

DOI:10.16356/j.2097-6771.2026.03.019

## 考虑非稳态耦合传热的多周期电热除冰过程 数值模拟研究

向冬<sup>1</sup>, 邱岳<sup>1</sup>, 朱春玲<sup>1,2</sup>

(1. 南京航空航天大学航空学院, 南京 210016; 2. 南京航空航天大学航空航天结构力学及控制全国重点实验室, 南京 210016)

**摘要:** 电热除冰是一种可靠的飞机结冰防护手段, 为正确认识多周期除冰过程中机翼内部温度变化与冰脱落过程, 本文建立了一种基于水膜流动与非定常传热的耦合传热除冰数值仿真方法, 对电热除冰过程进行数值模拟研究。考虑到冰层的生长与脱落对耦合传热过程的影响, 建立水膜-冰层-机翼与水膜-机翼不同的耦合传热模型, 最终实现了电热除冰过程的耦合计算。通过与实验数据的对比, 验证了模型的准确性。通过对比多周期电热除冰过程的计算结果, 发现作为热刀的常开加热区域会导致溢流水范围与结冰范围增大, 下游加热区结冰量增多。结果表明该数值模拟方法在多个电热周期的除冰过程中, 温度曲线的模拟结果与实验结果最大误差不超过 3 K, 对水膜与结冰的变化均能有效的预测。

**关键词:** 多周期电热除冰; 水膜流动; 耦合传热; 数值模拟

中图分类号: V244.15 文献标志码: A 文章编号: 1005-2615(2026)03-0655-11

## Numerical Simulation Investigation of Multi-cycle Electrothermal Deicing with Transient Conjugate Heat Transfer

XIANG Dong<sup>1</sup>, QIU Yue<sup>1</sup>, ZHU Chunling<sup>1,2</sup>

(1. College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. State Key Laboratory of Mechanics and Control for Aerospace Structures, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing 210016, China)

**Abstract:** Electrothermal deicing is recognized as a reliable method for aircraft ice protection. To systematically investigate the internal temperature variation and the ice-shedding process of the airfoil during multi-cycle deicing operations, this study establishes a coupled numerical simulation framework that integrates water film flow and transient heat transfer. The proposed model incorporates distinct conjugate heat transfer configurations for “water film/ice layer/wing” and “water film/wing” systems, explicitly accounting for the dynamic effects of ice accretion and shedding. The validity of the proposed model is verified through comparison with experimental data. Comparative analysis of the computational results from multi-cycle electrothermal deicing reveals that the continuously energized heated zone, functioning as a thermal knife, leads to an expansion in the coverage of both overflow water and ice accretion, accompanied by increased ice accretion in downstream heated zones. The results demonstrate that the proposed numerical model achieves a

收稿日期: 2025-11-11; 修订日期: 2026-01-13

基金项目: 国家重点研发计划(2024YFB4205600)。

通信作者: 朱春玲, 女, 教授, 博士生导师, E-mail: clzhu@nuaa.edu.cn。

引用格式: 向冬, 邱岳, 朱春玲. 考虑非稳态耦合传热的多周期电热除冰过程数值模拟研究[J]. 南京航空航天大学学报(自然科学版), 2026, 58(3): 655-665. XIANG Dong, QIU Yue, ZHU Chunling. Numerical simulation investigation of multi-cycle electrothermal deicing with transient conjugate heat transfer[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics(Natural Science Edition), 2026, 58(3): 655-665.

maximum deviation of less than 3 K in temperature profiles compared to experimental data throughout multiple electrothermal deicing cycles. Furthermore, it accurately predicts the evolution of both the runback water and ice accretion.

**Key words:** multi-cycle electrothermal deicing; water film flow; coupled heat transfer; numerical simulation

在航空工程面临的诸多挑战中,飞机结冰问题尤为突出,对飞行安全构成了重大威胁。冰层的积聚不仅会显著降低飞机的空气动力学性能,还可能引发飞行失控,甚至坠机的悲剧。为应对飞行器结冰问题,航空业已发展了多种防冰除冰技术,其中电加热防除冰因为优秀的可控性与可靠性被大量的应用于实际工程之中<sup>[1-8]</sup>。

国外对于飞行器防除冰系统的研究较早,研究初期由于条件限制,学者的研究局限于防除冰结构内的热传导。Baliga<sup>[9]</sup>将相变潜热引入到了数值分析中来模拟除冰过程中的冰水相变。Roelke等<sup>[10]</sup>对“焓法”进行了深入的研究与开发,其整个计算域中的能量由焓的分布来确定,该方法能显著地提升计算速度。随着计算机科学与计算流体力学的发展,学者对于电加热防冰过程进行了更加深入的研究。NASA<sup>[11]</sup>针对多层电加热结构的传热计算理论进行了深入研究,并对加热蒙皮表面的溢流水等现象进行了仿真计算。Wright等<sup>[12-14]</sup>开发了一种对电加热板的瞬态传热、积冰和脱冰进行二维仿真的数值方法,该方法采用了交替隐式方法求解覆冰多层结构之间的传热方程。同时,为了模拟水与冰的相变,该研究假设了一个相位节点,使得在迭代过程中找到正确的相位节点,并且该解决方案与早期 LEWICE 代码集成。Silva等<sup>[15-16]</sup>对电加热防冰系统进行了一系列的研究,早期提出的二维防冰数学模型用以预测温度分布以及回流水流动方向,之后针对明冰结冰工况下的电加热防冰系统进行了数值仿真,关注了非等温表面和翼型周围气流之间的对流传热和传质效应,以及回流水流对防冰系统热性能的影响。2009年,Silva等<sup>[17]</sup>又提出了防冰表面的湿润因子,采用溪流模型对其进行了计算,并且对具有压力梯度以及层流-湍流转捩的边界层进行分析,用以预测过渡区的起始位置和长度。Reid等<sup>[18-19]</sup>建立了详细的三维非稳态耦合传热模型,通过同时求解积冰模块和传热模块实现了对机翼电热除冰过程的松耦合求解。

国内对于电加热防除冰系统的研究早期围绕实际应用展开。樊玲<sup>[20]</sup>针对结冰和融冰问题进行了数值模拟,对带有相变导热的两种常用的数学模型,及显热容法和焓法分别进行了分析,同时模拟

了飞机机翼无自然对流的融冰过程。卜雪琴等<sup>[21]</sup>对三维电加热防冰系统与积冰过程的耦合效应进行了研究,分析耦合表面的传热现象,同时结合附面层积分法,耦合防冰功率对 Messinger 积冰模型进行求解,得出了机翼防冰表面的稳态温度、溢流水和溢流结冰等对应的数值分布。肖春华等<sup>[22-23]</sup>进行了多次结冰风洞研究实验,探究加热模式、冷却时间、加热功率和冰脱落等因素对于电加热防除冰系统传热特性的影响。同时,还针对冰脱落问题对电加热除冰系统的传热特性进行了深入的研究分析。刘宗辉等<sup>[24]</sup>在研究中建立了电热除冰计算模型、计算方法和非稳态导热模型,基于 PHengLei 平台,集成了非稳态电热除冰计算和非稳态导热计算功能,并在研究中通过对表面溢流水、表面温度和结冰量的分析,优化电热系统的各项设计指标,实现电热除冰系统的高效安全运行。

