

DOI:10.16356/j.2097-6771.2026.02.015

结冰探测器安装位置优化与临界温度分析

程梓康¹, 王柳^{1,2}, 张德新¹, 冯佳昕¹, 孙博¹, 陈建业¹,
谢军龙¹, 曾腾辉²

(1. 华中科技大学能源与动力工程学院, 武汉 430074; 2. 中国航空工业集团公司武汉航空仪表有限责任公司,
武汉 430070)

摘要: 为预防机翼结冰引起的飞行事故需要在飞机表面安装结冰探测器, 结冰探测器的安装位置对其能否有效工作十分重要。本文建立了综合考虑水滴遮蔽区和临界温度的结冰探测器安装位置研究方法, 针对某机型开展了机头表面水滴及空气流场进行 CFD 数值模拟, 研究了机头表面水滴遮蔽区高度以及临界温度, 并综合考虑以上因素分析结冰探测器安装位置。结果表明: 水滴遮蔽区高度分布沿机头轴向向远离机头方向逐渐增大, 在机头前端上表面水滴遮蔽区高度较低, 结冰探测器探头更易伸出水滴遮蔽区。机头临界温度普遍分布在 $-8.5\sim-6\text{ }^{\circ}\text{C}$, 在机头前端由于受到气流冲击的影响临界温度较低且变化明显, 在机头中后部临界温度较高且变化较小, 撞击水滴更易结冰。综合考虑水滴遮蔽区高度和临界温度的影响, 针对该型号机头确定了其表面结冰探测器最佳安装位置横坐标 X 范围在 $6.0\sim 10.5\text{ m}$, 纵坐标 Y 在 $-2.9\sim 2.2\text{ m}$ 。

关键词: 结冰探测器; 水滴遮蔽区; 临界温度; 安装位置; 数值模拟

中图分类号: V211.4; V244.1 **文献标志码:** A **文章编号:** 1005-2615(2026)02-0390-10

Ice Detector Installation Position Optimization and Critical Temperature Analysis

CHENG Zikang¹, WANG Liu^{1,2}, ZHANG Dexin¹, FENG Jiaxin¹, SUN Bo¹, CHEN Jianye¹,
XIE Junlong¹, ZENG Tenghui²

(1. School of Energy and Power Engineering, Huazhong University of Science and Technology, Wuhan 430074, China;
2. Aviation Industry Corporation of China Wuhan Aviation Instrument Co., Ltd., Wuhan 430070, China)

Abstract: In order to prevent flight accidents caused by wing icing, ice detectors need to be installed on the surface of aircraft, and their installation positions are very important to its effective operation. This paper establishes a research method for the installation position of ice detector considering the droplet shielding zone and critical temperature comprehensively. A CFD numerical simulation is carried out for the droplet and air flow field on the nose surface of a certain model, the height of the droplet shielding zone on the nose surface and the critical temperature are studied, and the installation position of ice detector is analyzed comprehensively considering the above factors. The results show that the height distribution of the droplet shielding area increases gradually along the head axis and away from the head. The height of the droplet shielding area on the upper surface of the head is lower, and the probe of the ice detector is more likely to extend out of the droplet shielding area. The critical temperature of the head is generally distributed between $-8.5\text{ }^{\circ}\text{C}$ and $-6\text{ }^{\circ}\text{C}$. At the front end of the head, the critical temperature is low and changes obviously due to

收稿日期: 2024-11-19; 修订日期: 2025-03-04

通信作者: 陈建业, 男, 副教授, E-mail: jianye_chen@hust.edu.cn。

引用格式: 程梓康, 王柳, 张德新, 等. 结冰探测器安装位置优化与临界温度分析[J]. 南京航空航天大学学报(自然科学版), 2026, 58(2): 390-399. CHENG Zikang, WANG Liu, ZHANG Dexin, et al. Ice detector installation position optimization and critical temperature analysis[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics (Natural Science Edition), 2026, 58(2): 390-399.

the impact of air flow; at the middle and back of the head, the critical temperature is high and changes little, and the impact water droplets are more likely to freeze. Considering the influence of the height of the droplet shielding area and the critical temperature, the optimum installation position of the surface ice detector is determined for the model head in the range of 6.0—10.5 m horizontal coordinate X and -2.9 — 2.2 m vertical coordinate Y .

Key words: ice detector; droplet shielding area; critical temperature; installation position; numerical simulation

飞机结冰常常会给飞行安全带来极大的危害^[1-2],为预防飞机结冰引起的安全事故,通常需要在飞机上安装结冰探测器^[3-4]。目前很多民用飞机(如空客系列^[5])防除冰系统采用磁致伸缩式结冰探测器^[6-7],其工作原理为当探头结冰时,振动频率降低,当振动频率下降到一定值时,结冰探测系统会发出信号开启除冰系统进行除冰^[8]。目前常用的磁致伸缩式结冰探测器能探测到的最小结冰厚度为0.5 mm,即探头结冰厚度到达0.5 mm就会向热气防冰系统发出警报。

为确保结冰探测器可以检测到结冰,其探头应当伸入液态水含量较高的区域^[9]。由于磁致伸缩式结冰探测器安装在飞机机头^[10-11],以机头结冰情况来表征机翼处的结冰情况,为防止发生机翼结冰而机头处探测器未结冰的情况,故结冰探测器安装位置处需要先于机翼位置结冰,并及时开启除冰系统。为满足以上要求需要进行结冰探测器安装位置的设计^[12-13]。

目前对结冰探测器安装位置的分析主要集中于对水滴遮蔽区高度的研究,朱程香等^[14]提出了广义水滴遮蔽区高度的概念,并根据广义水滴遮蔽区高度确定了结冰探测器安装位置。吴佩佩等^[15]根据水滴遮蔽区高度确定了结冰探测器安装位置并针对具体的结冰探测器进行结冰特性模拟。然而该安装位置的分析中没有考虑到探头与机翼的结冰次序问题。韩风华等^[16]提出了临界温度的概念,临界温度是指飞机表面达到冰点时的环境温度。史献林等^[17]分析了某超临界机翼表面临界温度分布,并简述了临界温度的应用,提出其可以作为判断探头和机翼结冰顺序的标准。Jackson等^[18]根据实验数据拟合了临界温度计算公式,并将临界温度作为评估结冰探测器积冰率的一项指标。沙昭君等^[5]用临界温度筛选了结冰探测器无法探测的工况。可见,临界温度已在飞机结冰探测系统设计有了初步应用,但还未与结冰探测器安装位置分析结合起来。

