

冰脊形成过程数值模拟及 NSDBD 防护研究

牛俊杰¹, 郭琪磊¹, 石淼鑫², 孔满昭², 桑为民¹

(1. 西北工业大学航空学院, 西安 710072; 2. 中航第一飞机设计研究院气动设计研究室, 西安 710089)

摘要: 冰脊会造成机翼气动性能的降低, 是危害飞行安全的重要因素。利用结构化网格和中心有限体积法求解 N-S 方程获得空气流场, 运用拉格朗日法获得水滴撞击特性, 基于 Messinger 结冰热力学模型针对 NACA 0012 翼型的结冰进行了数值模拟, 获得的冰型与实验结果吻合良好, 验证了计算方法的准确性与可行性。在此基础上, 在 NACA 0012 翼型上设置防冰区并考虑防冰热载荷的作用, 对大水滴条件下冰脊的形成过程进行了数值模拟, 得出了环境温度、液态水含量和防冰热载荷对冰脊形成的影响规律。此外, 通过在冰脊形成位置布置纳秒脉冲阻挡介质放电 (Nanosecond dielectric barrier discharge, NSDBD) 等离子体激励器, 探究了在大水滴条件下 NSDBD 对冰脊的防护效果。研究表明: 在大水滴情况下, 环境温度的增加使得冰脊的范围增加而高度降低; 液态水含量的增加使得冰脊的范围增大并且高度增加; 防冰热载荷的增加可以增加防冰区内水分的蒸发, 进而减少冰脊的生成; 大水滴情况下可能由于水滴直接撞击至下翼面防冰区外进而导致冰脊的形成; NSDBD 对空气进行加热, 增加溢流水的蒸发, 使得低液态水含量下形成的冰脊消失, 使得高液态水含量下冰脊的形成位置推后。

关键词: 冰脊; Messinger 热力学模型; 数值模拟; 防冰; 纳秒脉冲阻挡介质放电

中图分类号: V211.3

文献标志码: A

文章编号: 1005-2615(2024)02-0307-11

Numerical Simulation of Ice Ridge Formation and NSDBD Protection

NIU Junjie¹, GUO Qilei¹, SHI Miaoxin², KONG Manzhao², SANG Weimin¹

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

2. Aerodynamics Department, The First Aircraft Institute of AVIC, Xi'an 710089, China)

Abstract: Ice ridges can cause degradation of wing aerodynamic performance, which is an important factor endangering flight safety. The air flow field is obtained by solving the N-S equations using the structured mesh and the central finite volume method. The Lagrange method is used to obtain the impingement characteristics of the water droplets. The ice accretion of NACA 0012 airfoil is numerically simulated based on the Messinger icing thermodynamic model. The ice shapes are in good agreement with the experimental data, which verifies the accuracy and feasibility of the calculation method. Based on this, the anti-icing zone is set on the NACA 0012 airfoil and the anti-icing thermal load is considered. The formation of ice ridges under supercooled large droplet (SLD) conditions is simulated. The effects of ambient temperature, the liquid water content and the thermal load on the formation of ice ridges are investigated. Besides, the effects of nanosecond dielectric barrier discharge (NSDBD) plasma actuator on the formation of the ice ridges are numerically simulated by placing the NSDBD over the ridge locations under the SLD conditions. The results show that in the case of SLDs, the growth of ambient temperature results in the extent of ice ridges is increased and the height is decreased; the increase of liquid water content leads to the increase of both the

基金项目: 国家重大项目 (GJXM92579)。

收稿日期: 2023-04-29; **修订日期:** 2023-07-31

通信作者: 桑为民, 男, 教授, 博士生导师, E-mail: aeroicing@sina.cn。

引用格式: 牛俊杰, 郭琪磊, 石淼鑫, 等. 冰脊形成过程数值模拟及 NSDBD 防护研究 [J]. 南京航空航天大学学报, 2024, 56(2): 307-317. NIU Junjie, GUO Qilei, SHI Miaoxin, et al. Numerical simulation of ice ridge formation and NSDBD protection [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2024, 56(2): 307-317.

extent and the height of ice ridges; improving the anti-icing thermal load can promote the evaporation within the anti-icing area, and then reduce the ice ridges formation; in the case of the SLDs, the droplets may impinge on the position outside the anti-icing area of the lower surface, which may result in the ice ridges; the heating effect of the NSDBD on the air promotes the evaporation, which may keep the ice ridges from forming at the small liquid water content level and push back the formation position of ice ridges under the high liquid water content.

Key words: ice ridge; Messinger thermodynamics model; numerical simulation; anti-icing; nanosecond dielectric barrier discharge (NSDBD)

飞行器在穿越含有过冷水滴的云层时,在翼面、发动机以及进气道等部件表面会产生结冰。美国国家运输安全局的统计表明1982—2000年间飞机结冰事故共583起^[1],2001年中国Y-8飞机由于平尾结冰发生事故^[2],1994年美国印第安纳州的一架ART72飞机在飞行过程中出现了异常结冰状况,即过冷大水滴在飞机除冰罩后部产生溢流结冰^[3]。在飞行器开启防除冰装置后,形成的溢流水可能流出防冰区,在防冰区之后冻结形成冰脊,其引起的流动大尺度分离容易导致飞机控制面失效^[4]。冰脊虽然结冰量较少,对气动性能产生的影响却十分严重^[5]。因此,冰脊的研究对飞行安全有着重要意义。

国外针对冰脊的形成进行了大量的研究。Addy等^[6]在翼型前缘采用电加热的方式研究冰脊形成,Whallen等^[7]通过采用热气防冰腔的形式研究冰脊的形成。Millir等^[8]对平均水滴直径为99 μm、160 μm的大水滴进行实验,结果表明水滴直径的增大使得冰脊的形成范围更广。冰脊形成后对翼型的气动性能造成严重破坏^[6-7,9],总体上使升力下降、阻力上升并且失速迎角提前。Lee等^[10]以及Dunn等^[11]将冰脊简化为三角形、1/4圆等简单几何形状布置在翼型的不同弦向位置上,通过实验和数值模拟研究冰脊的形成位置对气动性能的影响。国内肖春华等^[12]在小型冰风洞中对平板上防冰装置后溢流水形成的冰脊进行实验研究。易贤等^[13]和周莉等^[14]采用简化的冰脊形状,通过数值模拟研究冰脊的位置、厚度对气动性能的影响。王超等^[15]基于Messinger结冰热力学模型,对小水滴条件下冰脊的形成过程进行了数值模拟。随着防除冰技术的发展,一些新技术逐渐进入研究者的视野,如纳秒脉冲阻挡介质放电(Nanosecond dielectric barrier discharge, NSDBD)等离子体激励器。很多学者采用NSDBD对结冰影响进行了研究。Unfer等^[16]通过将电场泊松方程与空气流场N-S方程耦合,对NSDBD的放电过程进行了研究,结果表明NSDBD能快速加热空气。Cai等^[17]将NSDBD安装在圆柱试验件表面,在霜冰和光冰条

件下进行实验,发现等离子体激励器可以防止结冰。Kolbakir等^[18]对NSDBD防除冰的热效应进行了研究,发现NSDBD的防除冰效应随着脉冲频率的增加而增加。

本文基于Messinger结冰热力学模型,对NACA0012翼型结冰进行数值模拟,获得的冰形与实验结果进行对比,验证了结冰数值模拟的准确性。在此基础上对过冷大水滴(平均水滴直径为100 μm)情况下环境温度、液态水含量以及防冰热载荷对冰脊形成的影响进行数值模拟,研究环境温度、液态水含量及防冰热载荷对冰脊形成的影响。此外,通过将等离子体唯像学模型与N-S方程耦合,探究了NSDBD对冰脊的防护效果。

1 数值模拟方法

结冰过程是一个非稳态的过程,在总的结冰时间内可以分解为多个时间步进行求解。在每个时间步内包括4个步骤:网格生成、空气流场求解、水滴运动及撞击特性分析、结冰计算。在本文研究过程中,空气流场求解、水滴运动及撞击特性分析通过采用Fluent软件进行计算,结冰计算则通过实验室自有程序进行计算。

