

文章编号: 1000-8055(2005)06-01010-08

飞机机翼结冰过程的数值模拟

陈维建, 张大林

(南京航空航天大学 航空宇航学院, 江苏 南京 210016)

摘要: 提出了一种适用于各种结冰气象条件下飞机机翼结冰过程的数值模拟方法。结合欧拉坐标系下空气-过冷水滴两相流动控制方程的计算, 对不同气象条件下飞机机翼的结冰过程进行了数值模拟, 得到了4 攻角 NACA 0012 翼型表面霜状冰、混合冰及瘤状冰3种冰形。所得冰形与文献中的试验数据和计算结果吻合良好, 表明本文方法有效。另外还计算了不同的冰形对机翼升、阻力的影响, 结果表明瘤状冰对机翼气动特性的影响最大。

关键词: 航空、航天推进系统; 数值模拟; 防、除冰; 霜状冰; 混合冰; 瘤状冰

中图分类号: V 231.1

文献标识码: A

Numerical Simulation of Ice Accretion on Airfoils

CHEN Wei-jian, ZHANG Da-lin

(College of Aerospace Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: A numerical simulation approach is presented to simulate the ice accretion on airfoil which can deal with the ice accretion under various atmospheric conditions. Incorporating the two-phase model of air supercooled droplets in the Eulerian coordinate, this approach was carried out to simulate the ice accretion on the NACA 0012 airfoil under different atmospheric conditions, and the final ice shapes (rime, mixed and glaze ice shapes) were predicted. The comparison between the results of this paper and the experimental data as well as other icing codes indicates that the current approach is applicable and effective. Also the effect of different ice shapes on lift and drag coefficient were assessed. The results indicate that the glaze ice has the most adverse impact on airfoil aerodynamic performance.

Key words: aerospace propulsion system; numerical simulation; anti/de-icing; rime ice; mixed ice; glaze ice

结冰云层中存在大量的过冷水滴(以液态形式存在并且温度低于零度的水滴), 当过冷水滴撞击到机翼表面后会发生结冰现象。若撞击到机翼表面的水滴立即冻结, 生成的冰形比较规则, 称为霜状冰; 若表面大部分区域的水滴不能立即完全冻结, 未冻结的水在气流驱动下沿表面流动, 并在

流动过程中逐渐冻结, 形成的冰形称为瘤状冰; 介于霜状冰和瘤状冰之间的冰形称为混合冰, 它在滞止区域附近有回流现象, 具有瘤状冰的特征, 而在上、下结冰极限附近收集的过冷水滴立即冻结, 具有霜状冰的特征^[1]。

国外从20世纪50年代就开始采用数值模拟方

收稿日期: 2004- 11- 29; 修订日期: 2005- 06- 26

联系人: 张大林

作者简介: 陈维建(1979-), 男, 山东新泰人, 南京航空航天大学航空宇航学院博士生, 主要从事计算传热学及飞机防冰系统的研究

法对飞机结冰进行了研究, 并已开发出了一些结冰计算的软件, 如美国的 LEW ICE^[2,3], 法国的 ONERA^[4], 英国的 DRA^[5], 意大利的 C RAM L^[6,7], 加拿大的 FEN SAP-ICE^[8]。结冰的数值模拟主要包括5个模块: 计算网格生成、空气流场计算、水滴轨迹计算、结冰量计算及结冰后边界重构。目前国外开发的软件主要区别在于5个部分的处理方式不同。FEN SAP-ICE 采用 N-S 方程求解空气流场, 利用空气-水滴两相流方程计算水滴轨迹, 结冰模型中考虑了结冰表面水膜流动的微分方程, 在一方程湍流模型中考虑了结冰表面粗糙度的影响。另外4个软件均是采用 Euler 方程计算空气流场, 采用 Lagrange 法^[2]计算水滴轨迹, 结冰模型均是基于 Messinger^[9]的控制容积法思想, LEW ICE, DRA 及 C RAM L 应用边界层积分的方法来考虑粗糙度对流动和换热的影响, ONERA 在混合长度湍流模型中加入了粗糙度影响的修正。

