

基于后流特性的 SLD 结冰探测数值研究

祁相莹 张洪 郑英

(华中科技大学自动化学院测控所重点实验室 武汉 430074)

摘要: 过冷大水滴(SLD)结冰探测是飞机结冰探测与防护领域内研究热点。通过对过冷大水滴的大惯性、高温度、后流现象等特性的分析,提出后流特性检测的 SLD 结冰探测方法。采用有限体积法进行数值研究,分析了水滴的运动轨迹、撞击特性及结冰动力学特性,对其结冰机理进行了数值模拟与验证。针对冻结系数问题,提出两种结冰探测器构型并进行数值模拟研究。结果表明小水滴和 SLD 在探测器上的结冰区域有较大差异,经检测探头上的结冰区域可以识别 SLD 结冰,且该构型在一定程度上解决了冻结系数问题。

关键词: 过冷大水滴;结冰探测;后流;冻结系数;数值模拟

中图分类号: TN98 **文献标识码:** A **国家标准学科分类代码:** 590.30

Numerical study of SLD icing detection based on backflow characteristics

Qi Xiangying Zhang Hong Zheng Ying

(Key Laboratory of Measurement and Control Center, College of Automation, Huazhong University of Science and Technology, Wuhan 430074, China)

Abstract: The supercooled large droplet(SLD) icing detection is a hot spot in the field of aircraft icing detection and protection. Through the analysis of the characteristics of large inertia, high temperature and backward flow of SLD, the back-flow characteristics detection method of SLD icing is proposed. The finite volume method was used to study the water trajectory, impact characteristics and icing dynamic characteristics of the water droplets, and the icing mechanism was simulated and validated. In order to solve the problem of freezing coefficient, two ice detector configurations are proposed and numerical simulation is carried out. The result shows that there is a big difference between the small water droplet and the SLD in the icing region of the detector. The icing of the SLD can be identified by detecting the icing region on the probe, and this configuration can solve the freezing coefficient problem to a certain extent.

Keywords: SLD; icing detection; back-flow; freezing coefficient; numerical simulation

1 引言

飞机结冰严重影响飞机的气动性能,一直是威胁飞机飞行安全的重要因素,近年来随着过冷大水滴结冰事故的出现,过冷大水滴(SLD)结冰气象、结冰机理、结冰探测等方面的研究在国内外成为研究热点^[1-3]。国外在 20 世纪 50 年代就开始对大水滴进行了研究,然而基于 SLD 的飞机结冰探测技术尚未发展成熟^[4]。目视式探测方法虽然具有一定的准确性,但过分依赖飞行员的主观判断^[5],只能作为过渡性辅助手段。通过在机翼后流区齐平保形安装结冰探测器来探测 SLD 结冰的方法^[6-7]虽直观而有效,但由于冻结部位易受 SLD 结冰气象条件的影响,要求对探测器的安装

位置要做到精确计算。基于水滴轨迹的检测方法可以较好的识别 SLD 结冰^[8],但采用传统型结冰探测器,其针对 SLD 结冰的有效性还有待检验。此外,通过在飞机上安装微波和激光雷达来实现远程探测的方法^[9-10],突破了传统结冰探测的束缚且具有较强的预警性,但由于技术难度较大,很难在短时间内满足各国对 SLD 结冰安全防护的适航需求。

目前,国内外基于 SLD 的飞机结冰探测技术尚未发展成熟,而基于冻结原理的传统结冰探测技术和常规的结冰防护系统又无法实现这一目标^[11-13],因此研究 SLD 条件下的结冰机理、结冰探测方法很有必要。本文采用计算流体力学(CFD)学方法,利用数值模拟技术进行结冰空气动力学研究。通过分析 SLD 的后流特性,提出一种基于后流特性检