1.1 空气流场计算

采用雷诺平均N-S方程对流场进行求解,NSDBD等离子体激励器对其流场的影响作为能量源项与N-S方程耦合,忽略流场对等离子体的影响。

$$\frac{\partial \bar{\rho}}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} (\bar{\rho} \tilde{u}_i) = 0 \quad (1)$$

$$\frac{\partial}{\partial t} (\bar{\rho} \tilde{u}_i) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{\rho} \tilde{u}_i \tilde{u}_j) = -\frac{\partial \bar{p}}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{\tau}_{ij} - \overline{\rho u_i'' u_j''}) \quad (2)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t} (\bar{\rho} E) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{\rho} \tilde{u}_j H) = & \\ \frac{\partial}{\partial x_j} \left[-\mu c_p / Pr \frac{\partial \tilde{T}}{\partial x_j} - \overline{\rho u_j'' h''} + \overline{\tau_{ij} u_i''} - \frac{1}{2} \overline{\rho u_j'' u_i'' u_j''} \right] + & \\ \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\tilde{u}_i (\bar{\tau}_{ij} - \overline{\rho u_i'' u_j''}) \right] + S_E & \quad (3) \end{aligned}$$

式中: ρ 为空气密度; c_p 为空气定压比热容; μ 为空气

气动力学黏性系数; $\mathbf{u}_i, \mathbf{u}_i'', \tilde{\mathbf{u}}_i$ 分别为速度、脉动速度、Favre 平均速度; p 为压强; T 为温度; τ_{ij} 为切应力; h, H 分别为焓、总焓; E 为总能; Pr 为普朗特数; S_E 为能量源项, 将由唯象学模型给出; 符号“—”“~”“~”分别表示参数的雷诺平均值、波动分量和 Favre 平均值。空气流场求解采用二阶迎风格式、剪切力输运 (Shear stress transport, SST) $k-\omega$ 湍流模型进行计算。

1.2 水滴撞击特性计算

水滴运动轨迹以及水滴与翼面碰撞点的确定是准确预测冰形成位置及形状的基础。本文基于拉格朗日方法分析水滴的撞击特性并获得水滴收集系数^[19]。图 1 为水滴撞击翼面的示意图。

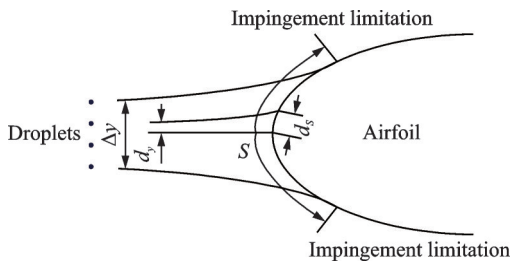


图 1 水滴轨迹示意图

Fig.1 Schematic diagram of water droplets trajectory

拉格朗日法对水滴轨迹进行求解时, 对每个水滴进行跟踪, 其中假设: 水滴在运动过程中既不相互碰撞也不分解, 水滴的密度、温度等在运动中保持不变; 水滴的初速度与自由来流相同, 水滴流场不会对空气流场产生影响。考虑到作用在水滴上的曳力和重力, 根据牛顿第二定律获得水滴的运动方程为

$$\rho_d V_d \frac{d^2 x}{dt^2} = (\rho_d - \rho_a) V_d g + 0.5 \rho_a A_d C_d |u_a - u_d| (u_a - u_d) \quad (4)$$

式中: ρ_d 为水滴密度, V_d 为水滴体积, ρ_a 为空气密度, u_a 和 u_d 分别为空气速度和水滴速度。对其进行整理后, 方程可以转化为

$$\begin{cases} \frac{dx}{dt} = u_d \\ \frac{du_d}{dt} = \frac{\rho_d - \rho_a}{\rho_d} g + \frac{C_d Re_d}{24} \frac{18 \mu_a}{d_d^2 \rho_d} u_a \end{cases} \quad (5)$$

式中: $Re_d = \frac{\rho_a d_d |u_d - u_a|}{\mu_a}$, C_d 为水滴受到的曳力系数, 计算公式为

$$\frac{C_d Re_d}{24} = 1.0 + 0.197 Re_d^{0.63} + 2.6 \times 10^{-4} Re_d^{1.38} \quad (6)$$

在计算得到空气流场的结果后, 采用四阶龙格-库塔法对式(5)进行编程求解, 获得了水滴的运动轨迹及撞击位置。由水滴的初始位置和碰撞位置,

得到局部水滴收集系数 β 。局部水滴收集系数计算公式为

$$\beta = \frac{d_y}{d_s} \quad (7)$$

式中: d_y 为初始位置时相邻水滴的距离, d_s 为相邻水滴翼面碰撞位置的距离, 水滴位置如图 1 所示。

1.3 Messinger 结冰热力学模型

Messinger^[20]建立了经典的结冰热力学模型, 并且引入冻结系数的概念。该模型的主要思想为: 在机翼表面选取微元作为控制体, 在控制体内建立质量与能量方程, 通过求解质量、能量方程最后计算出冰层增长情况, 图 2、3 分别为控制体内质量、能量守恒示意图。

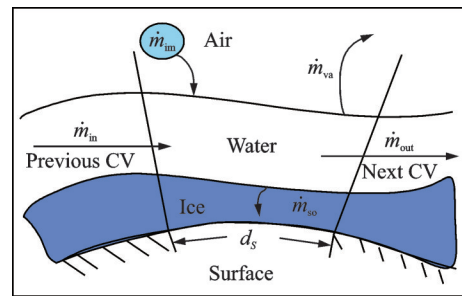


图 2 Messinger 模型控制体质量守恒示意图

Fig.2 Schematic diagram of mass conservation in the control volume of Messinger model

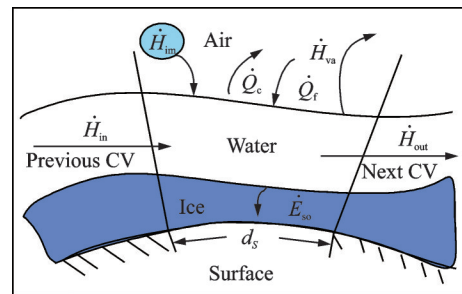


图 3 Messinger 模型控制体内能量守恒示意图

Fig.3 Schematic diagram of energy conservation in the control volume of Messinger model

Messinger 模型质量方程为

$$\dot{m}_{im} + \dot{m}_{in} - \dot{m}_{va} - \dot{m}_{out} = \dot{m}_{so} \quad (8)$$

式中: \dot{m}_{im} 为从空气中进入控制体的水的质量, \dot{m}_{in} 为上一个控制体溢流至该控制体的水的质量, \dot{m}_{va} 为从该控制体蒸发的水的质量, \dot{m}_{out} 为从该控制体溢流至下一个控制体的水的质量, \dot{m}_{so} 为该控制体内冻结的水的质量。定义冻结系数 F 为该控制体内冻结的水的质量与进入控制体的水的总质量之比, 即

$$F = \frac{\dot{m}_{so}}{\dot{m}_{im} + \dot{m}_{in}} \quad (9)$$

因此从该控制体溢流至下一个控制体的水的

质量 \dot{m}_{out} 为

$$\dot{m}_{out} = (1 - F)(\dot{m}_{im} + \dot{m}_{in}) - \dot{m}_{va} \quad (10)$$

从空气中进入该控制体的水的质量 \dot{m}_{im} 为

$$\dot{m}_{im} = LWC \cdot V_{\infty} \cdot \beta \quad (11)$$

式中:液态水含量(Liquid water content, LWC)为空气中液态水含量, V_{∞} 为来流速度, β 为局部水收集系数。两个相邻的控制体的溢流水有如下关系

$$\dot{m}_{out(i-1)} \cdot d_{S_{i-1}} = \dot{m}_{in(i)} \cdot d_{S_i} \quad (12)$$

