

开放式结冰条件模拟技术研究

Ground Freezing Fog Simulation Technology Study

李志茂 李革萍 王大伟 沈东 / Li Zhimao Li Geping Wang Dawei Shen Dong
(上海飞机设计研究院, 上海 201210)
(Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai 201210, China)

摘要:

在 $-1 \sim -9^{\circ}\text{C}$ 的环境温度条件下,采用开放式结冰条件模拟技术可以为民机或军机发动机短舱防冰系统性能试验模拟出合适的结冰气象条件。采用气液两相喷嘴模拟水雾结冰环境时,所采用气体和液体的纯度是过冷水滴产生的先决条件,气液两相压差、风洞吹风速度和试验对象距离是影响结冰气象参数的关键因子。采用改造后的 FM-100 传感器可实现对结冰气象参数的实时测量。通过升降机构、小角度俯仰和万向轮等辅助结构设计,开放式结冰条件模拟系统可以满足不同试验对象的试验要求,可以适应不同风向的试验环境,具备非常广阔的推广应用前景。

关键词:地面冻雾天气;开放式结冰条件模拟;结冰气象参数;

[Abstract] Ground freezing fog simulation technology can generate icing condition for commercial or military aircraft nacelle anti-ice system performance evaluation under $-1 \sim -9^{\circ}\text{C}$. Purity of water and air used for fog generating is the precondition, icing parameter is impacted by diff-pressure of liquid-gas, wind tunnel velocity and distance between test article and test rig. Rectified FM-100 sensor can be used for icing parameter measurement, rig lift, small angle pitching and universal mechanical structure design make the fog simulation rig can satisfy the requirements of different test articles and wind directions.

[Key words] Ground Freezing Fog Weather; Open Environment Icing Simulation; Icing Weather Condition

0 引言

25 部适航规章^[1]1093(b)(2)条款要求飞机短舱防冰系统在环境温度 $-1 \sim -9^{\circ}\text{C}$ 、液态水含量(Liquid Water Content,简称 LWC)不小于 $0.3\text{g}/\text{m}^3$ 、水滴平均直径不小于 $20\mu\text{m}$ 的条件下能够保障发动机连续工作 30min。模拟条款要求的结冰条件是民用飞机适航取证过程中的关键技术,人工模拟地面结冰气象条件有以下要求:(1)保证人工环境、自然环境能够与试验环境有机结合;(2)环境温度低于 0°C 时,水滴温度低于冰点达到过冷液态、本身不发生冻结;(3)能够掌握水雾飘散特性,水雾 LWC 和平均水滴直径(Mean Volume Diameter,简称 MVD)能够测量并实现人为调节,保证试验件所处的位置水雾均匀、LWC 和 MVD 满足试验要求。

“地面结冰气象条件模拟技术”采用了多子系统集成的方式实现了人工环境、自然环境与试验环境的有机结合与匹配,成功模拟出了条款所要求的

结冰气象条件。通过调节匹配送风速度和喷雾系统参数,保证了产生的水雾环境均匀性良好,LWC 与 MVD 可单独调节和测量,变化范围宽,满足不同的试验参数要求。采用的 LWC 生成与水雾飘散过冷过程分离技术保证了液滴达到过冷状态并不发生冻结。

“地面结冰气象条件模拟技术”于 2012 年在国内支持某型民用飞机进行短舱防冰系统结冰条件下机上地面适航取证试验,可广泛应用于民机、军机和国防型号的地面结冰模拟验证,应用前景广泛。

1 试验需求分析和国内外发展现状

1.1 适航规章 25 部适航条款试验需求分析

适航规章 25 部 25.1093(b)(2)与 33 部 33.68 条款的内容相同,按照通常的民机研发流程,发动机 33 部适航取证早于飞机 25 部适航取证,但发动机 33 部适航验证试验无法取代 25 部的验证内容,主要原因为:(1)进气道构型不同,发动机 33 部适

