

DOI:10.16356/j.1005-2615.2023.02.012

## 面向过冷大水滴适航验证的结冰探测技术研究

王小辉<sup>1</sup>, 马庆林<sup>1,2</sup>, 孔维梁<sup>3</sup>, 韩王超<sup>1</sup>, 常红亮<sup>1</sup>

(1. 中国航空工业集团公司西安飞机设计研究所, 西安 710089; 2. 西北工业大学航空学院, 西安 710072;  
3. 上海交通大学航空航天学院, 上海 200240)

**摘要:** 过冷大水滴 (Supercooled large droplet, SLD) 结冰超出了常规防除冰系统的防护范围, 是一种更为严重的结冰情形, 极大地影响着飞行安全。在美国联邦航空管理局 14 CFR 25.140 条款中明确提到为保证飞机在 SLD 结冰条件下的安全运行, 首先且必须对 SLD 结冰气象环境进行探测。由于水滴破碎会改变水滴运动轨迹和表面撞击水分布, 使水滴撞击极限变小, 而水滴飞溅对结冰极限位置影响不大, 因此本文通过研究大、小粒径水滴在飞机上收集范围不同的特点, 提出一种可以满足 SLD 结冰适航符合性的结冰探测技术。该结冰探测技术采用常规结冰探测器, 根据水滴收集范围将其布置于不同敏感结冰部位, 可以实现全剖面飞行的结冰环境探测。

**关键词:** 过冷大水滴; 结冰适航验证; 水滴撞击特性; 结冰探测技术; 飞行安全

中图分类号: V271.4 文献标志码: A 文章编号: 1005-2615(2023)02-0265-09

### Research on Aircraft Icing Detection of Supercooled Large Droplet for Airworthiness Certification

WANG Xiaohui<sup>1</sup>, MA Qinglin<sup>1,2</sup>, KONG Weiliang<sup>3</sup>, HAN Wangchao<sup>1</sup>, CHANG Hongliang<sup>1</sup>

(1. Xi'an Aircraft Institute, Aviation Industry Corporation of China, Xi'an 710089, China;

2. School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

3. School of Aeronautics and Astronautics, Shanghai Jiao Tong University, Shanghai 200240, China)

**Abstract:** Supercooled large droplet (SLD) icing is beyond of the protection ability of the conventional anti-icing system. SLD is a more serious icing environment and could badly affect the flight safety. In order to ensure flight safety in the SLD icing condition, the precondition is that the SLD should be detected explicitly required by the 14 CFR 25.140 of Federal Aeronautics Administration. It is found that the breakup of droplets will change their trajectory and distribution, and reduce the impingement limit on the wing-leading edge, while the splash of droplets has little effect on the impingement limit. Therefore, ice detection technologies satisfying airworthiness compliance of SLD is studied in this paper considering the characteristics of a various range of large and small droplets. Conventional ice detectors with mature technologies are used and are located in the ice sensitive zones according to the collection range of water droplets. It can detect the whole ice environment in the methods above.

**Key words:** supercooled large droplet; ice airworthiness certification; droplet impingement characteristics; icing detection technology; flight safety

近年来,与飞机结冰相关的事故使人们对飞机结冰的影响研究进入了一个新高潮<sup>[1]</sup>。1994年一架 ATR72 涡桨型飞机遭遇了严重的自然结冰气象

环境,最终导致飞机坠毁<sup>[2]</sup>。虽然 ATR72 涡桨型飞机除冰系统满足美国联邦航空管理局适航规章 14 CFR 25 附录 C 中自然结冰气象环境飞行的要

收稿日期:2022-03-18;修订日期:2022-06-21

通信作者:王小辉,男,高级工程师,E-mail:wangxiaohui5250@126.com。

引用格式:王小辉,马庆林,孔维梁,等.面向过冷大水滴适航验证的结冰探测技术研究[J].南京航空航天大学学报,2023,55(2):265-273. WANG Xiaohui, MA Qinglin, KONG Weiliang, et al. Research on aircraft icing detection of supercooled large droplets for airworthiness certification[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2023, 55(2):265-273.

求,但也未能避免这次自然结冰带来的灾难。调查发现引起这次空难的原因是由于遇到了过冷大水滴(Supercooled large droplet, SLD)自然结冰气象环境,飞机结冰超出了除冰系统的防护范围,最终导致空难的发生。在此事件之后,又出现了几起类似结冰气象环境而引发的空难<sup>[3]</sup>,给航空界造成了非常恶劣的影响。

为保障中国飞机在结冰气象环境中的运营安全,提高国产民用飞机的市场认可度,SLD结冰适航符合性验证成为尤为重要的环节。其中涉及到一个关键点就是飞机要具有SLD结冰探测的能力,特别是要具有区分常规结冰气象环境(美国联邦航空管理局发布的适航规章FAR25附录C定义的结冰气象环境)和SLD结冰气象环境(美国联邦航空管理局发布的适航规章FAR25附录O定义的结冰气象环境)的探测能力。目前飞机结冰探测的技术方法有10余种之多<sup>[4-8]</sup>,在SLD的探测方面也有大量的研究,如美国国家大气研究中心曾研制了一种SLD结冰气象预报装置<sup>[9]</sup>,并已申请专利。国内华中科技大学、中国商用飞机有限责任公司和武汉航空仪表有限责任公司在结冰探测方面也进行了较深入的研究<sup>[10-11]</sup>,但在计算方法和结冰探测系统设计架构方面,可实际应用并能够区分常规结冰气象环境和SLD结冰气象环境的探测技术鲜有报道。

本文通过分析水滴破碎效应和飞溅效应对撞击特性的影响规律,研究适用于常规和SLD结冰气象环境的结冰探测技术,包含结冰探测器安装位置的确定方法及结冰探测系统设计等,以满足国内飞机在结冰气象条件下的适航符合性。

## 1 水滴动力学模型

### 1.1 破碎模型

对于SLD结冰数值的模拟,通常采用泰勒类比模型(Taylor analogy breakup, TAB)。在此基础上,加载水滴破碎和水滴变形模型以实现SLD结冰模拟。当水滴振荡频率达到某一阈值时,水滴的形态就会发生变化:大水滴发生变形破碎,形成一群小水滴。在水滴形态发生变化的过程中,其也由原来的球体形态变化为其他形态<sup>[12-13]</sup>。同时,水滴所受到的力也将发生变化。