国内近几年才开始采用数值模拟方法研究飞机结冰过程, 主要对水滴撞击特性^[10]及霜状冰^[11,12]的数值模拟进行了研究。本文在前期研究的基础上^[10~13], 系统地论述了一种飞机机翼结冰的数值模拟方法, 可以对霜状冰、混合冰及瘤状冰结冰过程进行模拟, 并且可以考察结冰对气动特性的影响。计算中采用 N-S 方程求解空气流场, 采用空气-水滴两相流方程计算水滴轨迹, 湍流模型采用标准 $k-\epsilon$ 两方程模型, 近壁区应用壁面函数处理, 在壁面函数中加入了粗糙度影响, 来处理结冰表面的粗糙度对流动和换热的影响; 基于 Messinger 的控制容积法思想建立结冰的热力模型; 利用边界移动技术重新生成结冰边界, 并对新生成的边界进行重构以便于网格生成。

1 飞机机翼结冰过程模拟方法

图1为结冰过程数值模拟的流程图, 首先生成计算网格, 然后通过空气流场和水滴轨迹的计算确定结冰表面在一定时间步长内收集的水量, 接着利用结冰热力模型计算结冰量, 最后根据结冰量生成该时间步长内冰形, 并对新生成的边界进行重构, 进入下一个时间步长的计算。

1.1 计算网格生成

结冰过程计算需要处理比较复杂的边界, 因此本文计算网格划分采用了 Hilgenstock 法网格生成技术, 该方法可以很好的控制边界网格的正

交性。同时由于结冰区域主要位于机翼的前缘, 因此将网格划分为结冰区和外围网格, 这样在每次更新边界后, 只需对结冰区的网格重新生成, 可以节省计算量。对于交界面的网格通过超限插值进行光滑。图中虚线为机翼外形, A 区域为结冰网格区域, B、C、D 三个区域为外围区域, 计算过程中网格不重新生成。

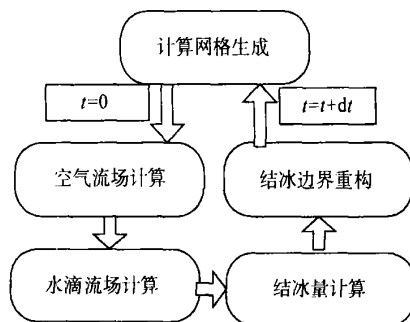


图1 结冰过程数值模拟流程图

Fig 1 Scheme of simulation procedure for ice accretion

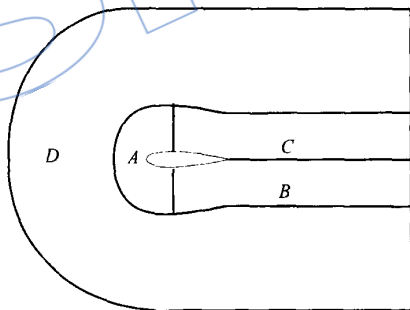


图2 网格分区示意图

Fig 2 Scheme of zones for grid generation

1.2 空气和水滴运动控制方程

采用欧拉坐标系下的空气-过冷水滴两相流控制方程^[10], 计算中空气和水滴的流场采用同一网格。

连续方程:

空气:

$$\frac{\partial(\rho)}{\partial \tau} + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_j) = 0 \quad (1)$$

过冷水滴:

$$\frac{\partial}{\partial \tau}(\alpha \rho_w) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\alpha \rho_w u w_j) = 0 \quad (2)$$

动量方程:

空气:

$$\frac{\partial}{\partial \tau} (\rho u_i) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho u_j u_i) = - \frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\mu \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \right] - \frac{\partial}{\partial x_j} (\overline{\rho u_j u_i}) \quad (3)$$

过冷水滴:

$$\frac{\partial}{\partial \tau} (\alpha \rho_w u_{wi}) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\alpha \rho_w u_{wi} u_{wj}) = \frac{3}{4} \alpha \frac{C_D R e_{w,i}}{d^2 / \mu} (u_i - u_{wi}) + \alpha (\rho_w - \rho) g_i \quad (4)$$

式中: d 为过冷水滴的平均有效直径, α 为体积因子, C_D 为阻力系数。空气相控制方程的湍流模型采用标准 $k-\epsilon$ 两方程模型, 其具体计算式参见文献[10]。

