

文章编号: 1000 8055(2010)07-1485-06

二维翼型结冰数值计算

孙志国, 朱程香, 付 斌, 朱春玲
(南京航空航天大学 航空宇航学院, 南京 210016)

摘 要: 翼型结冰计算是随着结冰时间步长变化的准定常过程, 因此在每个时间步长后都要更新各个模块的计算工作, 如此反复直到达总结冰计算时间. 在各模块计算中, 分别采用了泊松方程法生成网格、求解雷诺时均方程计算流场、拉格朗日追踪法求解水滴轨迹、基于 Messinger 模型计算冰形、采用变距滤点法重构边界. 引入动态链接库技术将各模块集成到结冰计算平台, 并将三种冰形(楔形冰、槽状冰及混合冰)计算结果与国外软件及试验数据进行了对比.

关 键 词: 飞机结冰; 贴体网格; 水滴轨迹; 结冰模型; 动态链接库; 软件开发
中图分类号: V231.3 **文献标识码:** A

Numerical research of ice accretion on two-dimensional airfoils

SUN Zhi guo, ZHU Cheng xiang, FU Bin, ZHU Chun ling

(College of Aerospace Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: The computational procedure for ice accretion is an iterative process. The overall calculation of ice simulation at each time step involves five main parts: generating grid using Poisson equations, calculating flowfield by solving Navier Stokes equation, calculating particle trajectory, thermodynamic analysis and ice accretion calculation, reconstruction of the ice boundary. The code is modular and contains six separate program elements including plot results. At last, the results calculated using the present software were compared to numerical and experimental data presented in American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA) papers, with ice shapes containing rim ice, glaze ice and mixed ice.

Key words: aircraft icing; body fitted grid; droplet trajectory; ice accretion model; dynamic link library; software development

飞机在含有过冷水滴的云层中飞行时, 常常会在机翼等部件的迎风面发生结冰. 随着结冰过程的进行, 飞机的阻力系数不断增加、升力系数不断下降, 临界攻角也变小, 整机的操纵性和稳定性品质恶化^[1]. 为了深入研究结冰对飞机飞行的影响, 人们主要采用下面三种研究方法: 高空飞行试验、地面结冰风洞试验及计算机数值模拟. 与前两种相比, 计算机数值模拟具有周期短、费用低、易操作、不受结冰气象参数约束等优点, 因此近年来得到了飞速的发展.

随着计算机计算能力的发展和人们研究工作的深入, 结冰数值模拟技术也在一代代地更新. 国外从三四十年代就开始对飞机结冰进行了研究, 随后建立了用于飞机结冰部件试验的冰风洞, 同时开发出了一些用于结冰预测的软件, 最为著名的是美国航空航天局(NASA)发展的 LEWICE 软件^[2], 此软件一直在不断地改进中并推出自己的新版本^[3], 而加拿大的 FENSAP-ICE 软件现在已经面向全球进行销售. 国内有关结冰的研究工作起步较晚, 直到近几年来, 才开始采用数值模拟

收稿日期: 2009 06 05; 修订日期: 2009 09 07

作者简介: 孙志国(1983-), 男, 山西交口人, 博士, 主要研究方向为飞机结冰数值计算、计算流体力学等.

的手段研究飞机结冰机理。

结冰预测主要涉及网格系统、气流流场、水滴收集特性、冰形计算、模型重构、结果后处理等,因此翼型结冰数值预测是一个牵涉了多个计算模块的复杂过程,同时还具有反复性计算的特点等。本文将各个计算环节模块化处理^[4],其中网格生成采用求解泊松方程法、流场计算基于求解雷诺时均 Navier Stokes(N-S) 方程、水滴轨迹计算采用拉格朗日追踪法、冰形计算基于 Messinger 模型思想、边界重构引入定距插点-变距滤点(FDIP-VDFP) 法。将模块间的数据通信全部置于后台进行,实现了自动多步结冰计算,此外还设计了方便操作的界面、加入了结冰计算翼型库、圆柱结冰计算等功能。