控制水滴变形的方程为<sup>[14]</sup>

$$F - kx - D \frac{dx}{dt} = m \frac{d^2x}{dt^2} \quad (1)$$

式中: $F$ 为水滴在流场中受到的恢复力; $k$ 为水滴因表面张力影响的恢复系数; $x$ 为实际水滴赤道与其为球形时赤道间的位移量; $D$ 为水滴受到的黏性力; $t$ 为时间; $m$ 为水滴质量。方程的系数来源于泰

勒类比

$$\frac{k}{m} = C_k \frac{\sigma}{\rho_1 r^3} \quad (2)$$

在水滴发生破碎时有

$$x > C_b r \quad (3)$$

水滴位移公式为

$$\frac{d^2y}{dt^2} = \frac{C_f \rho_g u^2}{C_b \rho_1 r^2} - \frac{C_k \sigma}{\rho_1 r^3} y - \frac{C_d \mu_l}{\rho_1 r^2} \frac{dy}{dt} \quad (4)$$

式中:变形度 $y = x / (C_b r)$ ,表示水滴变形程度的无量纲参数,其中 $C_b = 0.5$ , $r$ 为水滴未发生变形前的球体半径; $\rho_1$ 、 $\rho_g$ 分别为水滴与空气的密度; $u$ 为水滴相对空气的速度; $\sigma$ 为水滴表面张力系数; $C_f$ 、 $C_k$ 、 $C_d$ 为常数,结合实验数据可以求得: $C_f = 1/3$ , $C_k = 8$ , $C_d = 5$ <sup>[13]</sup>。

参数 $Re$ 和 $We$ 表征水滴黏性力、表面张力与惯性力之间的关系,可共同作为水滴破碎的判定,其定义为

$$Re = \frac{\rho_g |v_a - v_d| d}{\mu} \quad (5)$$

$$We = \frac{\rho_g |v_a - v_d|^2 d}{\sigma} \quad (6)$$

式中: $d$ 为水滴粒径; $v_a - v_d$ 为空气与水滴速度差; $\mu$ 为水滴动力黏性系数。

由于TAB模型的假设限制,其仅适用于较小 $We$ 数下的水滴破碎模拟。为了扩展水滴破碎的模拟范围,在模拟需要用多因素判定破碎模型(Multifactor-effected breakup, MEB)。而对于不同破碎形式的两条分界曲线为<sup>[15]</sup>

$$Re_{x1} = 0.125 We_{x1}^2 + 5.75 \quad 3 < We_{x1} < 15 \quad (7)$$

$$Re_{x2} = 0.43 We_{x2}^2 \quad 7 < We_{x2} < 35 \quad (8)$$

式(7,8)即为拟合得到的水滴破碎形式判据。水滴破碎时间合修正计算公式为<sup>[14]</sup>

$$T = t_0 \frac{u}{d} \sqrt{\frac{\rho_g}{\rho_1}} \quad (9)$$

式中:当 $t_0$ 在表面张力失稳破碎时,所需要的时间为22.43 ms;当 $t_0$ 为黏性剪切破碎时,所需要的时间为18.21 ms。

### 1.2 飞溅模型

水滴飞溅模型主要考虑了飞溅质量损失和水滴展布模拟,根据MUNDO等理论<sup>[16]</sup>,飞溅系数 $K$ 定义为

$$K = \left( \frac{\rho_1^3 d^3 u_1^5}{\sigma^2 \mu} \right)^{1/4} \quad (10)$$

式中 $u_1$ 为水滴相对于翼面的法向速率。

当 $K > 57.7$ 时判定有飞溅存在。水滴飞溅的质量损失率可表示为<sup>[17]</sup>

$$\frac{m_s}{m_0} = 0.7(1 - \sin \theta_0)(1 - e^{-0.0092(K_m - 200)}) \quad (11)$$

式中: $m_0$ 为水滴总质量; $m_s$ 为碰撞时引起水滴损失的质量; $\theta_0$ 为入射方向与壁面切向角; $K_{ctr}$ 为引起水滴飞溅的临界值。当水滴运动方向与撞击面相垂直时,即 $\theta_0 = \pi/2$ ,不会引起水滴质量的损失。

水滴撞击过程除了水滴飞溅引起水滴质量损失外,还引起了壁面的水层动量改变。将展布过程模拟为对壁面附近水层动量的增加。水层动量增加量的控制方程为<sup>[18]</sup>

$$\Delta M_f = \sum M_{\text{droplet}} u_p \cos \theta_0 \quad (12)$$

式中: $\Delta M_f$ 为液滴的动量增量; $M_{\text{droplet}}$ 为液滴质量; $u_p$ 为液滴碰撞速度的法向分量。

### 1.3 计算方法与流程

本文使用FLUENT软件对翼型周围流场进行模拟计算。采用Lagrange计算方法,捕获与求解每个水滴的运动特性。在此计算过程中,通过加入UDF函数来实现对SLD变形破碎与飞溅过程的模拟和控制。

根据水滴直径、飞行速度和当地流场数据等信息对水滴的动力学状态进行判断。当水滴的变形度 $y < 1$ 时,水滴只发生变形而不破碎,通过计算其受到的气动力,获得水滴的加速度。而当 $y > 1$ 时,水滴将破碎,此时计算水滴破碎时间、位置等信息,求解出水滴破碎产生的子水滴数量。子水滴产生后将作为新水滴重新开始变形破碎过程的计算。

当水滴碰撞到壁面后发生飞溅时,根据其碰撞速度和角度等参数信息计算飞溅损失量、壁面水层的动量增加量。将这些影响量进行统计之后传递给壁面水收集率和水层动量进行修正。其中水滴的质量减去飞溅损失量为当前壁面网格的水收集量。

