

DOI:10.16356/j.1005-2615.2022.02.013

飞机结冰探测器安装位置研究

吴佩佩, 晏涛, 任杰

(中国航空工业集团公司成都飞机工业(集团)有限责任公司, 成都 610092)

摘要: 基于飞机结冰探测器安装要求,通过三维数值仿真,模拟了机头表面流场和水滴撞击特性。通过标定水滴遮蔽区和浓度增加区引入危险位置点的概念,对结冰探测器的安装位置进行了分析,模拟了安装位置处结冰探测器探头表面和飞机主要迎风部件表面的水滴收集特性和结冰特性,并进行对比分析。分析结果表明探头表面的最大收集系数、结冰强度和结冰程度等级均不低于飞机主要迎风部件表面的相应特性,满足结冰探测预警要求。

关键词: 结冰探测器;安装位置;危险位置点;水滴收集;结冰特性

中图分类号: V244.1 **文献标志码:** A **文章编号:** 1005-2615(2022)02-0274-07

Analysis on Installation Location of Aircraft Ice Detectors

WU Peipei, YAN Tao, REN Jie

(Chengdu Aircraft Industry Group Company Limited, Aviation Industry Corporation of China, Chengdu 610092, China)

Abstract: Based on the installation requirements of a ice detector on airplanes, a three-dimensional numerical simulation method is used to simulate the airfield and droplet impact characteristic around the nose. Dangerous point is adopted to analyze the appropriate installation location of ice detector by demarcating the shadow area and increased concentration area of water droplet. Droplet collective characteristic and icing characteristic of ice detector are analyzed and compared with that of airplane's main windward components. Results show that the maximum collection coefficient, icing intensity and icing degree of the probe surface are not lower than the corresponding characteristics of the main windward components of the aircraft, which meets the early warning requirements of ice detection.

Key words: ice detector; installation location; dangerous point; droplet collection; icing characteristic

飞机结冰会造成飞机气动性能和操纵品质的下降,是严重威胁飞行安全的六大杀手之一,结冰严重时甚至可导致机毁人亡的重大事故^[1-3]。结冰探测器作为飞机环境控制系统的重要组成部分,用于实时探测飞机结冰信号,发出报警信号。飞机根据结冰报警信号,及时开启防冰或除冰系统,能够降低飞机失事的可能性,保证飞机在复杂结冰气象条件下的飞行安全。因此获得准确的结冰探测信号对于指导飞机防/除冰系统的工作状态非常关键。结冰探测器根据

功能特点的不同可分为平膜式和探头式两种^[4]。结冰探测器在机上的安装位置要保证其满足结冰探测要求。平膜式结冰探测器通常安装在易结冰的迎风部位,如机翼、尾翼表面等。探头式结冰探测器一般安装在机头表面,探头伸出机身,探测外界大气环境,根据探头表面结冰情况决策是否开启防除冰系统。

国内外对结冰探测器的结构、工作原理和性能研究比较深入^[5-7],近些年对于过冷大水滴结冰探测有一些研究^[8-9],对安装位置选择相关研究报

收稿日期: 2020-12-27; **修订日期:** 2021-10-12

通信作者: 吴佩佩,女,工程师, E-mail: 136051623@qq.com。

引用格式: 吴佩佩,晏涛,任杰. 飞机结冰探测器安装位置研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2022, 54(2): 274-280. WU Peipei, YAN Tao, REN Jie. Analysis on installation location of aircraft ice detectors[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2022, 54(2): 274-280.

