

直升机桨叶结冰喷洒塔设计

郑莉¹, 郭元军¹, 刘伟光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. 中国航空工业集团公司直升机设计研究所, 江西景德镇 333001

摘要 直升机桨叶结冰会严重影响直升机的飞行性能,甚至引发危及飞行安全的事故。喷洒塔是一类用于直升机主桨或尾桨的模拟试验设备,可在自然低温环境下,人工构造云雾条件进行结冰及防除冰试验。论述了结冰喷洒塔的系统组成及工作原理,分析了设计及试验过程中的关键技术问题。以某型直升机尾桨结冰喷洒塔研制为例,设计了系统参数,进行了设备配置,布置了工艺流程,通过液态水含量及云雾粒子直径标定,确定了喷雾参数,完成了试验及试验结果分析。结果表明,系统采取空气雾化喷嘴造雾,40个喷嘴布置为5排,保证喷雾浓度及云雾粒子运行距离。系统有效优化了喷嘴设置,通过调节喷雾水压(0.2~0.4MPa)、喷雾气压(0.3~0.4MPa)、开启的喷嘴数(6~18个)等喷雾参数,实现了液态水含量及云雾粒子直径的控制。整体试验效果良好。

关键词 结冰喷洒塔; 喷雾; 直升机尾桨

中图分类号 V216.5

文献标志码 A

doi 10.3981/j.issn.1000-7857.2013.h2.007

Design of Icing Spray Rig for Helicopter Rotor Blade Test

ZHENG Li¹, GUO Yuanjun¹, LIU Weiguang², FENG Kang¹

1. Wuhan Aviation Instrument Corporation, Aviation Industry Corporation of China, Wuhan 430074, China
2. China Helicopter Research and Development Institute, Aviation Industry Corporation of China, Jingdezhen 333001, Jiangxi Province, China

Abstract Icing on blades will seriously affect helicopter's performance, and even result in accidents endangering the safety. Icing Spray Rig (ISR) for helicopter rotor blade is a simulation system used in the test of main rotator and tail rotator of helicopter, which can artificially build cloud conditions for the icing, anti-icing and deicing tests at natural low temperature. This paper presents the components of an ISR and the corresponding principle, and analyzes the critical techniques within the rig design and applications. As a case study, an ISR is designed for the tail rotor test of a certain type of helicopter. For the design, the parameter of the system are ascertained, and the equipments and configures are determined. Based on the calibration on liquid water content and cloud particle diameter, the spray parameters adopted in course of the test are obtained. The test and the result analysis were carried out. Air atomizing nozzles were used to make fog, and it was found that 40 nozzles in 5 rows are reasonable, and the spray density and the flow distance of the cloud particles can meet the requirements of the test. The system can optimize the spray scheme effectively, and the liquid water content and the cloud particle diameter can be controlled by adjusting the water pressure (0.2~0.4 MPa), the air pressure (0.3~0.4 MPa) and the quantities of the operative nozzles (6~18). It is concluded that the experimental results are favorable. The system can work as a good reference for the future development of a large scale ISR and similar tests.

