

飞机防冰系统设计中气象条件模拟及参数测量方法

郑莉¹, 彭又新¹, 卜雪琴², 冯康¹

1. 中国航空工业集团公司武汉航空仪表有限责任公司, 武汉 430074
2. 北京航空航天大学航空科学与工程学院, 北京 100191

摘要 飞机结冰的气象条件是防冰系统设计的重要依据。在综述国内外飞机结冰的气象条件及标准、气象参数地面模拟设备及模拟方法的基础上, 针对中国气候特点及不同飞机类型, 分析了防冰系统设计中气象条件的选取原则, 给出了某型运输机、直升机、战斗机的典型试验条件。结合国内现有冰风洞的设计及试验经验, 阐述了冰风洞气象条件的模拟方法: 以闭环控制的制冷系统实现低温环境, 以风扇动力系统模拟产生高速气流, 以喷雾系统产生人工云, 并通过调节喷雾水压、喷雾气压以及喷嘴开启个数实现对液态水含量和云雾粒子直径的控制; 探讨了液态水含量、云雾粒子直径以及云雾均匀性等气象参数的测量方法。

关键词 飞机结冰; 防冰系统; 气象条件模拟; 参数测量

中图分类号 V216.5

文献标志码 A

doi 10.3981/j.issn.1000-7857.2013.25.003

Parameter Measurement Method and Physical Meteorology Simulation for Designing Anti-icing System of Aircraft

ZHENG Li¹, PENG Youxin¹, BU Xueqin², FENG Kang¹

1. Aviation Industry Corporation of China, Wuhan Aviation Instrument Corporation, Wuhan 430074, China
2. School of Aeronautic Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China

Abstract The design of anti-icing system is in term of the meteorological conditions causing aircraft icing during flight. The physical simulations on meteorological conditions and standards, the surface simulation equipments and mothdologies involved in fight icing are reviewed. To meet the features of climate and types of aircraft in China, the principles to set the appropriate meteorological conditions for anti-icing system design, and experimental plans made for the typical freighter, helicopter and fighter are put forward. Combined with the domestic design and experiment of Icing Wind Tunnel (IWT), critical techniques are presented, e.g., its inner temperature, wind speed and the reproducing of the cloud and fog. During the experimnts, a closed-loop controlled refrigerating system is employed to keep a low temperature condition, and a wind turbine system is used to generate airflow with high speed, and a fog spray system is applied to produce the artificial cloud, and the liquid water content and the cloud particle diameter can be controlled by adjusting the water pressure, the air pressure and the quantities of the operative nozzle. Further, the apparatuses and methods are discussed and compared for the correct observation on Liquid Water Content (LWC), Median Volume Diameter (MVD) and uniformity of the cloud and fog.

Keywords aircraft icing; anti-icing system; simulation of meteorological conditions; parameter measurement

0 引言

飞机结冰会引起飞机气动特性、动力系统性能以及操纵等方面的问题,严重影响飞机性能^[1]。国外早在 20 世纪 40 年代便开始研究飞机结冰问题及防除冰技术,对结冰气象条件、结冰增长过程、结冰对飞机操纵特性影响、探冰方法、除冰方法以及防除冰验证手段等进行了深入而全面的研究^[2]。

欧美航空发达国家收集了大量的气象资料并形成完善的结冰气象条件标准,规范了防冰系统的设计要求及验证方法,建立了大型地面试验设施,试验方法和技术日益成熟。国内在防除冰领域的研究起步较晚,基础设施薄弱,近年来逐步开展结冰机理、结冰仿真计算、结冰探测、防除冰控制及试验验证等相关技术研究,但总体水平与国外有较大差距。

收稿日期: 2013-02-25; 修回日期: 2013-06-25

基金项目: 国家自然科学基金项目(51206008)

作者简介: 郑莉,高级工程师,研究方向为防除冰试验技术,电子信箱: 181zl@163.com

飞机防冰系统的研制需以相关结冰气象标准为依据,并通过反复试验进行验证^[3-5]。作为设计和地面模拟试验的依据,气象条件的确定尤为关键,对气象条件的模拟和测量方法进行研究非常必要。