因此,本文建立了综合考虑水滴遮蔽区和临界温度的安装位置研究方法,并针对某机型开展了结冰探测器安装位置分析,为结冰探测系统中结冰探测器安装位置选择提供理论支撑。

1 理论基础

1.1 水滴遮蔽区

飞机穿越结冰云层时,过冷水滴受自身惯性影响,部分水滴轨迹会偏离流线而直接撞击在飞机迎风面,在撞击极限之后一定高度范围内的近壁面空间区域,由于机体的遮蔽效应,当地的空气中无过冷水滴,被遮蔽的区域称之为“水滴遮蔽区”^[19-20],如图1中深蓝色区域所示。将液态水含量LWC小于来流的区域定义为广义水滴遮蔽区,为了保证结冰探测器工作信号可靠,需要探头伸出广义水滴遮蔽区^[14,21]。

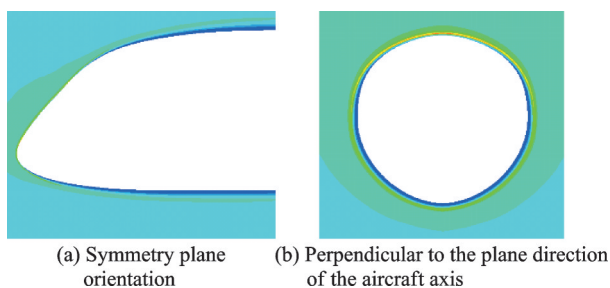


图1 水滴遮蔽区

Fig.1 Droplet shielding area

1.2 临界温度

结冰的临界温度定义为飞机表面为冰点时的环境温度。一定飞行条件下,若环境温度小于结冰的临界温度时,则飞机表面温度小于冰点温度,此时飞机表面发生结冰^[22]。对比分析结冰探测器探头结冰的临界温度可以判断出机头表面结冰的先后顺序。当环境温度降低时,机头表面临界温度较高的位置会率先结冰^[17]。结冰探测器安装到机头后,其临界温度可以理解为由结冰探测器本身因素(主要指支撑结构和探头外形)和位置因素叠加决定;为了使结冰探测器可以及时发现结冰现象,应将结冰探测器安装在机头表面临界温度较高的位置。

1.3 安装位置要求

综上所述,结冰探测器安装位置要求主要包括^[12,23-24]:

(1) 结冰探测器探头伸出水滴遮蔽区,过冷水滴能够撞击到结冰探测器探头上。

(2) 保证尽可能多的飞行条件下,选择的安装位置处结冰探测器探头的临界温度较大。

(3) 避免探测器与其他结构干涉,包括登机门和机组逃生通道等结构限制,以防止其他结构带来的气流干扰和人员无意损坏。

(4) 尽量远离雷达罩,雷达罩为气流滞止区,探头难以收集水滴,不易结冰,且雷达罩结冰后冰脱落可能撞击到探头。

2 计算方法

2.1 水滴流场计算

计算水滴遮蔽区高度首先需进行机头空气流场和水滴流场的计算。对空气流场和水滴流场进行模拟^[25-26],采用欧拉法求解空气-水滴两相流,空气和水滴均被视为连续相^[27],在研究水滴运动时,假设水滴为固定大小的球形刚体,相互之间无碰撞融合,不发生变形或飞溅,忽略其与空气的质量和热量交换。水滴动量方程中不考虑黏性力、压力和湍流作用,仅考虑阻力和重力。

水滴相控制方程如下^[25]:

连续性方程为

$$\nabla \cdot (\alpha \mathbf{u}_d) = 0 \quad (1)$$

动量方程为

$$\mathbf{u}_d \cdot \nabla \mathbf{u}_d = \frac{C_D Re_d}{24K} (\mathbf{u}_a - \mathbf{u}_d) + \left(1 - \frac{\rho_a}{\rho_d}\right) \frac{1}{Fr^2} g \quad (2)$$

式中: α 为水滴的容积分数; \mathbf{u}_d 为水滴的速度矢量; \mathbf{u}_a 为空气的速度矢量; ρ_d 为水滴的密度; Fr 为弗劳德数; g 为重力加速度; K 为惯性系数,公式为

$$K = \frac{\rho_d d^2 V_{a,\infty}}{18L\mu_a} \quad (3)$$

式中: $V_{a,\infty}$ 为无穷远处空气流速; μ_a 为空气动力黏度; d 为水滴直径; L 为特征长度。

Re_d 为水滴雷诺数, C_D 为液滴经验阻力系数,取值如下

$$C_D = \begin{cases} 24(1 + 0.15Re_d^{0.687})/Re_d & Re_d \leq 1000 \\ 0.44 & Re_d > 1000 \end{cases} \quad (4)$$

2.2 广义遮蔽区高度计算

对垂直于机身中轴面的平面进行分析,计算水滴遮蔽区高度,计算流程如图 2(a)所示,主要计算步骤如下:

(1) 对所导出截面水滴流场网格数据点的坐标以及 LWC 值以一定步长进行插值,实现数据点的加密。

(2) 根据数据点的坐标范围以及 LWC 值筛选出满足广义水滴遮蔽区要求的点,即遮蔽区 LWC 小于来流 LWC。

(3) 遮蔽区内点集内外轮廓提取。

(4) 距离分布求解,在内外轮廓曲线上均匀取大量数据点,通过循环内外轮廓上的点求距离的方式,得到遮蔽区高度沿机头轮廓的分布。

(5) 高度分布精确化处理,由于结冰探测器安装垂直于机头表面,提取机头表面法向量,计算上一步求得距离在法向量方向分量,得到更贴合实际的遮蔽区高度,如图 2(b)所示。