道相对较少。2001年,Cober等^[10]研究表明只要结冰探测器位于水滴遮蔽区外,则安装位置对于探测结果影响不大。Jackson等^[11]理论分析了结冰探测器的性能及安装位置要求,George等^[12]提出了选取结冰探测器安装位置需遵循的一些基本原则,并定性地给出了常见的安装位置。张杰等^[3]研究了国内外的结冰探测传感器的原理、类别等。朱程香等^[13]研究不同飞行条件和气象条件下的广义水滴遮蔽高度大小,基于广义水滴遮蔽高度大小研究了探头式结冰探测器的安装位置。刘巍^[14]研究了平膜式结冰探测器的安装位置,阐述了平膜式结冰探测器安装位置分析的策略和方法。

本文主要针对某型飞机探头式结冰探测器,基于三维数值仿真,分析该飞机不同结冰飞行条件下流场和水滴撞击仿真结果,引入危险位置点的概念,计算探测器安装位置参考区域内的危险位置点坐标,确定了适合安装结冰探测器的位置区域;对结冰探测器探头表面的水滴收集特性和结冰特性进行分析,研究结冰探测器的水滴撞击特性和结冰特性与飞机主要迎风部件表面如机翼和发动机进气道等部件水滴撞击特性和结冰特性的对应关系,全面模拟了结冰探测器的探测性能,验证了结冰探测器安装位置的合理性。

1 某型机结冰探测器概况及安装位置要求

1.1 结冰探测器

某型飞机上选用探头式结冰探测器,如图1所示。结冰探测器露出机头表面部分主要分为基座和探头两部分,总高度为80 mm,其中探测器基座高度为55 mm,探头高度为25 mm。当飞机遭遇结冰气象条件时,过冷水滴撞击到结冰探测器探头上,探头开始结冰,结冰量达到一定程度后,探头振动频率随结冰质量的增加而下降,当下降到设定值时发出结冰告警信号,配合飞机防除

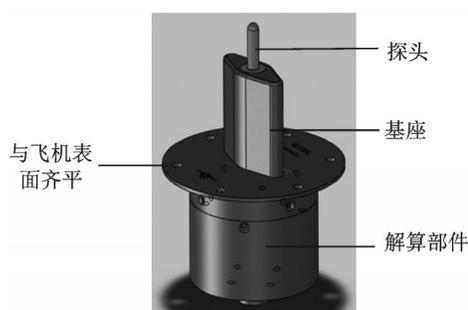


图1 探头式结冰探测器
Fig1 Probe ice detector

冰系统,可使飞机在结冰气象条件下减小结冰失事风险。

1.2 安装位置要求

综合国内外对于结冰探测器安装位置的研究,结冰探测器安装位置选择的基本原则主要包括以下4点:(1)探头伸出水滴遮蔽区,过冷水滴能撞击到探头上;(2)避免安装在气流分离区和滞止区;(3)探头伸出气流附面层;(4)避免与大气数据传感器发生气动干扰,避开雷达罩、登机门和机组逃生通道等结构限制。

为确保结冰探测信号准确及时,需对机头表面进行流场和水滴特性计算,分析结冰探测器附近水滴浓度,以使结冰探测器安装位置符合基本原则。

2 计算方法

2.1 流场计算

假设气流为不可压缩牛顿流体,在不考虑重力场的条件下求解稳态模型,可采用如下N-S方程^[15]

$$\mathbf{V} + \nabla(\rho \mathbf{V}) = -\nabla p + \mu \nabla^2 \mathbf{V} \quad (1)$$

式中: \mathbf{V} 为气流速度; ρ 为空气密度; p 为静压; μ 为动力黏度。

2.2 水滴撞击特性计算

水滴运动场计算采用欧拉法两相流模型^[15]

$$\frac{\partial \alpha}{\partial t} + \nabla(\alpha \mathbf{V}_d) = 0 \quad (2)$$

$$\frac{\partial(\alpha \mathbf{V}_d)}{\partial t} + \nabla[\alpha \mathbf{V}_d \otimes \mathbf{V}_d] = \frac{C_D Re_d}{24K} \alpha (\mathbf{V}_a - \mathbf{V}_d) + \alpha \left(1 - \frac{\rho_a}{\rho_d}\right) \frac{1}{Fr^2} g \quad (3)$$

式中: α 为水滴体积分数; \mathbf{V}_d 为水滴速度; \mathbf{V}_a 为空气速度; C_D 为阻力系数; Re_d 为雷诺数; K 为惯性系数; ρ_a 为空气密度; ρ_d 为液滴密度; Fr 为当地的Froude数; g 为重力加速度。