综上所述,电加热防除冰问题的数值模拟方法在国内外均有一些深入的研究基础,但在除冰过程的仿真之中仍存在一定的不足之处。目前,学界对除冰系统的仿真有了一定的研究<sup>[25-33]</sup>,但研究主要聚焦于电热除冰系统的表面温度与除冰效果,对电热除冰系统的内层温度研究较少。在实际应用中,航空结构广泛使用的碳纤维或玻璃纤维复合材料对温度极其敏感,过高的温度或巨大的温度梯度会造成基体树脂降解、分层以及力学性能丧失等危害。例如,广泛应用于飞机结构的碳纤维增强树脂基复合材料<sup>[34]</sup>,导热系数低于传统铝结构,容易过热。Gigliotti等<sup>[35]</sup>的实验表明碳纤维增强树脂基复合材料试件通电发热后,在热效应与疲劳载荷的叠加作用下,会导致材料强度和疲劳寿命的降低。对机翼内层温度的准确仿真,能够检测电热除冰策略是否会对结构材料造成热损害,减小电热除冰系统的故障风险。同时,还对加热元件的分区与加热控制律等均具有指导意义,既减少能量的浪费又避免了除冰失败。

本文基于 Myers 水膜流动模型对飞机表面的结冰过程进行模拟,结合共轭传热方法实现水膜流动模型与机翼边界的耦合传热,同时针对冰层的生长与脱落产生的移动边界问题,建立不同的耦合传热方程,最终实现了电热除冰过程的耦合计算。之

后对模型进行算例验证,并将多周期除冰过程的仿真结果与实验结果进行对比与讨论。结果表明,当前模型多周期除冰过程的温度分布与实验结果基本一致,对不同次序的加热周期的温度、水膜以及积冰的变化均能进行有效的数值模拟。

## 1 电热除冰模型

电热除冰过程是一个具有多物理场的流固耦合问题,涉及到翼型外部结冰与水膜流动、机翼内部多层复合材料的非稳态导热以及机翼界面的热交换。

### 1.1 水滴场模型

由于电热除冰是一个高度依赖于壁面热交换的物理过程,为了获得空气流场在机翼表面的作用,采用雷诺平均 Navier-Stokes 方程对空气流场进行描述,其形式为

$$\begin{aligned} \frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_i)}{\partial x_i} &= 0 \quad (1) \\ \frac{\partial(\rho u_i)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_i u_j)}{\partial x_j} &= \\ -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \mu \left( \frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \delta_{ij} \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \right) \right] &+ \quad (2) \\ \frac{\partial}{\partial x_j} \left( -\rho \overline{u'_i u'_j} \right) & \end{aligned}$$

式中: $\rho$ 为空气密度; $u$ 为空气速度( $i, j$ 表示坐标的方向); $p$ 为大气压强; $\mu$ 为空气动力黏度; $\delta_{ij}$ 为克罗内克张量分量; $x_i, x_j$ 为空间分量。

水滴场分析是准确评估结冰范围、结冰形态以及设计高效防除冰系统的必要输入条件。由于空气中的过冷水滴体积分数较小,忽略水滴对流场的影响,使用欧拉两相流模型求解过冷水滴在机翼表面的分布。水滴流场的连续性方程及动量方程为

$$\begin{aligned} \frac{\partial \rho_d}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho_d \mathbf{U}_d) &= 0 \quad (3) \\ \frac{\partial \rho_d \mathbf{U}_d}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho_d \mathbf{U}_d \mathbf{U}_d) &= \rho_d K (\mathbf{U} - \mathbf{U}_d) + \rho_d \mathbf{F} \quad (4) \end{aligned}$$

式中: $\rho_d$ 为空气中水滴的密度; $\mathbf{U}_d$ 为水滴的速度矢量; $\mathbf{U}$ 为空气的速度矢量; $\mathbf{F}$ 为作用在水滴上的除空气阻力外的其他外力,例如重力; $K$ 为空气与水滴的动量交换系数,可由下式定义为

$$K = \frac{3}{4} \frac{\mu C_D Re_d}{\rho_w MVD^2} \quad (5)$$

式中: $\rho_w$ 为水的密度; $Re_d$ 为水滴相对空气雷诺数; $MVD$ 为空气中水滴中值直径; $C_D$ 为阻力系数,表达了空气阻力对水滴运动的影响,其计算表达式为

$$C_D = \frac{24}{Re_d} (1 + 0.197 Re_d^{0.63} + 2.6 \times 10^{-4} Re_d^{1.38}) \quad (6)$$

水滴收集系数 $\beta$ 的分布直接影响了翼面结冰的区域,是电热除冰仿真中计算热载荷的关键输入参数。该参数对后续的水膜流动与结冰现象有直接影响,水滴场收敛后,可通过下式求得。

$$\beta = \frac{\rho_d \mathbf{U}_d \cdot \mathbf{n}}{U_\infty LWC} \quad (7)$$

式中: $\mathbf{n}$ 表示所求表面法向量; $\mathbf{U}_d$ 为水滴速度矢量; $U_\infty$ 为远场来流速度; $LWC$ 为液态水含量。

### 1.2 水膜流动及结冰模型

本文所用结冰模型主要基于 Myers<sup>[8]</sup> 结冰模型,该模型假设积冰控制体内的水会在积冰表面形成一层薄水膜,并且认为薄水膜的流动不仅受剪切力的影响,同时还考虑压力、表面张力以及重力的影响。通过该分析模块获得翼型表面的结冰信息与水膜信息,并为耦合传热模型提供输入参数。

为了对水膜流动问题更好的进行数值仿真,对水膜流动设立如下假设:

- (1) 冰和水的物理属性不随温度的变化而变化;
- (2) 忽略水膜的飞溅、破裂、滴落等涉及复杂界面变形的现象;
- (3) 假设表面水膜冻结的相变现象发生在冰点温度;
- (4) 假设水膜流动是平滑的及忽略水膜在壁面法线方向上的流动。

由于水膜厚度很薄,根据润滑理论简化水膜流动方程,水膜流动的平均速度 $\bar{v}_s$ 为

$$\begin{aligned} \bar{v}_s &= \frac{1}{h_w} \int_0^{h_w} \mathbf{V}_w \, dn = \\ \frac{\tau_w}{2\mu_w} h_w + \frac{1}{3\mu_w} \left( -\frac{\partial p_a}{\partial s} + \rho_w g_s \right) h_w^2 & \quad (8) \end{aligned}$$

式中: $s$ 为曲面切向方向; $\mathbf{V}_w$ 为水膜速度矢量; $\mu_w$ 为水的动力黏性系数; $\tau_w$ 表示气流对水膜的剪切力; $h_w$ 为水膜高度; $p_a$ 为空气压力; $g_s$ 为重力在切向方向上的分量。

根据以上假设,可将水膜流动的质量守恒方程表示为

$$\rho_w \left( \frac{\partial h_w}{\partial t} + \frac{\partial h_w \bar{v}_s}{\partial s} \right) = \dot{m}_{\text{imp}} - \dot{m}_e - \dot{m}_{\text{ice}} \quad (9)$$