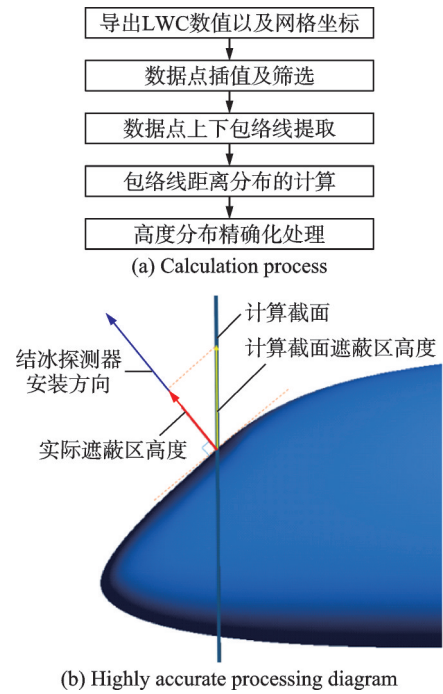


图 2 遮蔽区高度计算方法

Fig.2 Method for calculating the height of the droplet shielding area

2.3 临界温度计算

临界结冰状态结冰模型的热流项包括:对流换热热流(q_a)、水蒸发散热热流(q_e)、附面层摩擦加热热流(q_v)、加热收集水所需热流(q_w)和水滴动能转化热流(q_{wv})^[16,28]。

对流换热热流计算公式为^[16]

$$q_a = h(t_s - t_1) \quad (5)$$

其中

$$t_1 = t_0 + \frac{V_0^2 - V_1^2}{2C_p} \quad (6)$$

式中: h 为对流换热系数; t_s 为飞机表面温度; t_1 为附面层外边界上的局部温度; t_0 为来流气温; V_0 为来流速度; V_1 为附面层局部速度; C_p 为空气的等压比热,在气温为 0°C 时, $C_p=1005\text{ J}/(\text{kg}\cdot^\circ\text{C})$ 。

水蒸发散热热流计算公式为^[16]

$$q_e = 0.622 \frac{hL_e}{C_p} \left(\frac{e_s}{p_1} - \frac{e_0}{p_0} \right) \quad (7)$$

式中: L_e 为饱和水蒸气汽化潜热,在 0°C 左右时, $L_e=2500\text{ kJ}/\text{kg}$; e_s 、 e_0 分别为 t_s 、 t_0 温度下水的饱和

蒸气压; p_1 为附面层外边界上局部压力; p_0 为环境压力。

附面层摩擦加热热流计算公式为^[16]

$$q_v = h \left(r^* \frac{V_1^2}{2C_p} \right) \quad (8)$$

式中 r^* 为附面层恢复系数。

加热收集水所需热流计算公式为^[16]

$$q_w = WC_w(t_s - t_0) \quad (9)$$

式中: W 为单位面积的水收集率; C_w 为水的比热容,在 $t=0\text{ }^\circ\text{C}$ 时, $C_w=4\ 187\ \text{J}/(\text{kg}\cdot^\circ\text{C})$ 。

水滴动能转化热流计算公式为^[16]

$$q_{wv} = W \frac{V_0^2}{2} \quad (10)$$

当飞机表面达到热平衡时,则有^[16]

$$q_a + q_e + q_w - q_v - q_{wv} = 0 \quad (11)$$

将以上各热流代入热平衡式(11)化简可得到飞机表面温度计算公式为^[16]

$$t_s = \left\{ \frac{V_0^2}{2C_p} \left[1 - 0.11 \left(\frac{V_1}{V_0} \right)^2 + C_p \frac{W}{h} \right] - 0.622 \frac{L_e}{C_p} \left(\frac{e_s}{p_1} - \frac{e_0}{p_0} \right) \right\} / \left(C_w \frac{W}{h} + 1 \right) + t_0 \quad (12)$$

令 $t_s = 0$,可化简得到临界温度 t_{cr} 为

$$t_{cr} = \left\{ 0.622 \frac{L_e}{C_p} \left(\frac{e_s}{p_1} - \frac{e_{cr}}{p_0} \right) - \frac{V_0^2}{2C_p} \left[1 - 0.11 \left(\frac{V_1}{V_0} \right)^2 + C_p \frac{W}{h} \right] \right\} / \left(C_w \frac{W}{h} + 1 \right) \quad (13)$$

式中各参数计算方法:

(1)水饱和蒸气压 e_{cr} 根据附面层外边界上温度查表得到,插值计算。

(2)附面层外边界上的气压 p_1 计算公式为^[16]

$$p_1 = p_0 (1 + 0.7C_p Ma_0^2)^{0.2857} \quad (14)$$

式中 Ma_0 为来流马赫数。

(3)附面层外边界上的速度 V_1 计算公式为^[16]

$$V_1 = V_0 \sqrt{\left(1 + \frac{5}{Ma_0^2} \left[1 - (1 + 0.7C_p Ma_0^2)^{0.2857} \right] \right)} \quad (15)$$

(4)水收集量 W 计算公式如下^[16]

$$W = LWC \times V_0 \times \beta \quad (16)$$

式中: LWC 为液态水含量, β 为水滴收集系数,由水滴流场求解得到。

本文将机头外流场CFD求解结果数据导入MATLAB,根据以上公式采用数值迭代法求解机头表面临界温度分布。

2.4 算例验证

采用经典的NACA0012机翼模型,如图3(a)所示。对空气流场的计算开展验证,机翼弦长 c 为0.137 m。对几何模型划分结构化网格如图3(b)所示,网格数量为160 847个,加密了机翼壁面附近网格,提高模拟的精度,最小网格质量为0.83,网格质量较好。空气流场模型验证采用压力系数,将模拟数据与文献[29]中实验数据进行对比,如图3(c)所示,可见模拟结果与实验数据变化趋势相同,误差较小,可信度较高。

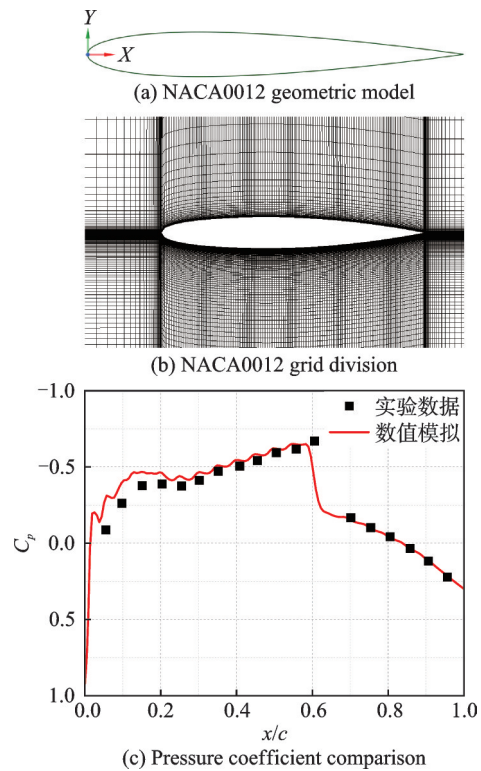


图3 空气流场数值模型验证

Fig.3 Air flow field numerical model verification

水滴流场计算结果选用弦长为1 m的NACA0012机翼模型开展验证,并采用文献[30]中水滴收集系数 β 的实验数据进行对比验证,如图4所示,总体而言,曲线的形状和趋势与实验一致,实验