航取证试验时安装的进气道构型与安装到飞机后的真实进气道不同,通常发动机厂商会使用喇叭口似的标准进气道;(2)短舱防冰供气参数不同,发动机33部取证试验时短舱防冰供气由外接气源提供,不是从发动机直接引气,供气温度和供气压力与安装到飞机后的真实情况差异很大;(3)由于发动机的测试包线和飞机使用包线上存在差异,也决定了33部的适航取证试验无法替代25部取证,适航规章33部要求的侧重点是发动机在台架上的性能,25部规章要求的侧重点是发动机安装到飞机后的性能。此外,对于表明符合性方法上存在差异的适航条款,民航方面会通过问题纪要的形式进一步澄清要求,按照从严要求的适航惯例,飞机适航证的申请方很难做到使用33部试验替代25部的符合性表明工作。

1.2 国内外技术发展现状

进行25.1093(b)(2)条款要求的符合性验证活动时,模拟满足条款要求的结冰气象条件是工作的难点。国外同行由于有不同的军用或民用飞机试验要求,在经历了多年的技术积累和发展后,建立了很多结冰气象条件模拟手段,如佛罗里达美国麦金利空军气候试验室是最有名的试验地,此外还有美国田纳西州阿诺德工程试验中心或加拿大渥太华国家研究中心的试验设备。

相比之下,由于国内长期缺乏飞机型号试验需求,相关的结冰条件模拟技术处于停滞状态,目前仅原181厂运行有一座小型冰风洞,该技术领域处于空白状态。

2 开放式结冰条件模拟技术

2.1 水雾产生系统

开放式结冰条件模拟技术在自然低温环境中通过气体和水在气液两相喷嘴中雾化进行结冰条件模拟,为了防止液体在低温管路或喷嘴发生结冰,避免冰脱落后损坏试验对象,需要采用加热后的水和空气。

在自然界中,当液体温度低于冰点 0°C 并且存在冰核的时候,液滴就会冻结成冰。飞机在高空运行中遇到的结冰水滴是低于 0°C 而为发生结冰的过冷水滴,为了能够在开放的低温环境中模拟产生过冷水滴,需要消除冰核从而破坏液滴发生结冰。通过粗虑、精虑、脱钙、电离等流程,可以将水的电导率降低到 $2\text{M}\Omega\cdot\text{cm}$ 以下,达到消除冰核的目的。

加热后的水滴离开喷嘴到达试验对象之前需要降温达到低于 0°C 的结冰指标,水滴飘散过程中如果降温速度太快,水滴会在到达试验对象之前发生结冰形成冰粒,水滴飘散过程中如果降温速度太慢,水滴在到达试验对象位置时仍然高于 0°C ,水滴会聚集下流形成冰柱,同时也影响试验的真实效果,在水雾的模拟过程中需要对水滴的冷却过程进行控制,在调试阶段对水滴状态进行实时的监控。此外,水滴冷却过程的控制会同时影响到水雾的均匀性。

2.2 试验装置介绍

基于开放式结冰条件模拟技术所实现的结冰条件模拟装置如图1所示。

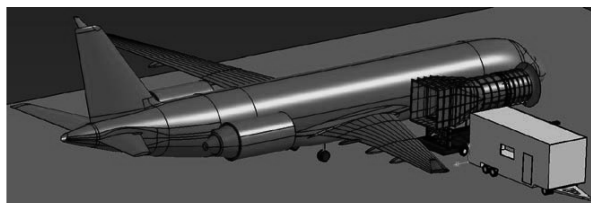


图1 结冰条件模拟装置示意图

该装置集风洞系统、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于一体,主要技术特征为:(1)实现了人工环境、自然环境与飞机的有机结合;(2)采用LWC、MVD生成与水雾飘散过冷过程分离技术,同步实现了水滴过冷与喷嘴的不冻结;(3)采用可移动俯仰设计,实现了喷雾系统四自由度调节,满足了复杂气象条件下的水雾模拟。

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。

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。

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水源和纯净空气。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为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。

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。

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,系统包括控制柜、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。