为了测试各个模块运行的效率和精度,分别计算了楔形冰、槽状冰及混合冰三种冰形,并将计算结果与国外试验及结冰软件计算结果做了对比。图 1 为含有六大模块的结冰计算流程图。

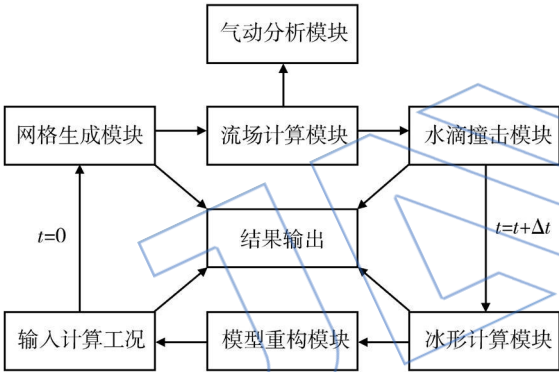


图1 结冰计算流程图
Fig. 1 Computational flow chart for ice accretion

1 结冰数值方法

1.1 网格生成方法

网格系统中远场距离取为 10 倍的弦长,采用求解含有控制源项 P 和 Q 的泊松方程方法^[5],生成围绕翼型的贴体 C 形网格,控制方程为

$$\begin{aligned} \xi_x + \xi_y &= P(\xi, \eta) \\ \eta_x + \eta_y &= Q(\xi, \eta) \end{aligned} \tag{1}$$

引入等效控制源项 ϕ 和 φ ^[6]

$$\begin{aligned} P &= \phi(\xi, \eta)(\xi^2 + \eta^2) \\ Q &= \varphi(\xi, \eta)(\eta^2 + \xi^2) \end{aligned} \tag{2}$$

联立式(2)可以消去 P 和 Q , 得到坐标变化后的计算公式

$$\begin{aligned} \alpha(x_\xi + \phi_\xi) - 2\beta x_\eta + \gamma(x_\eta + \varphi_\eta) &= 0 \\ \alpha(y_\xi + \phi_y) - 2\beta y_\eta + \gamma(y_\eta + \varphi_y) &= 0 \end{aligned} \tag{3}$$

为了合理有效地控制结冰边界处的网格间距和网格正交性,引入 Hilgenstock 法所构造的源项,迭代过程中不断修正边界处网格间距和网格线与边界的夹角。源项的修正方法如下:

$$\begin{aligned} \Delta\phi &= \sigma \tanh\left[\frac{\alpha_r - \alpha}{\alpha_r}\right]^\beta \\ \Delta\varphi &= \sigma \tanh\left[\frac{d_r - d}{d_r}\right]^\beta \end{aligned} \tag{4}$$

其中近壁面第一层网格间距要求值为 $d_r = 10^{-5}$, 第一层网格 η 线与边界夹角要求值 $\alpha_r = 90^\circ$ 。为了防止源项修正量过大引起内层迭代的不稳定,阻尼系数 σ 一般取值为 0.1~0.5, 衰减系数 β 取为 0.8。网格坐标的迭代公式如下:

$$\begin{aligned} x_{i,j}^{new} &= x_{i,j}^{old} + \omega \cdot (x_{i,j}^{new} - x_{i,j}^{old}) \\ y_{i,j}^{new} &= y_{i,j}^{old} + \omega \cdot (y_{i,j}^{new} - y_{i,j}^{old}) \end{aligned} \tag{5}$$

式(5)相当于对坐标值的一次修正,其中 ω 为松弛因子,取值范围为 0~1.8 之间,超松弛迭代时可取为 1.0~1.8。为了提高迭代过程中的收敛速度,本模块中采用超松弛方法进行求解,取 $\omega = 1.5$ 。NACA0012 翼型结冰后网格如图 2 所示。