Messinger模型能量方程为

$$\dot{E}_{so} + \dot{H}_{va} + \dot{H}_{out} - \dot{H}_{in} - \dot{H}_{im} = \dot{Q}_f - \dot{Q}_c \quad (13)$$

式中: \dot{E}_{so} 为水冻结为冰时放出的热量, \dot{H}_{va} 为水蒸发带走的能量, \dot{H}_{out} 为流入下一个控制体的能量, \dot{H}_{in} 为前一个控制体带来的能量, \dot{H}_{im} 为从空气中进入的水滴带来的能量, \dot{Q}_f 为气流摩擦对结冰表面的加热, \dot{Q}_c 为对流换热量。当从驻点的控制体依次向后求解时,联立为关于 F 与 T_s 的方程,其中 T_s 为结冰表面平衡温度,即

$$f(F, T_s) = 0 \quad (14)$$

式(14)的求解参考文献[21]中所述,在求得 F 与 T_s 后可求得流入下一个控制体的质量和能量,从而对下一个控制体进行求解。最后利用式(8)求得该控制体水冻结的质量,进而可求得结冰厚度 h_i ,即

$$h_i = \frac{\dot{m}_{so} \cdot d_t}{\rho_{ice}} \quad (15)$$

式中: d_t 为求解的时间步长, ρ_{ice} 为冰密度。

1.4 等离子体唯象学模型

对等离子体激励器进行数值研究的常用方法主要有:粒子单元蒙特卡洛法^[22]、基于集总电路的方法^[23]、流场方程与泊松电场方程耦合的方法^[24]以及基于试验与理论结果的唯象学方法^[25]。唯象学模型不关注放电细节,仅仅抓住激励对流场的直接效应,将激励以能量源项形式耦合到流体方程。本文采用的等离子体唯象学模型来自文献[26],其中主要考虑了电压峰值、环境压力和脉冲频率对等离子体激励器单次放电能量的影响,最终将等离子体对空气流场的影响作为能量源项 S_E 耦合进能量方程求解,即

$$S_E = E_{Rv}(x, y) / \tau_R \quad (16)$$

式中: $E_{Rv}(x, y)$ 为能量密度,单位是 mJ/cm^3 ,将由唯象学模型给出; τ_R 为空间能量密度持续时间。文献[26]中根据 Takashima 等^[27]试验,指出激励频率 $f=10 \text{ Hz}$ 单次放电能量 $E_{energy}^{10}(U)$ 与峰值电压 U (单位 kV) 的关系可写为

$$E_{energy}^{10}(U) = 0.0008365 \times U^{2.476} \quad (17)$$

文献[27]中的试验也表明单次激励能量

$E_{energy}(f, U)$ 与激励频率 $f(\text{Hz})$ 有关,即

$$E_{energy}(f, U) = \frac{a \times f^b + c}{a \times 10^b + c} \times E_{energy}^{10}(U) \quad (18)$$

式中: a, b, c, m, n 为唯象学模型的参数常量,取值见表1。

表1 唯象学模型参数表

Table 1 Phenomenological model parameters

a	b	c	m	n
0.277 2	0.458 5	7.991	-0.001 781	9.924

$E_{Rv}(x, y)$ 为空间热功率密度,可以通过等离子体能量分布函数 $\text{Emission}(x, y)$ ^[24] 计算得出

$$E_{Rv}(x, y) = \frac{\text{Emission}(x, y)}{\text{Emission}_{total}} \times E_{energy}(p, f, U) \times \eta \quad (19)$$

式中: $\text{Emission}(x, y)$ 为空间坐标的分布函数; Emission_{total} 为分布函数在放电区的积分值; η 为干空气条件下能量加热比例,与约化场强 E/N 有关,本文中 η 取 50%。

2 数值模拟验证

由于 NACA0012 翼型实验数据完整,因此选取该翼型的实验工况^[28] 进行结冰数值模拟。获得光冰条件下与霜冰条件下的冰型,并与文献[28]中实验结果进行对比。光冰和霜冰的环境温度分别为 $-6.1 \text{ }^\circ\text{C}$ 和 $-28.4 \text{ }^\circ\text{C}$,其余参数见表2。图4为 NACA0012 翼面附近的网格示意图。

表2 结冰数值模拟验证算例工况

Table 2 Conditions of validation cases for icing numerical simulation

迎角/ ($^\circ$)	来流速度/ ($\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$)	压强/ Pa	LWC/ ($\text{g}\cdot\text{m}^{-3}$)	平均水滴 直径/ μm	结冰 时间/s
4	67.05	101 300	1.0	20	360

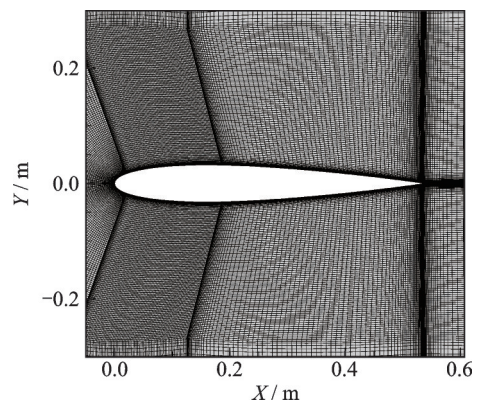


图4 NACA0012网格示意图

Fig.4 Schematic diagram of the NACA0012 grid

图 5~8 分别为环境温度为 $-6.1\text{ }^{\circ}\text{C}$ 和 $-28.4\text{ }^{\circ}\text{C}$ 时不同时刻冰型的示意图及数值模拟结果与实验结果的对比图,图 5~8 中 Clean 0012 为干净翼型,Ref_Exp 和 Ref_Cal 为文献[28]中实验和数值模拟的冰型,Present 表示当前计算结果。当环境温度在 $-6.1\text{ }^{\circ}\text{C}$ 时,冰型为光冰。由图 6 可知,在上翼面处生成的上冰角较实验结果略大,在下翼面形成的结冰区域较实验结果稍广。当温度为 $-28.4\text{ }^{\circ}\text{C}$ 时,冰型为霜冰,由图 8 可知,在霜冰条件下本文计算结果与实验结果较符合。总体而言,本文计算结果与文献中实验结果吻合良好。

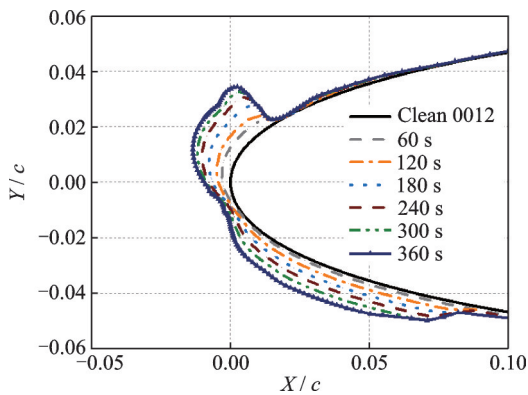


图 5 $t = -6.1\text{ }^{\circ}\text{C}$ 不同时刻下冰型
Fig.5 Ice types at different moments of $t = -6.1\text{ }^{\circ}\text{C}$

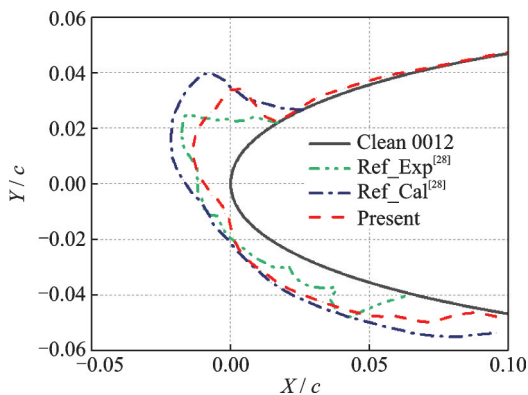


图 6 $t = -6.1\text{ }^{\circ}\text{C}$ 冰型对比
Fig.6 Ice type contrast of $t = -6.1\text{ }^{\circ}\text{C}$