Keywords icing spray rig; spray; helicopter tail rotor

0 引言

飞机驶过具有过冷水滴的云层时,在其迎风表面常会出现结冰现象。飞机机体表面或机上气动传感器结冰会严重影

响飞机的性能^[1,2],甚至引发危及飞行安全的事故^[3]。因此,飞机结冰及防除冰技术的研究颇为重要。

防除冰技术研究和系统研制需通过反复试验验证。防除

收稿日期: 2013-05-16; 修回日期: 2013-08-14

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

冰试验主要分为地面试验和飞行试验两大类。飞行试验虽然数据真实,但花费昂贵、耗时长,同时也有极大风险。因此,通过地面模拟设备进行试验是目前主要的验证手段^[4]。作为飞机防除冰试验的重要模拟设备之一,结冰喷洒塔^[5]可利用自然低温环境,人工模拟结冰云雾条件。它虽然不能模拟高风速,温度也不可控制,但液态水含量和云雾粒子直径可以按照试验要求进行控制。加拿大、俄罗斯等国由于具备自然低温气象条件,都建有喷洒塔设备。加拿大国家研究中心的喷洒塔主要用于直升机,对多个型号的直升机进行过悬停状态下的防除冰试验,研究桨叶在特定条件下的结冰过程和防除冰能力。俄罗斯有多座喷洒塔,有的用于直升机试验,也有的用于飞机静态时结冰模拟试验。中国目前建成投入使用的喷洒塔有两座,一座用于直升机尾桨防除冰试验,另一座用于发动机短舱结冰模拟试验,基本都只针对某一试验对象,相对国外而言,试验及相关研究进行较少,技术也不够成熟。

本文论述结冰喷洒塔的系统组成及工作原理,分析设计及试验过程中的关键技术问题。设计建造用于某型直升机尾桨试验的结冰喷洒塔,通过液态水含量及云雾粒子直径控制,确定试验过程中采用的喷雾参数,并进行试验验证。

1 结冰喷洒塔系统组成及工作原理

结冰喷洒塔是一套复杂的系统,主要由水源系统、气源系统、喷雾系统以及支撑架4部分组成。喷雾系统是整套系统的核心,整体固定安装于支撑架上。经水源系统及气源系统处理的高温高压净化水及空气分别通过管路进入喷雾杆,由安装在喷雾杆上的喷嘴喷射而出,形成所需的云雾。喷嘴经过专门选取,通过控制水气压力、开启的喷嘴个数来实现对喷雾液态水含量及云雾粒子直径的控制。系统原理如图1所示。

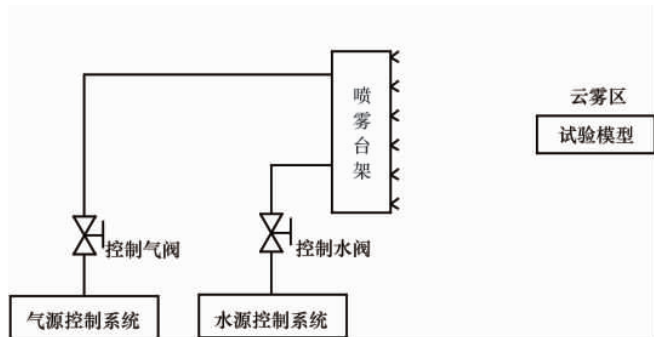


图1 喷洒塔系统原理

Fig. 1 Schematic diagram of icing spray rig

图2为加拿大国家研究中心的直升机喷洒塔^[6]。喷洒架安装在15~20m高处,共安装161个空气雾化喷嘴。喷雾时产生的云雾区域可从几十米到上百米,直升机在其间飞过或保持悬停状态,进行结冰和防除冰试验。



图2 加拿大国家研究中心的喷洒塔

Fig. 2 The NRC icing spray rig

2 系统主要技术参数确定

2.1 喷雾水量计算

试验时直升机桨叶以一定的转速旋转。由于叶片有一定的安装角度,旋转时会产生轴向速度,这样就形成一定的气流流量。桨叶角不同,产生的速度不同,吸入的空气流量也不同。根据桨叶的直径和轴向速度可以计算出此时的空气体积流量,再根据试验时对水含量的要求,计算出喷雾用水量,以此选取和配置水处理系统。

2.2 水源系统设计

喷雾水中若含有杂质,在喷雾过程中会形成冰核,造成过冷水滴提前结冰。为避免这种现象,必须对喷雾水源进行净化处理。同时为了避免水在喷嘴中结冰产生堵塞,喷雾水必须提前加热,但温度不能过高,否则会影响结冰效果。