试验装置如图2所示。

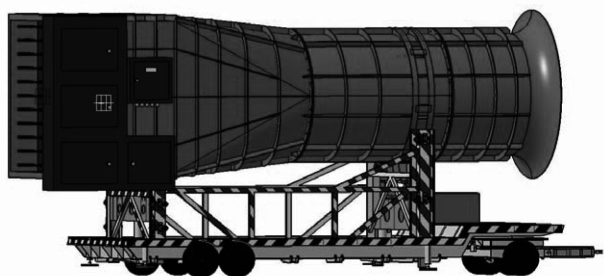


图2 试验装置示意图

2.3 水雾参数测量

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 $20\mu\text{m}$ 。地面水雾环境的典型特征为流速低,测量低流速水雾参数是关键的技术难点。热线仪通常被认为是最成熟的测试手段,但热线仪要求被测试对象的流动速度不小于 $10\text{m}/\text{s}$,在开放式结冰条件模拟过程中,流动速度小于热线仪的最小适用范围。雾滴监视仪FM-100传感器采用激光散射的原理进行雾滴参数测量,具备主动抽吸能力,适用于开放式结冰雾滴参数测量。测量设备如图3所示。

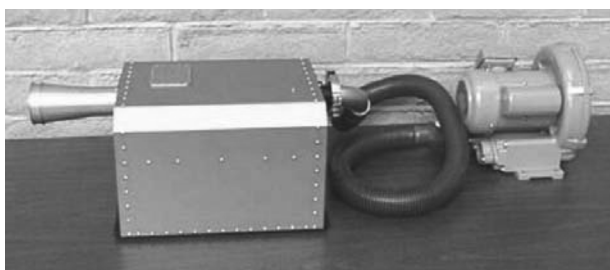


图3 雾滴监视仪FM-100传感器图

考虑到被测试对象为运行中的发动机,雾滴监视仪在发动机运行过程中使用容易造成安全隐患,因此结冰参数的测量被安排在试验开始前和试验结束之后。某型号飞机试验前后的雾滴参数测量

结果如图4所示。

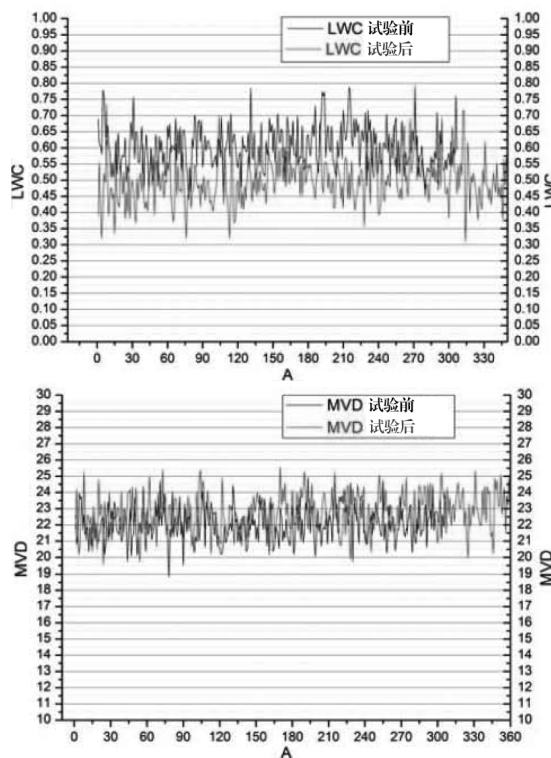


图4 某型号飞机试验前后的雾滴参数测量结果

2.4 水雾均匀性测量

为了表明测试位置处的水雾LWC和MVD能够代表整个水雾的特性,同时保证试验件被均匀地笼罩在水雾环境中,需要对水雾的均匀性进行测量。使用格栅对水雾均匀性进行了标定。以格栅的中心位置作为起始点,以矩阵方式向横向和纵向扩展选取测点,每两个测点间距 200mm ,格栅以及格栅的测点分布如图5所示。

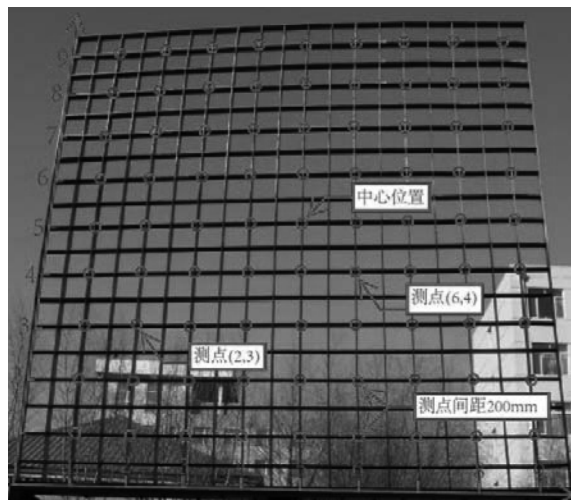


图5 均匀性标定用格栅及测点示意图

比较格栅测点与中心位置的结冰厚度,使用结

冰厚度的相对差值作为均匀性的衡量指标,该指标计算公式如下:

$$\frac{LWC_{x,y} - LWC_c}{LWC_c} = \frac{S_{x,y} - S_c}{S_c} \quad (1)$$

式中:

