	5.5	-7.5
11:23	32	240	3.8	-8
11:37	32	275	4.2	-8.1
11:56	33	270	4.1	-8.5
12:07	31	250	3.6	-8.5

备注:风向以 0° 为北, 90° 为东, 180° 为南, 270° 为西,余类推



图 3 FM-100 传感器

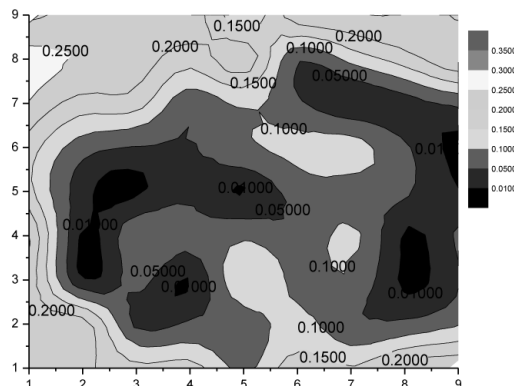


图 4 某型飞机试验前水雾均匀性测量结果

(下转第 53 页)

表4 试验用表

试验点()					
得分:		准确率:		符合性:	
测试表					
1. 汤	2. 永	3. 卡	4. 门	5. 等	6. 寒
备注:每读完一个词后间隔4s左右。					
检查表					
1. 飞	发	反	风	房	浮
2. 层	等	冯	冷	疼	赢
3. 汤	邦	刚	康	当	仓
4. 开	卡	看	抗	孔	口
5. 松	永	东	同	龙	红
6. 马	母	忙	梅	门	猛
备注:圈选所听到的对应词。					

判断方法比对和分析,提出了国内通信系统试飞方法中存在的完善点,并在国外方法的基础上总结

(上接第47页)

从图中可以看出结冰条件模拟系统所产生的水雾 LWC 分布均匀、均匀性指标最大值不超过 20%。

4.3 试验过程

当结冰条件模拟系统完成足够的试验标定和参数测量之后,系统即具备条件支持飞机完成适航审定试验,推荐的试验程序如下:

打开左右短舱防冰系统,开启结冰条件模拟系统,进入试验状态,保持喷雾状态 36min,考虑到试验过程中发动机上的结冰可能导致发动机产生振动,试验过程中可以根据现场的判断间歇地将发动机的 N1 增加至不低于 54%,并保持 30s 或者振动值恢复正常,然后收油门至慢车位。关闭喷雾架的供水,保持供气打开状态,停止供水。

按照适航条款的规定,如果试验时间没有达到 30min,而是过程中发生发动机振动值异常,飞行机组可以采用增加发动机推力的操作甩落叶片上的积冰,但试验过程中的甩冰操作需要作为运行限制写入飞行手册。比如在试验进行到 20min 时,如果机组发现发动机振动值异常,可以将推力增加到中等或者起飞状态,但这样的操作将写入飞行手册,

表5 准确率对应等级表

准确率	0-50%	50% - 70%	70% - 75%	75% - 90%	90% - 100%
SINPO 等级	5	4	3	2	1
符合性	不可接受			可接受	

出一套判定清晰度的“近音词表格”,并完整地提出试飞过程中的操作方法及数据收集处理判定表格及依据,为我国通信系统试飞语音清晰度判定提供了可供参考的优化方案。

参考文献:

- [1] Robert E. Mcshea. Test and Evaluation of Aircraft Avionics and Weapon Systems[M]. US: American Institute of Aeronautics & Astronautics, 2010.
- [2] 张家禄. 汉语语言识别的声学模型和语言模型[C]. 第一届全国语言识别学术报告与展示会论文集, 1990.

今后在航线运营期间,飞机在冻雾环境下运行 20min 后,飞行机组就需要执行相应的甩冰操作。

5 结论

短舱防冰系统地面冻雾天试验是表明民用飞机短舱防冰系统性能满足使用要求的唯一手段。地面结冰气象条件模拟系统可以产生符合适航要求的结冰条件。本文给出的试验方法成功支持国内某民用飞机完成民航 25 部 1093(b)(2)条款的适航符合性验证。

参考文献:

- [1] 中国民用航空总局. 中国民用航空规章第 25 部运输类飞机适航标准[S]. 北京:中国民用航空局,2011.
- [2] Federal Aviation Administration. Advisory Circular 20-147 [S]. 2004 .
- [3] McKinley Climatic Laboratory. 46TH TEST WING FACT SHEET [EB/OL]. [2008 - 03]. <http://www.eglin.af.mil/46tw>.
- [4] 李志茂,等. 地面结冰条件模拟系统:中国,102582843 [P]. 2012-07-08.