### 1.4 模型验证

图1给出了本文计算结果与文献[19]中给出的冰风洞实验结果的对比。计算模型为NACA0012翼型,计算条件中迎角为 $0^\circ$ ,空气速度为52 m/s,液态水含量为 $1.5 \text{ g/m}^3$ ,环境温度为253.65 K,水滴中位体积直径(Median volumetric diameter, MVD)为 $160 \mu\text{m}$ ,结冰时间300 s。

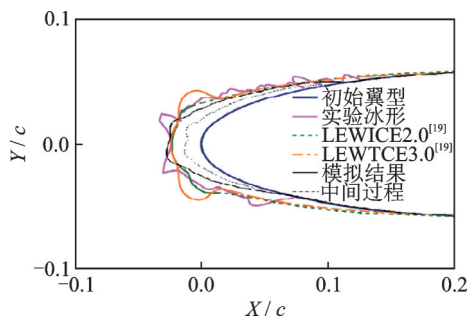


图1 模拟结果与文献[19]结果对比

Fig.1 Comparison between simulation result and Ref.[19] results

文献[19]中LEWICE3.0版本考虑了水滴动力学模型,从图1中可以看到其结果优于未包含SLD模拟的2.0版,但与冰风洞实验结果相比还有一定差别,主要体现在前缘形状和后沿延伸距离。本文的模拟结果和冰风洞实验的结果冰型有着更佳的符合。原因如下:(1)大水滴在驻点附近结冰会形成两个小的冰角形状,这也是SLD结冰典型特征之一;(2)冰型后沿位置方面与实验结果更为相近。本文的计算结果捕获了这些特征,说明SLD计算模型和方法能够对水滴收集率和结冰具有较好的模拟效果。

## 2 水滴动力学效应对收集的影响

### 2.1 破碎效应影响分析

根据文献[13]的结果,翼型前缘水滴虽然满足发生破碎的条件,但是大多数破碎过程还未完成就已经碰撞到了壁面,其直径并未改变。SLD破碎主要发生在靠近翼面空气流场变化剧烈的区域。同时,SLD破碎也会引起流场的改变,越靠近撞击极限位置附近,SLD破碎引起流场的改变越明显。部分SLD破碎后会绕过翼面向下游飞去,这就意味着水滴破碎会引起水滴收集系数改变。

图2给出了MVD=200  $\mu\text{m}$ 时的水滴收集系数图。计算模型为NACA0012翼型,计算条件为:弦长0.533 4 m,空气速度83 m/s,迎角 $0^\circ$ ,液态水含量 $0.25 \text{ g/m}^3$ ,环境温度263.75 K。图2中对比了考虑水滴破碎因素和不考虑水滴破碎因素的两种计算结果。可以看出,当考虑水滴破碎因素时,引起了水滴收集系数和撞击极限改变:水滴收集系数的最大值减小了约4%,撞击极限减小约33%。

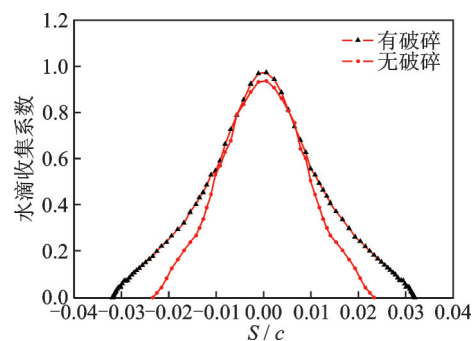


图2 考虑和不考虑水滴破碎因素时水滴收集系数对比

Fig.2 Comparison of drop collection rate with and without considering breakup of droplets

对于SLD结冰的模拟,加入破碎模型后有利于提高结冰预测的精度<sup>[14]</sup>。可以认为,加入破碎模型后,对水滴撞击区域影响模拟结果具有较好的准确性。因此在选择结冰探测器位置时,有必要考虑SLD的破碎影响。

## 2.2 飞溅效应影响分析

研究发现,在结冰数值计算中,粒径较大的水滴在壁面碰撞过程中都会发生水滴飞溅情形。只有当水滴运动方向与撞击面切向角比较大的区域没有水滴飞溅情形的发生。并且随着水滴直径的增大,水滴发生飞溅的范围也在扩大。在同一位置由飞溅引起的水滴质量损失也会随着水滴直径的不同而有区别。图3对比了MVD=200 μm时,有无飞溅情况下的水滴收集系数。通过对比发现,水滴收集系数的最值基本没有影响,而且均发生在同一位置。另外,对水滴撞击极限也几乎没有影响。唯一有影响的是水滴收集系数变小。水滴收集系数影响着总的结冰量和最终成冰冰型。

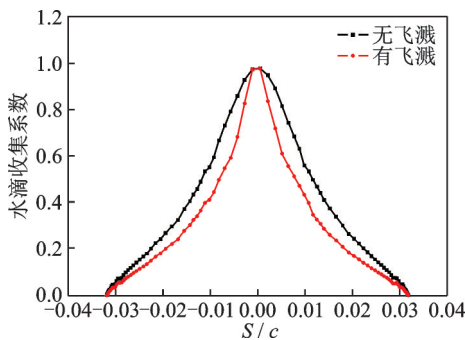


图3 考虑和不考虑水滴破碎因素时水滴收集系数对比

Fig.3 Comparison of drop collection rate with and without considering splash of droplets

根据以上分析,SLD的飞溅对水滴撞击区域范围的影响可以忽略。此结果也同时表明,在选择结冰探测器位置时,以及在预测结冰和简化工程计算时,可以不考虑SLD的飞溅模型。

## 3 过冷大水滴结冰探测设计

目前,过冷大水滴的结冰探测技术相对常规结冰探测技术仍不成熟,需要更深入的研究。结冰探测器是结冰探测系统中的关键设备,探测性能是结冰探测器的自身特征,能否准确可靠地预测飞机结冰情况与结冰探测系统设计密切相关。因此,结合常规的结冰探测技术,本节从结冰探测器的安装位置设计及系统设计入手,研究过冷大水滴结冰探测。