式中: $\dot{m}_{\text{imp}}$ 、 $\dot{m}_e$ 、 $\dot{m}_{\text{ice}}$ 分别为单位时间内控制体的撞击水量、蒸发水量以及结冰水量; $\rho_w \frac{\partial h_w \bar{v}_s}{\partial s}$ 项代表水膜的空间流动及单位时间内控制体流入与流出水质量之差。

水膜的能量守恒方程表示为

$$\rho_w c_w \left( \frac{\partial h_w \bar{T}_w}{\partial t} + \frac{\partial h_w \bar{v}_s \bar{T}_w}{\partial s} \right) = \dot{q}_{\text{imp}} + \dot{q}_{\text{ice}} - \dot{q}_{\text{conv}} - \dot{q}_{\text{evap}} + \dot{q}_{\text{wall}} \quad (10)$$

式中:  $c_w$  为水的比热容;  $\bar{T}_w$  为水膜的平均温度;  $\dot{q}_{\text{imp}}$  为单位时间内撞击水滴动能转化为内能的热流;  $\dot{q}_{\text{ice}}$  为水冻结释放的潜热热流;  $\dot{q}_{\text{conv}}$  为对流换热热流;  $\dot{q}_{\text{evap}}$  为水膜蒸发释放的热流;  $\dot{q}_{\text{wall}}$  为翼型壁面方向传热热流。事实上, 冰水相变发生在水膜与冰层之间的界面之上, 当有水膜在冰层上流动时, 可以认为界面处温度为冰点温度。由于水膜非常薄, 假设水膜温度在法向方向上均匀分布, 整个水膜处于冰点温度, 即可认为  $\bar{T}_w = T_m$ ,  $T_m$  为冰点温度。

### 1.3 非稳态导热模型

现代飞机中, 多层复合材料结构的应用极其广泛, 是现代航空制造业的基石。常见的电热防除冰系统是由在多层复合结构中嵌入电热丝或导电纤维层组成, 实现防除冰功能。电加热除冰过程是一个典型的非稳态导热过程, 系统的热状态随时间的变化而变化。在实际的除冰过程中, 不同的材料的热力学属性对电热防除冰的非稳态导热过程都会产生一定程度的影响。采用非稳态导热模型进行数值研究是准确理解和预测除冰物理过程的前提, 对电热除冰模型的数值模拟具有实际指导意义。

机翼的多层复合材料结构内的非稳态导热过程用以下方程描述

$$\rho_m C_{p_m} \frac{\partial T}{\partial t} = \nabla \cdot (k \nabla T) + \dot{q}_s(t) \quad (11)$$

式中:  $\rho_m$  为导热材料的密度;  $C_{p_m}$  为导热材料的比热容;  $k$  为导热系数;  $\dot{q}_s(t)$  为内热源项, 表示加热元件的热流密度, 与时间相关。

对于导热模型中的非稳态导热过程, 基于有限体积法进行离散化处理, 有

$$\frac{\rho_m C_{p_m} V}{\Delta t} (T^1 - T^0) = \sum \left( k_i \frac{T_i^1 - T^1}{\Delta d_i} A_i \right) + \dot{q}_s(t) V \quad (12)$$

式中:  $V$  为当前控制体体积;  $T^1$ 、 $T^0$  分别为当前控制体在  $t+1$  时刻与  $t$  时刻的温度;  $T_i^1$  为相邻控制体在  $t+1$  时刻的温度;  $k_i$  为相邻控制体导热系数;  $\Delta d_i$  为相邻控制体质心距离;  $A_i$  为相邻控制体的接触面积。

对非定常方程组使用共轭梯度法迭代求解, 整理为迭代形式, 有

$$\left( \frac{\rho_m C_{p_m} V}{\Delta t} + \sum \frac{k_i A_i}{\Delta d_i} \right) T^1 = \sum \left( \frac{k_i A_i}{\Delta d_i} T_i^1 \right) + \frac{\rho_m C_{p_m} V}{\Delta t} T^0 + \dot{q}_s(t) V \quad (13)$$

机翼外表面与结冰模型耦合传热, 将在下文的耦合传热方法中进行详细介绍。对于机翼内的腔体, 假设腔体内的空气流动性较弱, 同时由于机翼内层多层隔热材料的影响, 机翼内表面温度变化较小, 采用第一类边界条件及等温边界条件简化内表面的散热过程。

### 1.4 耦合传热模型

在电热除冰求解过程中, 冰层高度相比翼型弦长相对较小, 为了简化求解, 认为结冰和除冰均不会影响外部空气流场和水滴流场。将外流场的稳态结果作为输入条件供耦合传热模型计算, 由于本文流场网格与除冰机翼外表面网格一致, 可直接将外部流场结果作用到界面网格上, 保证计算结果的精度。

考虑到电热除冰过程中, 空气水滴两相流流场、表面溢流相变与固体壁面导热之间存在耦合关系, 需要一个合理的耦合方法完成复杂的计算。本文采用共轭传热方法对机翼导热模型与表面水膜流动模型的导热进行耦合计算。共轭传热方法是将固体域的导热方程和流体域的流动方程与能量方程放在同一求解器中耦合求解, 模拟了固体与流体之间相互依赖、相互影响的真实物理过程, 从而提高仿真的精度和预测能力。

对于非稳态电热除冰过程, 热交换和冰水相变同时发生在界面处, 需要确保导热模型与结冰模型界面处温度场与热通量的连续性。本文采用松耦合方法, 在每一个时间步交换界面处流体域与固体域的界面状态, 求解耦合界面处的温度以及热流量。

由于冰脱落是一个非常复杂的过程, 涉及断裂力学、动力学和粘附力学等物理机制。对该过程提出以下假设:

(1) 忽略界面处冰融化成水的体积变化;

(2) 冰的相变发生在一个温度区间, 为简化除冰过程, 认为界面温度  $T_s$  大于  $T_m + \Delta T_{\text{melt}}$  时 ( $\Delta T_{\text{melt}}$  为相变温度区间), 发生冰脱落现象,  $T_m = 273.15 \text{ K}$  为冰点温度;

(3) 当积冰达到脱冰条件时, 忽略冰层的断裂, 认为积冰立即脱落, 且认为脱落后冰不影响流场与水滴场;

(4) 假设所有接触界面均为理想界面, 忽略界

面热阻。

在电热除冰系统的工作过程中,边界处的热交换非常复杂且多变,由于水膜流动与相态变化,耦合边界移动产生不同的热力学状态。为了精确建模,当前模型根据边界表面冰层厚度和界面温度建立不同的热力学控制方程,除冰界面的能量变化过程如图 1 所示。