1 结冰气象标准

1.1 国外的结冰气象标准

飞机在 1600~7000m 的云区飞行时,其迎风面上结冰主要是因为云层中存在过冷水滴,这些过冷水滴与飞机相撞而形成冰。这种有过冷水滴存在的低温环境即为结冰云环境。结冰云环境的气象参数范围已列入美国联邦航空局 (FAA) 民航条例 FAR25 附录 C 中,该附录给出了不同高度云层的积云温度、液态水含量和云雾粒子直径的包线,确定了这些参数在自然界中可能出现的最大范围。

美国国家航空咨询委员会 (NACA) 给出的结冰气象参数统计数据如下:

- (1) 绝大多数结冰的液态水含量小于 1g/m^3 ;
- (2) 95% 以上结冰的云雾粒子平均有效直径小于 $30\mu\text{m}$;
- (3) 96% 以上结冰的气温高于 -25°C ;
- (4) 99% 以上结冰发生在云层的水平长度小于 281km。

英国、前苏联等也分别规定了本国的结冰气象条件。这些根据气象统计资料确定的结冰云特征为现代飞机设计和验证试验提供了重要参考。

除此之外,过冷大水滴 (Supercooled Large Droplets, SLD) 对于飞机结冰的危害也逐步引起广泛重视,近 10 余年来,超过 FAR25 附录 C 的 SLD 飞机结冰研究不断开展^[6-8];美国联邦航空局在 1997 年将 SLD 研究列入其工作计划中,重点研究在 SLD 条件下的结冰状况及结冰过程,并针对 SLD 对 FAR25 附录 C 的结冰包线进行了修订^[9]。因此,过冷大水滴的模拟也应作为气象条件研究的重要内容。

1.2 中国的结冰气候环境及标准

中国幅员辽阔,气候复杂多样,陆上边界大多处于北纬 40° 以上的高纬地带和海拔 3000m 以上高寒地带,气候较为湿润,零度以下的结冰气候广泛存在。冬季全国有 2/3 以上地区平均气温在 0°C 以下,东北、西北、内蒙和青藏高原的大部分地区在 -10°C 以下,其中大兴安岭、藏北高原等甚至在 -20°C 以下。长江中下游地区、东南部海岸和海洋地区、山陵地区等都有结冰的湿度条件,特别是青藏高原地区由于海拔高,形成了较大范围的高原山地气候类型,每年 10 月到次年 3 月为结冰多发期。据统计,中国中东部地区年平均结冰概率为 10%~35%,南中国海部分地区年平均结冰概率高达 50%^[9]。

中国民航条例 (CCAR) 基本参照美国联邦航空条例 FAR,给出了商用运输机的防除冰要求,在 CCAR25 附录 C 中明确规定了连续和间断最大结冰条件^[10],对于飞机风档防冰、结冰探测器等均有专门的标准和规范^[11-12];有关的国军标目前正在制定中。在空速管、攻角传感器及大气总温传感器的国军标等规范中也有专门条款规定了防除冰要求。

2 结冰气象条件选取

飞机因类型和飞行高度不同,遇到的结冰环境不同,因此对于结冰气象条件的选取也不相同。例如,直升机由于其飞行高度的云层气象温度一般不能达到高液态水含量的极限值,可以截取 CCAR25 附录 C 包线的一部分;发动机用于不同的飞机,则必须根据不同飞机的飞行特性在 CCAR25 附录 C 的包线范围内进行设计和试验。

结冰条件的确定应综合考虑飞机的飞行高度、飞行速度以及在结冰环境中的飞行时间等。首先依据飞机的飞行包线确定可能出现结冰的飞行条件,主要是飞行高度及飞行速度,找出其中与结冰云层对应的高度。其次从结冰气象条件图中查找出该高度对应的气象温度,以及云层液态水含量、云雾粒子直径与高度间的相互关系,并考虑云层水平范围对液态水含量的影响系数,以此来确定飞机的结冰气象条件。然后根据飞机不同部位及部件 (如传感器、机翼、风挡玻璃、发动机进气口等) 的结冰情况,着重考虑其中易引起严重结冰的最严酷条件,最终确定适用于飞机防冰系统设计的气象条件,并以此作为验证试验的依据。

以下根据相关标准、技术规范及冰风洞试验经验,确定了几类飞机防冰试验的典型试验条件。

(1) 某型运输机的典型试验条件

风速 70m/s , 140m/s ;
 温度 $-5\sim-10^\circ\text{C}$, 液态水含量 0.5g/m^3 ;
 温度 $-25\sim-30^\circ\text{C}$, 液态水含量 1.0g/m^3 ;
 水滴直径 $20\mu\text{m}$ 。