### 3.1 安装位置

准确合适的结冰探测器安装位置对结冰情况的探测非常关键。对于外伸式结冰探测器,只要结冰探测器位于水滴遮蔽区之外,就可以较好地探测结冰气象环境<sup>[20-21]</sup>。对于平膜式结冰探测器,可以采用水滴撞击极限来确定安装位置<sup>[22]</sup>。

文中通过计算分析常规和SLD结冰气象环境下不同的水滴撞击极限,确定结冰探测器安装区

域。结合不影响翼面气动外形的常规结冰探测器,如齐平式的光纤和平膜式结冰探测器、超声波式结冰探测器,研究将其安装在上述区域,进而判断、区分常规和SLD结冰气象环境。

### 3.2 布置原则

结冰探测系统应能够探测到翼面的结冰,并对常规结冰气象环境和SLD结冰气象环境进行辨别,起到结冰预警作用。因此结冰探测器布置需满足以下要求:

(1)在飞机有效飞行迎角范围内,即从飞机起飞到降落的所有阶段,包含所有迎角状态,结冰探测器均能够有效地探测结冰气象环境。

(2)结冰探测器应能够正常探测到附录C规定的常规结冰气象环境,即探测到直径范围为20~40 μm的水滴。

(3)结冰探测器应能够探测到SLD结冰气象环境,即探测到直径范围为50~500 μm的水滴。

根据以上要求,制定如下设计思路:

(1)采用NACA0012弦长为0.533 4 m的翼型,对常规结冰气象环境的空气流场和水滴分布流场进行数值仿真计算,得到过冷水滴撞击极限,进而得出探测常规结冰气象环境下结冰探测器布置区域。

(2)对SLD结冰气象环境的空气流场和水滴分布流场进行数值仿真计算,得到SLD撞击极限。在探测常规结冰气象环境的结冰探测器布置区域外,但在SLD撞击极限内得出探测SLD结冰气象环境的结冰探测器布置区域。

### 3.3 计算条件

飞机的飞行速度和迎角,结冰气象环境中平均有效水滴直径和外界的环境压力这4类参数是影响水滴撞击特性的主要因素<sup>[23]</sup>。而飞机所处的环境温度以及结冰气象环境中的液态水含量对水滴撞击翼面的分布不产生实质性影响<sup>[24]</sup>。因此,确定水滴撞击特性时,不需要考虑这两个因素。在水滴撞击特性的计算过程中,由于涉及到空气流场及水滴流场的计算,需要将空气温度及液态水含量作为初始化参数输入<sup>[25]</sup>,后续计算维持不变。

温度为-9.4 °C,液态水含量为0.1 g/m<sup>3</sup>情况下,水滴运动轨迹计算条件如表1所示。表1中高度500 m为爬升阶段,从该阶段起解除起飞阶段对结冰信号的抑制,4 000 m和6 000 m分别为巡航或下降过程的典型状态。一般与这些高度对应的迎角和速度基本呈线性变化,本文选取速度及迎角极值对应的状态作为计算条件。在工程设计中可增加数个中间状态进行校核。附录O中结冰气象环境有冻毛毛雨和冻雨两种情形,对于水滴直径的选取考虑如下:(1)常规结冰气象环境通常选取水滴直径20、40 μm<sup>[26]</sup>;(2)对于SLD结冰气象环境,文

中水滴直径取值包含附录 O 的冻毛毛雨情形,此时水滴撞击范围相对常规水滴已有明显区别,能够区别常规和 SLD 结冰气象环境,这是因为水滴直径越大,惯性越大,运动轨迹受气流影响越小。考虑结冰传感器尺寸及布置等因素,SLD 结冰气象环境选取水滴直径为 80、200、500  $\mu\text{m}$ 。

表 1 计算条件  
Table 1 Computational condition

状态	高度/ m	速度/ ( $\text{km}\cdot\text{h}^{-1}$ )	迎角/ ( $^\circ$ )	MVD/ $\mu\text{m}$				
				常规	SLD	20	40	80
1	500	492.0	2.40	20	40	80	200	500
2	500	219.0	15.40	20	40	80	200	500
3	4 000	274.0	11.63	20	40	80	200	500
4	4 000	687.9	1.85	20	40	80	200	500
5	6 000	572.0	3.10	20	40	80	200	500
6	6 000	299.0	14.20	20	40	80	200	500

### 3.4 布置位置

#### 3.4.1 常规结冰探测器布置位置

图 4 为 MVD=20  $\mu\text{m}$  时,表 1 中状态 1~6 水滴收集系数  $\beta$  分布曲线。图中的横坐标  $y$  为垂直于来流方向的坐标值。结冰探测器要能够探测到所有的结冰情况,就必须布置在状态 1~6 水滴撞击极限重叠相交的区域。由图 4 可知,重叠区域为状态 1 的下翼面水滴撞击极限 A 点以及状态 2 的上翼面水滴撞击极限 B 点,其坐标分别为 (0.057, -0.026) 和 (0.001, 0.002)。

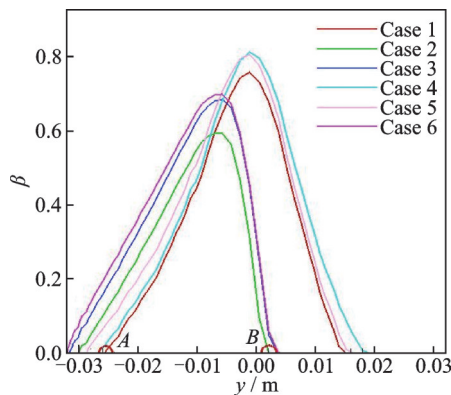


图 4 MVD=20  $\mu\text{m}$  时状态 1~6 水滴收集系数分布图  
Fig.4 Distribution curves of droplet collection coefficient of Cases 1—6 with MVD=20  $\mu\text{m}$

同理,计算得到 MVD=40  $\mu\text{m}$  时水滴收集系数分布曲线,如图 5 所示。图中的状态 2、3、6 曲线对应双值,这是因为由于在飞机大迎角时,较大的 MVD 撞击范围会更广泛,会从翼型厚度的最大处一直撞击到翼型后缘。从图中可以得到,状态 1~6 重叠区域为:状态 1 的下翼面水滴撞击极限 C 点,其坐标为 (0.112, -0.031),以及状态 2 的上翼面水滴撞击极限 D 点,其坐标为 (0.003, 0.007)。

