

基于水膜流动与耦合传热的翼型防/除冰计算

辛 苗, 钟 国, 曹义华

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191)

摘 要: 针对飞行器防/除冰过程中翼面上空气-水膜-冰层-机翼之间的耦合传质传热现象,建立了一种基于水膜流动与耦合传热模型的翼型防/除冰数值模拟方法。基于 Myers 水膜流动模型建立了防/除冰热载荷作用下翼面溢流水流动、结冰及内部温度分布的数值计算理论。对于翼型及冰层内的传热现象,利用焓理论及有限体积法建立了复杂多层结构传热的数值模拟方法,对于冰层相变过程,提出了一种基于焓理论的相变修正方法以考虑相变潜热对温度变化的影响。最终实现了翼型防/除冰过程的耦合计算,结果表明:通过结合不同界面处的传热边界条件和考虑了相变潜热效应的焓理论对水膜流动与翼型/冰层传热模型进行耦合求解,能够对翼型/冰层内温度分布进行准确计算,可实现对翼型防/除冰过程中溢流水流动及结冰特性的有效预测与分析。

关 键 词: 电加热防/除冰; 水膜流动; 耦合传热; 相变修正; 有限体积法

中图分类号: V244.1

文献标志码: A

Calculation of airfoil anti-icing/deicing characteristics based on water film flow and coupled heat transfer

XIN Miao, ZHONG Guo, CAO Yihua

(School of Aeronautic Science and Engineering,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: Numerical simulation methods for airfoil anti-icing/deicing system based on water film flow and coupled heat transfer model were established to solve the coupled mass and heat transfer phenomena among air/water film/ice layer/airfoil on the airfoil surface in the aircraft anti-icing/deicing process. The numerical computation methods for runback flow water, ice accretion on the airfoil surface as well as inner temperature distribution under the effect of the thermal load of anti-icing/deicing system were established based on the Myers water film flow model. For the heat transfer process in the airfoil and ice layer, the enthalpy theory and the finite volume method were used to establish the numerical simulation method of heat transfer in the complex multilayer structure. For the phase change process in the ice layer, the phase change correction method based on enthalpy theory was proposed to consider the effect of phase change latent heat on temperature change. Finally, coupled calculation of the airfoil anti-icing/deicing process was realized. The results showed that through the coupled calculation of the water film flow and airfoil/ice layer heat transfer model with combination of the heat transfer boundary conditions at different interfaces and the enthalpy theory

收稿日期: 2020-06-26

基金项目: 旋翼空气动力学重点实验室基金(RAL20180401)

作者简介: 辛苗(1993—),男,博士生,主要从事空气动力学与计算流体力学研究。

引用格式: 辛苗,钟国,曹义华. 基于水膜流动与耦合传热的翼型防/除冰计算[J]. 航空动力学报, 2021, 36(4): 783-794. XIN Miao, ZHONG Guo, CAO Yihua. Calculation of airfoil anti-icing/deicing characteristics based on water film flow and coupled heat transfer[J]. Journal of Aerospace Power, 2021, 36(4): 783-794.

considering the latent heat effect of phase change, the temperature distribution can be accurately computed in the airfoil/ice layer, meanwhile the effective prediction and analysis of the flow and ice accretion characteristics of the runback water during the airfoil anti-icing/deicing process can be realized.

Key words: electro-thermal anti-icing/deicing; water film flow; coupled heat transfer; phase change correction; finite volume method

飞行器在结冰气象环境中飞行时可能发生部件表面积冰现象, 结冰可能会破坏飞行器的气动外形, 影响飞行器的性能, 对飞行器的飞行安全造成威胁^[1]。因此, 电加热防/除冰系统常被应用于直升机旋翼及部分固定翼飞机的机翼、尾翼中, 以提升飞行器的防/除冰能力^[2]。对电加热防/除冰系统开展数值模拟研究能为飞行器防/除冰系统的设计及优化提供有效的支撑。

国外针对飞行器防/除冰系统研究较早, 其中 NASA 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、溪流等现象进行了仿真计算^[3]。Silva 等^[4]基于对机翼表面气流、过冷水流动及传热特性的分析建立了翼面防冰过程的物理模型, 通过热流量耦合的方式实现了机翼防冰系统的整体计算。Reid 等^[5]建立了详细的三维非稳态耦合传热模型, 通过同时求解结冰模块和传热模块实现了对机翼电热除冰过程的松散耦合求解。国内针对防/除冰系统的数值模拟研究也有丰富的研究成果^[6-9]。其中卜雪琴等^[10]对三维电加热防冰系统与结冰过程的耦合效应进行了分析, 通过对考虑了防冰系统热功率的 Messinger 结冰模型进行耦合求解, 给出了机翼防冰表面的稳态温度分布。朱剑璠等^[11]建立了湿润表面的流动及传热模型, 指出水膜表面对流换热特性是影响表面温度的重要参数。肖春华^[12]对电热除冰过程中的传热、冰壳形成及脱落、冰层内热力特性及冰脊形成机理等方面进行了深入的理论、实验及数值模拟研究。管宁^[13]对三维机翼防冰热载荷的模拟结果表明完全蒸发机翼表面溢流水所需热载荷和表面温度远高于不完全蒸发防冰系统。赵勇等^[14]通过对三维水平尾翼表面的水滴撞击特性和防冰热载荷分布进行计算及分析, 为电加热防/除冰系统加热区域的布置及优化提供了设计参考。傅见平等^[15]使用二维电热除冰模型对直升机旋翼防/除冰控制律进行了计算、对比和分析。申晓斌等^[16]则提出了一种基于界面温度耦合的理论, 实现了对机

翼电加热除冰过程的耦合数值模拟。李延等^[17]通过求解欧拉水膜模型, 并通过界面热流量交换的形式与内外流场求解器耦合, 给出了一种求解热气防冰系统热分布的数值模拟方法。顾洪宇等^[18]通过内外流场耦合模拟, 对热气防冰系统的蒙皮表面的冰脊外形及其对气动特性的影响进行了预测。郭涛等^[19]基于内外传热耦合原理对飞机短舱热气防冰系统的换热、温度特性和加热效率等关键参数进行了分析。

经典的 Messinger 模型对结冰时的传热传质过程描述清晰, 方程形式简洁, 因此在结冰的数值模拟中得到了广泛的应用。但其对水膜流动过程做了一定的简化, 缺乏对水膜高度和内部温度分布的求解, 未考虑控制体内留存水含量的变化。为此, Myers 等^[20]通过润滑理论对水膜内的 Navier-Stokes(N-S)方程进行分析简化, 建立了基于水膜流动的结冰模型。相较于经典的 Messinger 模型, Myers 模型对水膜运动的描述更为精细, 在确定了水膜高度后可进一步给出水膜内温度分布, 能够对模型的溢流水流动及耦合传热过程给出更为详细的描述。同时, 以往的研究多假设结冰模型与传热模型的耦合界面始终位于机翼表面, 对新生长的冰层内部的传热过程进行简化处理。这种假设在冰层较薄时比较合理, 当冰层较厚时, 机翼表面和冰层外表面的温度存在一定的差异, 受其影响, 溢流水的流动范围、结冰特性及冰脱落特性也会有所不同, 因此需要建立冰层内传热模型以及相应的耦合方法。

针对以上不足, 本文的创新点主要如下: 首先, 本文将改进的 Myers 水膜流动模型扩展至传热表面, 建立了防/除冰过程中不同类型相界面处的传热边界条件。其次, 基于焓理论和有限体积法建立了翼型/冰层内传热过程的数值模拟方法, 并提出一种相变修正方法以考虑相变潜热对冰层温度变化的影响。最后, 本文假设水膜流动始终位于翼型和冰层的外表面, 利用耦合界面处的传热特性实现了水膜流动模型与翼型/冰层传热模型的耦合求解。最后, 对模型进行算例验证, 并与