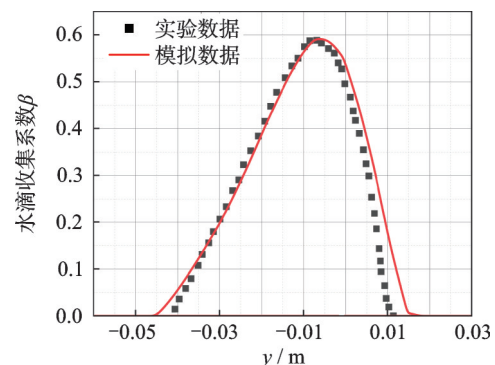


图4 水滴收集系数模型验证

Fig.4 Verification of water drop collection coefficient model

得到的最大水滴收集系数为 0.587, 本文最大水滴收集系数为 0.597, 误差为 1.7%。由此可见, 本文水滴流场计算结果与实验数据吻合较好。

采用弦长为 0.533 m 的 NACA0012 机翼模型对临界温度计算过程中的关键参数对流换热系数计算结果进行验证, 与文献[31]中对流换热系数的实验数据进行对比, 如图 5 所示。机翼前缘驻点处对流换热系数模拟结果为 204.48 W/(m²·K), 实验数据为 208.75 W/(m²·K), 误差为 1.90%, 且模拟对流换热系数与实验数据总体变化趋势较为吻合, 具有较高的可信度。

以上分别用压力系数、水滴收集系数以及对流换热系数进行模型验证, 证明了本文空气流场、水滴流场和传热特性的计算方法具有较高的可信度。

3 结果与讨论

3.1 空气及水滴流场计算

筛选飞机飞行状态中易结冰的典型工况^[15]如

表 1 计算工况点

Table 1 Calculated operating point

工况	高度/m	马赫数	速度/(m·s ⁻¹)	迎角/(°)	环境温度/°C	MVD/μm	LWC/(g·m ⁻³)
Case 1	6 500.0	0.62	193.4	3.4	-18.7	20	0.24
Case 2	6 500.0	0.62	193.4	3.4	-40.0	20	1.06
Case 3	3 048.0	0.49	161.5	3.7	-11.7	20	0.39
Case 4	3 048.0	0.49	161.5	3.7	-11.7	20	2.11
Case 5	13 106.4	0.88	258.1	1.2	-30.0	20	0.14
Case 6	13 106.4	0.88	258.1	1.2	-40.0	20	0.25

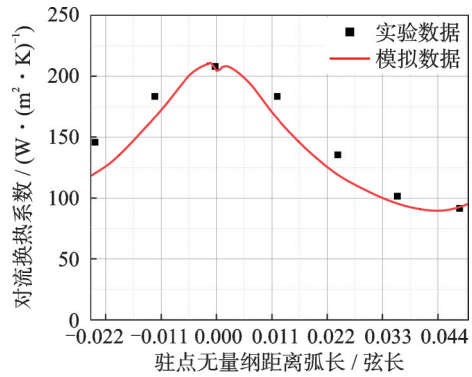


图 5 对流换热系数模型验证

Fig.5 Verification of convective heat transfer coefficient model

表 1 所示, 对某型号飞机机头半模(图 6(a))进行空气流场和水滴流场的模拟, 机头网格划分如图 6(b)所示, 在机头附近网格进行加密, 在机头壁面附近添加了 25 层边界层网格以更细致地模拟水滴分布, 网格数量为 169 万个, 最小正交质量为 0.245。

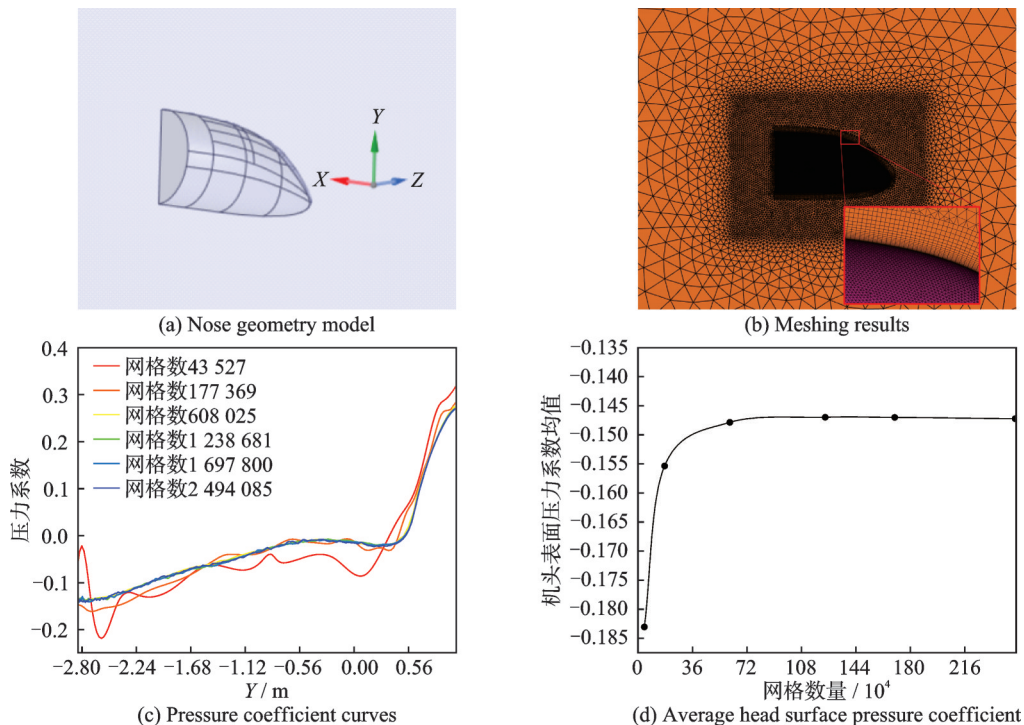


图 6 机头几何模型与网格划分结果

Fig.6 Geometric model of the head and the result of meshing

划分 6 组网格以机头表面的压力系数进行网格无关性验证,网格数量分别为 43 527、177 369、608 025、1 238 681、1 697 800 和 2 494 085,图 6(c) 为不同网格数下垂直机头轴向 $x=7.5\text{ m}$ 截面与机头表面交线上压力系数曲线,由图可知,当网格数大于 60 万个,压力系数曲线基本重合。图 6(d) 为机头表面压力系数均值随网格数量变化曲线,可见当网格数量在 169 万个时,机头表面平均压力系数基本趋于稳定,即流场计算结果和网格数量无关。