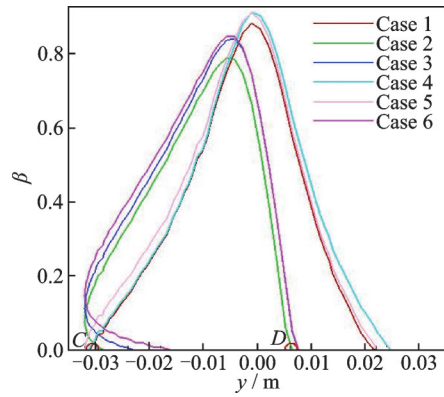


图 5 MVD=40  $\mu\text{m}$  时状态 1~6 水滴收集系数分布图  
Fig.5 Distribution curves of droplet collection coefficient of Cases 1—6 with MVD=40  $\mu\text{m}$

将 MVD=20、40  $\mu\text{m}$  的水滴撞击极限进行对比,如图 6 所示。图中相交区域即为允许安装常规结冰探测器的布置范围。经过对比, MVD=40  $\mu\text{m}$  的水滴撞击极限包含了 MVD=20  $\mu\text{m}$  的水滴撞击极限。因此,按照 MVD=20  $\mu\text{m}$  的水滴撞击极限布置结冰探测器可以满足对常规结冰气象环境的探测,也就是水滴撞击极限点 A (0.057, -0.026) 和点 B (0.001, 0.002) 区域。

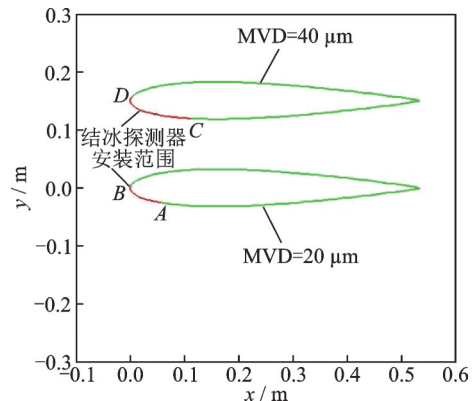


图 6 MVD=20、40  $\mu\text{m}$  的水滴撞击极限对比  
Fig.6 Comparison of droplet impact limit between MVD=20  $\mu\text{m}$  and MVD=40  $\mu\text{m}$

#### 3.4.2 SLD 结冰探测器布置

在进行 SLD 结冰探测器布置范围选择时,应避免常规水滴的撞击极限范围,以避免结冰探测系统将常规结冰气象环境报警为 SLD 结冰气象环境。在常规结冰探测器位置选择时, MVD=40  $\mu\text{m}$  时水滴的撞击极限范围最大。因此,结冰探测器位置应避免 MVD=40  $\mu\text{m}$  所有情形的水滴撞击范围,也就是各状态情况下水滴撞击的并集,如图 7 所示。从图 7 可以看出,水滴的撞击范围为状态 6 对应的下翼面点 E (0.401, -0.018) 和状态 4 对应的上翼面点 F (0.048, 0.024) 区域。

图 8 为状态 1~6, MVD=80  $\mu\text{m}$  时水滴收集系数分布曲线。从图中可以得到,状态 2、3、6 重叠区

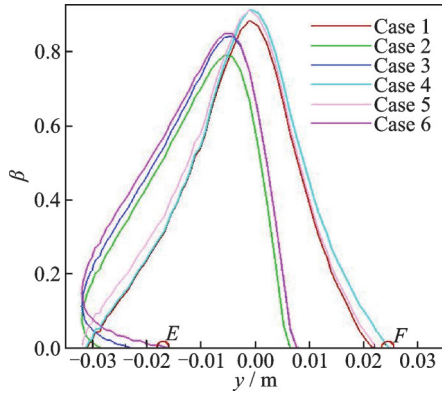


图7 MVD=40 μm时水滴撞击极限范围图

Fig.7 Droplet impingement limit with MVD=40 μm

域最小位置点为:状态2的下翼面水滴撞击极限G点,其坐标为(0.516, -0.003);状态1、4、5重叠区域最小位置点为:状态1的上翼面水滴撞击极限H点,其坐标为(0.069,0.027)。

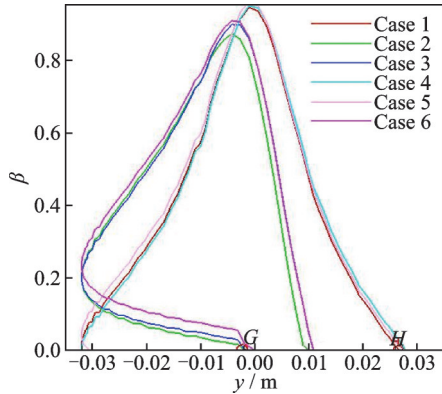


图8 MVD=80 μm时状态1~6水滴收集系数分布图

Fig.8 Distribution curves of droplet collection coefficient of Cases 1—6 with MVD=80 μm

图9展示了状态6水滴撞击到翼型后缘轨迹图,从图中可以看出下翼面全部存在有水滴撞击的情形。

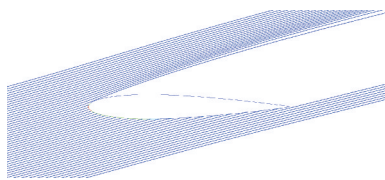


图9 MVD=80 μm时,状态6水滴撞击到翼型后缘轨迹图

Fig.9 Impingement droplet trajectory on trailing edge of Case 6 with MVD=80 μm

图10、11分别给出了MVD=200、500 μm时,水滴收集系数分布情况,从图中可以看出下翼面水滴撞击范围和MVD=80 μm时相同,只是水滴收集系数明显增大;而上翼面的水滴撞击范围增大,最大位置点分别为(0.078, 0.028)和(0.107, 0.031)。