$LWC_{x,y}$ 为 x, y 位置处的 LWC , 单位 g/m^3 ;

LWC_c 为中心位置处的 LWC , 单位 g/m^3 ;

$S_{x,y}$ 为 x, y 位置处的结冰厚度, 单位 mm ;

S_c 为中心位置处的结冰厚度, 单位 mm 。

均匀性标定结果以及均匀性重复性标定结果如图 6、图 7 所示, 图中横坐标和纵坐标分别表示格栅横向和纵向的测点序号。

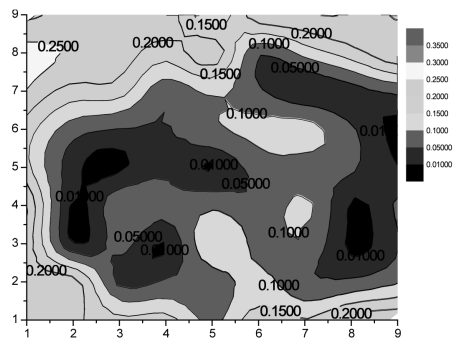


图 6 均匀性标定结果

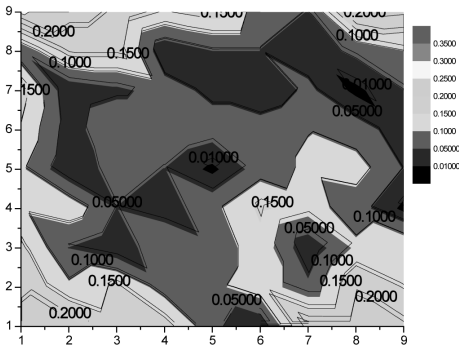


图 7 均匀性重复性标定结果

在图 6、图 7 中不同的颜色及相应的区域表示不同的均匀性指标(如图中所标识数据),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%^[2], 满足要求。

3 应用效果

基于开放式结冰条件模拟技术而研制成功的地面结冰气象条件模拟系统,在 2012 年初成功支持国内某民用飞机型号完成地面结冰气象条件下的机上地面试验,同年该试验项目获得中国民航局的认可。试验完成后发动机整流锥的局部结冰情况如图 8 所示。



图 8 试验后发动机整流锥局部结冰示意图

参考文献:

- [1] 中国民用航空总局. CCAR25 中国民用航空规章第 25 部运输类飞机适航标准[S]. 中国:中国民用航空总局, 2011:117.
- [2] SAE Aerospace Group. ARP5905 Calibration and Acceptance of Icing Wind Tunnels[S]. 2003.

(上接第 24 页)

[4] Paul G. Carrananto, Bruce L. Storms, James C. Ross, et al. Lift enhancing tabs on multi-element airfoils[C]// 32nd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reno; AIAA, 1994; AIAA 1994-0150.

[5] Sean S. Zhu, Yuxin Qiu, Studies in application of Zhu's flap to high lift system for aircrafts[C]// AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit. San Francisco; AIAA, 2005; AIAA 2005-6338.

[6] Markus Schatz, Thilo Knacke, Frank Thiele, et al. Separation control by self-activated movable flaps[C]// 42nd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reno; AIAA, 2004; AIAA 2004-1243.

[7] LaTunia Pack Melton, Chung-Sheng Yao and Avi Seifert, Application of excitation from multiple locations on a simplified high-lift system[C]// 2nd AIAA Flow Control Conference. Portland; AIAA, 2004; AIAA 2004-2324.

[8] Mehul P. Patel, Zak H. Sowle, Thomas C. Corke, et al. Autonomous sensing and control of wing stall using a smart plasma slat[C]// 44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reno; AIAA, 2006; AIAA 2006-1207.

[9] 张锡金. 飞机设计手册第 6 册: 气动设计[M]. 北京: 航空工业出版社, 2002: 49-93.