测的 SLD 结冰探测方法,在结冰热力学模型中引入 SLD 数学模型、动网格技术,应用标准 $k-\epsilon$ 模型和拉格朗日方法分析其运动轨迹、撞击特性及结冰动力学特性,对该方法进行数值模拟与验证。针对水滴收集率、冻结系数的问题,提出两种 SLD 结冰探测器构型,通过数值模拟方法分析、对比相应构型参数下的水滴收集情况。为完善飞机结冰探测与防护系统、减少 SLD 结冰造成的危害提供一定的参考依据。

2 基于后流特性的 SLD 结冰探测方法

与常规结冰^[14]不同,由于 SLD 惯性大、温度高,撞击范围大,撞击过程中存在着水滴破碎、飞溅、反弹、后流、二次撞击等现象,而且很容易在撞击表面发生后流现象,从而在防冰系统覆盖范围之外形成脊状溢流积冰^[15-17],严重破坏飞机的气动性能,而后流区域多处于结冰防护区的有效范围之外,此处的积冰无法通过除冰系统^[18]消除,给飞机飞行带来更大的安全隐患^[19-20]。

不同于传统的结冰探测技术研究,SLD 结冰探测已不再局限于冰物理研究,流体特性更加关键,如 SLD 在导流通道和探头上的流体力学和结冰动力学、传感技术和结冰机理的研究更有意义。当前技术状态下所提出的 SLD 结冰探测方案在一定程度上是可行的,但尚不是最佳解决方案。探头型 SLD 结冰探测技术是当前研究热点,水滴飞行轨迹方法还有待突破,远程结冰探测技术可能是最具前景的高预警性 SLD 结冰探测解决方案^[4]。

基于后流特性检测的 SLD 结冰探测方法,使所有粒径的水滴撞击到同一探测器的探头上,正是由于 SLD 后流特性的存在,SLD 在探头上的结冰区域与小水滴的结冰区域会有明显的差异,那么可以通过检测探头上的结冰区域来鉴别 SLD 结冰,此方法不失为一种有效的 SLD 结冰探测方法。以传统的小体积圆柱形探头为例(直径约为 1/4 英寸),小水滴结冰形成于探头的迎风面,即圆柱的前半部分。而 SLD 结冰则表现出不同程度的后流特性,可能会在圆柱的后半部分形成结冰,如图 1 所示。

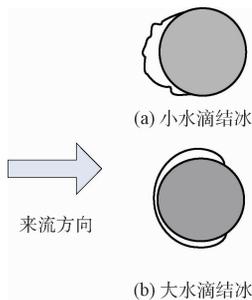


图 1 水滴结冰示意图

3 SLD 结冰探测研究数学模型

3.1 水滴飞溅和破碎

当水滴撞击在机翼表面时会发生粘附、反弹、铺展和飞

溅等现象。若撞击表面温度足够低且水滴的撞击速度较小时,水滴在撞击表面容易出现粘附现象;若撞击表面是湿表面,水滴以低速撞击时会出现反弹现象;若撞击表面是干表面,水滴以中等速度撞击时会出现水滴铺展现象;若水滴以高速撞击表面,会出现水滴飞溅现象,一部分水量留在撞击表面,一部分水量分解成小水滴飞溅出去^[21]。

碰撞水滴的能量表示为:

$$E^2 = \frac{\rho_p V_r^2 d_p}{\sigma} \left(\frac{1}{\min(h_0/d_p, 1) + \delta_{bl}/d_p} \right) \quad (1)$$

式中: V_r 是液滴和撞击表面之间的相对速度, σ 是液滴的表面张力, h_0 为表面粗糙度, δ 是边界层厚度, $\delta = \frac{D}{\sqrt{Re}}$ 。