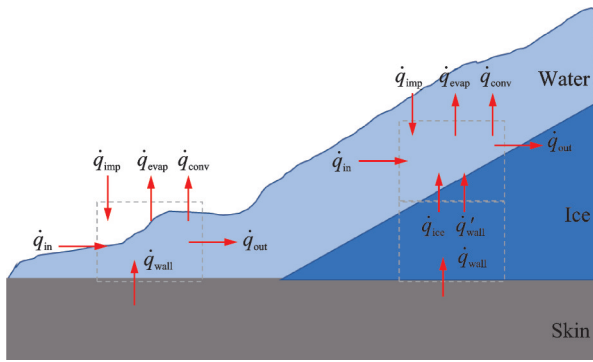


图 1 耦合界面能量变化示意图

Fig.1 The energy variation at the coupling interface

当  $T_s \leq T_m$  时,判断边界表面是否存在冰层。当存在冰层时,边界表面热交换为冰层与壁面的热传导;当不存在结冰条件时,边界表面热交换为壁面与空气的对流换热。能量方程可表达为

$$\dot{q}_{wall} = \begin{cases} h_s(T_s - T_{rec}) & h_{ice} > 0 \\ h_{eff}(T_s - T_{ice}) & h_{ice} = 0 \end{cases} \quad (14)$$

式中: $h_s$ 为表面对流换热系数; $h_{eff}$ 为表面材料与冰层的等效换热系数; $T_{rec}$ 为表面恢复温度; $T_{ice}$ 为表面冰层温度; $h_{ice}$ 为表面冰层厚度。

当  $T_m < T_s \leq T_m + \Delta T$  时,此时表面积冰处于融化状态。若表面存在冰层,则边界表面热交换为冰层与壁面的热传导;若无冰层,边界表面与水膜控制单元产生热交换,可通过水膜控制体的能量守恒方程求得

$$\dot{q}_{wall} = \begin{cases} h_{eff}(T_s - T_{ice}) & h_{ice} > 0 \\ \dot{q}_{conv} + \dot{q}_{evap} - \dot{q}_{imp} - \dot{q}_{in} + \dot{q}_{out} & h_{ice} = 0 \end{cases} \quad (15)$$

式中  $\dot{q}_{in}$  与  $\dot{q}_{out}$  分别为水膜空间流动的流入与流出能量。

当  $T_s > T_m + \Delta T$  时,此时边界表面只存在水膜不会出现结冰现象,可通过能量守恒方程得知表面热流量

$$\dot{q}_{wall} = \dot{q}_{conv} + \dot{q}_{evap} - \dot{q}_{imp} - \dot{q}_{in} + \dot{q}_{out} \quad (16)$$

综上所述,机翼表面水膜流动与耦合传热模型求解流程如图 2 所示, $m, m + 1$  分别表示当前迭代步和下一迭代步。

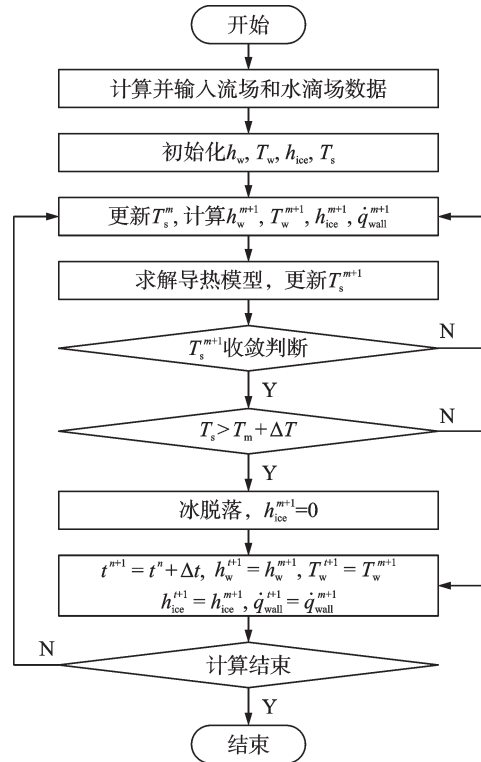


图 2 水膜流动和耦合传热模型求解流程图

Fig.2 Solution process for water film flow and coupled heat transfer models

## 2 电加热除冰仿真

### 2.1 仿真模型与条件

为了验证和比较当前耦合传热模型,采用 NASA 进行的实验和数值研究<sup>[11,13-14]</sup>作为参考案例。NASA 使用弦长为 0.914 4 m 的 NACA0012 翼型在 LEWIS 结冰风洞中进行了防除冰实验。在这些实验中,翼型安装了多层结构的电热防除冰系统,并使用热电偶测量温度和热流量,实验结冰条件如表 1 所示,表中  $\Lambda_oA$  为迎角,  $P$  为环境压强,  $T$  为环境温度。

表 1 结冰条件

Table 1 Icing test conditions

$\Lambda_oA/$ (°)	$U_\infty/$ ( $m \cdot s^{-1}$ )	$P/Pa$	$T/K$	LWC/ ( $g \cdot m^{-3}$ )	MVD/ $\mu m$
0	44.7	101 325	266.48	0.78	20

电热组件沿着翼型前缘分为 7 个加热区,这些加热区的覆盖如表 2 所示。使用无量纲数  $s/c$  描述该翼型表面的具体位置,例如,  $s/c=0$  表示翼型的前缘驻点处,  $s/c$  为正值时表示翼型的上表面。在实验除冰案例中,电加热除冰系统使用多周期循环加热除冰模式,单个加热周期时长为 120 s,实验总时长为 600 s。其中加热区 A 处于常开状态作为热刀使用,其余加热区在结冰 100 s 后相继开启加热,

详细控制律如图 3 所示。如图 4 所示,电加热除冰系统由 6 层复合材料构成,涉及 5 种材料,5 种材料的厚度与物性如表 3 所示,表中  $d$  为材料层厚度,  $C_p$  为材料比热容,  $\lambda$  为材料导热系数。

表 2 加热区覆盖范围

Table 2 Coverage area of the heating zone

加热区	开始 $s/c$	结束 $s/c$
F	-0.102 4	-0.060 7
D	-0.060 7	-0.032 9
B	-0.032 9	-0.005 1
A	-0.005 1	0.015 7
C	0.015 7	0.043 5
E	0.043 5	0.071 3
G	0.071 3	0.112 9

	100 s	10 s	10 s
F	0	0	12 400
D	0	0	12 400
B	0	15 500	0
A	7 750	7 750	7 750
C	0	15 500	0
E	0	0	12 400
G	0	0	12 400

图 3 加热区控制律(功率密度单位:  $W/m^2$ )

Fig.3 Control law of heating zone (Power density unit:  $W/m^2$ )

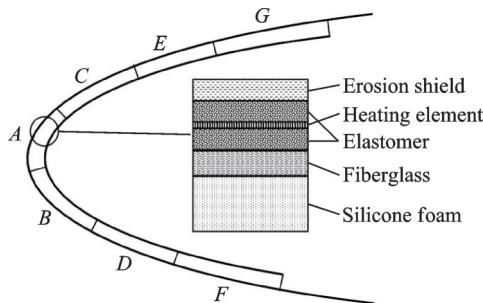


图 4 电热分区与结构示意图

Fig.4 Heating zone configuration and structural schematic

表 3 材料层厚度与材料物性

Table 3 Material layer thickness and physical properties

材料层	$d/$ mm	$\rho/$ ( $kg \cdot m^{-3}$ )	$C_p/$ ( $J \cdot kg^{-1} \cdot K^{-1}$ )	$\lambda/$ ( $W \cdot m^{-1} \cdot K^{-1}$ )
Erosion shield	0.20	8 025.25	502.41	16.30
Elastomer	0.286 5	1 384.00	1 256.04	0.256
Heating element	0.013	8 906.26	385.11	41.02
Fiberglass	0.89	1 794.06	1 570.05	0.294
Silicone foam	3.43	648.75	1 130.43	0.121