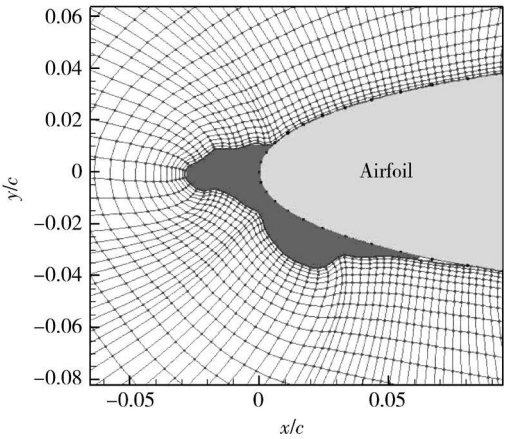


图2 NACA0012翼型结冰后网格示意图
Fig. 2 Near field grid for NACA0012 airfoil with ice shape

1.2 流场计算方法

根据质量、动量、能量三大守恒关系建立二维非定常 Navier Stokes 方程,针对某一控制体 Ω 写成如下积分形式^[7]:

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{\Omega} Q d\Omega + \oint_{\Omega} (F_c - F_v) \cdot n dS = 0 \tag{6}$$

其中 Q 为守恒变量, F_c 是无黏通量, F_v 是黏性通

量, $\mathbf{n}$ 是控制体外法矢量, S 为控制体边界.

黏性系数 μ 由层流黏性系数 μ_l 和湍流黏性系数 μ_t 组成, 其中湍流黏性系数 μ_t 由 RNG (renormalization group) $k-\varepsilon$ 两方程湍流模型^[8-9] 给定. 假设在湍流剪应力和平均应变率张量之间满足 Boussinesq 涡黏性关系式, 则雷诺应力可以写为

$$-\overline{\rho u_i' u_j'} = \mu_t \left[\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right] - \frac{2}{3} \rho \delta_{ij} k \quad (7)$$

根据量纲分析, μ_t 可以用 k 和 ε 表示

$$\mu_t = \rho C_\mu \frac{k^2}{\varepsilon} \quad (8)$$

其中 C_μ 为经验常数 0.09、 k 为湍流脉动动能、 ε 为湍流脉动动能的耗散率. 湍流脉动动能 k 的输运方程为

$$\begin{aligned} \frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_i k)}{\partial x_i} = & \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\alpha_k (\mu_t + \mu_l) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + G_k + \rho \varepsilon \\ \frac{\partial(\rho \varepsilon)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_i \varepsilon)}{\partial x_i} = & \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\alpha_\varepsilon (\mu_t + \mu_l) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right] + C_{\varepsilon 1} \frac{\varepsilon}{k} P_k - C_{\varepsilon 2} \rho \frac{\varepsilon^2}{k} \end{aligned} \quad (9)$$

引入输运方程后封闭了 Navier-Stokes 方程: 在空间离散上采用中心差分格式, 时间离散上采用多步 Runge-Kutta 格式, 边界条件设置为无反射边界. 加入人工耗散项后, 可以更好的捕捉激波间断点和使格式稳定, 另外采用了当地时间步长和残值光顺技术使程序加速收敛. 通过迭代求解可以求出网格各节点上的速度和压力, 它们是后续水滴撞击特性计算和翼面边界层积分所必需的数据^[10].

1.3 水滴撞击特性计算方法

根据前一模块计算的空气流场参数, 代入求解拉格朗日法建立的水滴运动方程, 可以获得水滴的运动轨迹及撞击特性参数, 具体如下:

考虑作用在水滴上的空气阻力、升力、浮力和重力(由于水滴通常都假设为球形, 因此忽略掉升力、浮力), 根据牛顿第二定律, 水滴轨迹运动方程可以写成

$$\begin{aligned} m \frac{dU}{dt} = & -D \cos \gamma + mg \sin \alpha \\ m \frac{dV}{dt} = & -D \sin \gamma - mg \cos \alpha \end{aligned} \quad (10)$$