根据以上分析,为实现SLD全范围探测,应当

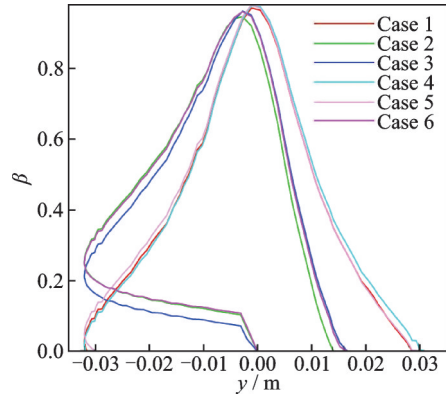


图10 MVD=200 μm时状态1~6水滴收集系数分布图

Fig.10 Distribution curves of droplet collection coefficient of Cases 1—6 with MVD=200 μm

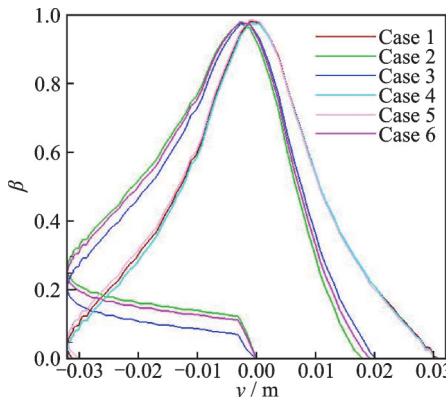


图11 MVD=500 μm时状态1~6水滴收集系数分布图

Fig.11 Distribution curves of droplet collection coefficient of Cases 1—6 with MVD=500 μm

布设两个结冰探测器探测SLD结冰气象环境:(1)下翼面点E(0.401, -0.018)到点G(0.516, -0.003)区域,对应探测状态2、3、6过冷大水滴结冰气象环境,用于探测低速度、大迎角状态下的SLD结冰气象环境;(2)上翼面点F(0.048, 0.024)到点H(0.069, 0.027)区域,对应探测状态1、4、5过冷大水滴结冰气象环境,用于探测高速度、小迎角状态下的SLD结冰气象环境,如图12所示。

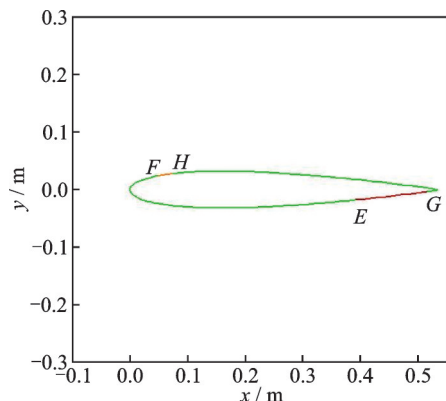


图12 SLD结冰探测器安装位置范围图

Fig.12 Location range of icing detection for SLD

综上所述,结冰探测器布置范围如图 13 所示。

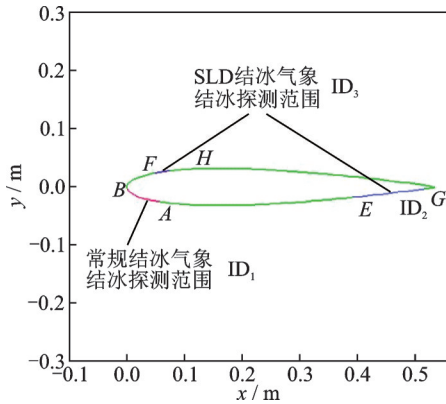


图 13 结冰探测器的布置范围  
Fig.13 Layout range of ice detectors

### 3.5 结冰探测系统探测系统设计

结冰探测系统结合防除冰系统的设计,可以更好地帮助飞行员驾驶飞机。除此之外,对结冰探测进行系统逻辑设计必不可少。

在图 13 中红色曲线所示区域布置一个结冰探测器,用于探测常规结冰气象环境,用 ID<sub>1</sub> 表示。下翼面和上翼面分别布置一个结冰探测器,用于探测 SLD 范围结冰气象环境,分别用 ID<sub>2</sub>、ID<sub>3</sub> 表示。用“1”表示结冰探测器探测到结冰情况,“0”表示结冰探测器没有探测到结冰情况。探测 SLD 范围结冰布置了 2 个结冰探测器,采用或门(or)进行逻辑判断,如图 14 所示,用 ID<sub>23</sub> 表示这 2 个结冰探测器的表决结果(表 2)。

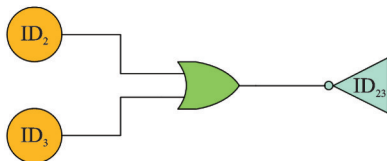


图 14 SLD 探测逻辑图

Fig.14 Logic relationship of icing detection for SLD

表 2 ID<sub>23</sub> 表决真值表

Table 2 Voting of ID<sub>23</sub>

组合状态	ID <sub>2</sub>	ID <sub>3</sub>	表决结果 ID <sub>23</sub>	备注
1	0	0	0	
2	0	1	1	
3	1	0	1	
4	1	1	1	无此状态

根据数值仿真与分析结果可知,表 2 中组合状态 4 中不会出现结冰探测器 ID<sub>2</sub> 和结冰探测器 ID<sub>3</sub> 同时发出结冰告警信息的现象。这是因为没有一种结冰情形,水滴撞击极限同时包含了这两个结冰探测器布置范围。但是,在工程设计方面,通常采用保守的设计方法,即只要有一个结冰探测器发出

了结冰告警信息就认为飞机进入结冰气象环境,不会对该情形进行屏蔽处理。这样也可以避免其中一个结冰探测器正常告警,而另一个误告警引起系统屏蔽,进而导致不能正常探测结冰气象环境的现象。

结冰探测系统工程设计时,需要考虑的因素有防除冰系统的开启状态、飞机轮载信号和飞行阶段等。其中,用防除冰系统开启状态信号来判断结冰告警的级别。当机翼防冰系统未打开时,结冰信号为高级别(如危险级)告警,此时有必要采取语音告警方式和灯光方式给飞行机组人员提醒;当机翼防冰系统打开后,结冰信号的告警级别可以降级(如提示级)。飞机轮载信号主要用于判断飞机在空中还是地面,避免飞机在地面告警而打开防除冰系统给飞机结构等部件造成损害。考虑飞行阶段主要是在起飞阶段对结冰信号的抑制,一般判断条件为空速小于 0.18 Ma 或者飞行高度小于 500 m 即认为飞机处于起飞阶段,因为该阶段飞行员的工作负担相对较重,并且飞行时间较短,此过程结冰一般在飞机可以接受的范围内。