2.2 除冰模型验证

图 5 展示了电加热除冰仿真模型所得 NACA0012 翼型表面的局部水滴收集系数,并与

NASA LEWICE<sup>[14]</sup> 结冰代码仿真的局部水滴收集系数进行对比。可以看出,该结果峰值略大于 LEWICE 的计算结果,撞击范围与 LEWICE 的计算结果一致。在迎角为  $0^\circ$  工况下,系数曲线沿翼型上下表面呈对称分布,峰值出现在前缘驻点处,且沿翼型表面逐渐减小至 0,水滴的撞击范围位于  $s/c = \pm 0.033$  之间。

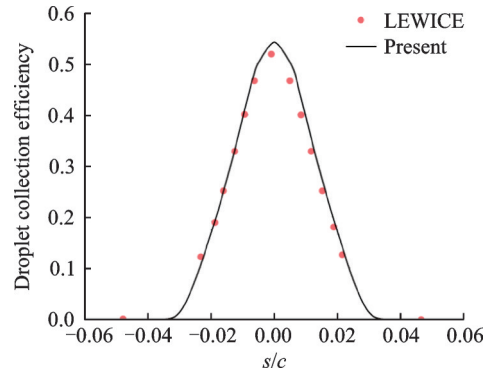


图 5 局部水滴收集系数

Fig.5 Local water collection efficiency

图 6 展示了加热区 B、D 的表面温度仿真结果,并与实验结果和文献[33]的计算结果进行对比。在仿真刚开始时,仿真算法认为此时模型壁面温度与环境温度相等,即从 266.48 K 开始进行仿真,但从实验数据可知,实验开始时传感器测得壁面温度接近 264 K。因此在 0~100 s 期间,当前模型仿真温度曲线拟合较差,与试验结果相比略微偏大,但整体趋势接近。同时,文献[33]的仿真结果在 0~100 s 期间也略高于实验结果,说明该温差是仿真与实验难以避免的误差。通过和实验结果及文献[33]的仿真结果对比可以看出,在各个除冰周期内,当前模型与文献[33]的模型仿真得到的加热区 B 的峰值温度均与实验结果接近;在除冰周期的非加热时间内,文献[33]的仿真结果整体比实验值偏大,当前模型的仿真结果与实验结果更接近。对于加热区 D,文献[33]的仿真结果的峰值温度与实验结果偏差较大,最大温差为 6.2 K,而当前模型的仿

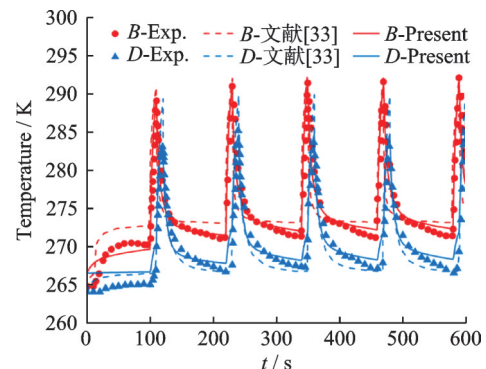


图 6 加热区 B 与 D 表面温度曲线

Fig.6 Surface temperature curves of heating zones B and D

真结果与实验结果更接近,最大温差仅为0.7 K。结果表明,当前耦合传热模型对加热区B、D的多周期除冰过程温度变化的仿真结果与实验结果吻合良好,对加热区降温过程的仿真更准确。

在电加热除冰系统的加热控制律中,加热区A处于常开状态。图7展示了加热区A的温度曲线,并与文献[33]的仿真结果和实验结果进行对比。从图中可以看出,加热区A的温度呈上升趋势,同时在单个电加热循环周期内的第100 s,加热区A的温度曲线会出现一个较大的温升。结合加热控制律分析,该温升现象是加热区A的相邻区域工作时出现的横向导热,导致加热区A的温度升高。可以看出文献[33]的仿真结果低估了前缘的对流换热系数,导致其对加热区A的仿真温度结果偏大。同时该模型忽略了横向传热的仿真,使得文献[33]的仿真结果并不能模拟出相邻加热区之间的影响。而当前模型不仅温度曲线与实验结果接近,还模拟出了相邻加热区之间的影响。综上所述,当前耦合传热模型对各加热区外表面温度的仿真结果更准确,在多个除冰周期内均与实验结果吻合良好。

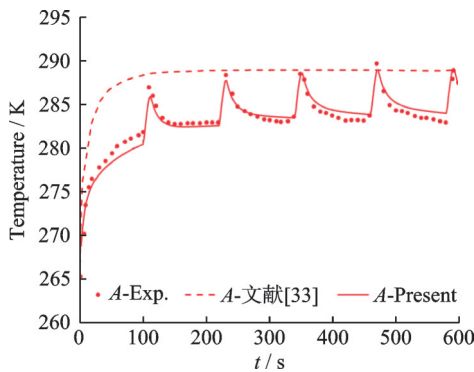


图7 加热区A表面温度曲线

Fig.7 Surface temperature curves of heating zone A

NASA在该实验中对加热系统每个测温点布置3个不同深度的温度传感器,分别测量外层温度(Outside temperature, OT)、中间温度(Middle temperature, MT)和里层温度(Inner temperature, IT),布置深度如图8所示。在文献[11]中仅发表了加热区F中3个温度传感器的温度曲线,采用该区温度曲线检验机翼内部温度场的准确性。

图9展示了加热区F中3个不同深度的温度曲线,并与实验结果进行对比。可以看到,加热区F的外层温度仿真结果与实验结果一致性高,在5个加热周期内,温度曲线变化还呈现出良好的周期性。加热区F中层温度曲线的峰值温度与实验结果接近,降温速率比实验结果略快,但趋近温度值

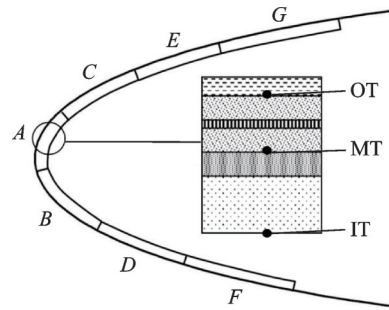


图8 温度传感器布置位置示意图

Fig.8 Temperature sensor arrangement locations

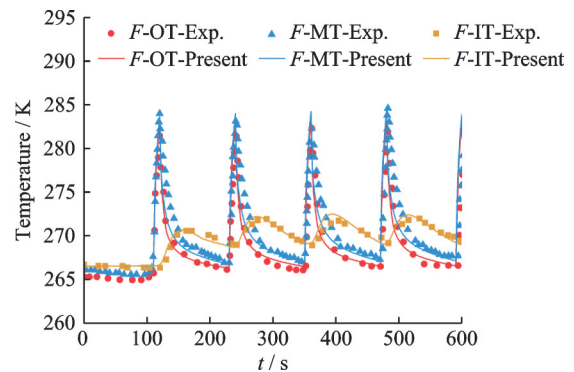


图9 加热区F温度曲线

Fig.9 Temperature curves of heating zone F

相近,偏差在合理范围之内;加热区的内层温度仿真结果与实验结果一致性高,由于内层材料热扩散率低,内层温度曲线的变化较缓慢,同时温度整体呈现出上升趋势。对比加热区F的外层温度曲线与中层温度曲线,中层温度曲线的温度比外层更高,这是由于外层的耐磨层具有更高的热扩散率,使得外层温度散热量更大,造成其峰值温度更小,降温速率更大。同时,内层温度曲线的仿真结果与实验结果的一致性高,体现出了在翼型内表面使用第一类边界条件简化传热具有一定的正确性。总的来说,当前模型的仿真结果与实验结果基本一致,除冰过程中最大误差均小于3 K,说明当前耦合传热模型对温度场的数值模拟准确性较高。