当碰撞能量达到边界值 57.7 时,水滴将会发生飞溅或反弹现象。

水滴靠近撞击表面时,由于受到壁面处压力的作用而发生变形,当压力逐渐大于水滴表面张力时,水滴受力失衡而破碎^[22]。水滴破碎可根据水滴的韦伯数 (We) 判断, We 定义如下:

$$We = \frac{\rho_p |V_a - V_d|^2 d_p}{\delta} \quad (2)$$

式中: δ 为表面张力系数, V_a 为空气速度, V_d 为水滴速度。当 $We > 13$ 时,就认为水滴将会破碎。

水滴飞溅时会带走部分质量和能量,这将影响机翼表面的局部水滴收集率。而飞溅的水滴再次进入流场时,又会产生二次撞击。水滴破碎时,水滴粒径、水滴分布、水滴轨迹都发生了变化,撞击特性也会随之改变。

3.2 结冰热力学模型

为了对结冰过程进行数值计算,需要综合考虑影响结冰的各因素,建立结冰热力学模型。取未结冰前和已结冰后的探测器表面作为控制体积,分析其内部结冰过程中的质量和能量守恒,如图 2 和 3 所示。图 2 中 M_{in} 、 M_{out} 分别为流入、流出控制体的水质量, M_{in} 为撞击的水质量, M_{va} 为蒸发的水质量, M_{so} 为控制体内的结冰量。图 3 中 Q_1 为气流与表面的对流换热, Q_2 为空气对表面的摩擦加热, Q_3 为水滴或积冰表面蒸发的热量, Q_4 为撞击水滴本身所携带的热能, Q_5 为由撞击水滴的动能转化的热, Q_6 为水滴结冰的相变过程释放的热能^[23]。

单个控制体内质量守恒方程为:

$$M_{in} + M_{in} - M_{va} - M_{out} = M_{so} \quad (3)$$

单个控制体内能量守恒方程为:

$$Q_1 - Q_2 + Q_3 - Q_4 - Q_5 + Q_6 = 0 \quad (4)$$

其中各能量的表达式为:

$$Q_1 = h_c A (T_s - T_\infty)$$

$$Q_2 = h_c A r_c \frac{V_\infty^2}{2c_a}$$

$$Q_3 = M_{va} \cdot L_e$$

$$Q_4 = M_{in} c_w T_\infty$$

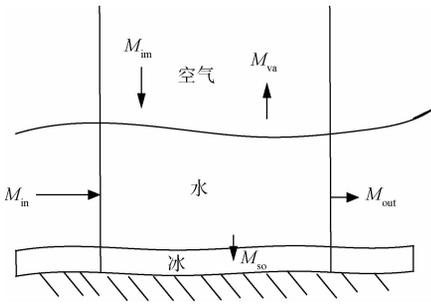


图2 控制体内质量传递

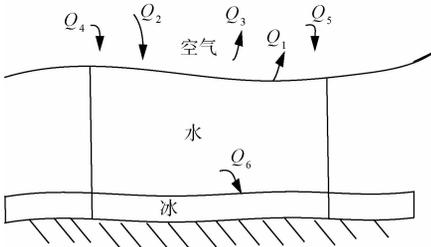


图3 控制体内能量传递

$$Q_5 = \frac{1}{2} M_{in} V_{\infty}^2$$

$$Q_6 = -M_{so} L_f \tag{5}$$

式中: h_c 是对流换热系数, A 为控制体的表面积, T_s 为空气的控制体温度, T_{∞} 为空气的温度, r_c 为恢复因子, V_{∞} 为自由流速度, c_a 为空气的比热, L_e 为蒸发潜热, c_w 为水的比热, L_f 为融解潜热。得到能量守恒方程:

$$h_c A (T_s - T_{\infty}) - h_c A r_c \frac{V_{\infty}^2}{2c_a} + M_{va} L_e - M_{in} c_w T_{\infty} - \frac{1}{2} M_{in} V_{\infty}^2 - M_{so} L_f = 0 \tag{6}$$

控制体温度 T_s 所对应的结冰情况有如下3种:

- 1) 当 $T_s > 0$ 时, 没有结冰, 控制体内的水全部流走, $M_{so} = 0$;
- 2) 当 $T_s < 0$ 时, 控制体内的水全部结冰, $M_{so} = M_{in} + M_{in}$;
- 3) 当 $T_s = 0$ 时, 控制体内部分水结冰、部分水流走。