实验结果进行了对比,结果表明,当前水膜流动与耦合传热模型所计算出的加热片处的温度响应以及翼型表面温度分布与实验结果的偏差在合理范围内,对于翼型防/除冰过程中的溢流水流动及积冰现象能给出较为合理的预测。

1 物理模型

1.1 欧拉两相流模型

空气中过冷水滴运动的求解采用欧拉两相流模型^[21]。由于过冷水滴在空气中的体积分数较小,可忽略其对空气运动的影响,因此可对空气流场解耦后独立求解。空气流场的求解采用雷诺平均 Navier-Stokes (RANS) 方程,湍流模型采用 Spalart-Allmaras (S-A) 单方程湍流模型。水滴流场的连续方程和动量方程为^[22]

$$\frac{\partial \rho_d}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho_d \mathbf{V}_d) = 0 \quad (1)$$

$$\frac{\partial \rho_d u_d}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho_d \mathbf{V}_d u_d) = \frac{3C_d Re_d \mu_a}{4\rho_w D^2} \rho_d (u_a - u_d) \quad (2)$$

$$\frac{\partial \rho_d v_d}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho_d \mathbf{V}_d v_d) = \frac{3C_d Re_d \mu_a}{4\rho_w D^2} \rho_d (v_a - v_d) + \rho_d g \left(1 - \frac{\rho_a}{\rho_w}\right) \quad (3)$$

其中 t 为时间, ρ_d 和 $\mathbf{V}_d = (u_d, v_d)$ 分别表示水滴的表观密度和速度, ρ_a 和 $\mathbf{V}_a = (u_a, v_a)$ 分别为空气的密度和速度,其中 u 和 v 分别表示速度沿 x 、 y 方向的分量, D 为过冷水滴等效直径, ρ_w 为液态水密度, μ_a 为空气的动力黏度, g 为重力加速度, C_d 为水滴阻力系数, Re_d 为水滴相对空气的雷诺数。水滴流场的控制方程使用有限体积法离散,对流项离散采用迎风格式,源项采用线性化处理以分离出求解变量,时间项采用一阶隐格式离散。待水滴流场求解收敛后,可通过下式求出翼型表面的局部水收集系数 β

$$\beta = \frac{\rho_{\text{wall}} v_{\perp \text{wall}}}{\rho_{\text{lwc}} V_{\infty}} \quad (4)$$

其中 ρ_{wall} 和 $v_{\perp \text{wall}}$ 分别表示翼面处的水滴表观密度及水滴法向撞击速度, ρ_{lwc} 和 V_{∞} 分别表示自由来流的液态水含量和水滴速度。

1.2 水膜流动模型

根据机翼表面水膜流动的特点,可以对水膜内的 N-S 方程进行简化,进而建立了描述水膜流动和传热的数学模型,对此国内^[23-24]和国外^[20]均

已有相关的研究成果。值得注意的是,在防/除冰过程中,随着冰层的生长与脱落,水膜流动的基底也有所不同。在不存在冰层的区域,水膜流动的基底为翼型表面,如果翼型表面存在冰层,水膜流动的基底为冰层外表面,如图 1 所示,图中 $\mathbf{V}_w$ 表示水膜速度。

本文在水膜流动模型的基础上考虑了水膜-空气界面处的水膜蒸发率,改进后的水膜流动方程为

$$\frac{\partial \rho_w h}{\partial t} + \frac{\partial \rho_w W}{\partial s} = \rho_{\text{lwc}} \beta V_{\infty} - \dot{m}_{\text{ev}} - \rho_i \frac{\partial b}{\partial t} \quad (5)$$

其中 h 、 W 分别表示水膜高度及水膜流通量, s 为基底上的曲线长度, $\dot{m}_{\text{ev}}$ 表示水膜的蒸发率, ρ_i 为冰层密度, b 表示冰层高度。水膜流通量由下式计算:

$$W = -\frac{h^3}{3\mu_w} \left(\frac{\partial p_a}{\partial s} + \rho_w g_s \right) + \frac{h^2}{2\mu_w} \tau_s \quad (6)$$

其中 p_a 为当地大气压力, g_s 为重力沿翼面切线方向的分量, τ_s 为气流对水膜的表面切应力, μ_w 表示液态水的动力黏度。

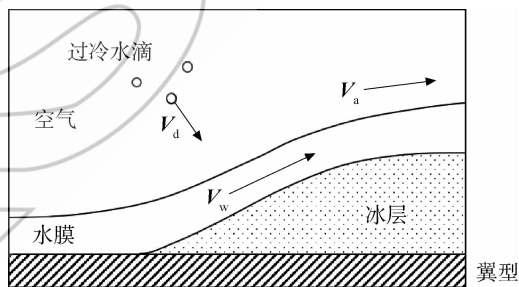


图 1 翼型表面水膜流动与积冰过程示意图

Fig. 1 Schematic diagram of water film flow and ice accretion on the airfoil surface

翼面上水膜蒸发作用对积冰过程有着明显影响,蒸发率 $\dot{m}_{\text{ev}}$ 的大小与水膜表面温度、空气温度、水膜与空气对流换热特性等参数有关,可由下式计算^[25]

$$\dot{m}_{\text{ev}} = -0.696 \frac{\alpha_{\text{cv}}}{c_{p,a}} \cdot \frac{p_s(T_{\infty}) - p_s(T_{\text{aw}})}{p_m} \quad (7)$$

其中 α_{cv} 为当地的表面传热系数, $c_{p,a}$ 表示空气的比定压热容, T_{∞} 表示自由来流的温度, T_{aw} 表示水膜的表面温度, p_s 表示该温度下的饱和蒸汽压, p_m 表示壁面压强与来流压强的平均值。

在水膜流动方程中,水膜表面温度 T_{aw} 和积冰率 $\rho_i \frac{\partial b}{\partial t}$ 的求解均需要先计算出水膜内的温度分布,因此需要建立水膜传热模型。在典型的积冰条件下,机翼表面的水膜高度约为微米量级,因此可以采用润滑理论对水膜能量方程进行一定的

简化^[26]。对于薄水膜,假设其 Peclet 数为充分小量,因此可以忽略水膜能量方程中的对流项。由于水膜较薄,可以忽略横向的热传导和非稳态传热作用。于是水膜内的能量方程可以简化为

$$\frac{\partial^2 T}{\partial z^2} \approx 0 \quad 0 \leq z \leq h \quad (8)$$

水膜内的能量变化过程如图 2 所示,图中 $z=0^-$ 和 $z=0^+$ 分别表示基底-水膜界面处的基底侧和水膜侧。若基底为冰层,则冰层-水膜界面的边界条件为

$$T|_{z=0} = T_f \quad \rho_i L_f \frac{\partial b}{\partial t} = q|_{z=0^-} - q|_{z=0^+} \quad (9)$$

其中 T_f 表示冰点温度, L_f 表示冰的相变潜热, q 为热流密度。若基底为翼型,则翼型-水膜界面的边界条件为

$$T|_{z=0} = T_{sur} \quad q|_{z=0^-} = q|_{z=0^+} \quad (10)$$

其中 T_{sur} 表示翼型表面温度。式(9)和式(10)中的基底侧热流密度可由下文的翼型/冰层传热模型求出。水膜-空气界面的边界条件为

$$T|_{z=h} = T_{aw} \quad q|_{z=h} = q_a + q_k - q_c - q_d - q_e \quad (11)$$

其中 q_a 、 q_k 、 q_c 、 q_d 、 q_e 分别表示空气的气动加热作用、过冷水滴的撞击动能、对流换热作用、入射过冷水滴的冷却作用及水膜蒸发带走的热流密度,各能量项的计算公式可参照文献[20]。