水滴流场求解结果如图 7 所示,可以清晰地看见机头壁面附近的水滴遮蔽区。

3.2 水滴遮蔽区求解

选取典型截面进行水滴遮蔽区高度后处理,典型截面按文献[14]中方法选择,截面 1 选择在雷达舱之后 50 mm 处,截面 3 选择在舱门之前 50 mm 处,截面 2 位于截面 1 与截面 3 中间,各截面位置坐标如图 8(a) 所示。图 8(b~d) 分别为截面 1、2、3 的水滴遮蔽区分布曲线图,图中横坐标为机头垂直于轴线方向(图 8(a)中 Y 方向),纵坐标为 Y 对应的水滴遮蔽区高度。由图可知,由截面 1 到截面 3 各

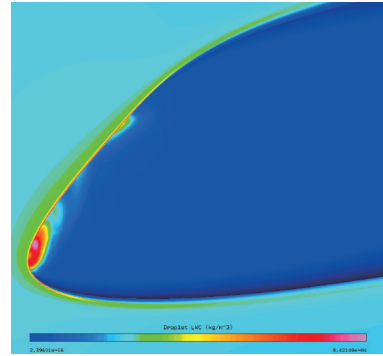


图 7 网格及 LWC 求解结果

Fig.7 Grid and LWC solution results

工况的水滴遮蔽区高度呈逐渐上升的趋势。同时,1、2 截面中随 Y 值增大,水滴遮蔽区高度有逐渐下降趋势,可以初步看出结冰探测器更适合安装在机头上表面靠前端位置。对比 Case 3 和 Case 4 可以看出环境中 LWC 值越高,水滴遮蔽区高度越高。Case 3 和 Case 4 工况在 3 个截面中水滴遮蔽区高度整体低于其他工况,可见飞机在较低的高度低速飞行时,结冰探测器探头更易伸出水滴遮蔽区。

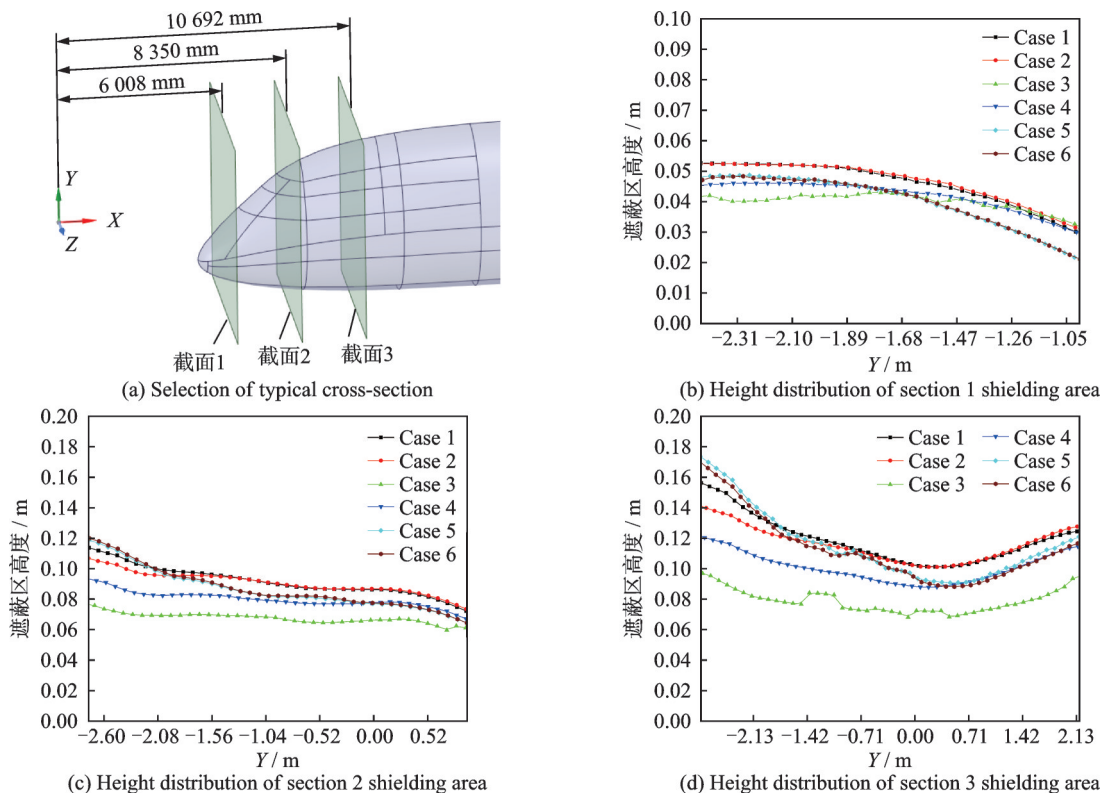


图 8 截面位置选取及水滴遮蔽区高度分布

Fig.8 Selection of cross-sectional position and distribution of droplet shielding area height

采用高度为 0.1 m 结冰探测器进行结冰探测器安装位置分析,不同工况下机头表面水滴遮蔽区小于 0.1 m 的区域可作为传感器安装位置。在 3 个典型截面之间进行线性插值,即可得到机头表面近

似水滴遮蔽区高度分布,筛选水滴遮蔽区高度小于 0.1 m 的区域作为结冰探测器可安装位置,如图 9 中深蓝色区域所示。可见各工况所筛选的结冰探测器安装位置,位于机头的前上方。