(2) 某型直升机的典型试验条件

风速 $(50\pm 3)\text{m/s}$, $(115\pm 3)\text{m/s}$;
 温度 $(-10\pm 3)^\circ\text{C}$;
 液态水含量 $(0.6\pm 0.25)\text{g/m}^3$;
 水滴直径 $15\mu\text{m}$ 。

(3) 某型战斗机的典型试验条件

风速 $(180\pm 13)\text{m/s}$;
 温度 $(-30\pm 5)^\circ\text{C}$;
 液态水含量 $(1.25\pm 0.25)\text{g/m}^3$;
 水滴直径 $20\mu\text{m}$ 。

发动机结冰除了发生在高海拔高度和低大气温度条件下外,在飞机降落时的大功率状态也容易发生。强对流云团、一般结冰探测器探测不到的过冷大水滴结冰,以及区域暴雨引起的降温等也可能导致发动机结冰。此外,雪粒、冰粒和冰块对发动机的影响也必须考虑。因此,发动机结冰条件的确定更为复杂,国内外相关专家也对其展开了深入的研究^[13-14]。

3 结冰气象条件地面模拟设备

结冰气象条件地面模拟设备是进行防冰系统试验验证最常用的手段。地面结冰模拟设备按其形式和用途大致可分为 4 类,即冰风洞、发动机结冰试验设备、低速结冰试验设备和喷洒塔台。



3.1 冰风洞

冰风洞是一类模拟空中结冰条件的大型地面试验设备,它使用密闭风道,在其内部模拟空中结冰环境和飞行状态,气流速度高,环境真实。限于造价,冰风洞试验段尺寸一般不可能非常大,因此常按一定的相似准则进行飞机缩尺或部件的结冰试验。国外对结冰缩尺试验做了大量的工作,提出了各种缩尺方法,并已逐步用于飞机研制^[15,16]。国内近年来也逐步开展了结冰试验相似准则研究^[17]。

国外的冰风洞比较普及^[18-19],大多数为回流式。试验段尺寸最大 $\phi 14\text{m}$,最小 $\phi 0.056\text{m}$,马赫数最高达 $M=1.0$,温度最低 -40°C 。部分冰风洞能模拟高度,少数几座能模拟冻雨。这些冰风洞的试验段口径、试验对象、试验范围各有针对性,不能完全覆盖 FAR25 附录 C 的包线和试验飞机的整个高度和速度范围。

国内的冰风洞与国外比较,数量较少。目前,武汉航空仪表有限责任公司有两座冰风洞:YBF-02 仪表冰风洞,试验段口径 $0.18\text{m}\times 0.28\text{m}$,最高风速 200m/s ,温度最低 -25°C ;YBF-04 冰风洞,口径 $0.25\text{m}\times 0.35\text{m}$,最高风速 200m/s ,温度最低 -30°C ,可模拟 7000m 高度。沈阳发动机设计研究所有一座冰风洞,口径为 $\phi 600\text{mm}$,速度 80m/s ,主要用于发动机防除冰部件试验。四川绵阳中国空气动力研究与发展中心的 $2\text{m}\times 3\text{m}$ 大型冰风洞目前正在安装调试中,该冰风洞主要用于机体或部件的结冰防冰研究。武汉的1座口径为 $0.6\text{m}\times 0.8\text{m}$ 的冰风洞目前正在详细设计阶段。

3.2 发动机结冰试验设备

发动机结冰试验设备^[20]主要有两种形式,一种是自由射流式,另一种是直接连接式。前者是将发动机置于喷管前,从喷管出来的气流(即射流)直接喷射到试验发动机上。后者是将喷管伸到发动机入口,与发动机入口连接,使所有气流都从发动机内通过。所有这些设备都能模拟结冰云环境,且大多数具有制冷系统,能模拟较高的速度和高度,少数能产生固体冰粒。如美国阿诺德工程发展中心的ASTF C-2号推进研究试验台,能提供 726kg/s 的空气流量, $0.2\sim 2.8\text{g/m}^3$ 的液态水均匀分布在试验台测试区,粒子直径为 $19\sim 25\mu\text{m}$,能进行大型发动机、进气道、整流罩等试验件的结冰试验。