以此为依据, 求解计算时先确定探测器表面驻点, 驻点相邻的控制体内 $M_{in} = 0$, 假设 $T_s = 0$, 由能量守恒方程(6)得 M_{so} , 则有如下三种情况:

- 1) 若 $0 < M_{so} < M_{in} + M_{in}$, $T_s = 0$ 且 M_{so} 为已知;
- 2) 若 $M_{so} < 0$, 假设不成立, 因为结冰时 $T_s > 0$, $M_{so} = 0$;
- 3) 若 $M_{so} > M_{in} + M_{in}$, 假设不成立, 因为结冰时 $T_s < 0$, $M_{so} = M_{in} + M_{in}$ 。

M_{so} 为已知, 则由方程组求出 M_{out} 。该控制体的 M_{out} 就等于下一个控制体的 M_{in} , 以此类推可以求解出结冰表面的所有控制体的结冰量。

结冰必然会导致探测器外形的改变, 外形改变的高度用式(7)计算。式中 ρ 为冰的密度, A 为控制体表面积, M_{so} 为结冰量。本文采用动网格技术实现结冰外形的改变, 动网格的节点按结冰高度沿边界上两临近面的对角线移动, 移动量由相邻两个网格的结冰高度决定, 同时根据相邻网格面夹角和长度进行调整, 以保证网格质量。

$$h_i = \frac{M_{so}}{\rho A} \tag{7}$$

3.3 数值方法

本文选定数值模拟平台为 GAMBIT2.3.16 前处理软件+FLUENT6.3.26 流体软件+TECPLOT 后处理软件。根据探测器的运动和结冰状态, 数值仿真流场选定为在二维空间上的探测器固定、空气和水滴运动速度为 0.8 马赫的流场。该流场是高速可压缩、非稳定的空气-水滴两相流流场, 流向为从左到右^[24]。

以圆柱形探测器为例, 设探测器直径为 D 。划分流场计算域时, 确定流场的长和宽分别为 $31D$ 和 $21D$, 探测器位于距离流场左、上、下边界 $10D$ 的位置处, 该流场大小对流场模拟计算结果影响最小。在过冷水滴结冰的过程中, 探测器的外形有不规律、不可预测的变化, 所以采用非结构化网格来处理这类边界和外型结构比较复杂的模拟模型。检查网格质量, Maximum cell squish 值为 $0.28 < 1$, Maximum cell skewness 值为 $0.51 < 1$, Maximum 'aspect_ratio' 值为 $4.5 < 5$, 网格质量满足计算要求。

本文选择基于压力的求解器、标准 $k-\epsilon$ 模型、基于压力-速度耦合的 SIMPLE 算法。未加入水滴时探测器周围的单相流场如图 4 所示。从图 4 可以看出空气流线在远离圆柱的时候是直线, 在圆柱附近, 空气流线沿圆柱上下面向后流去, 并在圆柱后面形成两个对称的漩涡。该流场仿真结果与实际情况相近, 可以判定所搭建的基础模型能够有效地模拟探测器周围的流场。