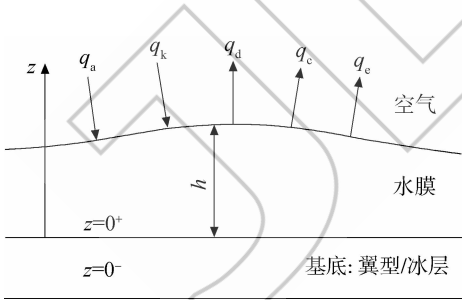


图2 水膜内能量变化过程示意图

Fig. 2 Schematic diagram of energy transfer process in the water film

对式(8)沿水膜高度方向进行积分,结合各界面的边界条件,可以得到水膜内的温度分布

$$T = T|_{z=0} + \frac{T_{aw} - T|_{z=0}}{h} z \quad 0 \leq z \leq h \quad (12)$$

式中 T_{aw} 可由式(11)和式(12)求出

$$T_{aw} = \frac{T|_{z=0} + \epsilon_0 h}{1 - \epsilon_1 h} \quad (13)$$

其中

$$\epsilon_0 = \frac{q_a + q_k - q_e + \rho_{lwc} \beta V_{\infty} c_{p,w} T_d + \alpha_{cv} T_{\infty}}{\kappa_w} \quad (14)$$

$$\epsilon_1 = - \frac{\alpha_{cv} + \rho_{lwc} \beta V_{\infty} c_{p,w}}{\kappa_w} \quad (15)$$

式中 T_d 和 $c_{p,w}$ 分别表示过冷水滴的温度和液态水的比定压热容, κ_w 表示水的热导率。在得到了水膜内温度分布后,可由下式求出水膜平均温度 $\bar{T}$

$$\bar{T} = \frac{1}{h} \int_0^h T dz \quad (16)$$

基底-水膜界面处水膜侧热流密度计算公式为

$$q|_{z=0^+} = \kappa_w \frac{\partial T}{\partial z} \Big|_{z=0^+} = \kappa_w \frac{\epsilon_0 + \epsilon_1 T|_{z=0}}{1 - \epsilon_1 h} \quad (17)$$

为了克服数值奇性,在实际模拟时需给定纳米量级的水膜高度 h 作为初始条件^[20]。

当基底的表面温度较低时,撞击的过冷水滴直接冻结,基底表面不存在水膜 ($h=0 \mu m$),此时冰层-空气界面的边界条件为

$$T|_{z=0} = T_{ai} \quad q|_{z=0^-} = q_l + q_a + q_k - q_c - q_d - q_s \quad (18)$$

其中 $q_l = \rho_{lwc} \beta V_{\infty} L_f$, T_{ai} 和 q_s 分别表示冰层-空气界面处的温度及冰层升华带走的热流密度^[20]。

1.3 表面传热系数计算

表面传热系数是影响水膜传热及积冰特性的关键参数,其主要依赖于空气边界层的属性。表面粗糙度对边界层的流动及传热特性有着重要的影响,由于水膜和冰层表面粗糙度形成机理相当复杂,且十分不规则,因此对其精确模拟较为困难。Shin 等^[27] 基于大量的积冰实验数据提出了一种等效沙粒表面粗糙度来考虑表面粗糙度对积冰过程的影响,其认为积冰表面等效沙粒粗糙度和液态水含量、空气温度、飞行速度及过冷水滴等效直径有关,其关系式为

$$R_a = 0.6839 \left[\frac{R_a/c}{(R_a/c)_{base}} \right]_{\rho_{lwc}} \cdot \left[\frac{R_a/c}{(R_a/c)_{base}} \right]_d \cdot \left[\frac{R_a/c}{(R_a/c)_{base}} \right]_{T_{\infty}} \cdot \left(\frac{R_a}{c} \right)_{base} \cdot c \quad (19)$$

其中 R_a 和 c 分别表示等效沙粒表面粗糙度及翼型弦长,式中各项具体表达式可见文献[27]。根据文献[28],Shin 模型计算出的等效沙粒表面粗糙度能够反映不同微观水形态下(水膜、溪流和水珠)冰层表面的表面粗糙度特性,该模型也被用于 LEWICE 和 FENSAP-ICE 等积冰模拟软件中。因此,本文取 Shin 模型计算当前模型的表面粗

糙度。

在此基础上,采用文献[25]中考虑了表面粗糙度影响的边界层积分法来计算模型的表面传热系数。基于 Spalding 类比,可得层流边界层内的表面传热系数为^[29]

$$\alpha_{cv} = \frac{0.293\kappa_a V_e^{1.435}}{\sqrt{\nu_a \left(\int_0^s V_e^{1.87} ds \right)}} \quad (20)$$

其中 κ_a 为空气的热导率, ν_a 为空气的运动黏度, V_e 为边界层边缘的气流速度。

从层流边界层到湍流边界层的转捩可由基于等效沙粒表面粗糙度的雷诺数 Re_s 判断

$$Re_s = \frac{V_k R_a}{\nu_a} \quad (21)$$

其中 V_k 为表面粗糙度边缘处的气流速度。当 $Re_s \geq 600$ 时可认为边界层已转捩为湍流边界层。对于湍流边界层,表面传热系数可由下式计算^[30]

$$\alpha_{cv} = \rho_a c_{p,a} V_e St \quad (22)$$

其中斯坦顿数 St 的计算公式为

$$St = \frac{0.5C_f}{Pr_t + 0.52Pr_t^{0.8} \sqrt{0.5C_f} \left(\frac{V_\tau R_a}{\nu_a} \right)^{0.45}} \quad (23)$$

其中 C_f 为当地摩擦系数, V_τ 为摩擦速度, Pr_t 及 Pr_t 分别表示层流普朗特数和湍流普朗特数。

1.4 翼型/冰层传热模型

翼型内的电加热结构通常为多层材料复合结构,其传热特性由非稳态热传导方程决定。当翼型表面存在冰层时,需要计算冰层内传热特性。相变潜热的存在使得冰水相变时其温度不连续,此时可采用焓值 H 描述翼型及冰层内的能量变化。焓理论下翼型及冰层内的能量守恒方程可表示为

$$\frac{\partial H}{\partial t} = \nabla \cdot \mathbf{q} + r_h \quad (24)$$

其中 $\mathbf{q} = \kappa \nabla T$ 为热流密度矢量, κ 为热导率, r_h 为内热源体积热流量。当冰层相变为两相态时,为方便起见可以人为定义 $c_{p,m} = L_f / \Delta T_m$, 其中 ΔT_m 为相变温度区间,于是冰层中焓值与温度可表示为如下关系^[31]

$$H = \begin{cases} \rho_i c_{p,i} T & H \leq H_{sm} \\ \rho_m c_{p,m} (T - T_{sm}) + H_{sm} & H_{sm} < H < H_{lm} \\ \rho_w c_{p,w} (T - T_{lm}) + H_{lm} & H \geq H_{lm} \end{cases} \quad (25)$$

其中 ρ_m 和 $c_{p,i}$ 分别为两相区的密度及冰的比定压热容, $H_{sm} = \rho_i c_{p,i} T_{sm}$ 及 $H_{lm} = \rho_i c_{p,i} T_{sm} + \rho_m L_f$ 分

别为两相区的焓值下界及上界, T_{sm} 和 T_{lm} 分别为两相区的温度下界及上界。求出翼型/冰层内温度场后便可给出基底-水膜界面处基底侧的热流密度

$$q|_{z=0^-} = \kappa_s \nabla_n T \quad (26)$$

其中 κ_s 为基底材料的热导率,若基底为翼型则等于翼型蒙皮材料的热导率 κ_{sur} ,若基底为冰层则等于冰的热导率 κ_i , $\nabla_n T$ 为沿界面法向的温度梯度。对于翼型-空气界面,其边界条件为

$$q|_{z=0^-} = \alpha_{cv} (T_\infty - T_{sur}) \quad (27)$$

当冰层在单个时间步长内发生了相变,由于不同相态间的材料热力学属性不同,无法直接采用焓理论进行计算。本文提出了一种基于预报-校正技术的相变修正方法对这一过程进行计算。假设冰层相变时不可跨越相态,此时由于温度变化导致冰层由相态 1 相变为相态 2,由于在预报步内认为物质均处于相同态,假设预报步内计算出的温度为 T^{n+1} ,则预报步计算出的焓值为

$$H^{n+1} = \rho_1 c_{p,1} T^{n+1} \quad (28)$$

其中 ρ_1 和 $c_{p,1}$ 分别表示冰层处于相态 1 时的密度及比定压热容。由于相变过程中焓值是连续的,因此可以根据预报焓值相对于相变焓值的增量计算出相变后的温度。假设 H_{12} 表示两种相态的相变焓值, T_{12} 表示两种相态的相变温度,则修正后的相变温度 T^{*n+1} 可表示为

$$T^{*n+1} = \frac{1}{\rho_2 c_{p,2}} (H^{n+1} - H_{12}) + T_{12} = \frac{\rho_1 c_{p,1}}{\rho_2 c_{p,2}} (T^{n+1} - T_{12}) + T_{12} \quad (29)$$