1.3 粗糙度影响

结冰后表面会存在一定的粗糙度, 表面粗糙度对流动和换热的影响很大。粗糙度的产生机理非常复杂, 与表面水膜的流动稳定性、水滴及气流的扰动等很多因素均有关系, 是一个耦合的多尺度的问题, 很难用解析方法模拟其特征^[2]。对于结冰表面粗糙度产生机理的研究国际上也尚处于起步阶段^[14, 15], 目前还很难应用到实际的数值模拟结冰过程中, 因此结冰的数值模拟中常采用等效沙粒高度^[16]来衡量粗糙度特征, 即不对粗糙度的产生进行预测, 而是利用试验得到的经验公式来衡量不同气象条件下结冰表面的粗糙度^[2~6]。本文也采用这种方法衡量粗糙度, 应用可以考虑粗糙度影响的壁面函数来处理结冰表面粗糙度对流动和换热的影响。

在采用标准 $k-\epsilon$ 两方程模型的湍流数值模拟中, 近壁区采用壁面函数法处理, 这既能节省计算量, 也能满足一定的精度要求, 同时壁面函数可以很方便的嵌入粗糙度的影响。Jayatilleke^[16]从试验数据得到了适用于粗糙壁面的对数壁面率, 本文将引入到两层壁面函数中应用。近壁区通用壁面率的表达式为:

速度壁面率:

$$u^+ = \ln(Ey^+)/K \quad (5)$$

温度壁面率:

$$T^+ = Pr(u^+ + P_f) \quad (6)$$

式中: u^+ , T^+ , 及 y^+ , 分别为无量纲速度、温度及距离, E 和 P_f 是与表面的粗糙状态 (等效沙粒高度) 有关的函数, 通过引入有效粗糙度分数, 该壁面率同时适用于光滑壁面和粗糙壁面。具体表达式参见文献[13, 16]。粗糙壁的对数壁面率中 E 和 P_f 包含了粗糙度的影响, 可以方便的将它用于两层壁面函数中。结冰后往往会导致气流分离, 因此本文将粗糙壁的对数壁面率应用到适于处理此类流动的 JL (Jones & Launder) 两层壁面函数^[17]中。

根据不同的结冰气象条件, 文献[3]提供了一组通过试验得到的衡量结冰表面粗糙度大小的经验公式。流场计算中, 利用该经验公式, 可以计算出不同气象条件下的粗糙度, 将该粗糙度应用到如上所述的壁面函数进行流场计算, 便可体现出结冰表面的粗糙对流动和换热的影响。该方法同时可以使用局部粗糙度, 例如将来通过理论或分析计算得到的局部粗糙度。

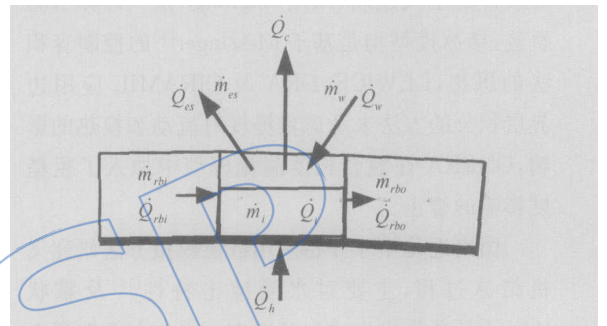


图3 控制容积质量和能量守恒图

Fig 3 Scheme of mass and energy balance in control volume

1.4 结冰模型

对结冰表面收集的水建立质量守恒和能量守恒方程, 如图3所示为控制体中质量守恒和能量守恒示意图, 质量守恒方程和能量守恒方程为:

$$\dot{m}_i = \dot{m}_w + \dot{m}_{rbi} - \dot{m}_{rbo} - \dot{m}_{es} \quad (7)$$

$$\dot{Q}_i + \dot{Q}_w + \dot{Q}_{rbi} + \dot{Q}_h - \dot{Q}_{rbo} -$$

$$\dot{Q}_{es} - \dot{Q}_c = 0 \quad (8)$$

其中: $\dot{m}$ 和 $\dot{Q}$ 分别为质量流量和能量; 下标 i 是与结冰相关的量, w 为撞击的水滴项, rbi 为上游控制体中回流的水项, rbo 为流向下流的水项, es 为蒸发或升华项, h 为翼面对冰层的加热项, c 为外界空气与结冰表面的对流换热项。