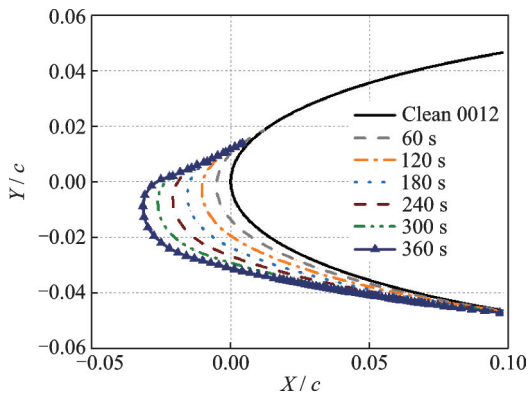


图 7 $t = -28.4\text{ }^{\circ}\text{C}$ 不同时刻下冰型
Fig.7 Ice types at different moments of $t = -28.4\text{ }^{\circ}\text{C}$

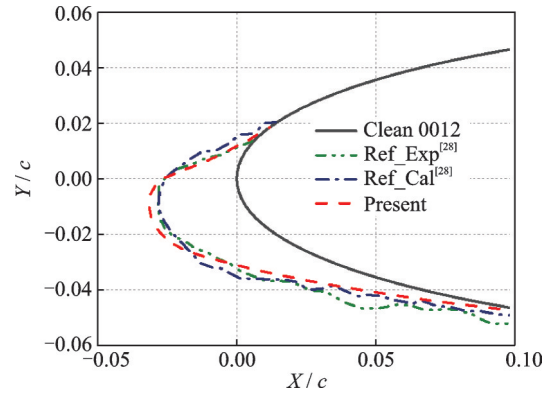


图 8 $t = -28.4\text{ }^{\circ}\text{C}$ 冰型对比
Fig.8 Ice type contrast of $t = -28.4\text{ }^{\circ}\text{C}$

3 冰脊形成的数值模拟

冰脊形成的情况有两种^[12]:过冷水滴撞击后未能立即冻结,未冻结的水向后溢流,在防冰区外形成冰脊。在开启防冰装置后,没有蒸发的水向后溢流从而在防冰区外形成冰脊。本文针对 NACA 0012 翼型进行冰脊研究,防冰区域布置在 $-0.135\sim 0.055\text{ m}$ 内,其中正值表示上翼面,负值表示下翼面,数值表示距离驻点的距离,防冰区域布置如图 9 所示。在防冰区内布置热源,热源功率为 30 kW/m^2 。将热源功率密度作为热源项添加进结冰热力学模型中,即在防冰区内 \dot{Q}_{anti} 为防冰热载荷,在防冰区域外 \dot{Q}_{anti} 为零,考虑防冰热源的能量方程为

$$\dot{E}_{so} + \dot{H}_{va} + \dot{H}_{out} - \dot{H}_{in} - \dot{H}_{im} = \dot{Q}_f - \dot{Q}_c + \dot{Q}_{anti} \quad (20)$$

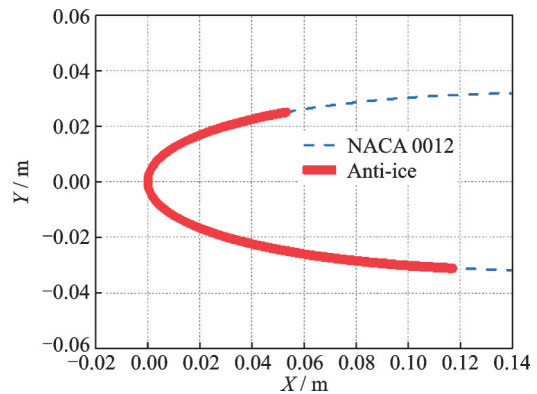


图 9 翼型防冰区域示意图
Fig.9 Schematic diagram of anti-ice area

对平均水滴直径 (Median volume diameter, MVD) 为 $100\text{ }\mu\text{m}$ 的大水滴在不同的环境温度、来流速度以及防冰热载荷的情况下对冰脊的形成进行数值模拟,研究在大水滴的条件下环境温度、来流速度以及防冰热载荷对冰脊形成的影响。

(1) 环境温度对冰脊形成的影响

选取环境温度为 -19.4 、 -13.3 、 $-6.1\text{ }^{\circ}\text{C}$ 作为

研究变量,其余参数如表3所示。

表3 环境温度对冰脊形成影响计算参数表

Table 3 Calculation parameters for effect of temperature on ice ridge formation

迎角/ (°)	来流速度/ (m·s ⁻¹)	压强/ Pa	LWC/ (g·m ⁻³)	MVD/ μm	结冰 时间/s
4	67.05	101 300	1.0	20	300

图10为不同温度下翼面冰脊的示意图,图11为不同环境温度下冰脊的高度对比图。图10、11中可以看出3种温度下均有冰脊产生,环境温度较

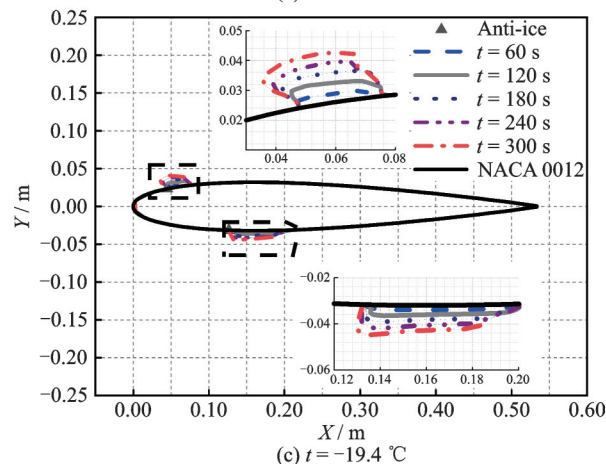
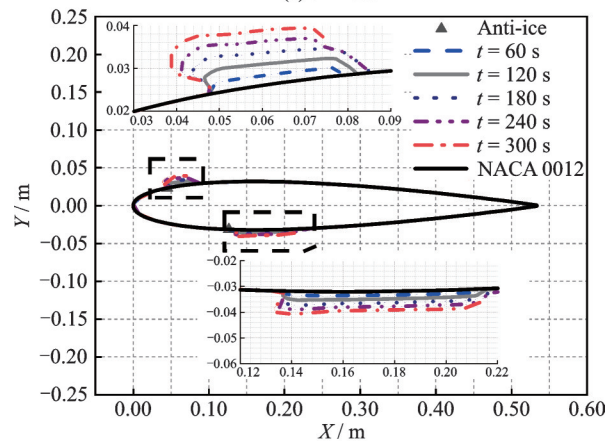
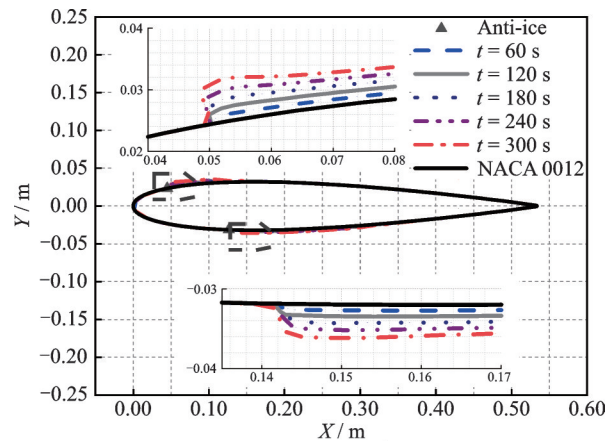