其中 ρ_2 和 $c_{p,2}$ 分别表示冰层处于相态 2 时的密度及比定压热容。

1.5 水膜流动与耦合传热模型

由于在本文求解过程中翼面上最大冰层高度相比翼型弦长来说相对较小,为了简化求解,假设空气流场和水滴流场在水膜流动与耦合传热过程中保持稳态解不变。本文取翼型和当前冰形的外表面作为耦合边界,在耦合边界处水膜流动模型和翼型/冰层传热模型满足温度及热流密度连续的边界条件,通过在耦合边界处进行数据交换以实现翼型防/除冰模型的耦合求解。在单个时间步内求解时,首先根据上一时刻的水膜高度和温度给出耦合界面的初始温度及热流密度,然后对翼型/冰层传热模型内的温度场进行计算,并更新耦合界面处的温度及热流密度。通过求解水膜流动模型得到更新后的水膜高度和温度分布。重复上述过程,直到翼型/冰层/水膜温度逐渐收敛,从

而求出当前时刻的水膜高度、冰层高度及模型温度分布。在计算过程中,随着冰层的生长,两模型耦合边界的位置也随之移动。本文对这一过程做简化处理,假设冰层沿翼面法向生长,当水膜内新生成的冰层高度超过冰形更新标准之后,将更新冰形并使用新冰形顶部作为耦合界面。

在求解中,由于两求解域尺寸不同,水膜流动模型与翼型/冰层传热模型通常具有不同的网格分布。因此在耦合界面处需要对数据进行插值,以实现不同求解域的数据通信。常用的插值方法有最小距离法、反距离加权法等。本文采用反距离加权法进行耦合界面处的数据插值计算。

当冰层内局部温度超过 T_{im} 时,可认为当地冰层已由固态相变为液态,即冰层局部融化,为简化计算,忽略融化后形成的液态水对水膜的影响。受电加热片热功率作用,机翼蒙皮附近的冰层将最早升温至冰点并局部融化。当冰层受热导致其融化范围超过一定限度时,在气动力和惯性力的作用下,冰层可能产生脱落。由于机翼表面冰层的力学特性较为复杂,本文采用文献[32]中的方法对脱落过程进行适当简化,仅考虑冰层传热作用对冰脱落的影响。在本文中,当蒙皮上某位置上方的冰层单元内的温度均超过冰点时,说明该位置处蒙皮上方的冰层已全部融化为液态水,在气动力或惯性力的作用下发生溢流或剥落,可认为该处冰层产生局部脱落。而当冰层与蒙皮界面处温度均高于冰点时,说明冰层与蒙皮间形成了一层液态水膜,导致冰层的黏附力逐渐消失,此时可认为冰层整体脱落。在冰脱落时,脱落处的冰层高度和水膜高度会发生突变,本文对该过程做简化处理,当冰脱落后将脱落处的冰层高度设为零,并将水膜高度重新赋值为初始水膜高度。

2 数值求解方法

2.1 水膜流动方程

对于水膜流动方程,时间项采用一阶欧拉隐式离散,对流项采用线性化处理,界面处变量值使用二阶 Lax-Wendroff 格式计算,最终得到如下的离散格式

$$\frac{h_k^{n+1} - h_k^n}{\Delta t} + \frac{W_{k+1/2}^{n+1} - W_{k-1/2}^{n+1}}{\Delta s_k} = \frac{1}{\rho_w} \left(\rho_{lwc} \beta V_\infty - \dot{m}_{ev} \right)_k^n - \rho_i \left(\frac{\partial b}{\partial t} \right)_k^n \quad (30)$$

$$W_{k+1/2}^{n+1} = \frac{1}{2} (W_k^{n+1} + W_{k+1}^{n+1}) -$$

$$\frac{\Delta t}{2\Delta s_k} \left(\frac{\partial W}{\partial h} \right)_{k+1/2}^n (h_{k+1/2}^{n+1} - h_{k-1/2}^{n+1}) \quad (31)$$

$$W_k^{n+1} \approx W_k^n + \left(\frac{\partial W}{\partial h} \right)_k^n (h_k^{n+1} - h_k^n) \quad (32)$$

其中 Δt 和 Δs_k 分别为时间步长和空间步长,上式中的结冰率可通过式(9)计算,得到结冰率后可采用显格式计算当前的冰层高度。水膜蒸发率由式(7)计算。最终,对离散后的水膜流动方程进行整理,可得到如下形式的线性方程组

$$a_k^{(1)} h_{k-1}^{n+1} + a_k^{(2)} h_k^{n+1} + a_k^{(3)} h_{k+1}^{n+1} = d_k \quad (33)$$

离散后水膜流动方程的系数矩阵为三对角系数矩阵,可以采用追赶法(tridiagonal matrix algorithm, TDMA)直接求解^[33]。

2.2 翼型/冰层传热方程

本文采用有限体积法求解翼型/冰层内的非稳态热传导方程。将式(24)在控制体内进行积分,使用格林公式对热扩散项进行变换,可得

$$\iint_S \frac{\partial H}{\partial t} dS = \oint_F q_n dF + \iint_S r_h dS \quad (34)$$

其中 S 和 F 分别表示控制体的面积及边界, q_n 表示控制体边界上的法向热流密度,其表达式为

$$q_n = \mathbf{q} \cdot \mathbf{n} \quad (35)$$

其中 $\mathbf{n}$ 为控制体边界上的法向量。对式(34)中的时间项采用一阶隐格式离散,扩散项采用二阶中心差分离散,离散后的控制方程为

$$\frac{\bar{H}_{i,j}^{n+1} - \bar{H}_{i,j}^n}{\Delta t} = \frac{1}{S_{i,j}} \sum_{m=1}^4 q_{n,m}^{n+1} \Delta F_m + \bar{r}_h \quad (36)$$

其中 $\bar{H}$ 和 $\bar{r}_h$ 分别表示控制体内的平均焓值及内热源平均体积热流量, $m=1 \sim 4$ 分别表示控制体的四个边界。

由于翼型内部为多层材料复合结构,不同材料之间的热导率、密度、比定压热容等均不相同,因此需要建立不同材料交界面处热流密度的计算方法,交界面处的控制体如图3所示。

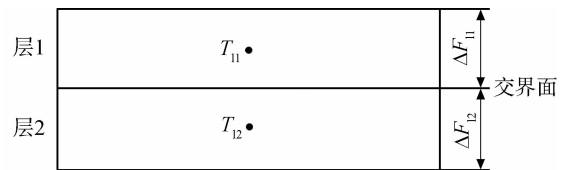


图3 不同材料层间交界面处控制体示意图

Fig. 3 Schematic diagram of the control volume near the interface between layers of different materials

由交界面处温度及热流量连续边界条件可得

$$q_n = \kappa_{11} \frac{T_{11} - T_{if}}{\Delta F_{11}/2} = \kappa_{12} \frac{T_{if} - T_{12}}{\Delta F_{12}/2} \quad (37)$$