其中水滴质量 $m = \rho_w V_w$, U 和 V 为水滴速度分量, α 为攻角, D 为阻力, γ 为气流相对角. 设 A_P 为

水滴的特征面积, V_x 和 V_y 为当地气流速度, 各项的计算公式如下:

$$\begin{aligned} \gamma = & \arctan \frac{\dot{y}_p - V_y}{\dot{x}_p - V_x} \\ D = & C_d \frac{\rho V^2}{2} A_p \\ V = & \sqrt{(\dot{x}_p - V_x)^2 + (\dot{y}_p - V_y)^2} \end{aligned} \quad (11)$$

要计算水滴运动的下一点位置必须求出水滴当前所处位置的流场参数, 因此首先要找出水滴当前所处单元的编号. 水滴所处位置与单元的关系如图 3 所示.

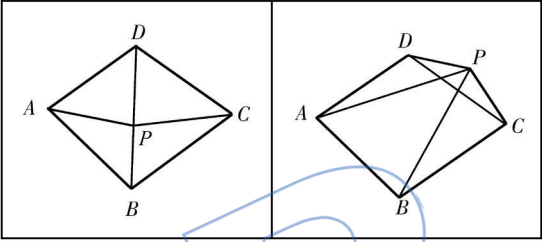


图 3 P 与单元 $ABCD$ 的关系
Fig. 3 Relationship of node P and cell $ABCD$

假设有网格单元 $ABCD$, 判断点 P 是否在单元内, 可以根据下式来判断:

$$|S_{ABCD} - (S_{ABP} + S_{BCP} + S_{CDP} + S_{DAP})| < 10^{-10} \quad (12)$$

如果式 (12) 成立, 则表示 P 在单元 $ABCD$ 中. 这样根据单元 4 个节点的速度, 通过构造基于面积的加权因子, 可以插值得到 P 点的气流速度值. 将 P 点速度值和时间步长代入离散方程 (10) 即可求解获得水滴运动的下一位置, 如此循环直到完成所有水滴轨迹的计算工作.

1.4 冰形与冰量计算方法

机翼表面的结冰过程是一个复杂的非稳态传热传质过程, 来流的水滴撞击在机翼迎风区域, 按冻结类型可以分为两种: 第一种相对简单, 即收集的水滴全部发生冻结, 第二种为收集的水滴发生部分冻结, 未冻结水滴会在气流的作用下则沿着翼型表面向后流动, 在温度低于冰点温度时才发生冻结.

本模块兼有上述两种冻结类型的计算功能, 针对第二种冻结方式, 冰形计算基于 Messinger 模型思想, 从水滴撞击驻点开始, 分别沿着翼型上下表面建立微元控制体, 针对每个控制体建立相应的质量平衡和能量平衡方程^[11]. 控制体流进流出质量如图 4 所示.

$$\dot{m}_c + \dot{m}_{in} - \dot{m}_e - \dot{m}_{out} = \dot{m}_i \quad (13)$$

其中 $\dot{m}_c$ 水滴撞击进入控制体的质量流、 $\dot{m}_{in}$ 为前

一控制体未冻结水流入本控制体的质量流、 $\dot{m}_e$ 为水蒸发质量流、 $\dot{m}_{out}$ 为未冻结水流向后一控制体的质量流、 $\dot{m}_i$ 为控制体的实际冻结水量。

$$\begin{aligned} \dot{m}_c \cdot i_{w,T} + \dot{m}_{in} \cdot i_{w,sur(i-1)} = \\ \dot{m}_e \cdot i_{v,sur} + \dot{m}_{out} \cdot i_{w,sur} + \dot{m}_i \cdot i_{i,sur} + \\ q_c \cdot \Delta s + q_k \cdot \Delta s \end{aligned} \quad (14)$$

其中 $i_{w,T}$ 为撞击水滴的滞止焓、 $i_{w,sur(i-1)}$ 为前一控制流入本控制体的焓值、 $i_{v,sur}$ 为水滴蒸发潜热、 $i_{w,sur}$ 为流入后一控制体的焓值、 $i_{i,sur}$ 为本控制体中水的焓值、 q_c 为对流换热量、 q_k 为控制体底部导热量。