### 3 除冰特性分析

图10展示了100~120 s和580~600 s期间机翼内的截面云图。两个时间段分别代表了第1个加热周期的除冰时间段与第5个加热周期除冰时间段。从图中可以看出,机翼外表面温度与机翼内最高温度存在较大温度差,例如,110 s时加热区A最大温差约为28.4 K,加热区B最大温差约为34.5 K。由于加热区A处于常开状态,A区温度逐渐上升趋势于稳定,580 s跟100 s相比,尽管加热区A外表面温度变化不足4 K,但加热区A内部高温区域扩

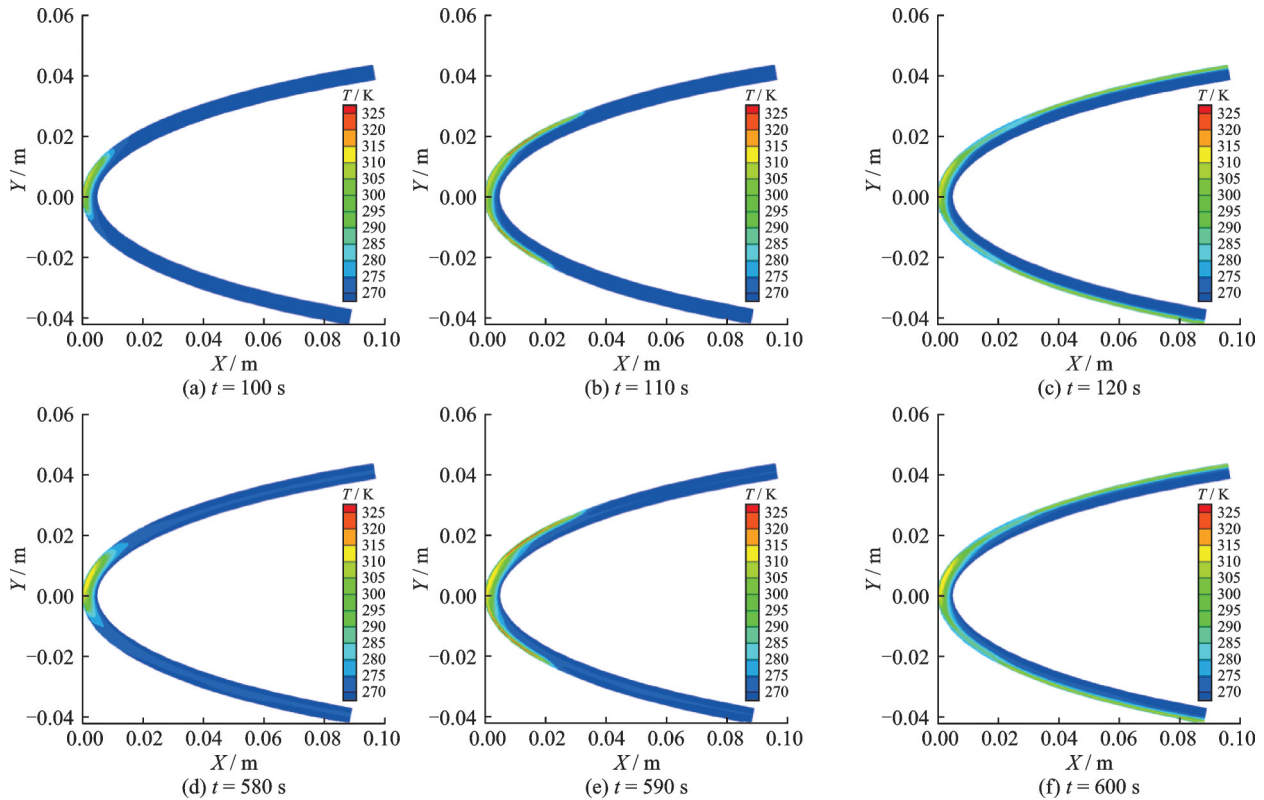


图 10 机翼内的温度分布

Fig.10 Temperature distribution inside the wing

大。其余加热区在周期加热中具有相似性,加热区 B、C 功率密度较大,内部最高温度约为 325.6 K;加热区 D、E、F、G 内部最大温度约为 313.8 K。

图 11 为第 1 个加热周期内除冰时间段不同时刻机翼表面的温度分布曲线。由于加热区在翼面上并不是对称分布,而是向上翼面偏移,加热区 A 上翼面的温度比下翼面温度高。100 s 时,加热区 A 持续工作,最高温度点也出现在上翼面,同时,与加热区 A 相邻的加热区 B 和 C 开始加热,两区温度逐渐升高。直到 110 s,加热区 B、C 停止加热,余下 4 区开始加热,温度升高。从该图中能看出电热控制律的工作规律,且与前文给出的各加热区的表面温度一致。

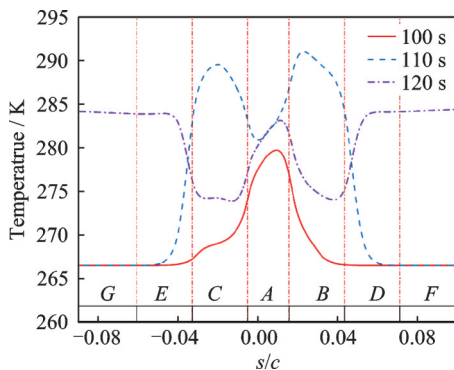


图 11 第 1 个加热周期机翼表面温度分布

Fig.11 Wing surface temperature distribution during the first heating cycle

图 12 给出了每个加热周期除冰时间段开启时,机翼上的积冰冰形图。由图 7 可知电热区 A 的外表面温度高于冰点温度,因此所有撞击到加热区 A 的过冷水滴以溢流水的形式流向下流,在加热区 B 与 C 内逐渐降温并冻结。对比各个时间点的冰形图,可以看出,积冰在第 2 个加热周期内有明显增多,且积冰位置在逐渐后移。图 13 和图 14 分别给出了 3 个周期除冰时间段开启时,机翼表面的温度分布与水膜厚度分布。可以看出,随着加热区 A 的不断加热,机翼表面高于冰点温度的区域略微增大,其中第 1 个加热周期与第 2 个加热周期的差别更显著,第 2 个加热周期到第 5 个加热周期的增大值更微