其中 κ_{11} 及 κ_{12} 分别表示层 1 和层 2 材料的热导率, T_{11} 及 T_{12} 分别表示层 1 和层 2 材料的温度, T_{if} 表示界面处温度, 假设 $M_{11} = \kappa_{11} / \Delta F_{11}$, $M_{12} = \kappa_{12} / \Delta F_{12}$, 可得界面处热流密度计算公式为

$$q_n = \frac{2M_{11}M_{12}}{M_{11} + M_{12}}(T_{11} - T_{12}) \tag{38}$$

对离散后的方程进行整理, 可得到如下形式的线性方程组

$$\mathbf{A} \mathbf{T}^{n+1} = \mathbf{N} \tag{39}$$

式中系数矩阵 $\mathbf{A}$ 为五对角稀疏矩阵, 对于这种形式方程组有多种求解方法, 这里使用 LU-SGS (lower-upper symmetric Gauss-Seidel) 方法对其进行求解^[33]。对于矩阵 $\mathbf{A}$, 可将其近似 LU 分解为

$$\mathbf{A} = (\mathbf{L} + \mathbf{D})\mathbf{D}^{-1}(\mathbf{D} + \mathbf{U}) \tag{40}$$

其中 $\mathbf{L}$ 、 $\mathbf{D}$ 、 $\mathbf{U}$ 分别表示矩阵 $\mathbf{A}$ 的严格下三角矩阵、对角矩阵及严格上三角矩阵, 于是原方程组可分两步求解

$$(\mathbf{L} + \mathbf{D})\tilde{\mathbf{T}}^{n+1} = \mathbf{N} \tag{41}$$

$$(\mathbf{D} + \mathbf{U})\mathbf{T}^{n+1} = \mathbf{D}\tilde{\mathbf{T}}^{n+1} \tag{42}$$

由于系数矩阵 LU 分解是近似的, 因此上式需要迭代求解。待迭代收敛之后就可以得到 t^{n+1} 时刻模型内的温度分布。

2.3 耦合求解方法

当前水膜流动与耦合传热模型的求解步骤如下:

- 1) 求解空气流场和水滴流场, 给出翼型表面的对流换热特性及水滴撞击特性。
- 2) 给出初始的水膜高度 (h_0)、冰层高度 (b_0)、水膜温度及翼型/冰层内的初始温度 (T_0)。
- 3) 当前时间步内, 由上一时刻的水膜高度和温度给出耦合边界处的温度及界面热流密度, 作为传热模型求解的边界条件。
- 4) 对翼型/冰层内温度场进行计算, 然后更新耦合边界温度及热流密度并求解水膜流动模型, 得到水膜高度、温度和冰层高度。
- 5) 判断计算后耦合温度场的更新量是否小于收敛标准。如果否则重复第 3~5 步; 如果收敛则进行下一步。
- 6) 根据收敛后的冰层高度进行判断, 如果超过了冰形更新标准则将新产生的冰层纳入传热模型求解域。
- 7) 根据收敛后的冰层温度进行冰脱落判断, 如果脱落则更新当地水膜高度和冰层高度。
- 8) 得到新时刻的水膜高度、冰层高度及温度分布, 更新各变量值, 进行时间推进求解, 直到达

到计算时间。
上述步骤的求解流程图如图 4 所示。

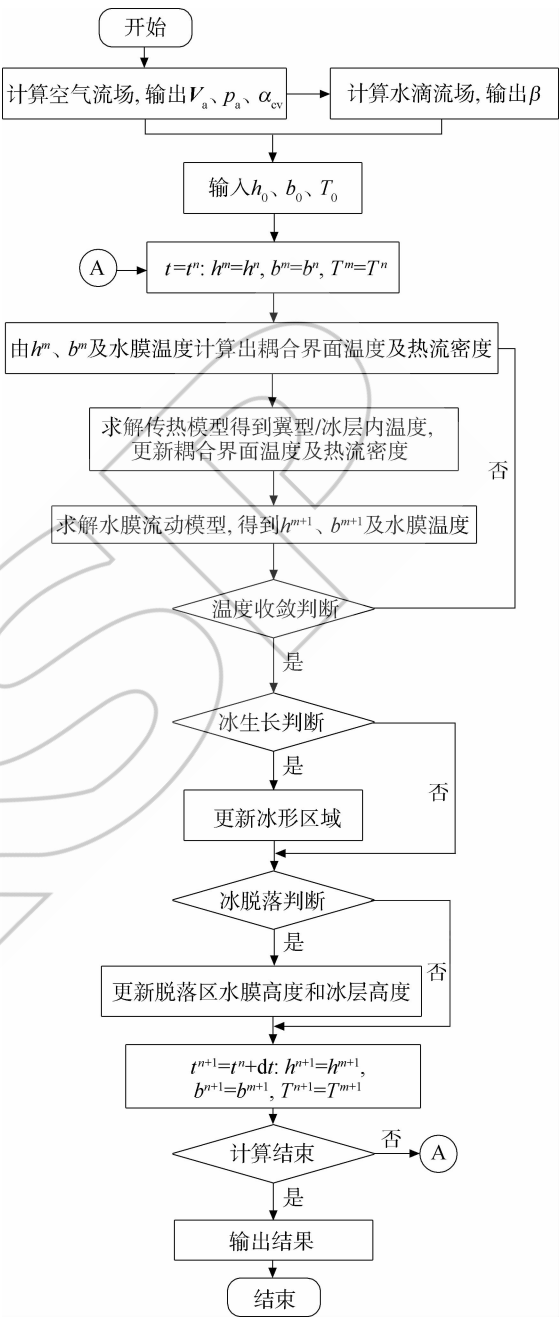


图 4 水膜流动与耦合传热模型的求解流程图
Fig. 4 Flow chart of the water film flow and coupled heat transfer model

3 算例计算

3.1 模型及计算条件

本文采用 NASA 于 Lewis 研究中心的冰风洞中进行的电加热防/除冰实验对当前模型进行验证^[34]。其中实验翼型为 NACA0012 翼型, 弦长 0.9144 m, 翼型的结构如图 5 所示。

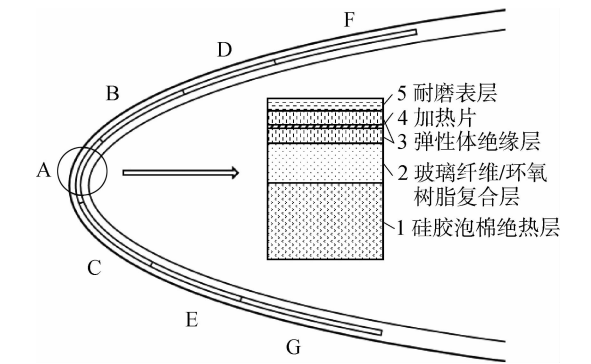


图 5 翼型电加热结构示意图

Fig. 5 Schematic diagram of airfoil electro-thermal structure

翼型由多层材料复合而成,不同层的材料属性如表 1 所示。

表 1 翼型各层的材料属性

Table 1 Material properties of each layer in the airfoil structure

层	厚度/ mm	热导率/ (W/(m·K))	密度/ (kg/m³)	比定压热容/ (J/(kg·K))
1	3.429	0.121	648.75	1130.22
2	0.889	0.294	1794.07	1569.75
3	0.279	0.256	1383.99	1255.88
4	0.013	41.018	8906.26	385.112
5	0.203	16.3	8025.25	502.32

翼型中加热片 A 长度为 19.05 mm,加热片 B~E 分别长 25.4 mm,加热片 F、G 分别长 38.1 mm。由于工艺误差,加热片 A 中心相对翼型前缘向上偏移约 4.76 mm。各加热片的位置如表 2 所示。

实验条件如表 3 所示。

表 2 加热片位置

Table 2 Positions of heating pads

加热片	s/c	
	左侧	右侧
G	−0.102	−0.061
E	−0.061	−0.033
C	−0.033	−0.005
A	−0.005	0.016
B	0.016	0.043
D	0.043	0.071
F	0.071	0.113