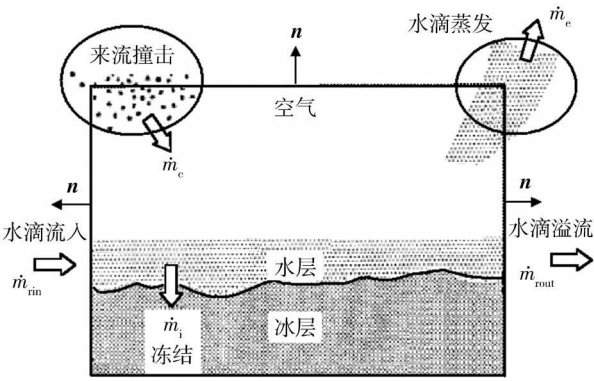


图 4 单个控制体的质量平衡图

Fig. 4 Control volume for mass balance

第一种冻结方式形成楔形冰, 这种情况求解比较简单; 第二种冻结方式所结冰形为明冰, 求解时需要联立求解方程(13)和(14)。为了简化方程(14)引入冻结系数 f , 它表示每个控制体中结冰的水量与控制体总收集水量的比值

$$f = \frac{\dot{m}_i}{\dot{m}_c + \dot{m}_{in}} \quad (15)$$

展开能量方程中的各项并联立上方方程得

$$\begin{aligned} \dot{m}_c \left[c_{p,w,s} (T_s - 273.15) + \frac{V_s^2}{2} \right] + \dot{m}_{in} \cdot \\ [c_{p,w,sur(i-1)} (T_{sur(i-1)} - 273.15)] + q_k \cdot \Delta s = \\ \dot{m}_e [c_{p,w,sur} (T_{sur} - 273.15) + L_v] + \\ [(1-f)(\dot{m}_c + \dot{m}_{in}) - \dot{m}_e] \cdot \\ [c_{p,w,sur} (T_{sur} - 273.15)] + f(\dot{m}_c - \dot{m}_{in}) \cdot \\ [c_{p,w,sur} (T_{sur} - 273.15) - L_f] + \\ h_c [T_{sur} - T_e - 0.5r_c V_e^2 / c_{p,a}] \cdot \Delta s \end{aligned} \quad (16)$$

由于对流换热在能量方程中影响较大, 随着结冰过程的进行, 结冰表面增加的粗糙度大大强化了换热, 因此求解表面传热系数时采用了边界层积分法, 同时加入粗糙度修正模型。

水滴撞击驻点处的控制体不会有水流流入,

所以整个结冰计算过程从驻点控制体开始, 然后分别沿着上下表面对各个控制体向后求解, 这样可以逐个求出所有控制体中冻结的冰量, 最后根据冰密度和控制体体积求得结冰厚度。在翼型结冰表面上, 根据冰厚沿着法向方向外推, 即可得到结冰之后结冰边界的坐标点。

1.5 边界重构方法

在完成了一定时间步长的冰形与冰量计算后, 已经计算出新的边界坐标值, 然而这些坐标值都是沿壁面法向外推得到的, 在边界曲率比较大的地方就会导致新坐标点的均匀性变差。虽然翼型表面点取密会对这一问题有所改善, 但随着结冰时间的推进, 坐标点均匀性仍会不断变差, 相邻线段之间的平滑性也变差。因此, 在每次冰形计算完成之后, 都必须对所有结冰边界进行合理重构, 保证冰形轮廓不失真的前提下, 提高网格系统的质量。