局部水收集系数为微元表面实际水收集率与最大可能水收集率之比,局部水收集系数为

$$\beta = \frac{(\mathbf{V}_d \cdot \mathbf{n}) \alpha_w}{V_a \alpha_a} \quad (4)$$

式中: \mathbf{n} 为壁面法线单位向量; α_a 为来流水滴体积分数; α_w 为微元体水滴体积分数。

2.3 结冰计算

综合考虑影响结冰的各项因素,根据质量和能量守恒原理,建立结冰热力学模型。探测器表面及飞机其他结冰表面微元体的质量守恒和能量守恒关系^[16-17]如图2、3所示。

根据质量及能量守恒定律,可得

$$m_{frz} = m_{in} + m_{imp} - m_{evap} - m_{out} \quad (5)$$

$$q_{conv} + q_{evap} + q_{out} - q_{visc} - q_{imp} - q_{frz} - q_{in} = 0 \quad (6)$$

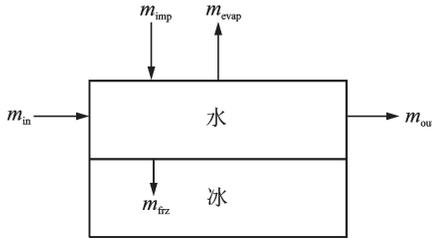


图2 结冰表面微元体质量平衡

Fig.2 Mass balance of icing surface micro-elements

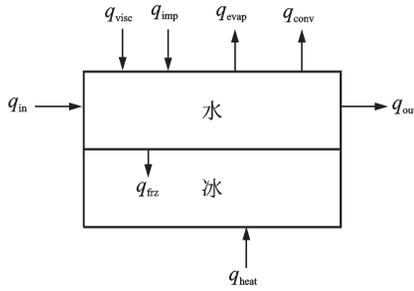


图3 结冰表面微元体能量平衡

Fig.3 Energy balance of icing surface micro-elements

式中： m_{frz} 为当前微元体的结冰质量； q_{frz} 为冻结而释放的潜热； m_{in} 为流入当前微元体的质量； q_{in} 为前一微元体带入的热量； m_{imp} 为撞击到当前微元体的水滴质量； q_{imp} 为收集水带入的热量； m_{evap} 为微元体蒸发的质量； q_{evap} 为蒸发带走的热量； m_{out} 为流出微元体的质量； q_{out} 为对应流出的热量； q_{visc} 为气动加热热量； q_{conv} 为与外界的对流换热热量。

上述各项热流的计算公式如下^[18]

$$q_{conv} = h \cdot (T_s - T_1) \quad (7)$$

$$q_{evap} = m_{evap} L_{evap} \quad (8)$$

$$q_{in/out} = m_{in/out} c_{p,w} T_{w,in/w} \quad (9)$$

$$q_{visc} = hr^* \frac{V_\infty^2}{2c_{p,a}} \quad (10)$$

$$q_{imp} = m_{imp} \left(\frac{V_d^2}{2} - c_{p,w} (T_s - T_\infty) \right) \quad (11)$$

$$q_{frz} = m_{frz} \cdot (L_{frz} - c_i T_s) \quad (12)$$

式中： h 为表面与外界传热系数， T_s 为表面温度； T_1 为附面层温度； L_{evap} 为水的汽化蒸发潜热； $T_{w,in}$ 、 T_w 分别为前一微元体和当前微元体的液态水温度； r^* 为无量纲附面层恢复系数，与气体的普朗特数有关； $c_{p,w}$ 为水的比定压热容； L_{frz} 为水冻结成冰的相变潜热， c_i 为冰的比热容。