3.3 低速结冰试验设备

低速结冰试验设备采用大型低温室配合喷雾、风机等设备,模拟地面低风速结冰环境,可用于整个飞机(包括直升机)或发动机,进行全尺寸的结冰试验。最有代表性的是美国麦金利气候试验室(McKinley Climatic Laboratory)^[21],尺寸为 $76\text{m}\times 79\text{m}\times 21\text{m}$,温度可低至 -55°C ,风速可达 30m/s ,液态水含量、云雾粒子直径可满足结冰云环境和冻雨试验的要求。

国内目前已在武汉建成首座用于防除冰试验的结冰气候室,有效尺寸为 $17\text{m}\times 12\text{m}\times 7\text{m}$,温度最低 -35°C ,可模拟一定的风速和云雾环境,进行大型部件及系统的结冰除冰试验。

3.4 喷洒塔台

喷洒塔台是一类在自然低温条件下模拟云雾环境的试

验设备,可进行飞机静态时的结冰模拟和直升机悬停状态时的旋翼结冰试验^[22]。喷洒塔温度不可控,液态水含量和云雾粒子直径可通过控制达到试验要求。加拿大^[23,24]、俄罗斯等国都有这种设备。

国内于2010年建造了第一座用于直升机尾桨的喷洒塔台,在哈尔滨完成某型直升机尾桨防除冰试验。2012年建成了用于ARJ-21发动机短舱结冰模拟的喷洒塔台,并成功完成了该飞机发动机短舱适航审定的地面结冰模拟试验。

4 结冰气象条件模拟方法

结冰通常需要以下3个条件,即温度在 0°C 以下、有液态水的存在和有固态的微粒作为冰核。对大气云层的测量和研究表明,云层中存在大量未结成冰的过冷水滴,飞机结冰正是由于过冷水滴撞击在飞机表面,飞机表面作为冰核,很快结冰。影响飞机结冰的主要气象参数有4个,即云层温度、液态水含量(Liquid Water Content, LWC)、云雾粒子直径(Median Volume Diameter, MVD)和云层范围。云层温度是影响结冰的主要参数之一,不同温度下结冰的发生率大不相同,结出的冰类型也不同。云层的液态水含量越大,则单位时间内撞击在试件表面的水量越多,结冰也就越严重。云雾粒子直径对试件结冰区域大小有着决定性的影响。云层范围决定了飞机在结冰区域内的停留时间。

地面试验中模拟的正是这样一种动态结冰过程。冰风洞中高速运行的气流用来模拟飞机在空中的飞行状态,过冷水滴通过喷雾来模拟。云雾粒子跟随主气流在洞体中飞行,经过充分冷却后,形成过冷水滴,由于无冰核存在,所以在撞击到试验件之前始终保持为液态,撞击到试验件的迎风面上迅速堆积成冰。在这个过程中,除温度、LWC及MVD外,冰风洞试验段的气流速度对结冰也有较大的影响,通过对气流速度及喷雾时间的控制也可以间接实现对云层范围的模拟。

4.1 云层温度模拟

云层温度是影响结冰的一个重要参数。结冰风洞中的低温环境依靠制冷系统实现的,制冷系统通常采用螺杆式制冷压缩机,整个系统可闭环控制,保证试验过程中温度稳定性。

为了实现对云层温度的完全模拟,冰风洞试验段的温度需自动测量及闭环控制。通过设置在试验段内的铂电阻和温度变送器,采集信号后输入数据采集模块,在控制主机上显示此时的温度值,并与事先设置的温度值进行比较,若超过误差限则由软件控制D/A输出模块输出电流或电压信号对制冷系统的温度调节执行机构进行相应调节,以达到温度闭环控制的目的。同时在冰风洞稳定段、动力段、换热段等也都设置有温度测量点,便于监测整个洞体内的温度变化情况。

4.2 液态水含量及云雾粒子直径模拟

为了真实模拟飞机飞行时的结冰云环境,冰风洞中的结冰参数必须满足相关标准要求,其中最主要的参数为液态水含量和云雾粒子直径。液态水含量主要影响结冰类型和结冰形状。云雾粒子直径直接影响结冰区域,粒径过大,在运动过

程中冷却不充分,不能形成过冷水滴,且相互碰撞的机率增大;粒径过小,在运动过程中可能产生蒸发现象,在高风速时可能会绕流,不能打上试验件。因此,精确控制和测量云雾粒子直径至关重要。