水源系统采用两级预处理加反渗透,再进入EDI电去离子装置进行去离子处理。对水源进行多级净化、加热、压力流量调整等,处理后电阻率 $10\text{M}\Omega\cdot\text{cm}$ 、温度 $30\sim 40^\circ\text{C}$,水压根据所选喷嘴特性要求,可在 $0.1\sim 0.5\text{MPa}$ 调节。整个系统的原理如图3所示。

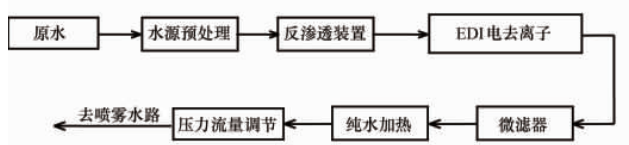


图3 水源处理系统原理示意

Fig. 3 Schematic diagram of water disposal system

2.3 喷雾系统设计

喷雾系统主要包括喷雾架、喷雾杆、喷嘴、管路和控制阀等。

2.3.1 喷雾架及喷雾杆设计

确定喷雾架尺寸时首先需考虑试验对象的尺寸,保证云雾能够将试验件全部笼罩在内。应根据云雾范围、喷嘴排列布局、喷雾架的加工等因素,综合考虑确定喷雾架外形尺寸。喷雾架可设计成方形或圆形^[7],美国麦金利气候室的喷雾架^[8]及加拿大结冰喷洒塔的喷雾架均采用长方形的布局,本研究中直升机尾桨喷洒塔也设计为方形布局。



喷雾杆通常采用不锈钢材料,内腔分为水气两路,采用大管套小管的结构。大管中通气、小管中通水,试验时先通气后加水,可有效防止管路及喷嘴结冰。喷雾杆从气动和机械上精心设计,减小阻力,避免弯曲和振动。

2.3.2 喷嘴选型

喷雾结冰试验要求云雾浓度高,粒径较小,因此选用二流体雾化喷嘴,即空气雾化喷嘴。这种喷嘴利用气压将水滴打碎,可在给定的流量和压力下产生最微细的雾粒子和最远的喷射距离。这种喷嘴的雾化效果如图4所示。



图4 二流体雾化喷嘴喷雾效果
Fig. 4 Air atomization nozzles

设计时首先根据云雾粒子直径和喷射距离的要求选定喷嘴型号,再根据喷嘴性能曲线选择合适的工作参数,确定喷雾时的水气压力及单个喷嘴的水气流量。由计算出的总水量及单个喷嘴的水流量,可计算出所需喷嘴数^[9]。根据喷嘴数及单个喷嘴的气流量,可计算出所需的总气量,作为气源系统设计的依据。

2.3.3 云雾粒子运行距离

云雾粒子的运行距离直接决定粒子冷却的时间,粒子的冷却状态对结冰有很大影响。因此需合理设计喷嘴与试验件之间的距离,保证雾粒子在不消散的前提下充分冷却^[9]。按照国内外相关资料^{[11][12]},根据风洞大小尺寸不同,云雾粒子从喷出至到达试验件的运行时间约0.8~2s。国内现有冰风洞及结冰气候室也是参照此数据设计的。按照喷雾段风速和粒子运行时间要求确定喷雾距离,在试验过程中也可以根据实际情况进行调节,达到最佳结冰效果。

2.4 气源系统设计

根据上述计算出的总气量设计气源系统。喷雾空气也需净化及加热,对气源进行干燥、多级净化、加热、压力调整等,处理后空气中尘粒直径<0.01μm、气温50~70℃,气压根据所选喷嘴特性及对应的水压,可在0.5~0.8MPa调节。系统原理如图5所示。