飞机要在 SLD 结冰气象环境下安全飞行,就会对防除冰系统提出更为苛刻的要求。这是因为飞机翼面需要防护的范围不仅增大,同时飞机需求的防除冰能量也会增大。借用本文结冰探测系统设计思想,在常规结冰气象环境下开启小范围正常防除冰系统;在 SLD 结冰气象环境开启全范围防除冰系统,如图 15 所示,可以减少飞机的能量损失。本节中主要研究防除冰系统的开启状态和结冰探测系统的关联关系,未考虑飞机轮载信号和飞行阶段等其他因素的影响。

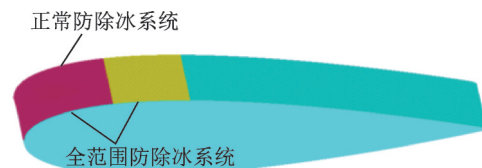


图 15 防除冰系统范围示意图

Fig.15 Schematic diagram of anti-icing system range

防除冰系统开启信号可以设计为两种:第 1 种为正常防除冰系统开启,用 IPS<sub>1</sub> 表示;第 2 种为全范围防除冰系统开启,用 IPS<sub>2</sub> 表示。分别用“1”和“0”表示对应系统的开启和关闭。

结合工程经验设计,为了减少飞行员工作负担,防除冰系统可做以下设计:当全范围防除冰系统 IPS<sub>2</sub> 打开时,正常防除冰系统 IPS<sub>1</sub> 随动开启。当全范围防除冰系统 IPS<sub>2</sub> 关闭时,正常防除冰系统 IPS<sub>1</sub> 不采取任何动作,应单独关闭防除冰系统 IPS<sub>1</sub>。正常防除冰系统 IPS<sub>1</sub> 的打开或关闭,不影响全范围防除冰系统 IPS<sub>2</sub> 的开启或关闭。结冰探测

系统告警组合如表3所示。

表3 结冰探测系统告警状态

Table 3 Alarm state of icing detector system

状态	ID <sub>1</sub>	ID <sub>23</sub>	IPS <sub>1</sub>	IPS <sub>2</sub>	告警类型	告警级别
1	0	0	0	0	无告警	无
2	1	0	0	0	常规结冰	高级别
3	0	1	0	0	不存在此结冰情形	
4	1	1	0	0	SLD结冰	高级别
5	0	0	1	0	常规结冰	低级别
6	1	0	1	0	常规结冰	低级别
7	0	1	1	0	不存在此结冰情形	
8	1	1	1	0	SLD结冰	高级别
9	0	0	0	1	根据系统设计当全IPS <sub>2</sub> 开启时,IPS <sub>1</sub> 随动开启。因此不存在这4种情况	
10	1	0	0	1		
11	0	1	0	1		
12	1	1	0	1		
13	0	0	1	1	SLD结冰	低级别
14	1	0	1	1	常规结冰	低级别
15	0	1	1	1	不存在此结冰情形	
16	1	1	1	1	SLD结冰	低级别

## 4 结 论

本文从SLD的结冰适航验证及符合性需求出发,提出了可以满足探测常规结冰气象环境和SLD结冰气象环境适航符合性结冰探测技术。本文主要结论有:

(1)通过对水滴破碎和水滴飞溅两种模型的撞击特性研究发现,水滴破碎会改变水滴运动轨迹和表面撞击水分布,使水滴撞击极限变小,而水滴飞溅对结冰的极限位置影响不大。

(2)在结冰气象探测方面,MVD=40 μm的水滴撞击极限完全包含了MVD=20 μm的水滴撞击极限,按照MVD=20 μm的水滴撞击极限布置结冰探测器可以满足对常规结冰气象环境的探测,即机翼下表面对应区域。为实现对SLD全范围和全状态飞机运营环境的结冰气象环境探测,应当布置两个结冰探测器:其中一个布置在下翼面区域,用于探测低速度、大迎角的状态下的SLD结冰气象环境,如状态2、3、6;另一个布置在上翼面区域,用于探测高速度、小迎角的状态下的SLD结冰气象环境,如状态1、4、5。

本文的研究成果可为中国民用飞机在结冰领域的适航取证和军用飞机的结冰飞行安全提供参考。

### 参考文献:

[1] LUXFORD G, HAMMOND D W, IVEY P. Modeling, imaging and measurement of distortion, drag and

break-up of aircraft-icing droplets[C]//Proceedings of the 43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reno, Nevada: AIAA, 2005.