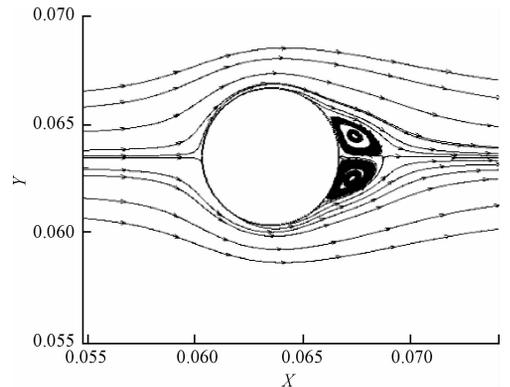


图4 模拟流线

4 数值模拟结果与分析

4.1 单圆柱形探测器构型的SLD结冰数值模拟

基于所建立的数学模型, 以单圆柱形探测器为例, 圆柱

直径为 6.35 mm, 初始条件设定气流压力入口为 53 128 Pa, 空气的液态水含量为 1 g/m³, 环境温度为 -15 °C, 水滴攻角为 0°。选择基于压力的求解器、标准 $k-\epsilon$ 模型、离散相模型^[25]、group 类型喷射源。group 类型喷射源在每个时间步的指定位置加入 n 组水滴。由水滴速度 u 、液态水含量 LWC 和指定位置的面长度 L 得出面质量流率: $m_r = u \cdot LWC \cdot L$ 。又 $m_r = n \cdot M_{\text{liquid}}/t$, 所以非稳定迭代的时间步为 $t = (n \cdot M_{\text{liquid}})/m_r = (n \cdot M_{\text{liquid}})/(u \cdot LWC \cdot L)$ 。

大、小水滴直径的分水岭是 50 μm。参考 SLD 结冰气象条件, 微冻雨中最大水滴直径在 100~500 μm, 冻雨中最大水滴直径大于 500 μm, 有的可能接近 1 000 μm。图 5、6 分别为模拟 10 μm、50 μm 小水滴结冰情况的示意图。图 7~10 所示为模拟 160 μm、500 μm、750 μm、1 000 μm 大水滴结冰情况的示意图。特别指出, 圆柱形探测器外围曲线包围的区域为结冰区域, 该结冰区域只说明结冰范围, 并不代表结冰冰型和结冰强度。可以看出, 小水滴的结冰区域基本在圆柱形探头的迎风面上, 即圆柱的前半部分。大水滴的结冰区域超出了圆柱形探头的迎风面, 延伸到了背风面区域。

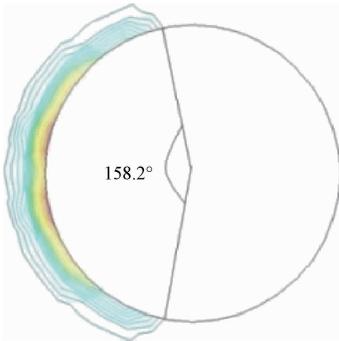


图 5 10 μm 水滴结冰

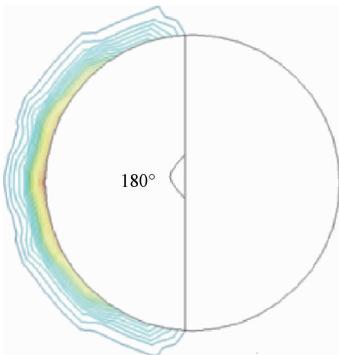


图 6 50 μm 水滴结冰

图 11 给出了水滴粒径与结冰范围角度的关系。粒径不同, 在圆柱上结冰范围的角度不同, 对应的结冰区域不同, 且粒径越大的水滴, 结冰范围角度越大, 结冰区域越大。粒径小于 50 μm, 水滴的结冰范围角度基本小于等于 180°,