冰风洞喷雾系统的主要作用就是形成试验所需的人工云,并保证液态水含量和云雾粒子直径在试验规定的范围内。试验时,经净化等处理的高温高压水和空气分别通过管路进入喷雾靶的水气腔,通过喷嘴喷射出所需的云雾。通常选取空气雾化喷嘴,这种喷嘴利用空气压力将液体打碎,可在给定的流量和压力下产生最微细的雾粒和最远的喷射距离。合理设计云雾粒子的运动距离,在保证其不消散的前提下充分冷却,达到足够的冷量。为了避免云雾粒子从喷嘴到模型之间运动时蒸发,还必须对洞体内的湿度进行控制,以免影响实际的液态水含量。

液态水含量通过调节喷雾时的水压及开放的喷嘴数目来控制,云雾粒子直径通过调节气压以及水、气压差来控制,通过调整喷嘴的开启位置可控制云雾的分布及均匀性。为了保证试验时各项指标均满足要求,通常需要考虑,合理设置各项喷雾参数。

4.3 气流速度模拟

气流速度是冰风洞最主要的指标之一,对结冰也有一定影响。冰风洞中的气流速度是依靠风扇动力系统实现的,试验段的气流速度采用压力落差法测量,由洞体内安装的静压管采集到试验段及稳定段的气流静压,解算出气流速度。动力系统通常采用单级或多级轴流风机,根据压升、流量及工作环境等的特殊要求专门设计。整个系统闭环控制,如图1所示,保证有较高的工作效率及可靠性。

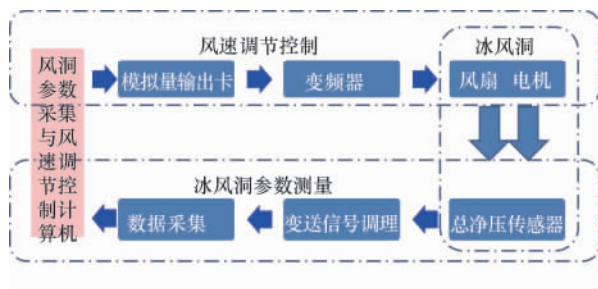


图1 气流速度模拟系统

Fig. 1 Velocity simulation system

气流速度包括真空速 v 和指示空速 v_i , 可通过以下公式计算:

$$v = \sqrt{\frac{2RT_a k}{k-1} \left[\left(\frac{p_0}{p_s} \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]} \quad v \leq c \quad (1)$$

$$v_i = \sqrt{\frac{2RT_a k}{k-1} \left[\left(1 + \frac{\Delta p}{p_a} \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]} \quad M \leq 1 \quad (2)$$

式中, R 为气体常数; k 为气体比热比; T_s, p_0, p_s 分别为试验段

气流的静温、绝对总压和绝对静压; T_a, p_a 分别为海平面大气静温和标准大气压; Δp 为气流总压与静压的压差; c 为声速。

5 结冰气象参数测量方法

5.1 液态水含量测量

液态水含量是指单位体积空气内所含的液态水的质量,单位为 g/m^3 。准确测量结冰风洞中的液态水含量,是结冰风洞定量试验的基础。液态水含量的测量一般采用3种方法,即算法、收集法和仪器测量。

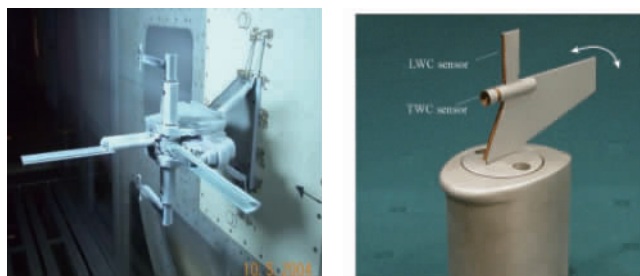
(1) 算法。在假设水滴没有蒸发、沉降,并且云雾均匀性良好的情况下,用喷入洞体的水流量除以冰风洞内的气体流量计算得到液态水含量。这种方法理论上可行,但实际会受许多因素影响,因此通常误差较大,一般仅作参考和比对。