在冰形推进完成后, 都需要对结冰边界重构为网格生成做准备, 因此本文给出了一种简化的外形光顺方法, 这种方法分两步进行: 第一步, 光顺边界上边与边之间的夹角; 第二步, 通过插点/滤点的方式来均匀化节点之间的距离。在光顺尖角遍历节点时, 总是 3 个节点 1 组向前推进, 例如有 3 个节点编号为 $i-1$, i 和 $i+1$, 如果它们构成的夹角小于指定值, 则表示 i 节点需要进行光顺处理, 此时可以将它们组成三角形, 取三角形重心值作为 i 节点新坐标值, 如此反复直到遍历完所有节点。每个节点的光顺次数及整体节点的光顺轮回数, 可以根据给定的光顺角度值来确定, 光顺处理后的点 i 新坐标为

$$\begin{aligned} x_i^{new} &= (x_{i-1} + x_i + x_{i+1})/3 \\ y_i^{new} &= (y_{i-1} + y_i + y_{i+1})/3 \end{aligned} \quad (17)$$

第二步疏密修正时, 首先指定要求的节点间距 Δs , 并判断下式:

$$[(x_{i+1,j} - x_{i,j})^2 + (y_{i+1,j} - y_{i,j})^2] - \Delta s > 0 \quad (18)$$

如果式(18)成立, 表示新生成的节点太稀疏, 需要适当补充节点进行加密, 否则需要剔除节点以此保证节点的均匀性。

1.6 结果分析与显示方法

采用动态链接库技术将上述各模块算法转化为 DLL 文件, 然后根据各模块之间的数据通信规则, 集成为南京航空航天大学二维翼型结冰计算软件(NUAA-ICE2D)。

在用户界面上, 可以设置结冰计算初始工况, 比如输入飞行速度、选择翼型类型等. 整个结冰计算方式分为两种: 无人值守和有人值守. 无人值守方式是指, 用户设置好计算工况后点击一次按钮, 即可让软件自动完成所有时间步长的反复计算工作. 有人值守方式则需要用户与软件的交互, 优点是用户可以实时查看每个时间步长中各个模块的计算结果, 例如在水滴撞击特性计算模块中, 用户可以看到追踪单颗水滴的效果、水滴轨迹的动态显示画面以及水滴的撞击极限位置和撞击区域等.

在结果分析界面中, 可以查看各个模块的结果数据与曲线, 例如显示计算区域的网格系统、翼型表面的压力系数 C_p 曲线、流场求解过程中的收敛与残值曲线、翼型表面水滴收集系数 β 分布、表面传热系数曲线、冰形随时间的推进变化图、翼型气动参数变化对比等. 强大的数据和图形输出功能, 可以让用户查看每个时间步长计算过程中出现的结果, 并对比这些结果之间的变化趋势, 大大提高了数据后处理的效率.

2 算例验证

为了验证本文所述方法的正确性, 采用所集成的平台 NUA ICE2D 计算了三种典型的冰形: 楔形冰、槽状冰及混合冰. 在用户界面中需要输入的结冰工况参数有飞行速度 V 、飞行攻角 α 、飞行高度 H 、云层静温 t 、结冰总时间 τ 及结冰步长 Δt 、翼型弦长 c 、云层特性参数水滴直径及液态水含量等, 其他参数可以取为系统默认值.

2.1 楔形冰(rime ice)计算

如表 1 所示, 由于此工况下的结冰温度比较

表 1 楔形冰结冰计算工况

Table 1 Icing conditions for rime ice	
NACA0012 翼型, 弦长 $c=0.5334\text{ m}$	
飞行马赫数 Ma	0.324
来流速度 $V/(m/s)$	102.8
雷诺数 Re	2 400 000
环境压力 p/kPa	100
飞行攻角 $(^\circ)$	3.5
静温 $t/^\circ\text{C}$	-22.78
水滴直径 μm	20
液态水含量 (g/m^3)	0.55
结冰总时间 τ/s	420
结冰步长 $\Delta\tau/s$	60

低, 水滴在撞击的同时即发生冻结, 形成了规则的楔形冰. 将时间步长取为 60 s 时, 计算 7 min 后的冰形时, 冰形增长共向前推进 7 次, 推进过程如图 5 所示. 图 6 给出了本结冰软件与冰风洞试验结果、LEWICE 软件计算结果^[12]的对比, 从图中可以发现本文软件计算结果与试验结果吻合得较好, 同时上下撞击极限也捕捉得很好.