引入冻结系数 F , 表示每个容积中的结冰量占所收集水的比重:

$$F = \dot{m}_i / (\dot{m}_w + \dot{m}_{rbi})$$

可得流向下流的水流量:

$$\dot{m}_{rbo} = (1 - F) (\dot{m}_w + \dot{m}_{rbi}) - \dot{m}_{es}$$

结合式(8)推导得到能量方程统一形式为:

$$\begin{aligned}
 & (1-F)m_w^{\circ}Cp_w(T_w - T_s) + Fm_w^{\circ}[Cp_w(T_w - T_m) + L_f + Cp_i(T_m - T_s)] + \\
 & (1-F)m_{rbi}^{\circ}Cp_w(T_{rbi} - T_s) + m_{rbi}^{\circ}[Cp_w(T_{rbi} - T_m) + L_f + Cp_i(T_m - T_s)] + \\
 & m_w^{\circ}U_w^2/2 - m_w^{\circ}L_{es} - h_c(T_s - T_{rec}) + Q_h = 0
 \end{aligned} \quad (9)$$

该方程涵盖了霜状冰(干表面, $F=0$)、混合冰和瘤状冰(湿表面, $0<F<1$)及无冰生成($F=0$)的情况, 其中: T_m 是冰点温度, T_s 为控制体能量平衡时达到的平衡温度, h_c 为对流换热系数, T_{rec} 为气流的恢复温度, L_f 为结冰潜热, L_{es} 为蒸发或升华潜热, 无防除冰系统工作时 $Q_h=0$ 。

式(9)中含 T_s 和 F 两个未知数, 但结冰的物理过程决定了冻结系数 $0 \leq F \leq 1$, 这提供了一个约束条件。从滞止点开始沿上下表面进行计算, 滞止点处的控制体 $m_{rbi}^{\circ}=0$, 而流出该控制体的未冻结水 m_{rbi}° 均分为两部分流向与之相邻的控制体。首先假定控制体处于两相状态, 即平衡温度为 273.15 K, 求解方程(9)可得到冻结系数 F , 若 $0 < F < 1$ 说明原先的假定是正确的, 此时只有部分水冻结; 若 $F > 1$ 说明控制体内的水全部冻结, 此时令 $F=1$, 通过求解方程可以求得平衡温度; 若 $F < 0$, 则说明没有结冰, 令 $F=0$, 通过求解方程得到平衡温度; 从而结冰量及相应的流向下一个控制体的水量均可求得。

若所有控制体的冻结系数 F 均为 0, 说明无冰生成; 若所有控制体的冻结系数均为 1, 此时得到的为霜状冰; 若只有滞止区附近的控制体的冻结系数 $0 < F < 1$, 此时得到的为混合冰; 若大部分区域的冻结系数 $0 < F < 1$, 此时得到瘤状冰。

1.5 结冰边界的重构

获得了每个控制体的结冰量后, 利用文献[11]中的边界移动方法确定结冰区的冰形, 但冰形上可能会产生一些分布不光滑的曲线段, 并且由于冰形是沿结冰表面的法向生长的, 因此冰形上曲率较大的区域(尤其是混合冰和瘤状冰的棱角区域)的点往往会变得稀疏, 这对网格生成及流场计算不利; 若结冰时间较长, 随着冰形的增长, 原来冰形上计算节点间的距离会增大, 此时需要加入一些新点以保证计算精度, 因此本文在文献[11]中的边界移动方法基础上对新生成的边界进行重构。边界重构的目的是使得边界上点的分布密度适于流场计算, 因此希望在曲率大的区域具有密集的点, 本文采用以下方法:

边界上的点表示为 $\vec{r} = [x(s), y(s)]$, s 为弧长参数; 假设原来的点数为 m , 重构后需要的点数为 n , 原来点的弧长参数为:

$$s_i = s_{i-1} + ds_i \quad (i = 1, 2, \dots, m-1)$$

其中:

$$ds_i = \sqrt{(x_i - x_{i-1})^2 + (y_i - y_{i-1})^2}$$

$$s_0 = 0$$

曲率 $K(s)$ 为:

$$K(s) = \left| x'(s)y''(s) - x''(s)y'(s) \right| \times [x'^2(s) + y'^2(s)]^{-3/2}$$