(2) 收集法。如图2(a)所示,该方法是一种传统的测量方法,应用较广泛,美国、意大利、俄罗斯等国的冰风洞均采用此方法^[25-27]。该方法简单实用,有一定的测量误差,精度在20%左右。将取样刀片或圆杆安装在试验段中心,测量出结冰时间 Δt 内结出的冰层厚度 Δs , 根据公式计算出相应的液态水含量。该方法不能实时测量,试验时先标定参数,再根据标定的数据对液态水含量进行控制。计算公式为

$$W_{LWC} = \zeta \cdot \rho_{ice} / (E_b \cdot \beta \cdot v_e) \quad (3)$$

式中, ζ 为单位时间的结冰量, mm/s ; ρ_{ice} 为冰的密度, 取 $0.8 \times 10^3 kg/m^3$; E_b 为取样片(或杆)的结冰收集率; β 为由取样片(或杆)形状决定的参数; v_e 为试验段气流速度, m/s 。

(3) LWC 测量仪。如图2(b)所示,通过检测液态水撞击加热金属线时金属线的温度变化,检测出空气中的液态水含量。该装置直接安装于冰风洞试验段,可实时检测液态水含量^[28,29],解决了收集法不能实时测量且误差较大的问题,试验数据可为防冰系统设计和定量分析提供依据,意义重大。



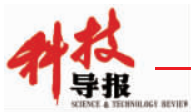
(a) 冰刀 (a) Icing blade (b) Nevzorov 测试仪 (b) Nevzorov probe

图2 LWC 测量设备

Fig. 2 LWC measuring apparatus

目前,几种广泛应用的LWC测量仪有美国的Johnson Williams Probe,加拿大的Nevzorov Lwc/Twc Probe和King Probe,它们的结构形式各不相同,但原理和功能类似。

YBF-02及YBF-04仪表冰风洞目前均采用收集法测量液态水含量,并与算法对比确定。YBF-02冰风洞采用



φ14mm 的标准杆, YBF-04 冰风洞采用厚度为 3mm 的冰刀。图 3 为冰风洞中液态水含量的测试照片。测出标准杆或冰刀迎风面上单位时间内的结冰厚度, 代入式(1)进行计算, 收集系数预先计算得出, 风速越高, 收集系数越大。从积累的试验数据分析, 这种液态水含量的测量方法有较好的重复性, 与计算值也有一定的可比性, 但结冰时间、结冰厚度测量等的偶然误差较大, 测量精度不高。



(a) 标准杆 (a) Standard pole
(b) 冰刀 (b) Icing blade

图 3 LWC 测试
Fig. 3 LWC test

5.2 云雾粒子直径测量

云雾粒子直径 (MVD) 是冰风洞中喷雾产生的云雾粒子的平均体积直径, 单位为 μm。用于结冰风洞 MVD 测量的设备主要有: 前向散射分光测量仪 (FSSP)、光学阵列测量仪 (OAP)、相位多普勒粒子分析仪 (PDPA) 及马尔文测粒仪^[26, 27]等。安装在冰风洞中的 OAP 测量仪如图 4(a) 所示。

PDPA 和马尔文测粒仪为非接触光学测量, 通过冰风洞观察窗进行测量, PDPA 测量 1 个点上通过的多个粒子, 马尔文测粒仪测量 1 个面上通过的多个粒子。FSSP 及 OAP 为接触性光学测量, 可直接放置于冰风洞气流中。OAP 比较适用于大粒径的测量。

此外还有美国 DMT 公司的组合测量仪 (Cloud Combination Probe, CCP), 如图 4(b) 所示。CCP 可同时测量 LWC 及 MVD。LWC 测量采用热线原理, 测量范围 0.05~3g/m³。



(a) 冰风洞中的 OAP 测量仪 (a) OAP probe in the tunnel
(b) CCP 组合测量仪 (b) Cloud combination probe

图 4 MVD 测量仪
Fig. 4 MVD probe

MVD 采用激光测量, 有两组探头, 测量范围分别为 2~50μm 和 25~1550μm。

YBF-02 仪表冰风洞目前采用 PDPA 粒子分析仪测量 MVD, 如图 5 所示。PDPA 安装在冰风洞外, 通过试验段的观察窗进行测量。该设备测量精度高, 反应速度快, 适用于两相流, 较适于冰风洞测量, 也可用于喷嘴特性标定。不足之处在于对观察窗玻璃的光学特性要求较高, 且低温状态长时间工作时, 观察窗玻璃结霜影响测量效果。测量结果可以图表及数据表格的形式显示。