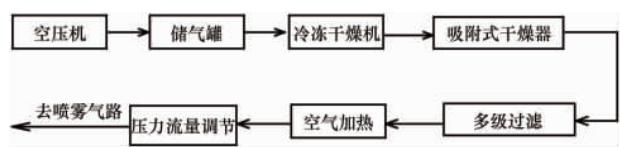


图5 气源处理系统原理示意
Fig. 5 Schematic diagram of air disposal system

3 关键技术分析

3.1 液态水含量及云雾粒子直径的调节控制

理论上讲,喷嘴选定后,在一定的水气压力下粒子直径就可确定;单个喷嘴的水流量及喷嘴数量确定了,水含量也就确定了^[13]。但实际喷洒塔试验时,由于不是一个密闭的环境,水量蒸发较大,同时可能受到风、沙尘及试验件产生的气流等影响,数据与理论值会有一定偏差。因此实际控制时要结合理论计算与实际测量结果,通过反复试验摸索验证,取得满足试验要求的喷雾参数。

3.2 云雾的分布及均匀性

试验时要保证喷出的云雾运行距离足够远,并能完全将旋转的直升机桨叶笼罩在雾流中,还要保证云雾的均匀性。进行喷洒塔试验时,因云雾周边的空气更干燥,湿度更小,喷雾产生的液态水总会向周边干燥空气中蒸发,所以云雾边缘部分的含水量总是比中间部分低。

设计时要选择合适的喷嘴,保证粒径及喷射距离符合要求;尽量布置较多的喷嘴,这样便于控制云雾的分布区域和均匀性;选定适当的水气压力,在保证水含量及粒径符合要求的同时,也保证运行距离足以到达试验件的位置。必要时可在喷雾架上游加装风机,并通过收缩整流制造一定的风速,以延长云雾粒子的运行距离。

3.3 低温工况

喷洒塔试验在冬季室外进行,环境温度通常在-10℃~-30℃。低温环境下,储水罐、管路及喷嘴中的水都可能结冰,因此管路、阀等都需保温防冻,每次喷雾完成后必须进行吹扫排空处理,保证将系统中的余水排尽,避免冻结。

4 应用试验

针对某项目中某型直升机尾桨模型,设计了一套结冰喷洒塔装置,完成了桨叶旋转状态下的结冰、除冰及防冰试验。

4.1 参数设计

尾桨直径为2m,面积为

$$S = \pi r^2 = 3.142 \text{ m}^2 \quad (1)$$

试验时尾桨旋转,产生一个轴向速度。设计计算时根据转速及桨叶角度等,将该速度设为10m/s,可以计算出流过桨叶的空气体积流量为

$$Q_a = Sv = 3.142 \times 10 = 31.42 \text{ m}^3/\text{s} \quad (2)$$

按2g/m³水含量计算,喷雾用水量

$$Q_w = Q_a \times 2 = 31.42 \times 2 = 62.84 \text{ g/s} = 226.2 \text{ kg/h} \quad (3)$$

考虑余量,水处理系统按0.3t/h设计。

本项目要求喷雾粒子直径在20μm,喷射距离8m。根据喷雾粒径及喷射距离的要求选定喷嘴型号为B1/4J-SS+SU12-SS1。该喷嘴为美国斯普瑞公司(Spraying Systems Co.)产品,不锈钢材质,喷射角度15°,云雾粒子直径的模拟范围为15~50μm。根据喷嘴参数表及特性曲线,选定该喷嘴工作参数为:水压0.3MPa,对应的水流量7.56L/h;气压0.4MPa,对应的气流量为61L/min;此时云雾粒子直径约为30μm。

喷雾总水量为 226kg/h,则所需喷嘴数为 30 个。考虑到整个系统暴露在外,水雾容易蒸发,要留有余量;同时要便于排布及控制,因此确定喷嘴数为 40。

根据被试件尺寸,将喷雾架设计为 1.5m×1.5m。喷嘴布置为 5 排,每排 8 个,每排安装在一根喷雾杆上。喷雾杆共 5 根,每根设置 10 个喷嘴接口,安装 8 个喷嘴,另两个接口用喷嘴塞堵塞。试验时可以调节喷嘴的安装位置,获得较好的喷雾均匀性。

按选定的喷嘴参数,气压 0.4MPa 时对应的气流量为 61L/min,40 个喷嘴总气量为 2410L/min,即 2.4m³/min。气源处理系统按 5m³/min 的能力设计。