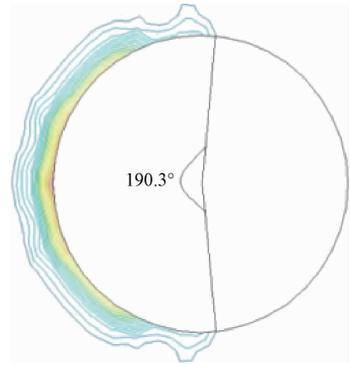


图 7 160 μm 水滴结冰

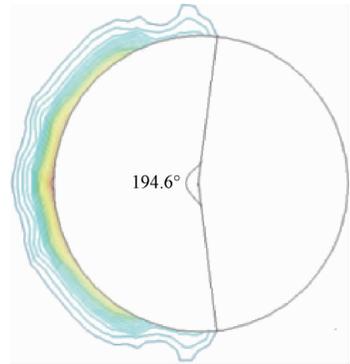


图 8 500 μm 水滴结冰

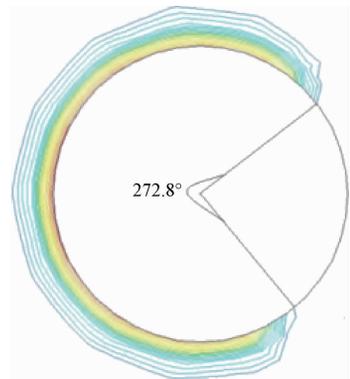


图 9 750 μm 水滴结冰

对应结冰区域基本在圆柱的迎风面。粒径大于 50 μm, 水滴的结冰范围角度大于 180°, 对应的结冰区域超出了圆柱的迎风面, 到达圆柱的背风面。当粒径大于 850 μm 时, 水滴的结冰区域覆盖了整个圆柱。

对比分析大小水滴撞击在圆柱形探测器上所形成的结冰区域可知, SLD 的后流特性使得 SLD 在圆柱形探测器上的结冰区域较小水滴的结冰区域有很大的差异, 所以通过检测圆柱上的结冰区域可以区分不同的结冰气象条件, 并能够识别 SLD 结冰气象条件。基于后流特性检测的 SLD 结冰探测方法是可以识别 SLD 结冰气象条件的。

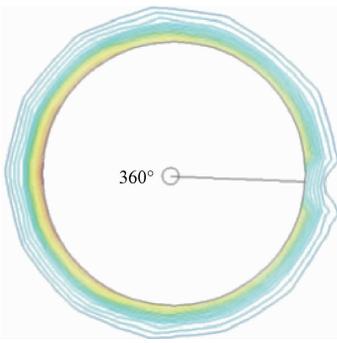


图10 1 000 μm 水滴结冰

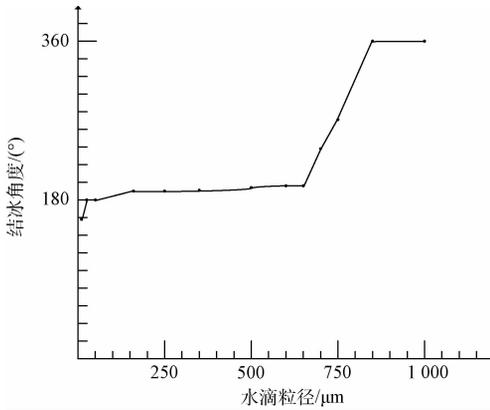


图11 结冰角度随水滴粒径的变化曲线

4.2 两种探测器构型的水滴收集情况数值模拟

SLD 结冰过程中,冻结系数往往过小,容易导致探测器所测结冰强度偏小致使探测系统失效,进而引发安全事故。SLD 气象条件下,探测器探头的冻结系数比小水滴小的原因是 SLD 在探头上发生了飞溅、后流等现象,影响探头的局部水滴收集率和冻结水的质量。所以提高探测器探头的局部水滴收集率,使更多飞溅和后流的水冻结到探头上是提高冻结系数的关键。

本文提出两种 SLD 结冰探测器构型,通过数值模拟方法分析、对比相应构型参数下的水滴收集情况。对于 SLD 数值模拟,以非稳态形式跟踪水滴得到水滴目前的运动位置,在撞击到圆柱体上时,基于离散相的 wall-film 模型考察水滴的飞溅情况。初始条件设定气流压力入口为 53 128 Pa,圆柱的直径为 6.35 mm,空气的液态水含量为 1 g/m³,环境温度为 -15 °C,水滴攻角为 0°。

第一种探测器构型由两个高度不同的圆柱形探头 1、2 构成,探头 2 略高,如图 12 所示。图 13 所示为数值模拟的探测器周围大水滴的运动情况。非红颜色的水滴为飞溅的水滴,颜色不同代表水滴直径不同。可以看出撞击到圆柱 D1 的水滴,部分水量留在了圆柱 D1 上,而部分水量又再次进入到流场中,其中再次进入流场的飞溅水滴有 49 个 26.7 μm 的小水滴和 86 个 3.2 μm 的小水滴。对于这些飞