图 5 PDPA 粒子分析仪
Fig. 5 Phase doppler particle analyzer

5.3 云雾均匀性测量

云雾均匀性测量通常采用格栅^[27], 如图 6 所示。按照冰风洞试验段的尺寸和均匀度要求, 制作合适尺寸的格栅, 装入试验段内, 进行喷雾结冰, 观察测量格栅上不同位置的冰累积情况, 以此判断冰风洞内云雾的均匀性。



图 6 安装在冰风洞中的格栅
Fig. 6 Grid fixed in the tunnel

YBF-04 仪表冰风洞试验段尺寸较小, 为了简化操作, 目前采用十字形冰刀测量云雾均匀性。冰刀形状及结冰测试结果如图 7 所示。由图可见, 冰刀下半部分比上半部分冰层略厚, 说明重力对云雾粒子有一定影响, 水平方向均匀性较好, 贴近壁面处受洞壁影响冰层较薄。

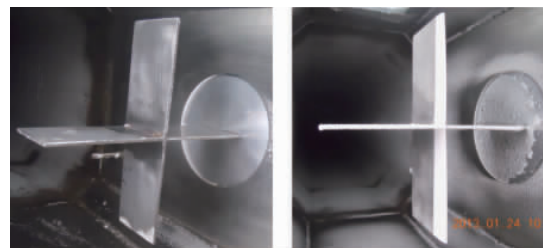


图 7 喷雾均匀性测量
Fig. 7 Measurement of spray uniformity

6 结语

针对中国防除冰技术领域的现状以及与国外先进水平的差距,笔者认为今后的发展应注重以下方面:

(1) 全面开展结冰机理、防除冰验证方法、系统及部件的设计与工艺技术等研究;

(2) 进一步深化地面实验设备参数模拟和测量技术的研究,实现全包线内的结冰气象条件模拟,提高云雾参数的测量和控制精度;

(3) 开展过冷大水滴结冰研究;

(4) 提升整体试验技术水平,为飞机防冰系统的设计和验证提供有力保障。

参考文献 (References)