引入冻结系数 f ，定义为微元体内液态水的结冰质量流量与进入该微元体的质量流量的比值，即

$$f = \frac{m_{frz}}{m_{in} + m_{imp}} \quad (13)$$

式中， f 的取值范围为 $0 \leq f \leq 1$ 。将式(13)及各质量项和能量项公式代入式(5,6)中求解得到各微元体内的结冰量。

3 结冰探测器安装位置分析

3.1 计算条件

为准确预测流场及水滴特性，计算条件的选取非常重要。根据某型飞机的飞行包线，选取了飞机爬升、平飞和下滑3个飞行状态时的典型高度、马赫数和迎角作为飞行条件。环境温度在结冰概率较高的温度区间 $-5 \sim -25 \text{ }^\circ\text{C}$ 之间选取。水滴直径取 $20 \text{ } \mu\text{m}$ 。液态水含量在中国民航规章25部附录C中根据水滴直径和环境温度确定。6种不同计算条件如表1所示，其中LWC表示液态水含量。

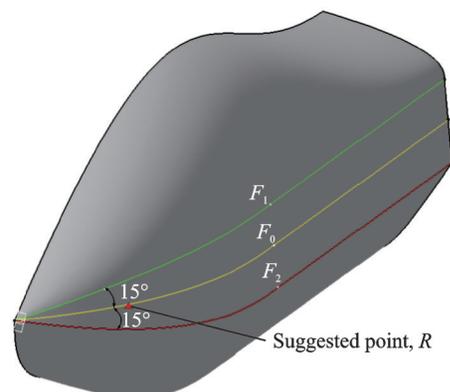
表1 6种计算条件

Table 1 Six calculation conditions

条件	高度/ m	马赫数	迎角/ ($^\circ$)	温度/ $^\circ\text{C}$	LWC/ ($\text{g}\cdot\text{m}^{-3}$)	时间/s
1	1 500	0.40	3	-8	0.46	260
2	500	0.35	1	-5	0.52	260
3	4 000	0.40	1	-5	0.52	260
4	4 000	0.40	1	-15	0.30	260
5	6 000	0.50	-3	-25	0.18	208
6	2 500	0.40	-3	-10	0.41	254

3.2 流场及水滴场分析

基于飞机结构布局如图4所示。曲线 F_1 和 F_2 之间的机头区域为结冰探测器布置范围，选取机身表面的点 R (Suggested point)为重点考虑位置。过机身轴线和点 R 的平面为 F_0 平面，过机身轴线和曲线 F_1 的平面为 F_1 平面，过机身轴线和曲线 F_2 的

图4 F_0 、 F_1 、 F_2 平面示意图Fig.4 Plane of F_0 , F_1 , F_2

平面为 F_2 平面,以下计算和分析主要针对这 3 个平面。

采用结冰软件 FENSAP-ICE 对表 1 中 6 种不同条件下的结冰状态进行三维流场和水滴撞击特性分析。6 种条件 (Cases 1~6) 下机头附近 F_0 截面的液态水含量分布如图 5 所示。结冰探测器的长度以三点两段线 (分别表示探测器基

座和探头的长度) 的形式放置在点 R 处。为便于区分围绕飞机机头的水滴遮蔽区、浓度增加区和远场来流浓度区,本文定义:当地局部位置的液态水含量 (LWC_i) < 远场来流的液态水含量 (LWC_0) 时为水滴浓度遮蔽区; $LWC_i > LWC_0$ 时为水滴浓度增加区; $LWC_i = LWC_0$ 时为远场来流浓度区。