图10 不同温度下冰脊示意图

Fig.10 Schematic diagrams of ice ridge at different temperatures

低时在防冰区外形成的冰脊较高而范围较小;环境温度较高时在防冰区外形成的冰脊高度较低而范围较大。由于防冰区的加热功率相同,不同环境温度导致碰撞水滴的初始温度不同,使得最终控制体内平衡温度不同,如图12所示。高的环境温度对应较高的平衡温度,从而使蒸发量增加,溢流水量减少。此外,温度较高时冻结的比较缓慢,溢流水可以向后溢流至更远的位置,最终使得环境温度较高时形成的冰脊的高度较低而范围较大。

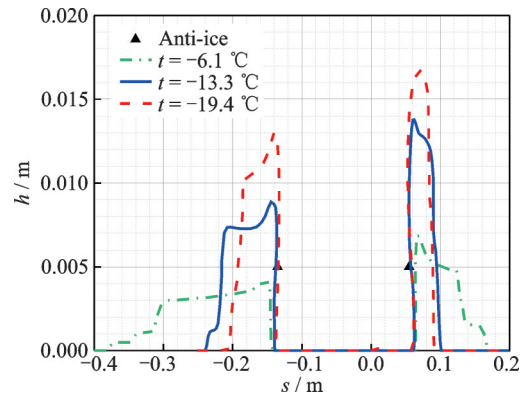


图11 不同环境温度下冰脊高度对比

Fig.11 Contrast of ice ridge height at different ambient temperatures

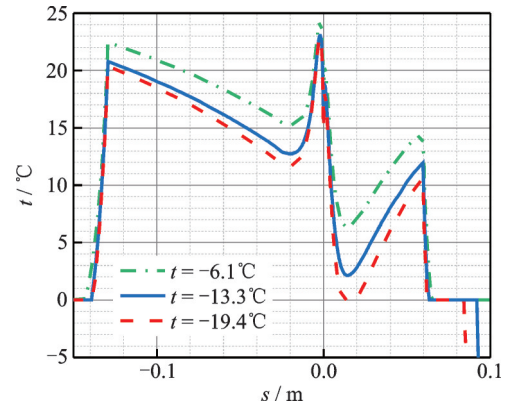


图12 不同环境温度下平衡温度对比

Fig.12 Contrast of balance temperature at different ambient temperatures

(2) 大水滴下液态水含量对冰脊形成的影响

选取液态水含量为1.0、1.5、2.0 g/m³作为研究对象,其余参数如表4所示。

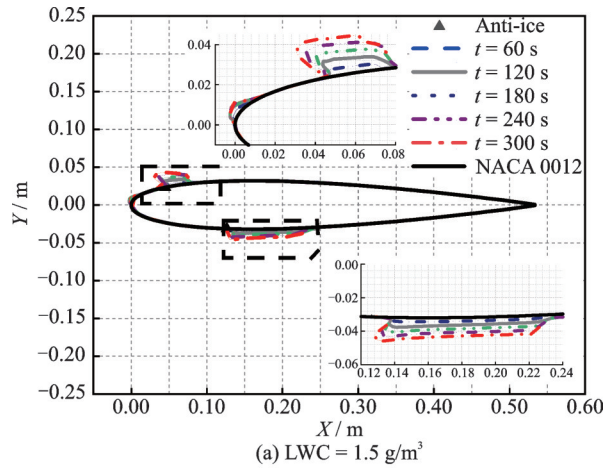
图13给出了LWC为1.5 g/m³和2.0 g/m³时的

表4 LWC对冰脊形成影响计算参数表

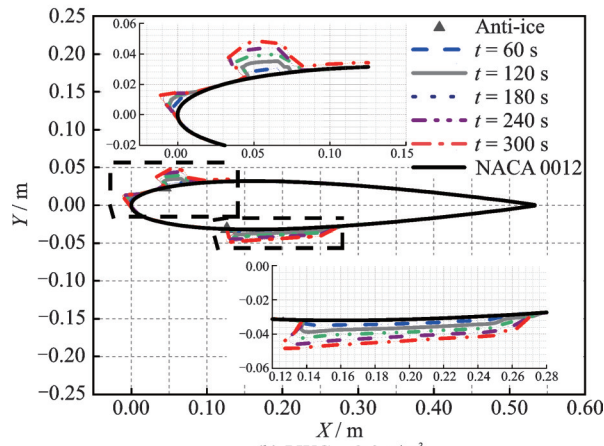
Table 4 Calculation parameters for effect of LWC on ice ridge formation

来流速度/ (m·s ⁻¹)	环境 温度/°C	防冰热载荷/ (kW·m ⁻²)	冻结 时间/s
67.05	-19.4	30	300

冰脊示意图, LWC 为 1.0 g/m^3 的冰脊示意图可参见图 6(c)。图 14 为不同液态水含量下冰脊高度对比图。图 13、14 可以看出随着 LWC 的增加, 冰脊的范围和高度均增大, 当 LWC 为 1.5 、 2.0 g/m^3 时在防冰区内也发生结冰。



(a) LWC = 1.5 g/m^3



(b) LWC = 2.0 g/m^3

图 13 不同 LWC 下冰脊示意图

Fig.13 Schematic diagrams of ice ridge at different LWCs

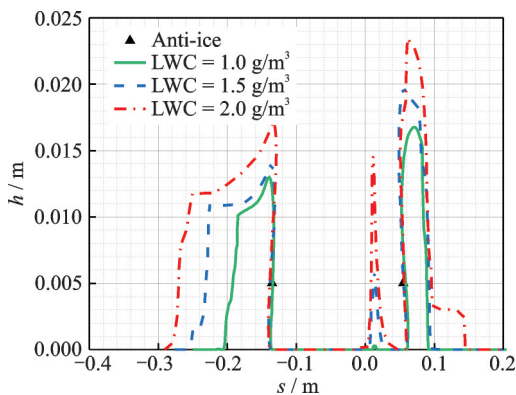


图 14 不同 LWC 下冰脊高度对比

Fig.14 Contrast of ice ridge height at different LWCs

LWC 的增加, 导致壁面水滴收集量增大, 在相同的防冰热载荷下溢流至后方的溢流水增多, 进而导致冰脊的高度、范围也增大, 如图 15 所示。而当 LWC 增加至一定值以后, 由于防冰热载荷提供的

能量不足以使得防冰区内水完全保持液态, 从而使得在防冰区内也形成积冰。图 16 为不同液态水含量下翼型表面冻结系数分布, 其中在防冰区外冻结系数 F 迅速增加, 表示溢流水迅速冻结。在上翼面 3 种液态水含量下冻结系数几乎重合, 而在下翼面随着来流 LWC 的增加, 冻结系数 F 为 1 对应的翼面位置越靠后, 即溢流水向后流动至越靠后位置。图 16 中也可以看出当 LWC 为 1.5 和 2.0 g/m^3 时, 在上翼面的防冰区内 F 也不为零。

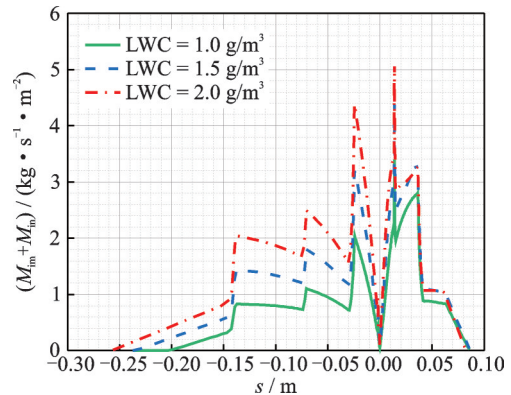


图 15 $t=60 \text{ s}$ 时溢流水量对比

Fig.15 Contrast of runback water at $t=60 \text{ s}$

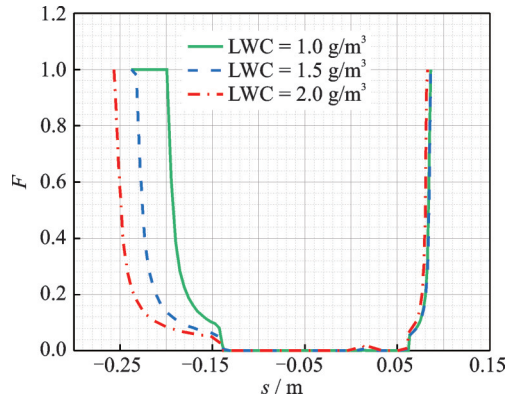


图 16 $t=60 \text{ s}$ 时冻结系数 F 对比

Fig.16 Contrast of frozen coefficient F at $t=60 \text{ s}$

(3) 大水滴下防冰热载荷对冰脊形成的影响

选取防冰热载荷分别为 15 、 30 、 40 、 200 kW/m^2 进行结冰数值模拟, 其余参数如表 5 所示。

表 5 防冰热载荷对冰脊形成影响计算参数表

Table 5 Calculation parameters for effect of anti-icing thermal load on ice ridge formation