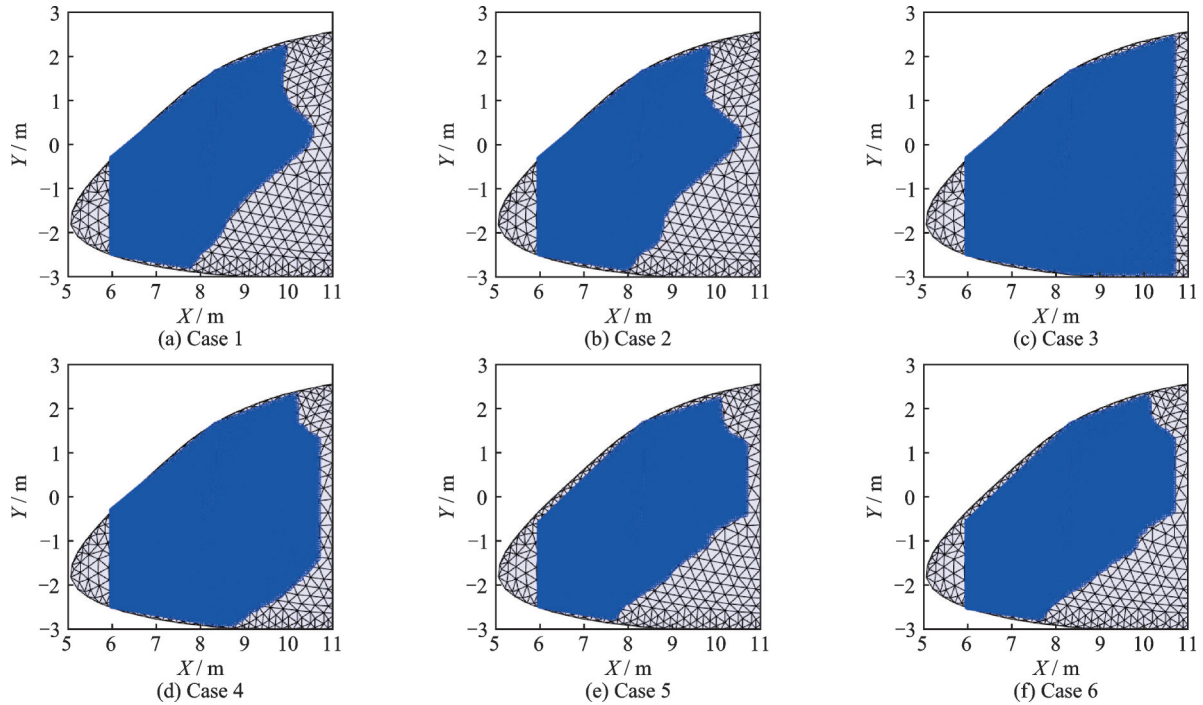


图9 以水滴遮蔽区筛选不同工况下结冰探测器安装位置

Fig.9 Installation position of ice detector under different working conditions screened by droplet shielding area

3.3 临界温度结果分析

6个工况机头表面临界温度求解结果如图10所示。从图中可看出,机头临界温度普遍分布在 $-8.5\sim-6\text{ }^{\circ}\text{C}$,机头前部临界温度变化较为明显,

且临界温度较低,这是由于机头前部受到气流冲击比较强烈,气流气动加热比较明显,临界温度较低更难结冰,离机头前端越远临界温度趋于上升且变化趋于平缓。

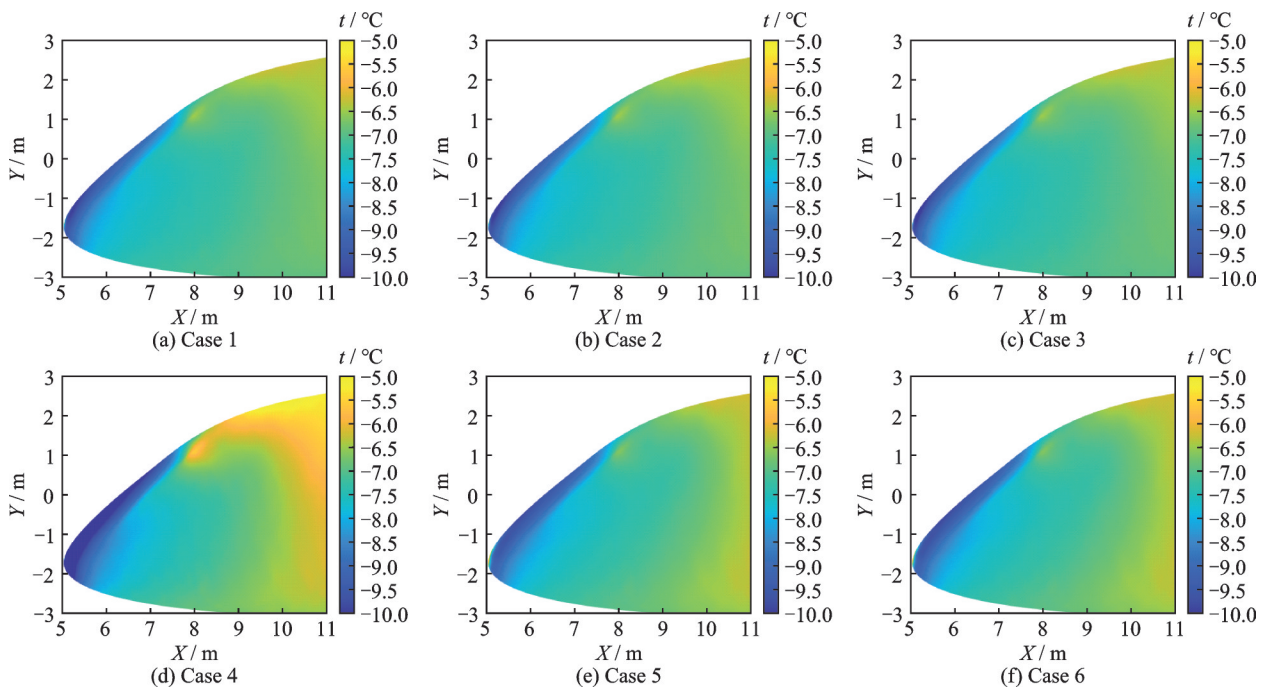


图10 机头部分临界温度求解结果

Fig.10 Solution result of the critical temperature of the head part

以临界温度分析结冰探测器安装位置时,需要以机翼防护区位置临界温度作为筛选依据。机翼表面临界温度与压力系数相关性较强,压力系数越低临界温度越高,故选取压力系数最低的位置为机