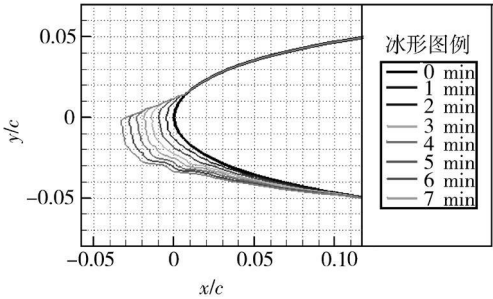


图 5 楔形冰的冰形推进图

Fig. 5 Change of ice shape for seven minutes

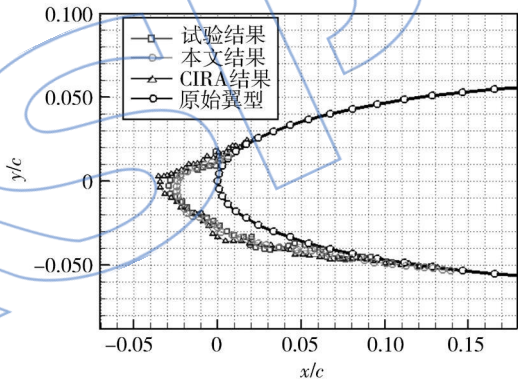


图 6 楔形冰预测结果对比

Fig. 6 Comparison of ice shape for rime ice

2.2 槽状冰(glaze ice)计算

如表 2 所示, 由于结冰温度相对较高, 水滴撞

表 2 槽状冰结冰计算工况

Table 2 Icing conditions for glaze ice	
NACA0012 翼型, 弦长 $c=0.5334\text{ m}$	
飞行马赫数 Ma	0.205
来流速度 $V/(m/s)$	67.05
雷诺数 Re	1 980 000
环境压力 p/kPa	101.3
飞行攻角 $(^\circ)$	4
静温 $t/^\circ\text{C}$	7.8
水滴直径 μm	20
液态水含量 (g/m^3)	1.0
结冰总时间 τ/s	360
结冰步长 $\Delta\tau/s$	60

击后只是部分冻结, 其余部分会发生绕流并在下游陆续结冰, 形成了典型的槽状冰. 从图 7 槽状冰的对比中可以发现, 上下撞击极限捕捉的非常准确, 下冰角也和试验^[13]吻合得很好, 只是上冰角稍稍偏大, 这可能是气流或水滴绕流过程加入的粗糙度模型取自试验所致.

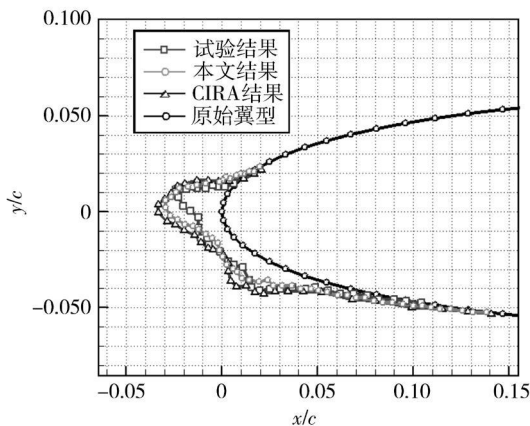


图 7 槽状冰预测结果对比

Fig. 7 Comparison of ice shape for glaze ice

2.3 混合冰(mixed ice)计算

混合冰的计算工况与槽状冰选取一致, 只是将温度降低为 $t = -13.3\text{ }^{\circ}\text{C}$. 如图 8 所示, 混合冰兼有上述两种冰的特征, 数值预测结果也与试验结果^[13]吻合得很好.