- [2] National Transportation Safety Board. Aircraft accident report: In-flight icing encounter and loss of control simmons airlines, d. b. a. American Eagle Flight 4184 Avions Transport Regional (ATR) model 72-212, N401am Roselawn, Indiana October 31: NTSB/AAR-96/01 [R]. Washington D C: National Transportation Safety Board, 1996.
- [3] ASC. GE 791 Occurrence Investigation Report: In-flight icing encounter and crash into the sea, Transasia Airways Flight 791, ATR72-200, B-22708, 17 kilometers southwest of Makung City, Penghu Islands, Taiwan, December 21 2002: ASC-AOR-05-04-001 [R]. [S.l.]: ASC, 2005.
- [4] 李薇,侯睿,程立. 基于忆阻桥效应的光纤式双光路结冰探测方法[J]. 传感技术学报, 2017, 30(2): 206-210.
- LI Wei, HOU Rui, CHENG Li. An icing detection method using double optical paths based on memristor-bridge effect[J]. Chinese Journal of Sensors and Actuators, 2017, 30(2): 206-210.
- [5] 刘治军. 基于FPGA的结冰探测系统设计与实现[D]. 武汉:华中科技大学, 2013.
- LIU Zhijun. Design and implementation of FPGA-based icing detection system [D]. Wuhan: Huazhong University of Science & Technology, 2013.
- [6] 李凌雁. 非接触式结冰探测系统设计与试验研究[D]. 武汉:华中科技大学, 2012.
- LI Lingyan. Non-contact icing detection system design and experiment research [D]. Wuhan: Huazhong University of Science & Technology, 2012.
- [7] 戴卫中. 基于红外反射的旋翼结冰探测方法的研究[D]. 武汉:华中科技大学, 2010.
- DAI Weizhong. Rotor icing detection based on infrared reflection [D]. Wuhan: Huazhong University of Science & Technology, 2010.
- [8] JACKSON D, OWENS D, CRONIN D, et al. Certification and integration aspects of a primary ice detection system [C]//Proceedings of the 39th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reno, Nevada: AIAA, 2001.
- [9] 许一飞. 过冷大水滴结冰探测器数值仿真设计与实验[D]. 武汉:华中科技大学, 2014.
- XU Yifei. SLD ice detector design with numerical simulation and experiments [D]. Wuhan: Huazhong University of Science & Technology, 2014.
- [10] 章儒宸,葛俊锋,桂康,等. 双梭型SLD探测器结冰特性研究[J]. 民用飞机设计与研究, 2021(2): 6-17.
- ZHANG Ruchen, GE Junfeng, GUI Kang, et al. Icing characteristics of dual-spindle structure ice detector [J]. Civil Aircraft Design and Research, 2021(2):



- 6-17.
- [11] 史献林,辛旭东,杨胜华,等. 结冰条件探测系统及具有该系统的飞行器[P]. 中国:CN205256681,2016-05-25.  
SHI Xianlin, XIN Xudong, YANG Shenghua, et al. Icing condition detection system and aircraft with the system[P]. CN:05256681,2016-05-25.
- [12] 李维浩,李伟斌,易贤,等. 考虑动力学效应的结冰试验相似准则修正方法[J]. 实验流体力学,2020,34(3):97-103.  
LI Weihao, LI Weibin, YI Xian, et al. A correction method of icing testing scaling law with dynamic effects[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2020,34(3):97-103.
- [13] 郭向东,柳庆林,刘森云,等. 结冰风洞中过冷大水滴云雾演化特性数值研究[J]. 航空学报,2020,41(8):123655.  
GUO Xiangdong, LIU Qinglin, LIU Senyun, et al. Numerical study of supercooled large droplet cloud evolution characteristics in icing wind tunnel[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2020,41(8):123655.
- [14] TAN S C. Effects of large droplet dynamics on airfoil impingement characteristics [C]//Proceedings of the 43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reno, Nevada: AIAA, 2005.
- [15] 张辰,孔维梁,刘洪. 大粒径过冷水滴结冰模拟破碎模型研究[J]. 空气动力学学报,2013,31(2):144-150.  
ZHANG Chen, KONG Weiliang, LIU Hong. An investigation on the breakup model for icing simulation of supercooled large droplets [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2013,31(2):144-150.
- [16] MUND O. Experimental studies of the deformation and breakup process [J]. Elsevier Science, 1995, 21(2):151-173.
- [17] 桑为民,贾韞泽,鲁天. 水滴撞击飞溅效应对过冷大水滴结冰影响研究[J]. 西北工业大学学报,2016,34(5):740-746.  
SANG Weimin, CAI Yang, LU Tian. Numerical analysis of splashing for icing effects at supercooled large droplet impingement [J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2016,34(5):740-746.
- [18] 孔维梁. 飞机异常结冰的过冷凝固机理及理论研究[D]. 上海:上海交通大学,2017.  
KONG Weiliang. Mechanism and fundamental theory of supercooled water solidification on the abnormal aircraft icing [D]. Shanghai : Shanghai Jiao Tong University, 2017.
- [19] COBER S G, KOROLEV A V, ISAAC G A. Assessing characteristics of the rose mount icing detector under natural icing conditions [C]//Proceedings of 39th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reno, Nevada: AIAA, 2001.
- [20] 史献林,王大伟. 民用飞机结冰探测器安装位置研究[J]. 科技信息,2011(22):806-807.  
SHI Xianlin, WANG Dawei. Study on installation location of ice detector for civil aircraft [J]. Science & Technology Information, 2011(22):806-807.
- [21] 刘巍. 平膜式结冰探测器大型客机机翼安装位置研究[D]. 武汉:华中科技大学,2012.  
LIU Wei. Research on the location of the flat-film icing detector in the big aircraft's aerofoil [D]. Wuhan: Huazhong University of Science & Technology, 2012.
- [22] 易贤,李维浩,王应宇,等. 飞机结冰传感器安装位置确定方法[J]. 实验流体力学,2018,32(2):48-54.  
YI Xian, LI Weihao, WANG Yingyu, et al. Method of determining the location for aircraft icing prober [J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2018, 32(2):48-54.
- [23] 朱程香,孙志国,付斌,等. 探头式结冰探测器安装位置分析[J]. 航空动力学报,2011,26(12):2676-2683.  
ZHU Chengxiang, SUN Zhiguo, FU Bin, et al. Analysis on installation location of probe-style ice detectors [J]. Journal of Aerospace Power, 2011,26(12):2676-2683.
- [24] 朱程香,孙志国,付斌,等. 水滴多尺寸分布对水滴撞击特性和结冰增长的影响[J]. 南京航空航天大学学报,2010,42(5):620-624.  
ZHU Chengxiang, SUN Zhiguo, FU Bin, et al. Effects of multi-dispersed droplet distribution on droplet impingement and ice accretion [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2010, 42(5):620-624.
- [25] 林丽. 风挡防冰严酷设计状态的选取[J]. 航空科学技术,2014,25(6):51-53.  
LIN Li. Research on the selection of the most adverse condition of windshield anti-icing [J]. Aeronautical Science & Technology, 2014,25(6):51-53.
- [26] 朱东宇. 翼型结冰过程的数值模拟[D]. 南京:南京航空航天大学,2011.  
ZHU Dongyu. Numerical simulation of ice accretion on airfoil [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2011.