4.2 设备配置

整套喷洒塔系统包含气源系统、水源系统、喷雾系统及控制系统。气源系统主要包含空压机、储气罐、冷冻干燥机、气体加热器^[4]等。试验时考虑现场实际情况,水源系统进行了简化,直接采用纯水站的纯净水进行试验,配置加热器、泵站组件等进行加热加压处理。水源系统、气源系统工艺流程如图 6、图 7 所示。

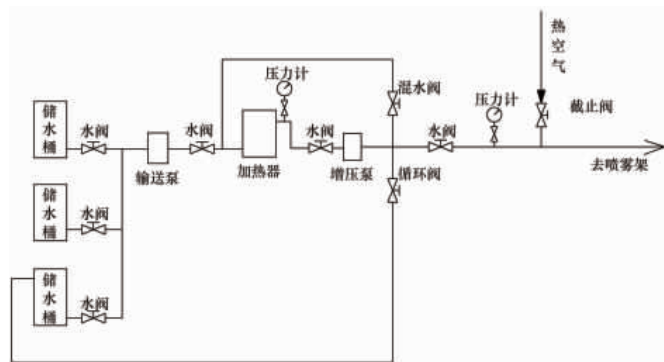


图 6 水源系统工艺流程

Fig. 6 Technics flow chart of water disposal system

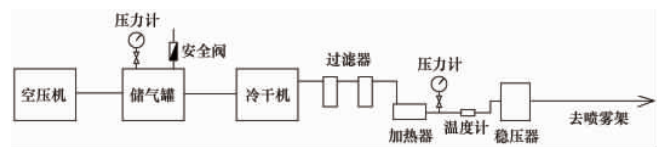


图 7 气源系统工艺流程

Fig. 7 Process flow chart of air disposal system

4.3 系统调试

各设备通电运转,检验是否正常运行,保证系统具备试验能力。系统调试情况如下:气源系统加热正常,气路畅通,气温 65℃,压力可在 0.3~0.6MPa 调节;水源系统工作正常,水温 40℃,压力可在 0.2~0.5MPa 调节;喷雾杆及喷嘴正常工作,无堵塞,可形成云雾;云雾浓度、运行距离及覆盖范围满足要求;水气管路通过电伴热带保温效果良好。

4.4 参数标定

试验前需对云雾参数(主要包括液态水含量、云雾粒子直径)进行专门的标定,根据试验件的结冰情况确定试验时间,保证试验效果良好。

4.4.1 液态水含量标定

水含量的理论值可以通过喷雾的水量及空气气流的流量计算得出。实际测试在试验现场低温环境进行,采用收集法,使用标准冰刀^[5]。参照冰风洞中水含量的测试方法,在给定的结冰条件下喷雾,测量出一定时间内冰刀前缘的结冰厚度,由水含量的计算公式计算出水含量值。调节水压值及开启的喷嘴个数,测出试验条件要求的几组水含量值。测得的水含量与理论值比对分析,得出最终结果,确定正式试验时所需的喷雾参数。

4.4.2 云雾粒子直径标定

云雾粒子直径的测定包括 3 项内容:单个喷嘴喷雾粒径的测试;多个喷嘴粒径分布的测试;喷雾区内不同位置的雾粒子测试。标定工作预先在有试验条件的实验室进行。先进行单喷嘴粒径测试,得出不同喷雾气压及水气压差条件下对应的粒径值;再对多喷嘴喷雾情况下的粒径大小及不同位置的粒径分布情况进行测试,得出具体数值,作为试验时的依据。现场也可使用粒径测量仪实时测量。