来流速度/ ($\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$)	环境 温度/ $^{\circ}\text{C}$	LWC/ ($\text{g}\cdot\text{m}^{-3}$)	冻结 时间/ s
67.05	-19.4	1.0	300

图 17 给出了在大水滴条件下防冰热载荷为 15 、 40 以及 200 kW 时形成的冰脊, 防冰热载荷为 30 kW 时形成的冰脊见图 10(c)。图 18 为不同防冰热载荷下冰脊高度的对比。防冰热载荷主要影

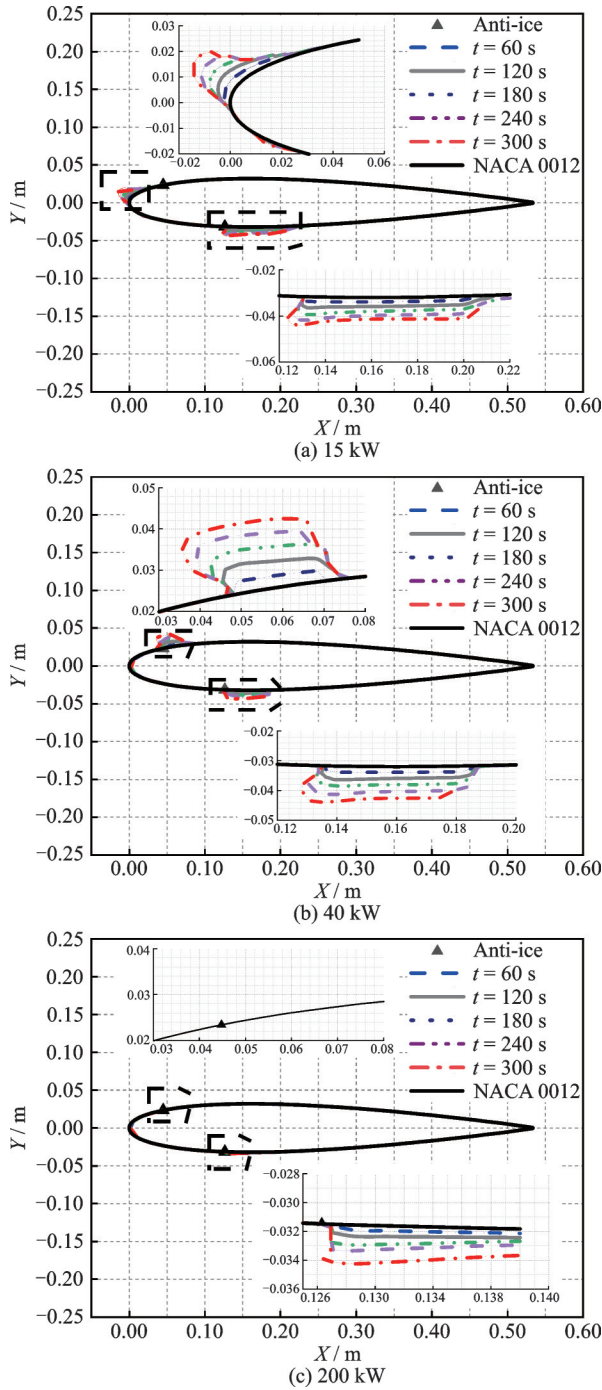


图17 不同防冰热载荷下冰脊示意图

Fig.17 Schematic diagrams of ice ridge at different anti-icing thermal loads

响水的蒸发,如图19所示,当防冰热载荷为200 kW时,在防冰区内的水滴增发质量急速增加。图19可以看出功率不足时(15 kW/m²)在防冰区内发生结冰;在充足加热功率下(200 kW/m²)时,翼型的上翼面的冰脊消失,而在下翼面的冰脊并未完全消失。产生这种现象的原因:在上翼面由于水滴收集区域处于加热区域内,溢流水完全蒸发没有冰脊产生;而在下翼面有水滴直接碰撞在防冰区域外,热源无法对这部分水滴进行加热,从而形成冰脊,如图20所示。图20给出了相同工况下

MVD为20和100 μm时翼面水滴收集量分布的对比,从图20可以发现,在下翼面当MVD为100 μm时水滴的撞击位置远远超出防冰区的极限位置。

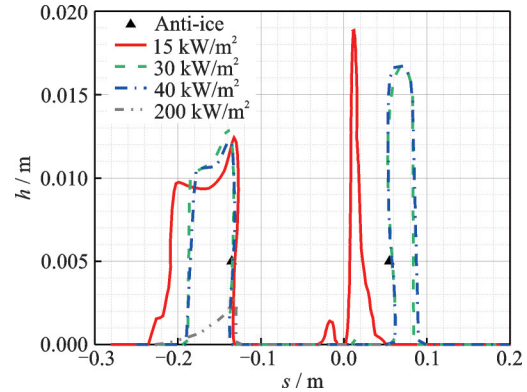


图18 不同防冰热载荷下冰脊高度对比

Fig.18 Contrast of ice ridge height at different anti-icing thermal loads

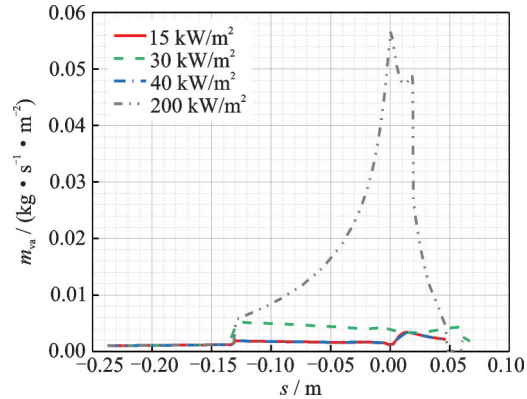


图19 不同防冰热载荷下蒸发质量对比 t=60 s

Fig.19 Contrast of evaporation mass at different anti-icing thermal loads when t=60 s

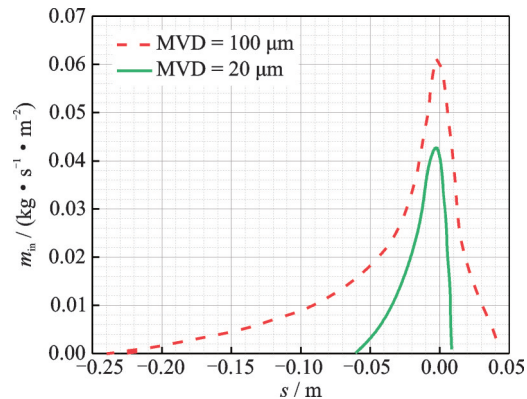


图20 不同MVD下翼面水收集量分布对比

Fig.20 Contrast of water collection distribution with different MVDs

4 NSDBD 对大水滴下冰脊的防护效果研究

冰脊通常在防冰区外形成,因此可以通过延长

防冰区来预防冰脊的形成,但是电热防冰和气热防冰的加热装置布置在机翼内部,延长防冰区意味着对整个机翼内部进行更改,而 NSDBD 可以布置在机翼表面,因此可以在设计好的电热防冰或气热防冰区外安装等离子体防冰装置,防止冰脊的形成。