表 3 实验条件

Table 3 Experimental conditions

参数	数值
环境温度/K	266.5
空气速度/(m/s)	44.7
迎角/(°)	0
液态水含量/(g/m³)	0.78
过冷水滴等效直径/μm	20
初始温度/K	264.2

由于环境温度高于翼型的初始温度,因此在实验初期翼型内部会受环境温度影响而略微升温。对于电加热层,不同位置的加热片采用不同的控制律,其中加热片 A 在整个实验期间保持开启,各加热片功率及工作时间如表 4 所示。

表 4 各加热片控制律

Table 4 Control law of each heating pad

加热片	热流密度/(kW/m²)	工作时间/s
A	7.75	
B~C	15.5	100~110
D~G	12.4	110~120

3.2 欧拉两相流场结果验证

首先根据实验条件,采用 Fluent 软件求解空气流场,将求解得到的流场结果输入水滴流场求解器,求解得到翼型表面的局部水收集系数,将计算结果与 NASA ANTICE 软件计算结果^[35]对比,如图 6 所示。

从图 6 中可以看到,当前局部水收集系数计算结果在撞击峰值、撞击范围等方面均与 NASA ANTICE 软件的计算结果一致。通过利用文中第 1.3 节所述的边界层积分法计算模型的表面传热系数,并与实验结果和 LEWICE 软件计算结果^[35]进行对比,结果如图 7 所示。可以看到,使用考虑了表面粗糙度的边界层积分法求解得到的表面传热系数与 LEWICE 结果较为一致,略小于实验结果,整体偏差在合理范围内。上述验证表明当前模型计算的局部水收集系数和表面传热系数是可靠的,可输入水膜流动与耦合传热模型进行进一步的防/除冰模拟计算。

3.3 耦合传热特性验证

将文中第 3.2 节结果输入水膜流动与耦合传

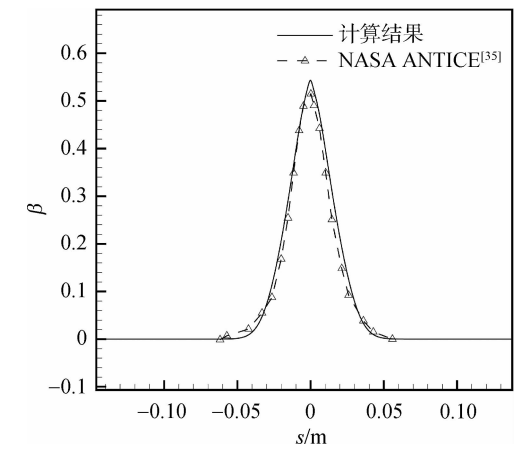


图 6 翼型表面的局部水收集系数结果与 NASA ANTICE 结果对比

Fig. 6 Comparison of water droplet collection coefficient on the airfoil surface between calculation and NASA ANTICE results

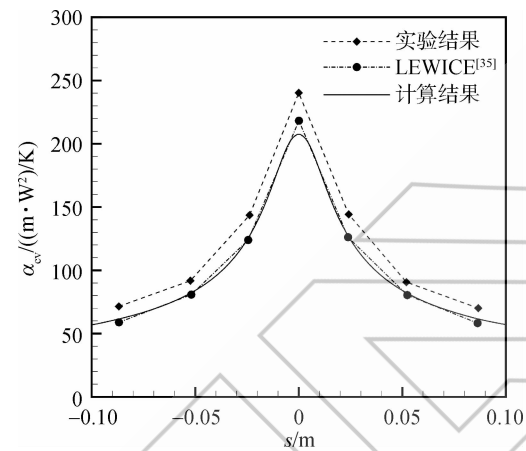


图 7 当前模型计算出的表面传热系数与实验结果及 LEWICE 结果的对比

Fig. 7 Comparison of surface heat transfer coefficient among calculation, experiment and LEWICE results

热模型进行计算,将计算结果与实验结果进行对比以对模型进行验证。图 8 中给出了加热片 A、B、D 与下绝层交界面处温度随时间的响应曲线,并与实验结果^[34]和 FENSAP-ICE 结果^[5]进行对比,应注意在文献[34]中并未对加热片处温度测点的位置进行明确说明,因此图中的结果为加热片处的平均温度,与 FENSAP-ICE 计算方式^[5]相同。通过和实验结果及 FENSAP-ICE 结果对比可以看到,在 0~100 s 期间,当前耦合传热模型计算出的温度响应在加热片 A 处和 FENSAP-ICE 结果较为接近,在加热片 B 和 D 处则介于实验结果与 FENSAP-ICE 结果之间。在 110 s

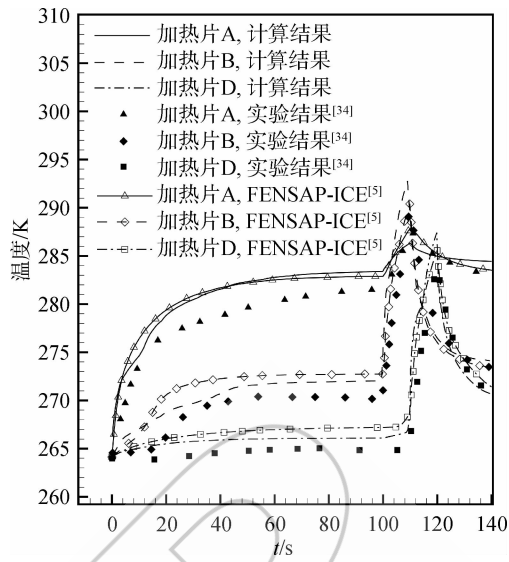


图 8 不同加热片下界面处温度响应的计算结果与实验及 FENSAP-ICE 结果对比

Fig. 8 Comparison of the temperature response of different heating pads at the lower interface among calculation, experiment and FENSAP-ICE results

时,加热片 B 处的温度峰值与实验结果及 FENSAP-ICE 结果相比略为偏大,在 120 s 时,加热片 D 处的温度峰值与实验结果接近。总的来说,当前耦合传热模型对加热片处温度响应的计算结果与实验结果的偏差在合理范围之内,部分位置的计算结果略好于 FENSAP-ICE 结果。

图 9 给出了 100~110 s 之间翼型表面温度分

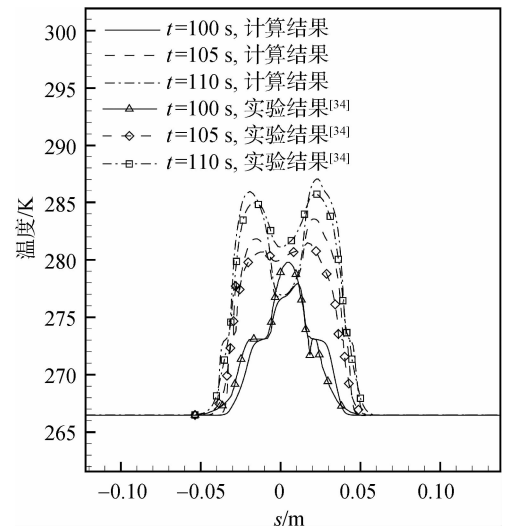


图 9 不同时刻表面温度分布的计算结果与实验结果的对比

Fig. 9 Comparison of surface temperature distribution at different times between calculation and experiment results

布的计算结果与实验结果^[34]的对比。由图中可以看出,当前模型的计算结果和实验结果基本一致,在翼面大部分区域均和实验结果吻合较好。观察 100 s 时的表面温度分布,可以看到在加热片 B、C 上方翼面处有一段温度接近冰点的区域,这是由该位置翼型表面附近的冰层处于两相态所导致的。由于相变潜热的存在,使得蒙皮表面冰层在发生相变时其温度将在冰点温度附近保持一段时间,从而在翼面上形成一段温度基本不变的区域。类似地在 105 s 和 110 s 时的温度分布曲线上也能观察到这一现象。这表明通过采用相变修正方法能够对相变时两相区的温度分布给出合理的模拟结果。120 s 时加热结束,翼型内的温度云图如图 10 所示。