经过参数标定,确定试验所需的喷雾参数如表 1。试验时即可按照标定参数进行控制,通过调节喷嘴数量、喷雾气压、水压等参数,达到试验要求。

表 1 喷雾参数标定结果

Table 1 Calibration of spray parameters

水含量/(g·m ⁻³)	粒子直径/μm	喷雾水压/MPa	喷雾气压/MPa	喷嘴数/个
0.5	30	0.35	0.4	6
0.8	20	0.20	0.3	14
0.8	30	0.35	0.4	12
0.8	40	0.40	0.4	11
1.0	30	0.30	0.4	18
1.2	30	0.35	0.4	18

4.5 试验及结果分析

4.5.1 试验

调试及参数标定完成后,开始进行结冰、防冰和除冰 3 项试验。

结冰试验是在不开启加热防冰的情况下喷雾,获得不同温度、液态水含量、云雾粒子直径、桨叶攻角等参数条件下尾桨的结冰区、结冰量、结冰形状等数据;防冰试验是在开启加热防冰的情况下喷雾,验证防冰系统的实际防冰效果;除冰试验是先在不开启加热防冰的情况下喷雾结冰,再开启加热防冰系统,观察试验件上结冰去掉情况,验证实际除冰效果。

共完成试验 30 组,试验地点在哈尔滨,时间为 2 月上旬,室外气温最低达-30℃。其中结冰试验 23 组,防冰试验 3 组,除冰试验 4 组。试验温度范围为-4.2~-22℃,液态水含量有 0.5、0.8、1.0、1.2g/m³ 4 种状态,云雾粒子直径有 20、30、40μm 3 种状态,喷雾时间最长为 390s,最短为 60s。

图 8 为喷洒塔喷雾结冰试验,所示试验状态为气温



-19℃, 液态水含量 0.8g/m³, 云雾粒子直径 30μm。图 9 为直升机尾桨喷雾后的结冰照片。

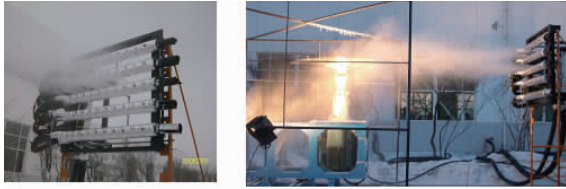


图 8 喷洒塔喷雾结冰
Fig. 8 Spray and icing

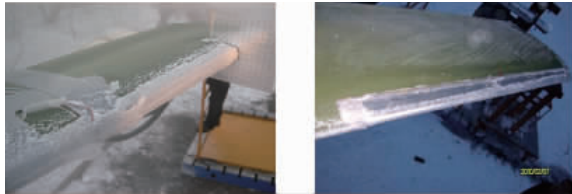


图 9 直升机尾桨结冰
Fig. 9 Helicopter tail rotor icing

4.5.2 结果分析

结冰试验中通过调节不同喷雾水压、气压及开启的喷嘴个数得到不同的液态水含量及云雾粒子直径值。在不同的试验条件下, 结冰情况也不相同。从试验结果看, 液态水含量越大, 结冰量越大; 云雾粒子直径越大, 尾桨上的结冰区域越大; 温度不同时, 结出冰层的类型也不相同。这与理论分析的结果一致。

防除冰试验中, 温度越低, 液态水含量越大, 则需要的防除冰功率也越大。除环境条件外, 防除冰功率还与尾桨转速及加热控制方式相关。通过试验得出了一定条件下所需的防除冰加热电流及功率, 试验结果与理论计算对比分析后, 进一步对设计方案进行了完善。

5 结论

设计建造了一座以某型直升机尾桨为试验对象的结冰喷洒塔, 设计了系统参数, 进行了设备配置, 布置了工艺流程, 通过液态水含量及云雾粒子直径标定, 确定了试验过程中采用的喷雾参数。进行了不同试验条件下的直升机尾桨结冰、防冰和除冰试验, 整体试验效果良好。