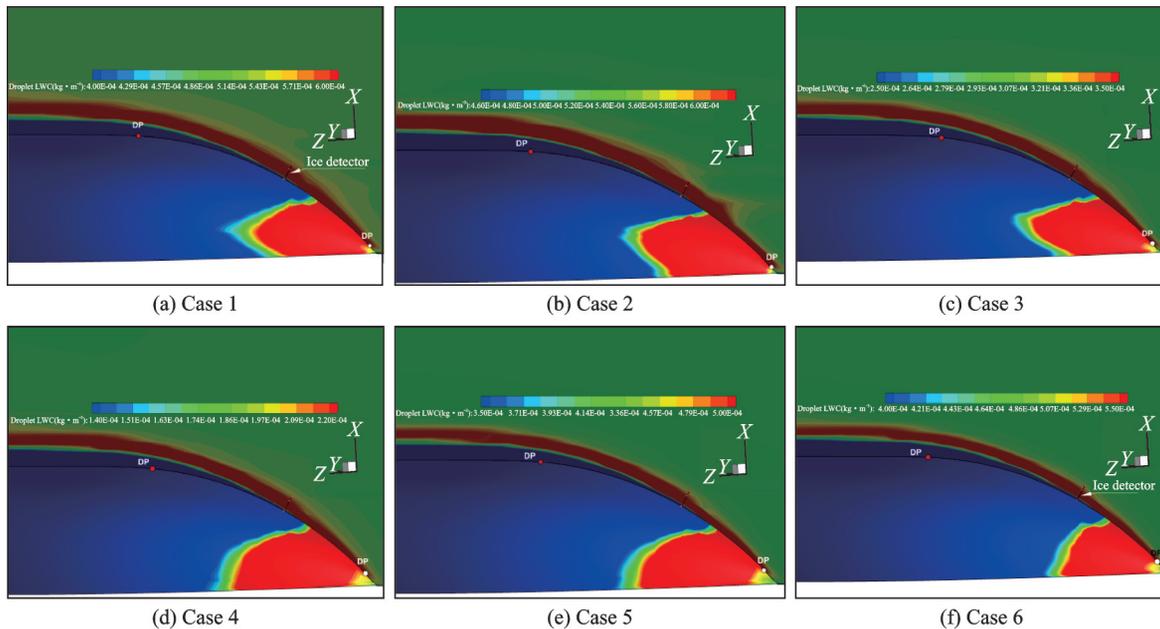


图 5 表 1 计算条件下机头周围 F_0 截面液态水含量分布云图

Fig.5 Liquid water content distribution of F_0 section around nose under conditions in Table 1

如图 5 所示,截面与机体表面的交线与浓度增加区底部之间的深蓝色区域即为水滴浓度遮蔽区。本文定义机头表面水滴浓度增加区开始明显出现的位置及水滴浓度遮蔽区大于探测器基座高度 55 mm 的位置为危险位置点 (Dangerous point, DP)。为确保结冰探测器探测性能的可靠性,适合放置结冰探测器位置的区域应为上述两个危险位置点之间的区域。

从图 5 中可以看出,交线 F_0 上的两个危险位置点已经标识在图中,探测器的安装位置处于两个危险位置点之间,安装位置处的水滴浓度遮蔽区非常薄,探测器长度远大于遮蔽区高度,探测器探头部分位于水滴浓度的增加区内,能够保证结冰探测器探测性能的灵敏性。

将 6 种条件下 3 个截面的危险点坐标标注在机体表面,如图 6 所示。基于上述分析,可以认为危险位置点聚集的两处区域之间的部分为适合安放结冰探测器的位置区域。因此,结合危险位置点的坐标选取 y 方向的两个截面 $S1$ 和 $S2$,这两个截面与 F_1 和 F_2 分别相交于 A 、 B 、 C 、

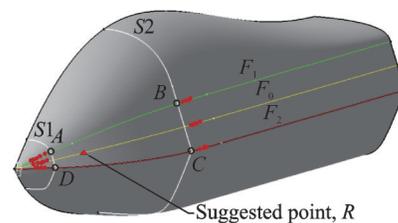


图 6 结冰探测器建议安装范围示意图

Fig.6 Recommended installation range of ice detector

D 4 点。则四边形 $ABCD$ 即为适合安装结冰探测器的位置区域,点 R 位于该四边形的中间区域内。

4 结冰探测器水滴收集特性和结冰特性计算

4.1 结冰探测器水滴收集特性计算

为保证结冰探测器探测信号的准确性,应确保探测器表面有水滴撞击,且探头表面的最大收集系数应大于机身表面主要迎风部件如发动机进气道唇口和机翼前缘等的最大收集系数。选取条件 1,通过 FENSAP-ICE 三维仿真,分析了 R 位置处结

冰探测器的水滴流场特性。

图7、8分别为条件1下结冰探测器周围和探测器表面的液态水含量分布及探测器表面的水滴收集特性。结果表明,探测器已远远伸出水滴浓度遮蔽区,探头表面的液态水含量高于来流的