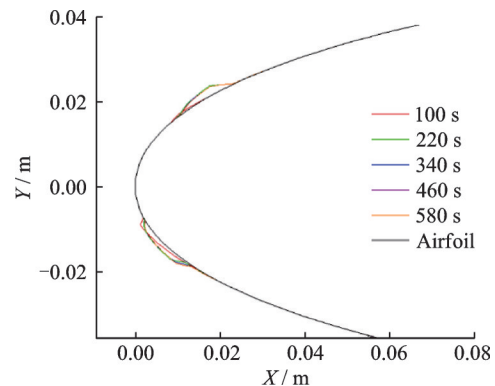


图 12 不同除冰周期开始时刻翼型表面冰形图

Fig.12 Ice shape profiles on the airfoil surface at the start of different deicing cycles

小。这一差异也影响到了水膜厚度分布,从图 13 可以明显看出第 1 个周期水膜流动范围更窄,第 2 个加热周期与第 5 个加热周期的水膜流动范围几乎一致。此外,水膜厚度从前缘位置沿翼面逐渐增大,在下游位置达到最大值,在不同加热周期中最大水膜厚度存在微小差异且出现位置也一致。结合图 13 分析,由于常开加热区 A 的影响,与第 1 个周期相比,第 2 个加热周期内表面温度高于冰点温度的区域更大,机翼前缘的 3 个区域温度也更高,导致溢流水再冻结过程减缓,防冰区域扩大,溢流水范围扩大,这也导致了积冰位置的后移。在第 2 个加热周期与第 5 个加热周期中,溢流水范围仅存在微小差异,表面温度高于冰点温度的区域基本一致,下翼面表面温度的略微升高导致水膜范围略微增大。当表面温度高于冰点温度时,过冷水滴撞击在机翼表面不会冻结成冰,而是形成溢流水向下游流去,流入冻结区域后,表面温度通过影响溢流水的冻结速率决定流向下流的溢流量。因此,表面温度是影响溢流水范围与结冰位置的重要参数。从图 12 中也可以看出积冰范围变大,上翼面的积冰面积明显增大,而下翼面的积冰面积只有略微增大,这是由于上翼面水膜流动增大的范围主要在水滴撞击范围之外,而下翼面水膜流动增大的范围在水滴撞击范围内。在整个除冰仿真开始时,各加热区的表面温度均远低于冰点温度,撞击水滴在机翼表面全部冻结形成一层薄冰且不会产生回流水。随着加热区 A 的持续加热,加热区 A 外表面温度逐渐升高至高于冰点温度,积冰融化并且脱落,随着时间的推移,加热区 A 两侧也会发生这样的过程。该过程产生的回流水少,流向下流的回流水再冻结后部分会再次被除去,这一过程在机翼上表面影响更为显著,使得 100 s 时,上翼面残留冰更少。在随后的加热周期中,溢流水逐渐稳定,不同加热周期内积冰变化变小,这也让之后加热周期上翼面的积冰比第 1 个加热周期上翼面的积冰显著增多。

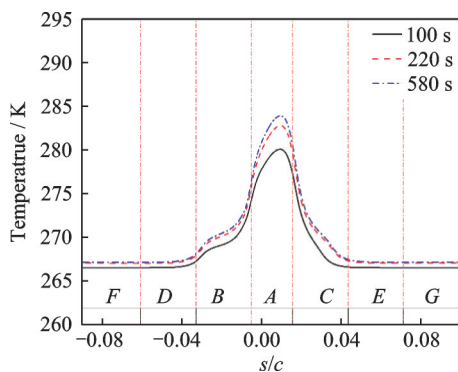


图 13 不同加热周期开始时刻机翼表面温度分布  
Fig.13 Temperature distribution on the airfoil surface at the start of different deicing cycles

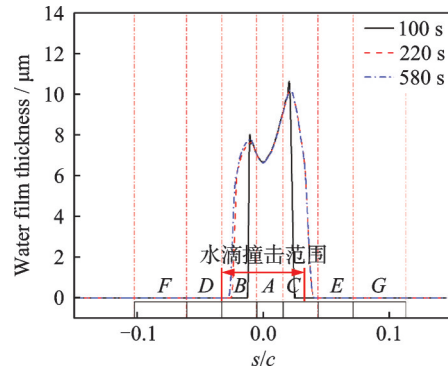


图 14 不同加热周期开始时刻机翼表面水膜厚度  
Fig.14 Water film thickness on the airfoil surface at the start of different deicing cycles

综上所述,尽管各加热周期的控制律相同,但不同次序的加热周期内的溢流水、表面温度以及结冰量均有差异。持续加热的加热区 A 使机翼前缘高于冰点温度的区域逐渐扩大,造成水膜流动范围以及结冰区域的扩大。

### 4 结 论

本文基于水膜流动模型与非稳态导热模型,结合松耦合方法,提出了一种电热除冰共轭传热仿真方法。通过仿真结果与实验结果对比,验证了模型的有效性。结论如下:

(1) 除冰过程是一个受到水滴撞击和溢流水等因素影响的复杂过程。本模型通过水膜流动模型与非稳态导热模型的耦合计算,针对冰层的生长与脱落产生的动态边界建立不同的耦合传热方程。通过与冰风洞实验结果对比,各检测点最大温度差小于 3 K,结果表明本模型对机翼内部结构温度场仿真准确性高。

(2) 本文对除冰过程的连续多个加热周期进行了计算。对比了不同次序的加热周期除冰系统的温度分布、水膜厚度,分析了不同次序的电热周期出现变化的原因。当前模型对多个加热周期的除冰过程中的温度、水膜以及积冰等特性均能实现良好的仿真结果。

(3) 本文对冰脱落过程进行了简化,但仿真结果与实验结果具有良好的一致性。本模型可应用于电热除冰方案的除冰性能预测,结合除冰仿真结果,通过调整加热区的范围、加热功率等方式优化电热除冰方案,改善除冰效果,降低系统能耗。

### 参考文献:

[1] 朱春玲,朱程香.飞机结冰及其防护[M].北京:科学出版社,2016.  
ZHU Chunling, ZHU Chengxiang. Aircraft icing and