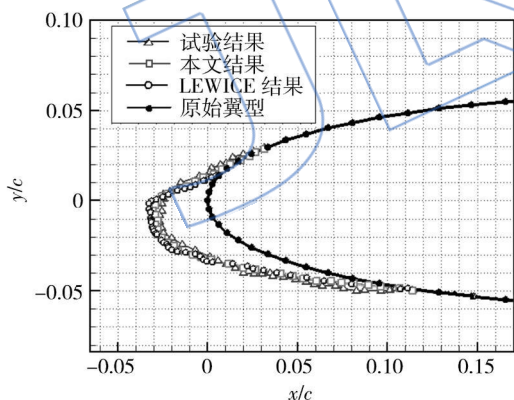


图 8 混合冰预测结果对比

Fig. 8 Comparison of ice shape for mixed ice

3 结 论

本文将结冰数值计算过程分为六大模块, 分别基于求解泊松方程、雷诺时均 N-S 方程、水滴运动方程、Messinger 控制方程、边界重构滤点计算式, 完成了结冰数值模拟的计算, 在此基础上开发了翼型结冰计算平台. 主要结论如下:

1) 为了检验各模块算法的可行性, 采用本软件分别计算了三种典型的冰形: 楔形冰、槽状冰及

混合冰, 并与国外试验结果和数值预测结果作了对比, 从图 5~ 图 8 的对比结果可以看出, 算法具有很好的稳定性和准确度.

2) 模块化编程^[14]提高了程序运行的稳定性和独立性, 也便于软件单个模块的更新. 输入结冰时间和结冰步长后, 整个过程内部的数据通信不需要人工干预, 大大提高了结冰计算的效率.

3) 在二维、三维结冰数值计算思路 and 效率方面, 本文所述方法具有一定的参考价值.

参考文献:

- [1] 裘雯纲, 韩凤华. 飞机防冰系统[M]. 北京: 航空专业教材编审组, 1985.
- [2] Ruff G A, Berkowitz B M. Users manual for the NASA Lewis ice accretion prediction code (LEWICE)[R]. NASA CR 185129, 1990.
- [3] Wright W B. User manual for the NASA glenn ice accretion code LEWICE version 2.2.2[R]. NASA CR 2002-211793, 2002.
- [4] Thompson D S, Soni, B K. ICEG2D—an integrated software package for automated prediction of flow fields for single element airfoils with ice accretion[R]. NASA CR 2000 2099914, 2000.
- [5] Shih T I P, Bailey R T. GRID2D/3—a computer program for generating grid systems in complex shaped two and three dimensional spatial domains [R]. NASA-TM-102453, 2000.
- [6] White J A. Elliptic grid generation with orthogonality and spacing control on an arbitrary number of boundaries[R]. AIAA 90-1568, 1990.
- [7] 王福军. 计算流体力学分析—CFD 软件原理与应用[M]. 北京: 清华大学出版社, 2004.
- [8] Shim J, Chung J, Lee K D. A comparison of turbulence modeling in flow analysis of iced airfoils[R]. AIAA 2000-3920, 2000.
- [9] Chien K. Predictions of channel and boundary layer flows with a low Reynolds number turbulence model[R]. AIAA Paper No. 80-0134R, 1980.
- [10] Chung J, Reehorst A, Choo Y, et al. Navier Stokes analysis of flowfield characteristics of an ice contaminated aircraft wing[R]. AIAA-1999-0375, 1999.
- [11] Thompson D S, Soni, B K. ICEG2D: a software package for ice accretion prediction[R]. AIAA 2003-1070, 2003.
- [12] Kreeger R E, Wright W B. The influence of viscous effects on ice accretion prediction and airfoil performance predictions[R]. AIAA-2005-1373, 2005.
- [13] Shin J, Bond T H. Results of an icing test on a NACA 0012 airfoil in the NASA Lewis icing research tunnel[R]. AIAA-92-0647, 1992.
- [14] Potapczuk M G. LEWICE/E: an Euler based ice accretion code[R]. AIAA-92-0037, 1992.