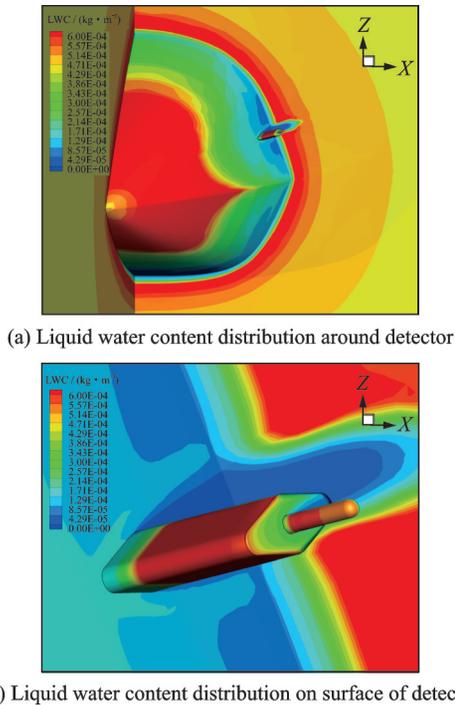


图7 条件1下探测器周围及表面液态水含量分布云图
Fig.7 Liquid water content distribution around and on surface of detector of Case 1

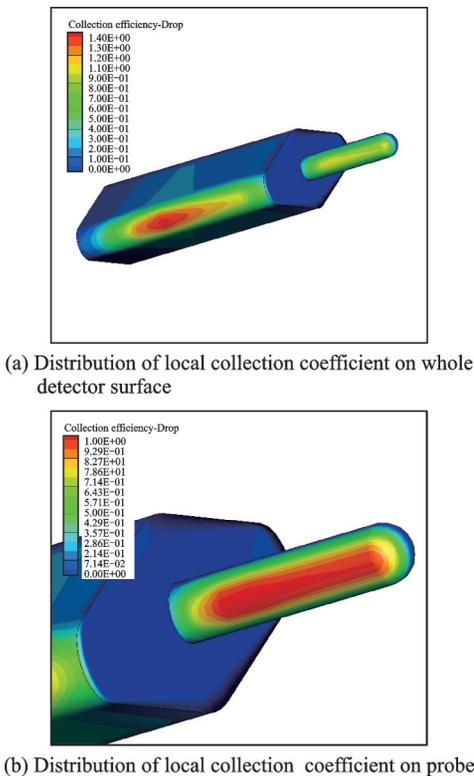


图8 条件1下局部收集系数在探测器表面的分布
Fig.8 Distribution of local collection coefficient on detector surface of Case 1

液态水含量分布,气流中有足够的水滴撞击在探头的表面上,保证了探头表面液态水收集的灵敏性。

相对于飞机迎风部件如机翼前缘,探头式结冰探测器的尺寸非常小,其局部水收集系数远远大于机翼、尾翼等表面的局部水收集系数,因此只要结冰探测器探头布置于水滴遮蔽区外,探头的局部水收集系数必定大于飞机迎风部件表面的局部水收集系数^[13]。

4.2 结冰探测器结冰特性计算

在确保探测器表面有水滴撞击的同时,还应保证探测器探头表面的结冰特性等级不低于机身表面主要迎风部件如发动机唇口和机翼前缘等的结冰特性等级。而评价结冰探测器结冰特性主要从结冰强度和结冰程度两个方面入手。在以下的分析中,选取爬升阶段(条件1)、平飞阶段(条件4)和下滑阶段(条件5)3种典型的结冰条件,采用FENSAP-ICE软件三维仿真,分析R处结冰探测器的结冰特性。

4.2.1 结冰强度

结冰强度指冰在飞机部件表面形成的速度,即在单位时间内的结冰厚度,单位为mm/min。结冰强度可分为弱、中度、强和极强4个等级,如表2所示^[18]。

表2 结冰强度等级

Table 2 Icing intensity level				
等级	弱结冰	中度结冰	强结冰	极强结冰
结冰强度 $J_0 / (\text{mm} \cdot \text{min}^{-1})$	<0.6	0.6~1.0	1.1~2.0	>2.0