- its protection[M]. Beijing: Science Press, 2016.
- [2] 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.
- [3] 易贤, 桂业伟, 朱国林. 飞机三维结冰模型及其数值求解方法[J]. *航空学报*, 2010, 21(11): 2152-2158.  
YI Xian, GUI Yewei, ZHU Guolin. Numerical method of a three-dimensional ice accretion model of aircraft[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2010, 21(11): 2152-2158.
- [4] 孙志国, 朱程香, 朱春玲. 飞机结冰数值仿真软件开发[J]. *计算机仿真*, 2012, 29(4): 104-107, 111.  
SUN Zhiguo, ZHU Chengxiang, ZHU Chunling. Development of software for aircraft icing simulation[J]. *Computer Simulation*, 2012, 29(4): 104-107, 111.
- [5] 申晓斌, 林贵平, 卜雪琴, 等. 发动机进气道短舱前缘结冰三维模拟研究[J]. *航空学报*, 2013, 34(3): 517-524.  
SHEN Xiaobin, LIN Guiping, BU Xueqin, et al. Three-dimensional simulation research on ice shape at engine inlet nacelle front[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2013, 34(3): 517-524.
- [6] MYERS T G. Extension to the messinger model for aircraft icing[J]. *AIAA Journal*, 2001, 39(2): 211-218.
- [7] MYERS T G, CHARPIN J P F, THOMPSON C P. Slowly accreting glaze ice due to supercooled water impacting on a cold surface[J]. *Physics of Fluids*, 2002, 14(1): 240-256.
- [8] MYERS T G, CHARPIN J P F, CHAPMAN S J. The flow and solidification of a thin fluid film on an arbitrary three dimensional surface[J]. *Physics of Fluids*, 2002, 14(8): 2788-2803.
- [9] BALIGA G. Numerical simulation of one-dimensional heat transfer in composite bodies with phase change: NASA-I65607[R]. [S.l.]: NASA, 1982.
- [10] ROELKE R J, KEITH T G, WITTE K J, et al. Efficient numerical simulation of a one-dimensional electrothermal deicer pad[J]. *Journal of Aircraft*, 1988, 25(12): 1097-1105.
- [11] MILLER D R, BONDT T, SHELDON D, et al. Validation of NASA thermal ice protection computer codes, Part one: Program overview: AIAA-97-0049[R]. [S.l.]: AIAA, 1997.
- [12] WRIGHT W B, WITTE K J, KEITH T. Numerical simulation of icing, deicing, and shedding: AIAA-91-0665[R]. [S.l.]: AIAA, 1991.
- [13] WRIGHT W B, AL-KHALIL K M, MILLER D R, et al. Validation of NASA thermal ice protection computer codes: Part two: The validation of LEWICE/Thermal: AIAA-97-0050[R]. [S.l.]: AIAA, 1997.
- [14] AL-KHALIL K M, HORVSTH C, MILLER D R, et al. Validation of NASA thermal ice protection computer codes: Part three: The validation of ANTICE: AIAA-97-0051[R]. [S.l.]: AIAA, 1997.
- [15] SILVA G, MATTOS S, JESUS Z. Numerical simulation of airfoil thermal anti-ice operation, Part 1: Mathematical modelling[J]. *Journal of Aircraft*, 2007, 44(2): 627-633.
- [16] SILVA G, SILVARES O, ZERBINI E. Water film breakdown and rivulets formation effects on thermal anti-ice operation simulation[C]//Proceeding of the 9th AIAA/ASME Joint Thermophysics and Heat Transfer Conference. [S.l.]: AIAA, 2006.
- [17] SILVA G, SILVARES O, ZERBINI E, et al. Differential boundary-layer analysis and runback water flow model applied to flow around airfoils with thermal anti-ice[C]//Proceeding of the 1st AIAA Atmospheric and Space Environments Conference. [S.l.]: AIAA, 2009.
- [18] REID T, BARUZZI G S, OZCER I A, et al. FENSAP-ICE: 3D Simulation, and validation, of de-icing with inter-cycle ice accretion[EB/OL]. (2011-06-13). <https://doi.org/10.4271/2011-38-0102>.
- [19] REID T, BARUZZI G S, HABASHI W G. FENSAP-ICE: Unsteady conjugate heat transfer simulation of electrothermal de-icing[J]. *Journal of Aircraft*, 2012, 49(4): 1101-1109.
- [20] 樊玲. 结冰融冰过程的数值模拟[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2005.  
FAN Ling. Numerical simulation of the process of icing/melting[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2005.
- [21] 卜雪琴, 林贵平, 郁嘉. 机翼电加热防冰表面内外传热的耦合计算[J]. *航空动力学报*, 2010, 25(7): 1491-1496.  
BU Xueqin, LIN Guiping, YU Jia. Coupled heat transfer calculation on an airfoil electrothermal anti-icing surface[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2010, 25(7): 1491-1496.
- [22] 肖春华, 桂业伟, 杜雁霞, 等. 电热除冰传热特性的结冰风洞实验研究[J]. *实验流体力学*, 2010, 24(4): 21-24.  
XIAO Chunhua, GUI Yewei, DU Yanxia, et al. Experimental study on heat transfer characteristics of aircraft electrothermal deicing in icing wind tunnel[J]. *Journal of Experiments in Fluid Mechanics*, 2010, 24(4): 21-24.
- [23] 肖春华, 林贵平, 桂业伟, 等. 冰脱落对电热除冰传热特性的影响研究[J]. *空气动力学学报*, 2012, 30(4): 551-556.

- XIAO Chunhua, LIN Guiping, GUI Yewei, et al. Study on effect of ice shedding on heat transfer characteristics of electrothermal airfoil deicing[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2012, 30(4): 551-556.
- [24] 刘宗辉, 卜雪琴, 林贵平, 等. 基于 PHengLEI 的非稳态电热除冰过程仿真[J]. *空气动力学学报*, 2022, 41(2): 53-64.
- LIU Zonghui, BU Xueqin, LIN Guiping, et al. Simulation of unsteady electrothermal deicing process based on PHengLEI[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2022, 41(2): 53-64.
- [25] MU Zuodong, LIN Guiping, SHEN Xiaobin, et al. Numerical simulation of unsteady conjugate heat transfer of electrothermal deicing process[EB/OL]. (2018-01-29). <https://doi.org/10.1155/2018/5362541>.
- [26] ENACHE A, BERNAY B, GLABEKE G, et al. Ice shedding phenomenon: An experimental and numerical investigation[C]//Proceedings of the AIAA Aviation 2020 Forum. [S.l.]: AIAA, 2020.
- [27] ESMAEIL E, RAJ L, MYONG R. Computational simulation of aircraft electrothermal de-icing using an unsteady formulation of phase change and runback water in a unified framework[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2022(130): 1-19.
- [28] CAROZZA A, PETROSINO F, MINGIONE G. Numerical procedure for electro-thermal anti-icing system simulation coupling internal thermal analysis and external multi-physic code[J]. *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*, 2021(1024): 1-9.
- [29] WANG Zhengzhi, ZHAO Huanyu, LIU Senyun. Numerical simulation of aircraft icing under local thermal protection state[J]. *Aerospace*, 2022, 9(2): 84.
- [30] BU Xueqin, LIN Guiping, SHEN Xiaobin, et al. Numerical simulation of aircraft thermal anti-icing system based on a tight-coupling method International[J]. *Journal of Heat and Mass Transfer*, 2020(148): 1-15.
- [31] CAO Yihua, LI Guozhi, SONG Dan. Numerical simulation of melting of ice accreted on an airfoil[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2021(119): 1-8.
- [32] WANG Jingxin, YU Dachuan, YANG Zaili. Experimental investigation of super-hydrophobic/electro-thermal synergistically anti-icing/de-icing strategy in ice wind tunnel[J]. *Transactions of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics*, 2023, 40(2): 193-204.
- [33] BENNANI L, TRONTIN P, RADENAC E. Numerical simulation of an electrothermal ice protection system in anti-icing and deicing mode[J]. *Aerospace*, 2023, 10(1): 75.
- [34] MORIOKA K, YOSHIYUKI T, KAZUAKI T. High-temperature fracture properties of CFRP composite for aerospace applications[J]. *Materials Science and Engineering: A*, 2001, 319: 675-678.
- [35] GIGLIOTTI M, LAFARIE M, GRANFIDER J. Development of experimental and modeling tools for the characterization of the thermo-electro-mechanical behavior of composite materials for aircraft applications[J]. *Mécanique & Industries*, 2011, 12(11): 87-101.

(编辑:孙静)