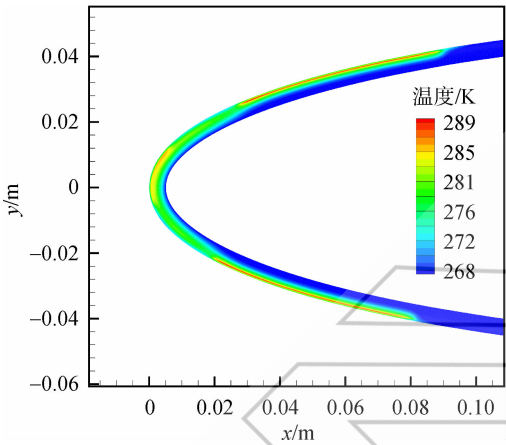


图 10 120 s 时翼型内的温度云图

Fig. 10 Temperature contour of the airfoil at 120 s

3.4 水膜流动及防/除冰特性分析

图 11 中给出了不同时刻的水膜高度分布,由图 9 可知 100 s 时加热片 A 上方的翼型表面温度已高于冰点,因此所有撞击到该区域的过冷水以溢流水的形式向下游运动,当流动至加热片 B 和 C 上方后逐渐降温并冻结,水膜高度则随之减小为 0 μm 。注意到前缘驻点附近水膜高度有最大值,这是由于在前缘驻点处,撞击水滴的质量流量最大,而气流切应力最小,导致水膜流通量小、留存水含量大。100 s 时积冰外形如图 12 所示,可以看到受上游溢流水不断流入的影响,加热片 B、C 上方翼面上形成了较为明显的冰层。当加热片 B 和 C 开启后,随着表面温度升高,冰层再次脱落,水膜流动的范围也随之扩大。图 13 中给出了不同时刻的水膜平均温度的分布,注意到在 120 s 时,加热片 D~G 上方的水膜平均温度约为 280 K,

这意味着此时水膜蒸发率较低,因此从图 11 可以看到此时大部分溢流水流动到了加热区之外。

对比图 9 和图 13 可见在 110 s 时水膜平均温度和翼型表面温度差异很小。这是因为当冰层较薄或者不存在冰层时,由于水膜的高度为微米级,受翼面传热影响,水膜平均温度和翼型表面温度比较接近。图 14 中给出了 100 s 时水膜平均温度 ($\bar{T}$) 和翼型表面温度 (T_{sur}) 的对比,对照图 12 中 100 s 时的积冰外形,可以看到除了积冰区外,两者温度分布基本一致。而在积冰区,由于冰层表面存在水膜,水膜平均温度接近于相变温度,而翼型表面温度低于水膜平均温度。因此冰层外侧会有小幅升温,加速了冰层融化和脱落的过程。这说明当冰层表面存在水膜时,在防/除冰计算时应考虑水膜与冰层间的耦合传热特性。

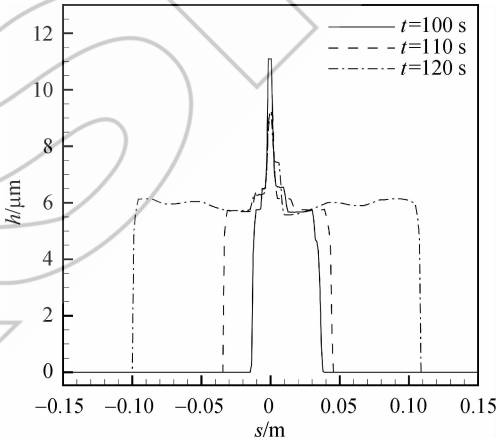


图 11 不同时刻水膜高度分布

Fig. 11 Distribution of water film height at different times

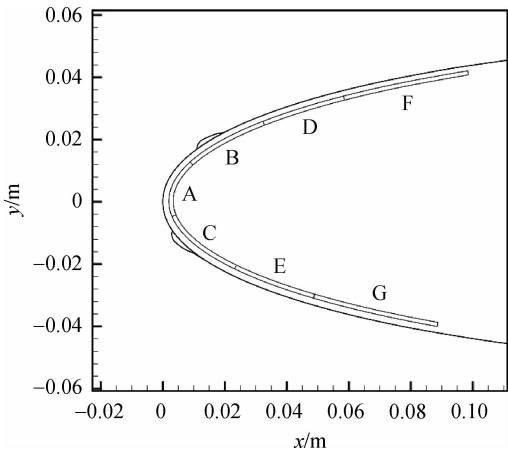


图 12 100 s 时的积冰外形分布

Fig. 12 Ice shape distribution at 100 s

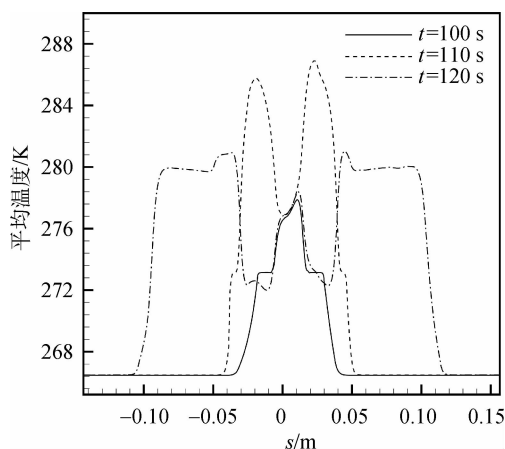


图13 不同时刻水膜平均温度分布

Fig. 13 Distribution of water film average temperature at different times

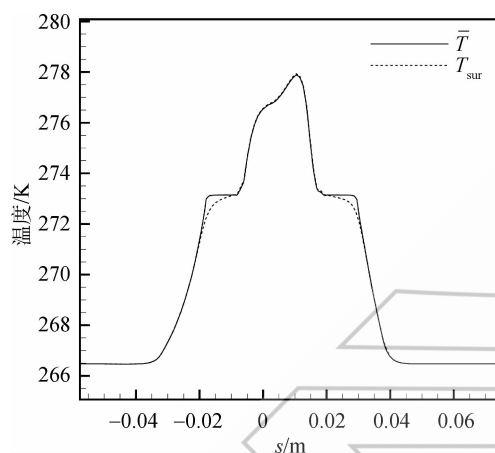


图14 100 s时水膜平均温度与翼型表面温度的对比

Fig. 14 Comparison of water film average temperature and airfoil surface temperature at 100 s

4 结 论

本文提出了一种基于水膜流动与耦合传热模型的翼型电加热防/除冰数值模拟方法。通过和实验结果对比,验证了模型的有效性。有以下结论:

1) 本文中的水膜流动与耦合传热模型对翼型表面温度分布的计算结果与实验结果较为接近,通过采用考虑了相变修正的焓理论进行冰层传热计算可以对相变区域的温度分布实现较为准确的预测。

2) 水膜流动特性是影响翼型防/除冰计算的重要因素,当前模型能够对防/除冰过程中水膜流动、传热及积冰等特性给出较为合理的计算结果。

3) 当冰层表面存在水膜时,冰层内温度分布由水膜温度和翼型表面温度同时决定,水膜流动特性也会受到冰层顶部温度分布的影响,在防/除

冰计算时应考虑水膜与冰层间的耦合传热特性。

参考文献:

- [1] LYNCH F T, KHODADOUST A. Effects of ice accretions on aircraft aerodynamics[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2001, 37(8): 669-767.
- [2] 林贵平, 卜雪琴, 申晓斌, 等. 飞机结冰与防冰技术[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2016.
- [3] MILLER D R, BOND T, SHELDON D, et al. Validation of NASA thermal ice protection computer codes: I program overview[R]. AIAA 97-0049, 1997.
- [4] SILVA G A L, SILVARES O M, ZERBINI E J G J. Numerical simulation of airfoil thermal anti-ice operation: Part 1 mathematical modelling[J]. Journal of Aircraft, 2007, 44(2): 627-633.
- [5] 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.
- [6] 朱永峰, 方玉峰, 封文春. 某型飞机发动机短舱防冰系统设计计算[J]. 航空动力学报, 2012, 27(6): 1326-1331. ZHU Yongfeng, FANG Yufeng, FENG Wenchun. Design and calculation of aircraft nacelle anti-icing system[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(6): 1326-1331. (in Chinese)
- [7] 王昆, 白俊强, 夏露, 等. 飞机热气防冰系统与冰脊预测的数值模拟[J]. 航空动力学报, 2014, 29(11): 2694-2703. WANG Kun, BAI Junqiang, XIA Lu, et al. Numerical simulation of aircraft hot air anti-icing system and ice ridge prediction[J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(11): 2694-2703. (in Chinese)
- [8] 郑梅, 朱剑雄, 董巍. 液态水含量对防冰表面水膜流动换热的影响[J]. 航空发动机, 2016, 42(1): 59-64. ZHENG Mei, ZHU Jianjun, DONG Wei. Influence of liquid water content on flow and heat transfer of water film on anti-icing surfaces[J]. Aeroengine, 2016, 42(1): 59-64. (in Chinese)
- [9] 苏长明. 热防冰表面水膜流动换热与冰脊生成的数值研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2018. SU Changming. Numerical study on flow and heat transfer of water film and formation of ice ridges on hot surface of anti-icing[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2018. (in Chinese)
- [10] 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 electro thermal anti-icing surface[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(7): 1491-1496. (in Chinese)
- [11] 朱剑雄, 董巍. 防冰部件表面流动换热与温度计算分析[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2011, 24(1): 15-18, 24. ZHU Jianjun, DONG Wei. Heat transfer analysis and temperature prediction of the anti-icing airfoil surface[J]. Gas

- Turbine Experiment and Research, 2011, 24(1): 15-18, 24. (in Chinese)
- [12] 肖春华. 飞机电热除冰过程的传热特性及其影响研究[D]. 四川 绵阳: 中国空气动力研究与发展中心, 2010. XIAO Chunhua. Study on heat transfer characteristics and effects of electrothermal aircraft deicing[D]. Mianyang Sichuan: China Aerodynamics Research and Development Center, 2010. (in Chinese)
- [13] 管宁. 三维机翼防冰热载荷的数值模拟[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2007. GUAN Ning. Numerical simulation of anti-icing thermal loads on a 3D airfoil[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2007. (in Chinese)
- [14] 赵勇, 杨新亮. 飞机水平尾翼水滴撞击特性及防冰热载荷计算[J]. 航空动力学报, 2012, 27(11): 2401-2407. ZHAO Yong, YANG Xinliang. Impingement characteristics and anti-icing heat load calculation of certain tailplane[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(11): 2401-2407. (in Chinese)
- [15] 傅见平, 庄伟亮, 杨波, 等. 直升机旋翼防/除冰电加热控制律仿真[J]. 北京航空航天大学学报, 2014, 40(9): 1200-1207. FU Jianping, ZHUANG Weiliang, YANG Bo, et al. Simulation of heating control law of electro-thermal deicing of helicopter rotor blade[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2014, 40(9): 1200-1207. (in Chinese)
- [16] SHEN Xiaobin, WANG Huanfa, LIN Guiping, et al. Unsteady simulation of aircraft electro-thermal deicing process with temperature-based method[J]. Journal of Aerospace Engineering, 2019, 234(2): 388-400.
- [17] 李延, 郭涛, 常红亮. 基于欧拉壁面液膜模型的三维热气防冰腔数值仿真[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(5): 959-966. LI Yan, GUO Tao, CHANG Hongliang. Numerical simulation of 3D hot-air anti-icing chamber based on Eulerian wall film model[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(5): 959-966. (in Chinese)
- [18] 顾洪宇, 桑为民, 庞润, 等. 机翼热气防冰及冰脊形成数值模拟[J]. 气体物理, 2019, 4(4): 41-49. GU Hongyu, SANG Weimin, PANG Run, et al. Numerical simulation of wing hot air anti-icing and ice ridge formation[J]. Physics of Gases, 2019, 4(4): 41-49. (in Chinese)
- [19] 郭涛, 林丽, 朱程香. 基于内外传热耦合的热气防冰系统仿真计算[J]. 航空动力学报, 2016, 31(11): 2621-2627. GUO Tao, LIN Li, ZHU Chengxiang. Simulation calculation of hot air anti-icing system based on internal-external conjugate heat transfer[J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(11): 2621-2627. (in Chinese)
- [20] MYERS T, CHARPIN J, THOMPSON C. Slowly accreting ice due to supercooled water impacting on a cold surface[J]. Physics of Fluids, 2002, 14(1): 240-256.
- [21] BOURGAULT Y, HABASHI W G, DOMPIERRE J, et al. An Eulerian approach to supercooled droplets impingement calculations[R]. AIAA 97-0176, 1997.
- [22] 张大林, 杨曦, 昂海松. 过冷水滴撞击结冰表面的数值模拟[J]. 航空动力学报, 2003, 18(1): 87-91. ZHANG Dalin, YANG Xi, ANG Haisong. Numerical simulation of supercooled water droplets impingement on icing surfaces[J]. Journal of Aerospace Power, 2003, 18(1): 87-91. (in Chinese)
- [23] DONG Wei, ZHENG Mei, LEI Guilin, et al. Calculation and analysis of water film flow characteristics on anti-icing airfoil surface[R]. AIAA 2015-0538, 2015.
- [24] 徐佳佳. 飞机风挡玻璃电加热防冰研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2012. XU Jiajia. Studies of electro-thermal anti-icing system for aircraft windshield[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2012. (in Chinese)
- [25] MINGIONE G, BRANDI V, ESPOSITO B, et al. Ice accretion prediction on multi-element airfoils[R]. AIAA 97-0177, 1997.
- [26] 侯硕, 曹义华. 基于润滑理论的二维积冰数值模拟[J]. 北京航空航天大学学报, 2014, 40(10): 1442-1450. HOU Shuo, CAO Yihua. Numerical simulation of two dimensional ice accretion based on lubrication theory[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2014, 40(10): 1442-1450. (in Chinese)
- [27] SHIN J, BOND T. Experimental and computational ice shapes and resulting drag increase for a NACA0012 airfoil[R]. NASA TM-105743, 1992.
- [28] 常士楠, 李延, 霍西恒. 飞机结冰表面粗糙度模型建立与分析[C]//中国力学学会会议论文集. 北京: 中国力学学会, 2009: 324-325.
- [29] SPALDING D B. Heat transfer from surfaces of non-uniform temperature[J]. Journal of Fluid Mechanics, 1958, 4(1): 22-32.
- [30] KAYS W M. Convective heat and mass transfer[M]. New York: Tata McGraw-Hill Education, 1993.
- [31] WRIGHT W B. A comparison of numerical methods for the prediction of two-dimensional heat transfer in an electrothermal deicer pad[R]. NASA-CR-4202, 1988.
- [32] HENRY R. Development of an electrothermal de-icing/anti-icing model[R]. AIAA 92-0526, 1992.
- [33] PLETCHER R H, TANNEHILL J C, ANDERSON D. Computational fluid mechanics and heat transfer[M]. Boca Raton, US: CRC Press, 2012.
- [34] WRIGHT W B, AL-KHALIL K M, MILLER D R, et al. Validation of NASA thermal ice protection computer codes: II LEWICE/Thermal[R]. AIAA 97-0051, 1997.
- [35] AL-KHALIL K M, HORVATH C, MILLER D R, et al. Validation of NASA thermal ice protection computer codes: III the validation of ANTICE[R]. NASA/TM-210907, 2001.