翼表面最易结冰的位置^[17,32]。6个工况计算结果如表2所示,每个工况以机翼防护区临界温度求解结果为最低值对机头部分进行筛选得到安装位置如图11所示,图中深蓝色区域即为根据临界温度筛

表 2 防护区临界温度计算结果

Table 2 Calculation results of critical temperature in protected area

工况	Case 1	Case 2	Case 3	Case 4	Case 5	Case 6
$t_{cr}/^{\circ}\text{C}$	-7.89	-8.01	-7.61	-7.89	-7.57	-7.62

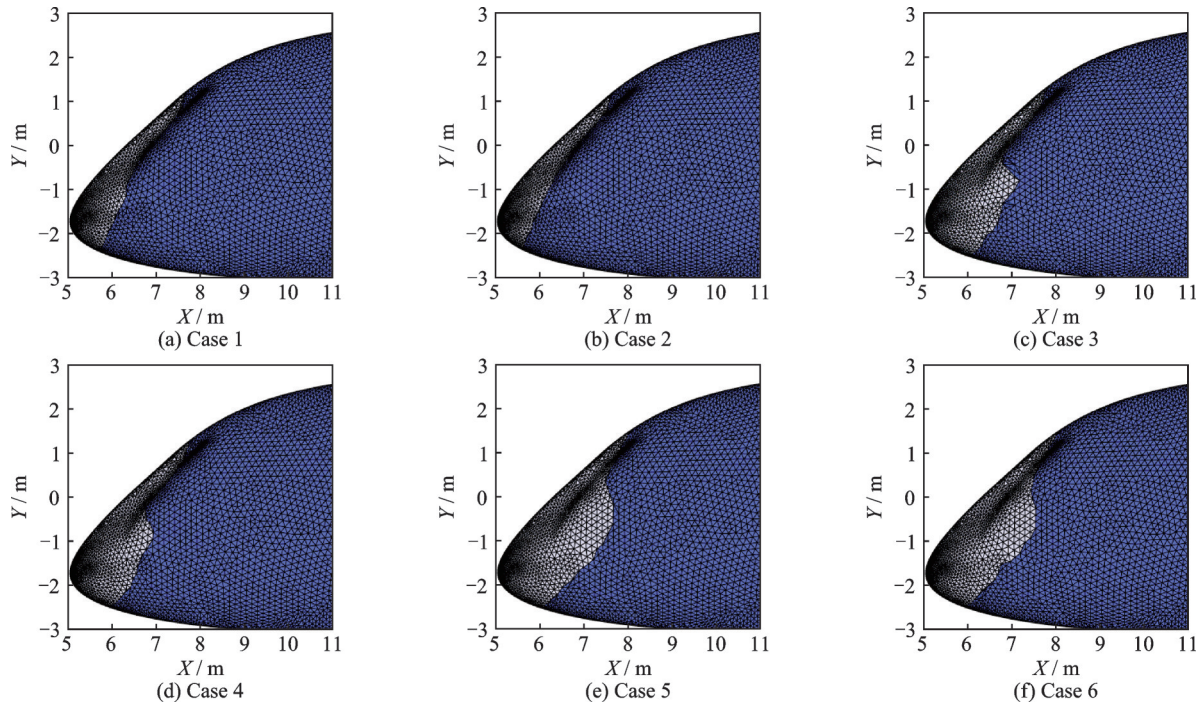


图 11 以临界温度筛选结冰探测器安装位置

Fig.11 Ice detector installation locations screened by critical temperature

选的各工况结冰探测器可安装区域。各工况根据临界温度筛选的结冰探测器安装位置主要位于机头的中后方。

3.4 结冰探测器安装位置分析

结冰探测器安装位置应同时满足所有计算工况点临界温度与水滴遮蔽区安装位置的要求。对所计算工况点中工况点求交集得到结冰探测器安装位置范围如图 12 中黄色区域。在三维坐标系中安装位置横坐标 X 范围在 6.0~10.5 m,纵坐标 Y 在 -2.9~2.2 m。

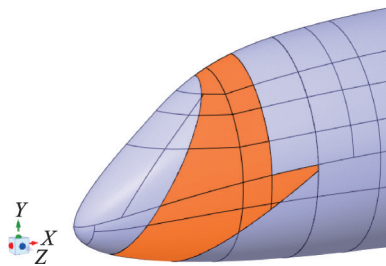


图 12 结冰探测器安装位置

Fig.12 Ice detector installation position

此区域内水滴遮蔽区高度较低,结冰探测器探杆可以伸出液态水含量较小的区域,收集到环境中的过冷水滴;与此同时,由于此区域较高的结冰临

界温度,探杆收集到的过冷水滴能够在机翼防护区结冰之前结冰,提前探测到机翼结冰的情况,及时开启防冰系统,从而保证飞行的安全。

4 结 论

本文建立了一套基于水滴遮蔽区和临界温度计算的结冰探测器安装位置分析方法,并以某型号飞机机头为例,开展了安装位置分析,得到了如下结论:

(1)在机头轴向方向上,水滴遮蔽区高度分布沿机头轴向向远离机头方向逐渐增大,在机头前端上表面水滴遮蔽区高度较低,结冰探测器探头更易伸出水滴遮蔽区。

(2)在机头前端由于受到气流冲击的影响临界温度较低且变化明显,在机头中后部临界温度较高且变化较小,撞击水滴更易结冰。

(3)综合考虑水滴遮蔽区高度和临界温度的影响,针对某型号机头确定了其表面结冰探测器最佳安装位置横坐标 X 范围在 6.0~10.5 m,纵坐标 Y 在 -2.9~2.2 m。

参考文献:

[1] CAO Y, TAN W, WU Z. Aircraft icing: An ongoing

- threat to aviation safety[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2018, 75: 353-385.
- [2] SAND W R, COOPER W A, POLITOVICH M K, et al. Icing conditions encountered by a research aircraft [J]. *Journal of Climate and Applied Meteorology*, 1984, 23(10): 1427-1440.
- [3] JACKSON D G, GOLDBERG J I. Ice detection systems: A historical perspective[C]//*Proceedings of the 2007 SAE Aircraft and Engine Icing International Conference*. [S.l.]:SAE, 2007.
- [4] FARINA D, MAZIO M, MACHRAFI H, et al. Environmental chamber characterization of an ice detection sensor for aviation using graphene and PEDOT: PSS[J]. *Micromachines*, 2024, 15(4): 504.
- [5] 沙昭君,陈维建,李志茂,等.民用飞机主导式结冰探测系统设计[J].*民用飞机设计与研究*, 2023(2): 18-23.
SHA Zhaojun, CHEN Weijian, LI Zhimao, et al. Design of primary icing detection system for civil aircraft [J]. *Civil Aircraft Design & Research*, 2023(2): 18-23.
- [6] JECK R K. Calibration and use of Goodrich Model 0871FA ice detectors in icing wind tunnels[J]. *Journal of Aircraft*, 2007, 44(1): 300-309.
- [7] COBER S, KOROLEV A, ISAAC G. Assessing characteristics of the rosemount icing detector under natural icing conditions[C]//*Proceedings of the 39th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*. [S.l.]: [s. n.], 2001: 397.
- [8] BAUMGARDNER D R A. Laboratory and wind tunnel evaluations of the Rosemount icing detector[J]. *Journal of Atmospheric and Oceanic Technology*, 1989, 6(6): 971-979.
- [9] RATVASKY T P, STRAPP J W, LILIE L, et al. Air data probe anomalies in flight through measured high ice water content conditions[C]//*Proceedings of AIAA Aviation Forum and Ascend*. [S.l.]: AIAA, 2024: 3930.
- [10] DING L, YI X, HU Z, et al. Experimental study on optimum design of aircraft icing detection based on large-scale icing wind tunnel[J]. *Aerospace*, 2023, 10(11): 926.
- [11] IKIADES A. Fiber optic ice sensor for measuring ice thickness, type and the freezing fraction on aircraft wings[J]. *Aerospace*, 2022, 10(1): 31.
- [12] JACKSON D G. Primary ice detection certification under the new FAA and EASA regulations [C]//*Proceedings of SAE 2015 International Conference on Icing of Aircraft, Engines, and Structures*. [S.l.]: SAE, 2015.
- [13] 高庆坤. 振动法测冰技术的研究及应用[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2005.
- GAO Qingkun. Research and application of vibration method for ice measurement[D]. Harbin: Harbin Engineering University, 2005.
- [14] 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 of installation position of probe ice detector[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2011, 26(12): 2676-2683.
- [15] 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. Research on installation position of aircraft icing detector[J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics*, 2022, 54(2): 274-280.
- [16] 韩风华,裘燮纲. 飞机防冰系统[M]. 北京: 航空专业教材编审组, 1985.
HAN Fenghua, QIU Xiegang. Aircraft anti-icing system[M]. Beijing: Compilation and Review Group of Aviation Professional Textbooks, 1985.
- [17] 史献林,王大伟,刘鹏. 某型超临界机翼的临界温度分析[J]. *科技信息*, 2012(4): 444-445.
SHI Xianlin, WANG Dawei, LIU Peng. Analysis of critical temperature of a supercritical wing[J]. *Science and Technology Information*, 2012(4): 444-445.
- [18] JACKSON D G, LIAO J Y, SEVERSON J A. An assessment of Goodrich ice detector performance in various icing conditions[R]. [S.l.]: SAE, 2003.
- [19] ZHU C, TAO M, ZHAO N, et al. Study of droplet shadow zone of aircraft wing with diffusion effects[J]. *AIAA Journal*, 2019, 57(8): 3339-3348.
- [20] RATVASKY T P, STRAPP J W, LILIE L E, et al. Simultaneous ice water content measurements at multiple locations on the NASA DC-8 aircraft during the 2018 HIWC RADAR flight campaign[C]//*Proceedings of AIAA Aviation 2021 Forum*. [S.l.]: AIAA, 2021: 2643.
- [21] ZHAO W, WU Y, NING Y, et al. Mesh impact analysis of eulerian method for droplet shadow zone of aircraft icing[C]//*Proceedings of Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology*. Singapore: Springer Nature Singapore, 2023: 1314-1332.
- [22] SEVERSON J A. Considerations when performing icing wind tunnel testing to determine critical temperature [C]//*Proceedings of FAA In-Flight Icing/ Ground De-icing International Conference & Exhibition*. [S.l.]: FAA, 2003.
- [23] 刘冠冕,张帆,程志航,等. 多发螺旋桨飞机结冰气象探测器安装位置研究[J]. *航空学报*, 2023, 44(S2): 285-293.
LIU Guanmian, ZHANG Fan, CHENG Zhihang, et

- al. Research on installation position of icing weather detector for multi-propeller aircraft[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2023, 44(S2): 285-293.
- [24] 程前. 机翼过冷大水滴撞击特性及结冰探测分析[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2022.
- CHENG Qian. Impact characteristics and icing detection analysis of large water droplets on undercooled wings[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2022.
- [25] BOUTANIOS Z, BOURGAULT Y, HABASHI W, et al. 3D droplets impingement analysis around an aircraft's nose and cockpit using FENSAP-ICE[C]//Proceedings of the 36th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. [S.l.]: AIAA, 1998: 200.
- [26] BOUTANIOS Z. An Eulerian 3D analysis of water droplets impingement on a Convair-580 nose and cockpit geometry[D]. Montreal: Concordia University, 1999.
- [27] SPALART P, ALLMARAS S. A one-equation turbulence model for aerodynamic flows[C]//Proceedings of the 30th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. [S.l.]: [s.n.], 1992: 439.
- [28] FERRO C G, MAGGIORE P, CHAMPVILLAIR D. Development of a computational fluid dynamics model for ice formation: Validation and parameter analysis[J]. *Atmosphere*, 2023, 14(5): 834.
- [29] HALL R M. Preliminary study of the minimum temperatures for valid testing in a cryogenic wind tunnel[R]. [S.l.]: [s.n.], 1975.
- [30] WU J, XU Q, WU F, et al. Droplet collection efficiency regularity of NACA0012 airfoil based on the Eulerian method[J]. *Aerospace*, 2023, 10(5): 412.
- [31] NEWTON J E, VANFOSSSEN G J, POINSATTE P E, et al. Measurement of local convective heat transfer coefficients from a smooth and roughened NACA-0012 airfoil: Flight test data[R]. [S.l.]: [s.n.], 1988.
- [32] COOK D. Maximum temperature for ice accumulation calculations[C]//Proceedings of the 43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. [S.l.]: AIAA, 2005: 655.

(编辑:夏道家)