根据飞机使用的结冰探测器的工作原理,其探头表面结冰厚度达到0.5 mm时,探测系统开始告警,探头表面结冰厚度达到1.0 mm时,探头开始加热除冰。因此,本文通过结冰仿真得到探头表面结冰厚度为0.5 mm和1.0 mm的时间间隔 Δt ,确定在该时间段内探测器表面的结冰厚度 Δh ,进而得出探测器的结冰强度 $J_0 (J_0 = \Delta h / \Delta t)$ 。同时,为了获得结冰告警期间对应的其他部件结冰情况,计算同样结冰环境中相同时间段(Δt)内机翼和发动机唇口处的最大结冰厚度(分别为 $\Delta\delta_1$ 和 $\Delta\delta_2$)。

表3为3种结冰条件下探测器探头表面结冰强度、发动机唇口结冰强度和机翼结冰强度的计算结果。

通过对比发现,只在条件4下,探头表面出现的是弱结冰强度,其余两个状态为强结冰;而发动

表 3 探测器结冰强度

Table 3 Icing intensity of detector

计算条件	探测器结冰强度	发动机唇口结冰强度	机翼结冰强度
1	$J_0=1.8$ 强结冰	$J_0=0.21$ 弱结冰	$J_0=0.17$ 弱结冰
4	$J_0=0.15$ 弱结冰	$J_0=0.12$ 弱结冰	$J_0=0.14$ 弱结冰
5	$J_0=2.0$ 强结冰	$J_0=0.33$ 弱结冰	$J_0=0.23$ 弱结冰

机唇口和机翼的结冰强度均为弱结冰。探测器的结冰强度不低于发动机唇口和机翼的结冰强度,探测器的结冰强度预警满足要求。

4.2.2 结冰程度

结冰程度是指飞行时间内飞机表面所结冰层的最大厚度。基于飞行试验数据,结冰程度的分级情况如表 4 所示^[18]。

表 4 结冰程度等级

Table 4 Icing degree level

等级	弱结冰	中度结冰	强结冰	极强结冰
最大厚度/mm	0.1~5.0	5.1~15	15.1~30	>30

表 5 所示为探测器探头表面、发动机唇口和机翼最大结冰厚度 h_{\max} 的计算结果。通过对比可看出,在所有结冰状态中,探测器探头表面的结冰厚度高于发动机唇口及机翼的结冰厚度。上述对比表明探测器的结冰程度不低于机体上主要部件迎风面上的结冰程度,充分说明探测器安装位置是合理有效的。

表 5 部件表面最大结冰厚度对比

Table 5 Comparison of maximum icing thickness on component surface

计算条件	探头表面 h_{\max}/mm	发动机唇口 h_{\max}/mm	机翼 h_{\max}/mm
1	1.08(弱结冰)	0.93(弱结冰)	1.00(弱结冰)
4	7.40(中度结冰)	1.23(弱结冰)	1.65(弱结冰)
5	8.50(中度结冰)	4.66(弱结冰)	3.55(弱结冰)

5 结 论

本文针对某型飞机结冰探测器,阐述了结冰探测器安装位置要求,采用三维仿真模拟了多种结冰条件下机头表面流场和水滴撞击特性,通过定义水滴浓度遮蔽区和水滴浓度增加区分析机头的水滴撞击特性,引入危险位置点确定结冰探测器合理的安装范围,并通过结冰探测器表面与飞机主要迎风部件表面的结冰特性仿真对比分析,验证安装位置的合理有效。

参考文献:

- [1] GE Junfeng, LIN Ye, ZOU Jianhong. A novel fiber-optic ice sensor capable of identifying ice type accurately[J]. Sensors & Actuators: A Physical, 2012, 175: 35-42.
- [2] 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(6):654-657.
ZHANG Qiang, CAO Yihua, PAN Xing, et al. Effect of ice accretion on aircraft flight performance [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2006(6): 654-657.
- [3] 张杰,周磊,张洪,等. 飞机结冰探测技术[J].仪器仪表学报,2006(12):1578-1586.
ZHANG Jie, ZHOU Lei, ZHANG Hong, et al. Aircraft icing detection technology [J]. Chinese Journal of Scientific Instrument, 2006, 27(12): 1578-1586.
- [4] BOWDEN D T, GENSEMER A E, SKEEN C A. Engineering summary of airframe icing technical data: ADS-4, AD608865[R].[S.l.]:FAA,1964.
- [5] Marchman I J. A cheap, effective icing detector for general aviation aircraft: AIAA79-1823 [R]. [S.l.]: AIAA, 1979.
- [6] 赵伟伟,朱春玲,陶明杰,等. 超声导波技术用于飞机结冰探测的实验研究[J]. 压电与声光, 2018, 40(2): 269-275.
ZHAO Weiwei, ZHU Chunling, TAO Mingjie, et al. Experimental study on ultrasonic guided wave technology for aircraft icing detection [J]. Piezoelectrics and Acoustooptics, 2018, 40(2): 269-275.
- [7] 张杰,高苑彬,罗洋,等. 结冰探测信号调理电路设计与试验研究[J]. 计量与测试技术, 2016, 43(7): 8-10.
ZHANG Jie, GAO Chunbin, LUO Yang, et al. Design and experimental of icing detection circuit [J]. Metrology Measurement Technique, 2016, 43(7): 8-10.
- [8] 周灿,葛俊锋,叶林,等. 飞机过冷大水滴结冰探测器设计及试验[J]. 仪器仪表学报, 2013, 34(10): 2213-2218.
ZHOU Can, GE Junfeng, YE Lin, et al. Design and experiment of aircraft SLD icing detector [J]. Chinese Journal of Scientific Instrument, 2013, 34(10): 2213-2218.
- [9] 祁相莹,张洪,郑英. 基于后流特性的SLD结冰探测数值研究[J]. 电子测量技术, 2017, 40(7): 173-178, 193.
QI Xiangying, ZHANG Hong, ZHENG Ying. Numerical study of SLD icing detection based on back-

- flow characteristics[J]. *Electronic Measurement Technology*, 2017, 40(7):173-178, 193.
- [10] COBER S G, KOROLEV A V, ISAAC G A. Assessing characteristics of the rosemount icing detector under natural icing conditions: AIAA 2001-0397 [R]. [S.l.]: AIAA, 2001.
- [11] JACKSON D G, OWENS D G, CRONIN D J, et al. Certification and integration aspects of a primary ice detection system: AIAA 2001-0398 [R]. [S. l.]: AIAA, 2001.
- [12] GEORGE A, ISAAC G, COBER S, et al. Measuring cloud parameters for in-flight icing certification tests: AIAA 2005-857[R]. [S.l.]: AIAA, 2005.
- [13] 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.
- [14] 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, 2011.
- LIU wei. Research on the location of the flat-film icing detector in the big aircraft's aerofoil [D]. Wuhan: Huazhong University of Science and Technology, 2011.
- [15] 王福军. 计算流体力学分析: CFD软件原理与应用 [M]. 北京: 清华大学出版社, 2004.
WANG Funjun. Computational fluid dynamics analysis: CFD software principles and applications [M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2004.
- [16] MINGIONE G, BRANDI V, ESPOSITO B. Ice accretion prediction on multi-element airfoils: AIAA 97-0178[R]. [S.l.]: AIAA, 1997.
- [17] MESSINGER B L. Equilibrium temperature of an unheated icing surface as a function of airspeed [J]. *Journal of the Aeronautical Science*, 1953, 20(1):29-42.
- [18] 裘燮纲, 韩凤华. 飞机防冰系统 [M]. 北京: 航空专业教材编审组, 1985.
QIU Xiegang, HAN Fenghua. Aircraft anti-icing system [M]. Beijing: Compilation and Examination Group of Aero Specialized Teaching Materials, 1985.

(编辑: 刘彦东)