本文通过将等离子体唯像学模型与 N-S 方程耦合,探究了 NSDBD 对冰脊的防护效果。在冰脊形成位置处布置纳秒脉冲等离子体激励器,如图 21 所示。纳秒脉冲等离子体的激励器峰值电压为 30 kV,激励器频率为 4 kHz,冰脊生成条件如表 6 所示。

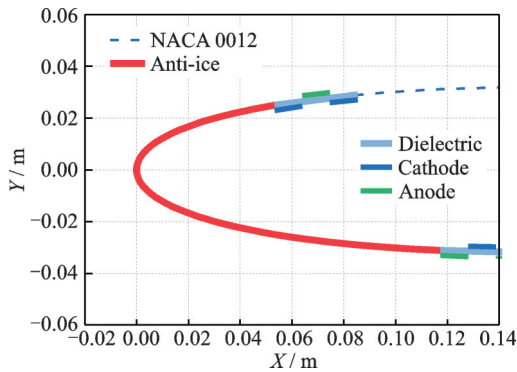


图 21 NSDBD 布置示意图

Fig.21 Schematic figure of NSDBD distribution

表 6 冰脊计算参数表

Table 6 Calculation parameters of ice ridge

来流速度/ ($m \cdot s^{-1}$)	环境 温度/ $^{\circ}C$	LWC/ ($g \cdot m^{-3}$)	防冰热载荷/ ($kW \cdot m^{-2}$)	时间/ s
67.05	-13.3	0.5	30	60
67.05	-13.3	1.0	30	60

图 22 为在液态水含量为 $0.5 g/m^3$ 时,NSDBD 开启与关闭时冰脊高度及翼型表面温度的对比图。其中 IceRidge_on 和 IceRidge_off 分别表示 NSDBD 开启和关闭时翼型表面冰脊在翼型法线方向的高度 T_{on} 和 T_{off} 则分别表示 NSDBD 开启和关闭时翼型表面的空气温度。从图 18 可以看出,在 NSDBD 开启时,翼型表面没有形成冰脊。

图 23 为液态水含量为 $0.5 g/m^3$ 时翼型表面溢流水蒸发量对比图。从图 23 可以看出,在 NSDBD 开启后,在 NSDBD 布置区域内的溢流水蒸发量大大增加从而使得冰脊消失。

图 24、25 分别为在 LWC 为 $1.0 g/m^3$ 时 NSDBD 开启时冰脊高度、温度的对比图和溢流水蒸发量的对比图。从图 25 可以看出在 NSDBD 开启

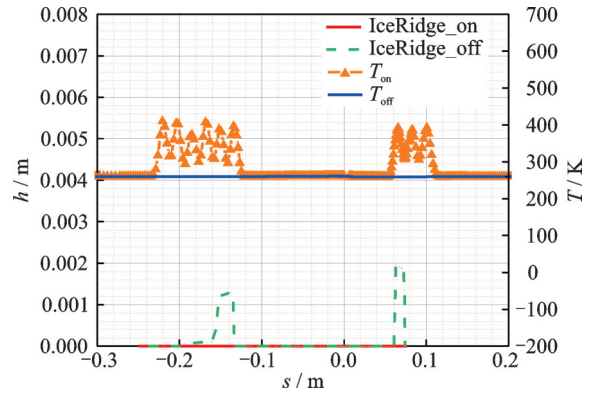


图 22 LWC 为 $0.5 g/m^3$ 时 NSDBD 开启时冰脊高度对比
Fig.22 Contrast of ice ridge height with NSDBD on at LWC= $0.5 g/m^3$

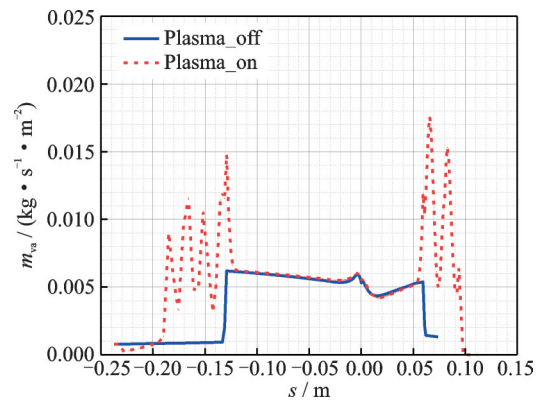


图 23 LWC 为 $0.5 g/m^3$ 溢流水蒸发量对比
Fig.23 Contrast of evaporation mass of overflow water at LWC= $0.5 g/m^3$

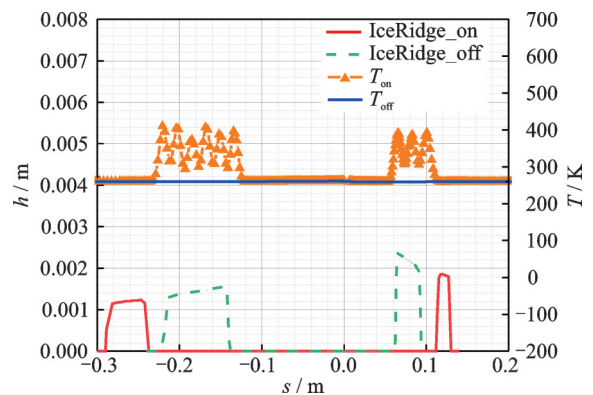


图 24 LWC 为 $1.0 g/m^3$ 时冰脊高度对比图
Fig.24 Contrast of ice ridge height at LWC= $1.0 g/m^3$

后,在 NSDBD 布置区域溢流水的蒸发量增加,但是从图 24 中可以看出,在液态水含量为 $1.0 g/m^3$ 时,该工作条件下的 NSDBD 并未将冰脊消除,使得冰脊在 NSDBD 的覆盖区域外形成。对比图 22~25 可知,NSDBD 对冰脊通过加热周围空气使得溢流水的蒸发量增加,从而影响冰脊的形成。但针对大水滴条件下不同液态水含量,NSDBD 对不同液态水含量下冰脊的形成具有不同的效果。

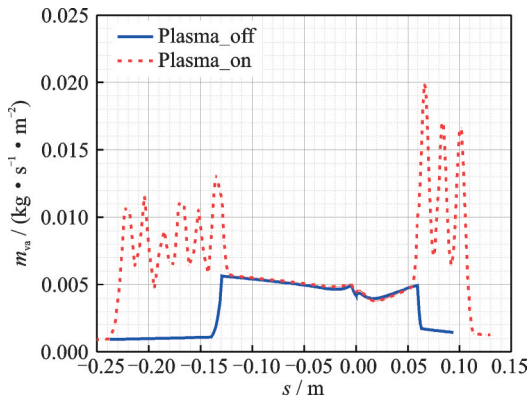


图25 LWC为 1.0 g/m^3 时溢流水蒸发量对比图

Fig.25 Contrast of evaporation mass of overflow water at $\text{LWC}=1.0\text{ g/m}^3$

NSDBD可以防止低液态水含量的冰脊形成,但只使得高液态水含量下的冰脊形成位置推迟,而不能使得冰脊完全消失。

目前的研究只对NSDBD的激励器峰值电压为 30 kV ,激励器频率为 4 kHz 时两种不同的结冰工况进行了数值模拟,研究发现NSDBD具有防止冰脊生成的能力,关于NSDBD峰值电压、激励器频率对冰脊的具体影响将在下一步的工作中进行研究。

5 结 论

本文基于Messinger结冰热力学模型针对NACA 0012翼型进行了数值模拟,并针对大水滴条件下环境温度、液态水含量以及防冰区加热功率对冰脊的形成的影响进行了研究,此外还采用等离子体唯像学模型对NSDBD的冰脊防护效果进行数值模拟,研究发现:

(1) 环境温度越低,产生的冰脊的范围越大,高度越高。

(2) 液态水含量LWC越高,产生的冰脊的范围越大,高度越高;当液态水含量增加到一定值以后,在防冰区内也会产生结冰。

(3) 防冰区内加热功率的增加可以使得水滴的蒸发量增加,从而减少冰脊的生成;对于大水滴而言,加热功率的增加可以使得上翼面的冰脊完全消除,而在下翼面由于大水滴直接碰撞至防冰区域外,导致下翼面的防冰区域外仍有冰脊形成。