- [1] 张强,曹义华,潘星,等. 结冰对飞机飞行性能的影响[J]. 北京航空航天大学学报, 2006, 32(6): 654-657.
Zhang Qiang, Cao Yihua, Pan Xing, et al. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2006, 32(6): 654-657.
- [2] 彭又新,郑莉. 飞机防除冰技术发展动态[J]. 国际航空, 2012(8): 74-76.
Peng Youxin, Zheng Li. International Aviation, 2012(8): 74-76.
- [3] Papadakis M, Wong S H, Yeong H W. Icing tunnel experiments with a hot air anti-icing system[R]. Reston: AIAA, 2008.
- [4] Catherine C, Marc M M. Icing wind tunnel tests of a contaminated supercritical anti-iced wing section during simulated take-off-phase 2[R]. Reston: AIAA, 2012.
- [5] 肖春华,桂业伟,杜雁霞,等. 电热除冰传热特性的结冰风洞实验研究[J]. 实验流体力学, 2010, 24(4): 21-24.
Xiao Chunhua, Gui Yewei, Du Yanxia, et al. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2010, 24(4): 21-24.
- [6] Tsao J C, David N A. Latest developments in SLD scaling[R]. Reston: AIAA, 2005.
- [7] Broeren A P, La Marre C M, Bragg M B. Characteristics of SLD ice accretions on airfoils and their aerodynamic effects [R]. Reston: AIAA, 2005.
- [8] Pierre B. Experimental study of supercooled large droplets impact in an icing wind tunnel[R]. Reston: AIAA, 2012.
- [9] Eugene G H. Overview of federal aviation administration aviation safety research for aircraft icing[R]. Reston: AIAA, 2006.
- [10] 中国民用航空总局航空器适航司. CCAR-25-R4, 中国民用航空规章第 25 部, 运输类飞机适航标准: 第 4 版[S]. 北京: 中国民航出版社, 2011.
Airworthiness Division, Civil Aviation Administration of China. CCAR-25-R4, Civil aviation regulations of China, part 25, airworthiness standards for transport category airplanes: 4th ed[S]. Beijing: China Civil Aviation Press, 2011.
- [11] 国防科学技术工业委员会. GJB 1689-93, 飞机透明区表面(风挡和舱盖)防冰、排雨、除霜、除雾及清洗系统通用规范[S]. 北京: 国防科工委军标出版发行部, 1994.
Commission of Science, Technology and Industry for National Defense. GJB 1689-93, Transparent areas on aircraft surfaces (windshields and canopies), rain removing and washing systems for anti-icing, de-frosting, defogging, general specification [S]. Beijing: Armament Standard Press of Commission of Science Technology and Industry for National Defense, 1994.
- [12] 国防科学技术工业委员会. HB 7800-2006, 飞机发动机进气道及机体系统结冰探测器通用规范 [S]. 北京: 中国航空综合技术研究所出版社, 2006.
Commission of Science, Technology and Industry for National Defense. HB 7800-2006, general specification for detector ice of air intake duct aircraft engines and airframe systems [S]. Beijing: Press of China Aero-Polytechnology Establishment, 2006.
- [13] 朱永峰,方玉峰,封文春. 某型飞机发动机短舱防冰系统设计计算[J]. 航空动力学报, 2012, 27(6): 1326-1331.
Zhu Yongfeng, Fang Yufeng, Feng Wenchun. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(6): 1326-1331.
- [14] Venkataramani K S, Mallina R V, Shamara P A. Dynamics of icing in aircraft engines[R]. Reston: AIAA, 2007.
- [15] David N A. Methods for scaling icing test conditions [R]. Reston: AIAA, 1995.
- [16] Canacci V A, Gonzalez J C, Spera D A. Scale model icing research tunnel validation studies[R]. Reston: AIAA, 1998.
- [17] 易贤. 飞机结冰的数值计算与结冰试验相似准则研究[D]. 绵阳: 中国空气动力研究与发展中心, 2007.
Yi Xian. Numerical computation of aircraft icing and study on icing test scaling law[D]. Mianyang: China Aerodynamics Research and Development Center, 2007.
- [18] 范洁川. 世界风洞[M]. 北京: 航空工业出版社, 1992.
Fan Jiechuan. Icing tunnel in the world [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1992.
- [19] 王宗衍. 美国冰风洞概况[J]. 航空科学技术, 1997(3): 45-47.
Wang Zongyan. Aeronautical Science and Technology, 1997(3): 45-47.
- [20] 刘萝威,戴耀松. 阿诺德工程发展中心航空推进系统试验所的结冰实验能力[J]. 飞航导弹, 1998(11): 50-58.
Liu Luowei, Dai Yaosong. Aerodynamic Missile Journal, 1998(11): 50-58.
- [21] Jackie D B. Icing at the McKinley climatic laboratory[R]. Reston: AIAA, 2005.
- [22] Kind R J, Potapczuk M G. Experimental and computational simulation of in-flight icing phenomena[J]. Progress in Aerospace, 1998, 34: 257-345.
- [23] Flemming R J. The past twenty years of icing research and development at Sikorsky aircraft[R]. Reston: AIAA, 2002.
- [24] James M L, John J. Development of a unique icing spray system for a new facility for certification of large turbofan engines[R]. Ottawa: National Research Council Canada, 2011.
- [25] Eddie I, Kamel A K. Calibration and recent upgrades to the Cox icing wind tunnel[R]. Reston: AIAA, 2008.
- [26] Bellucci M, Esposito B M, Marrazzo M, et al. Calibration of the CIRA IWT in the low speed configuration[R]. Reston: AIAA, 2007.
- [27] Ide R F. Liquid water content and droplet size calibration of the NASA Lewis icing research tunnel[R]. Reston: AIAA, 1990.
- [28] 毛京明,战培国. 结冰风洞结冰云参数测量方法综述论文集 [C]// 第二届近代实验空气动力学会议论文集, 哈尔滨: 中国空气动力学学会低跨超声速专业委员会. 2009: 188-192.
Mao Jingming, Zhan Peiguo. Summary of the methods of cloud parameter measurements used in icing wing tunnel [C]// The 2nd Conference of Modern Experimental Aerodynamics. Haerbin: Professional Committee of Subsonic, Transonic and Supersonic, Chinese Aerodynamics Research Society, 2009: 188-192.
- [29] Konev A V, Strappy J W, Isaac G A. The Nevzorov airborne hot-wire LWC-TWC probe: Principle of operation and performance characteristics[J]. Journal of Atmospheric and Oceanic Technology, 1998(15): 1495-1510.

(责任编辑 韩星明)