溅的水滴,圆柱 D2 收集到 5 个 26.7 μm 的小水滴和 5 个 3.2 μm 的小水滴,其他全部随气物流走。

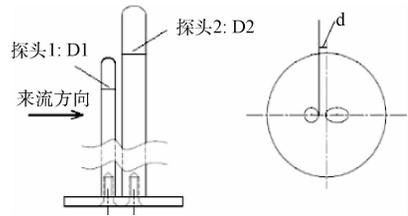


图12 第1种SLD结冰探测器构型

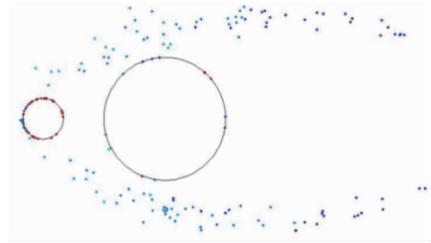


图13 大水滴运动情况

可以看出 D2 的水滴收集率很小。多次改变 D1、D2 的结构参数后,数值计算结果显示水滴收集率仍然没有得到改善。分析其原因,主要是由于飞溅的水滴质量比较小,而飞溅速度也很小,它的惯性力相比气流中的小水滴情况更小,很容易随气物流走。

第 2 种探测器构型由两个对称的流线型收集器和一个圆柱形探头构成,如图 14 所示。由于两个对称收集器之间存在间距,气流从中流过时飞溅的水滴会跟随气流的流动而被两个收集器收集。图 15 所示为数值模拟的该探测器周围大水滴的运动情况。飞溅的水滴有 61 个 26.7 μm 的小水滴和 55 个 3.2 μm 的小水滴,探头 2 收集到 43 个 26.7 μm 的水滴和 25 个 3.2 μm 的水滴。

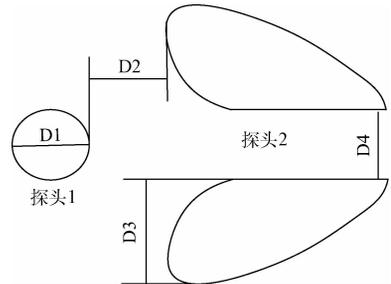


图14 第2种SLD结冰探测器构型

综合分析数值模拟实验结果,结果表明采用基于后流特性检测的方法,两种新型探测器构型都可以用于识别 SLD 结冰气象条件,相比于第 1 种探测器构型,第 2 种探测器构型的水滴收集量更大、收集率更大,相对的更能提高整个探测器的冻结系数。

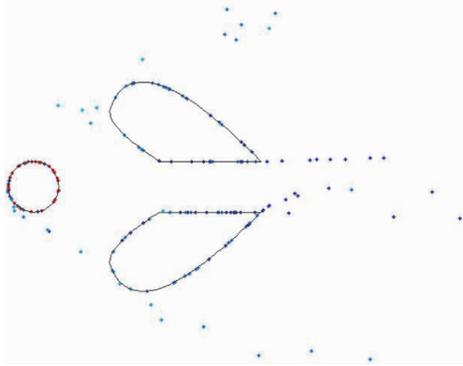


图15 大水滴运动情况

5 结 论

本文提出一种基于后流特性检测的SLD结冰探测方法,通过分析水滴的运动轨迹、撞击特性及SLD结冰动力学特性,完成对该方法下水滴结冰机理的数值模拟与验证。并提出SLD结冰探测器构型,以期解决冻结系数过小问题。通过数值模拟计算、分析得到如下结论。

1)与VOF模型相比,离散相模型模拟水滴时虽然不能直观地看到水滴的撞击特性,但是水滴的整个运动情况更符合实际情况。离散相模型更适合气液两相流中液态水滴的数值模拟计算。