(1) 结冰喷洒塔总体设计合理可行, 采取空气雾化喷嘴造雾, 喷嘴选取适当, 云雾粒子运行距离达到了 5m 以上, 可以满足试验要求。

(2) 采用了 40 个空气雾化喷嘴, 分 5 排布置, 保证了云雾覆盖区域和喷雾浓度满足试验要求。

(3) 系统可以有效优化喷嘴设置。通过调节喷雾水压(水流量)、气压及开启的喷嘴个数, 可以实现对液态水含量及云雾粒子直径的控制。本试验中喷雾水压调节范围为 0.2~0.4MPa, 喷雾气压调节范围为 0.3~0.4MPa, 水含量及粒子直径满足试验要求。

(4) 喷射距离要求在 8m 以上时, 仅依靠喷嘴压力难以

实现, 且喷出的云雾受自然风影响较大。因此, 当喷射距离较远, 或对流场有较高要求时, 应采用风机吹风, 并制作收缩形喷口, 保证达到一定的风速, 满足喷雾要求。

(5) 水气管路通过电伴热带和保温层可以有效保温, 防止管路中的水冻结; 每次喷雾后喷嘴及喷雾杆中的余水通过热空气吹扫排空, 可有效防止试验过程中喷嘴结冰, 保证试验的顺利进行。

参考文献 (References)

- [1] Frank T L, Abdollah K. Effects of ice accretions on aircraft aerodynamics [J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 2001, 37(8): 669-767.
- [2] Krishna S K, Krozel J K. Impact analysis for in-flight icing hazards[C]. *AIAA Guidance, Navigation and Control Conference*, Chicago, Illinois, USA, August 10-13, 2009.
- [3] Green S D. A study of US inflight icing accidents and incidents, 1978 to 2002 [C]. *44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*. Reno, Nevada, USA, 2006.
- [4] 战培国. 结冰风洞研究综述[J]. *实验流体力学*, 2007, 29(3): 92-96. Zhan Peiguo. *Journal of Experiments in Fluid Mechanics*, 2007, 29(3): 92-96.
- [5] Kind R J, Potapczuk M G, Feo A, et al. Experimental and computational simulation of in-flight icing phenomena[J]. *Progress in Aerospace*, 1998, 34(5-6): 257-345.
- [6] Flemming R J. The past twenty years of icing research and development at Sikorsky aircraft [C]. *40th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*. Reno, Nevada, USA, 2002.
- [7] MacLeod J, Jastremski J. Development of a unique icing spray system for a new facility for certification of large turbofan engines [R]. Ottawa, Canada: National Research Council (NRC) Canada, 2011.
- [8] Bell J D. Icing at the McKinley climatic laboratory [C]. *43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*. Reno, Nevada, USA, 2005.
- [9] Wong S C, Tan S C, Papadakis M. Spray rig design for airborne icing tankers [C]. *45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*. Reno, Nevada, USA, 2007.
- [10] Albert L, Eric L. Droplet dispersion in the NASA Glenn icing research tunnel [C]. *AIAA Atmospheric and Space Environments Conference*. Toronto, Ontario, Canada, 2010.
- [11] Gary V T. Development of a new subsonic icing wind tunnel [C]. *27th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*. Reno, Nevada, USA, 1989.
- [12] 邢玉明, 盛强, 常士楠. 大型开式冰风洞的模拟技术研究 [C]. *中国航空学会 2007 年学术年会*. 北京, 2007. Xing Yuming, Sheng Qiang, Chang Shinan. *Study on simulation technology of large open icing wind tunnel* [C]. *2007 Annual Meeting of China Aviation Society*. Beijing, 2007.
- [13] Wong S C, Papadakis M, Tan S C. Computational and experimental investigation of a spray rig for airborne icing tankers [C]. *46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*. Reno, Nevada, USA, 2008.
- [14] Edward H. Goodrich icing wind tunnel overview, improvements and capabilities [C]. *44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*. Reno, Nevada, USA, 2006.
- [15] Bellucci M, Esposito B M, Marrazzo M, et al. Calibration of the CIRA IWT in the low speed configuration [C]. *45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*. Reno, Nevada, USA, 2007.

(责任编辑 王媛媛)