(4) NSDBD通过对周围空气的加热,使得溢流水的蒸发量增加;低液态水含量(0.5 g/m^3)时,NSDBD可以使得冰脊完全消失,但高液态水含量时(1.0 g/m^3),NSDBD使得冰脊的形成位置推后。

本文在对NSDBD对冰脊的防护效果的研究中也存在一些不足,只针对NSDBD的热效应进行

了研究,并未考虑其动量效应,此外也并没有综合考虑NSDBD的能量来源及对机载设备的干扰等影响。

参考文献:

- [1] PETTY K R, FLOYD C D J. A statistical review of aviation airframe icing accidents in the U.S.[C]//Proceedings of the 11th Conference on Aviation, Range and Aerospace Meteorology: American Meteorological Society. Hyannis, Massachusetts: American Meteorological Society, 2004: 623-628.
- [2] 史刚, 李云. Y-8飞机平尾积冰导致的飞行事故分析[J]. 飞行力学, 2011, 29(5): 84-86.
SHI Gang, LI Yun. Study of two flight accidents in a row caused by horizontal tail icing[J]. Flight Dynamics, 2011, 29(5): 84-86.
- [3] GALISON P. Atmospheric flight in the twentieth century[M]. [S.l.]: Springer, 2000: 3-43.
- [4] ZHANG C, LIU H. Effect of drop size on the impact thermodynamics for supercooled large droplet in aircraft icing [J]. Physics of Fluids, 2016, 28(6): 062107.
- [5] POURYOUSSEFI S G, MIRZAZI M, NAZEMI M M, et al. Experimental study of ice accretion effects on aerodynamic performance of an NACA 23012 airfoil [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2016, 29(3): 585-595.
- [6] ADDY H E, BROEREN A P, POTAPCZUK M G. Ice accretions and full-scale iced aerodynamic performance data for a two-dimensional NACA 23012 airfoil: NASA/TP-2016-218348[R]. [S.l.]: NASA, 2016.
- [7] WHALLEN E A, BROEREN A P, BRAGG M B. Characteristics of runback ice accretions on airfoils and their aerodynamic effects: AIAA-2005-1065[R]. [S.l.]: AIAA, 2005.
- [8] MILLIR R, ADDY E, IDE R F. A study of large droplet ice accretions in the NASA-Lewis IRT at near-freezing conditions: AIAA-96-0934 [R]. [S.l.]: AIAA, 1996.
- [9] WHALEN E A, BROEREN A P, BRAGG M B. Aerodynamics of scaled runback ice accretions[J]. Journal of Aircraft, 2008, 45(3): 1076-1088.
- [10] LEE S, BRAGG M B. Effects of simulated-spanwise-ice shapes on airfoils: Experimental investigation: AIAA-99-0092[R]. [S.l.]: AIAA, 1999.
- [11] DUNN T A, LOTH E. Effects of simulated-spanwise-ice shapes on airfoils: computational investigation [R]. AIAA-99-0093, 1999.
- [12] 肖春华, 桂业伟, 杜雁霞, 等. 电加热过程的冰脊形成实验研究[J]. 实验流体力学, 2010, 24(6): 52-56.

- XIAO Chunhua, GUI Yewei, DU Yanxia, et al. Experimental investigation on ice ridge formation during the process of electro-heating[J]. *Journal of Experiments in Fluid Mechanics*, 2010, 24(6): 52-56.
- [13] 易贤, 朱国林. 机翼上冰脊的估算及其对气动特性影响的计算和试验研究[C]//中国科协优秀博士生学术年会. 北京: 中国科学技术出版社, 2006: 1547-1552.
- YI Xian, ZHU Guolin. The calculation and experimental study of ice ridge on airfoil and the effect on aerodynamic[C]//Proceedings of Chinese Academy of Science Excellent Doctoral Academic Annual Meeting. Beijing: China Science and Technology Press, 2006: 1547-1552.
- [14] 周莉, 徐浩军, 杨哲, 等. 冰脊对翼型气动特性影响的数值模拟研究[J]. *飞行力学*, 2012, 30(6): 489-493.
- ZHOU Li, XU Haojun, YANG Zhe, et al. Numerical simulation of ridge ice shapes on airfoil aerodynamic [J]. *Flight Dynamics*, 2012, 30(6): 489-493.
- [15] 王超, 常士楠, 杨波, 等. 机翼防冰过程中冰脊问题的数值分析[J]. *北京航空航天大学学报*, 2013, 39(6): 776-781.
- WANG Chao, CHANG Shinan, YANG Bo, et al. Investigation of runback ice during aircraft anti-icing process[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2013, 39(6): 776-781.
- [16] UNFER T, BOEUF J P. Modelling of a nanosecond surface discharge actuator[J]. *Journal of Physics D Applied Physics*, 2009, 42(42): 194017.
- [17] CAI J, TIAN Y, MENG X, et al. An experimental study of icing control using DBD plasma actuator[J]. *Experiments in Fluids*, 2017, 58(8): 102.
- [18] KOLBAKIR C, LIU Y, HU H, et al. An experimental investigation on the thermal effects of NS-DBD and AC-DBD plasma actuators for aircraft icing mitigation: AIAA-2018-0164[R]. [S.l.]: AIAA, 2018.
- [19] 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, 36(5): 739-746.
- SANG Weimin, JIA Yunze, LU Tian. Numerical analysis of splashing for icing effects at super large droplet impingement[J]. *Journal of Northwestern Polytechnical University*, 2016, 36(5): 739-746.
- [20] MESSINGER B L. Equilibrium temperature of an unheated icing surface as a function of airspeed[J]. *Journal of the Aeronautical Sciences*, 1953, 20(1): 29-42.
- [21] 易贤. 飞机积冰的数值计算与积冰试验相似准则研究[D]. 绵阳: 中国空气动力研究与发展中心, 2007.
- YI Xian. Numerical computation of aircraft icing and study on icing test scaling law[D]. Mianyang: China Aerodynamics Research and Development Center, 2007.
- [22] FONT G, JUNG S, ENLOE C, et al. Simulation of the effects of force and heat produced by a plasma actuator on neutral flow evolution: AIAA-2006-0167[R]. [S.l.]: AIAA, 2006.
- [23] ORLOV D, CORKE T, PATEL M. Electric circuit model for aerodynamic plasma actuator: AIAA-2006-1206[R]. [S.l.]: AIAA, 2006.
- [24] BOEUF J, LAGMICH Y, CALLIGARI T, et al. Electrohydrodynamic force and acceleration in surfaces discharges: AIAA-2006-3574 [R]. [S.l.]: AIAA, 2006.
- [25] SUZEN Y, HUANG G, JACOB J, et al. Numerical simulations of plasma based flow control applications: AIAA-2005-4633[R]. [S.l.]: AIAA, 2005.
- [26] 赵光银, 李应红, 梁华, 等. 纳秒脉冲表面介质阻挡等离子体激励唯象学仿真[J]. *物理学报*, 2015, 64(1): 166-176.
- ZHAO Guangyin, LI Yinghong, LIANG Hua, et al. Phenomenological modeling of nanosecond pulsed surface dielectric barrier discharge plasma actuation for flow control[J]. *Acta Physica Sinica*, 2015, 64(1): 166-176.
- [27] TAKASHIMA K, ZUZEEK Y, LEMPERT W R, et al. Characterization of surface dielectric barrier discharge plasma sustained by repetitive nanosecond pulses: AIAA-2010-4764[R]. [S.l.]: AIAA, 2010.
- [28] SHIN J, BOND T H. Experimental and computational ice shapes and resulting drag increase for a NACA 0012 airfoil: NASA Technical Memorandum 105743 [R]. [S.l.]: NASA, 1992.

(编辑:陈珺)