2)后流特性使得在圆柱形探测器上的结冰区域较小水滴结冰区域有很大的差异,通过检测探测器探头上的结冰区域可以区分不同结冰气象条件,识别出SLD结冰气象条件,说明基于后流特性检测的SLD探测方法是可行的。

3)基于后流特性检测方法,两种新型探测器构型都可以用于识别SLD结冰气象条件,第2种构型的优势在于具有更高的水滴收集率,可以提高探测器的冻结系数。

参考文献

- [1] HILL E. Overview of federal aviation administration aviation safety research for aircraft icing [C]. Aiaa Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2006.
- [2] LUXFORD G, HAMMOND D, IVEY P. Modelling, imaging and measurement of distortion, drag and break-up of aircraft-icing droplets [C]. AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2005.
- [3] Ice Protection Harmonization Working Group (IPHWG). Task 2 workinggroup report on supercooled large droplet rulemaking[R]. 2005.
- [4] 张洪, 张文倩, 郑英. 过冷大水滴结冰探测技术研究进展[J]. 实验流体力学, 2016, 30(3):33-39.
- [5] FAA. Compliance of transport category airplanes with certification requirements for flight in icing conditions[EB/OL]. 2014, <http://www.faa.gov/>

documentLibrary/media/Advisory_Circular/AC_25-28.pdf.

- [6] 朱家乐, 李盼. 过冷大水滴规章对结冰探测系统设计的影响[J]. 航空工程进展, 2013, 4(2):256-260.
- [7] 刘鹏, 史献林. 浅析过冷大水滴规章对防冰系统设计的影响[J]. 航空工程进展, 2012, 3(1):120-124.
- [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.
- [9] RAY M, NESNIDAL M, SOCHA D. Optical detection of airborne ice crystals and liquid water droplets [C]. Aiaa Atmospheric and Space Environments Conference, 2013.
- [10] GAGNON R E, GROVES J, PEARSON W. Remote ice detection equipment — RIDE[J]. Cold Regions Science & Technology, 2012, 72(1):7-16.
- [11] 张杰, 周磊, 张洪, 等. 飞机结冰探测技术[J]. 仪器仪表学报, 2006, 27(12):1578-1586.
- [12] 杨蓉, 张杰, 郑英, 等. 结冰探测技术研究[C]. 测控、计量、仪器仪表学术年会, 2010.
- [13] 闫泽豪, 葛俊锋, 叶林, 等. 基于模拟导线的输电线路覆冰探测系统[J]. 国外电子测量技术, 2016, 35(6):63-66.
- [14] FAA. Part 25-Airworthiness Standards: Transport Category Airplanes [EB/OL]. (2014-11-4). http://www.ecfr.gov/cgi-bin/text-idx?SID=6960b56c5ef6-f2884d3bc91991c7ec49&mc=true&node=pt14.1.25&rgn=div5#ap14.1.25_11801.c
- [15] TAN C, PAPADAKIS M. Droplet breakup, splashing and re-impingement on an iced airfoil[C]. Aiaa Theoretical Fluid Mechanics Meeting, 2005.
- [16] 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.
- [17] ANDERSON D N, TSAO J C. Ice shape scaling for aircraft in SLD conditions [R]. Aircraft Operations, 2008.
- [18] 陈鹏, 葛红娟, 杨宗翰. 飞机电脉冲除冰电源系统的研究[J]. 电子测量技术, 2015, 38(5):75-77.
- [19] BROEREN A P, WHALEN E A, BUSCH G T, et al. Aerodynamic simulation of runback ice accretion [J]. Journal of Aircraft, 2010, 47(3):924-939.
- [20] WHALEN E A, BROEREN A P, BRAGG M B. Characteristics of runback ice accretions on airfoils and their aerodynamics effects [C]. 43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Aerospace Sciences Meetings, 2005.

(下转第193页)