此时从作用力、功和位移的关系作如下类比:

$$F(s)ds = dw$$

$$dw = \frac{1}{n-1} \int_0^{m-1} F(s)ds$$

式中: $F(s)$ 是由曲率定义的一个虚拟力函数, ds 和 dw 分别为虚拟位移和虚拟功, 当虚拟功相同时, 若虚拟力大则相应的虚拟位移就小, 表示点的分布越密集, 因此若把虚拟力函数构造成 $K(s)$ 的增函数, 则可以使点向曲率大的区域集中, 本文采用虚拟力函数:

$$F(s) = [K(s)/K^*]^{\sigma}$$

其中: K^* 为曲线上曲率的平均值, σ 为 0 到 1 之间的值, 增加 σ 会使点向曲率大的区域集中的程度增大。因此重构点的弧长参数为:

$$s_j = s_{j-1} + dw/F(s_j)$$

$$(j = 1, 2, \dots, n-1)$$

计算中 $F(s_j)$ 由 $F(s_i)$ 插值得到, 通过迭代计算可以得到 s_j ; 取得了弧长参数 s_j 后, 利用 3 次样条插值^[18]可以计算得到重构后的节点坐标 $[x(s_j), y(s_j)]$ 。

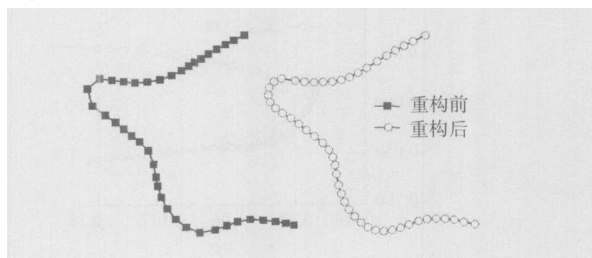


图4 重构前后点的分布对比

Fig. 4 Nodes distribution before and after reconstruction

如图4为一曲线段重构前后的对比, 重构前有 40 个点, 重构后加入 10 个点, 重构后点的分布得到

了很大改善,说明该方法可以方便的调整点的数量及分布密度。

2 计算对象及数值计算方法

本文采用NACA 0012翼型作为计算对象,网格划分采用了Hilgenstock 法贴体网格生成技术;湍流模型采用标准 $k-\epsilon$ 两方程模型,近壁区采用考虑粗糙度影响的两层壁面函数处理;控制方程中对流项离散格式采用MU SCL 格式,空气速度与压力修正采用同位网格下的SMPLER 算法,离散后的代数方程组采用SP 算法进行求解。边界条件处理同文献[11]。

3 计算结果及分析

模拟的飞行及气象条件为^[3]:自由来流速度 $U_\infty = 67.05 \text{ m/s}$,环境压力 $P_h = 101\,300 \text{ Pa}$,环境温度 $T_h = -28.3^\circ\text{C}$, -10°C , -7.8°C , -6.1°C 和 -4.5°C ,机翼的弦长 $c = 0.533 \text{ m}$,攻角 $\alpha = 4^\circ$,水滴的有效平均直径 $MVD = 20 \mu\text{m}$,液态水含量为 $LWC = 1 \text{ g/m}^3$ 。由于缺少对结冰表面粗糙度衡量的试验数据,本文采用由试验得到的经验

公式^[3]计算粗糙度。

本文预测的结冰时间360s的冰形与文献[3]中的试验测量结果对比如图5。从图中可以看出, -28.3°C 时的冰形为典型的霜状冰,此时撞击到结冰表面的水立即冻结,产生的冰形在滞止区域具有最大厚度,同时冰形比较规则; -7.8°C 和 -10°C 下得到的冰形为混合冰,滞止区附近存在回流现象,但在上下结冰极限附近撞击的水则完全冻结,因此冰形在滞止区域附近具有瘤状冰的特征,而在上下结冰极限附近具有霜状冰的特征; -6.1°C 和 -4.5°C 时的冰形为瘤状冰,撞击到机翼表面的水滴只能部分冻结,未冻结的水沿着冰面

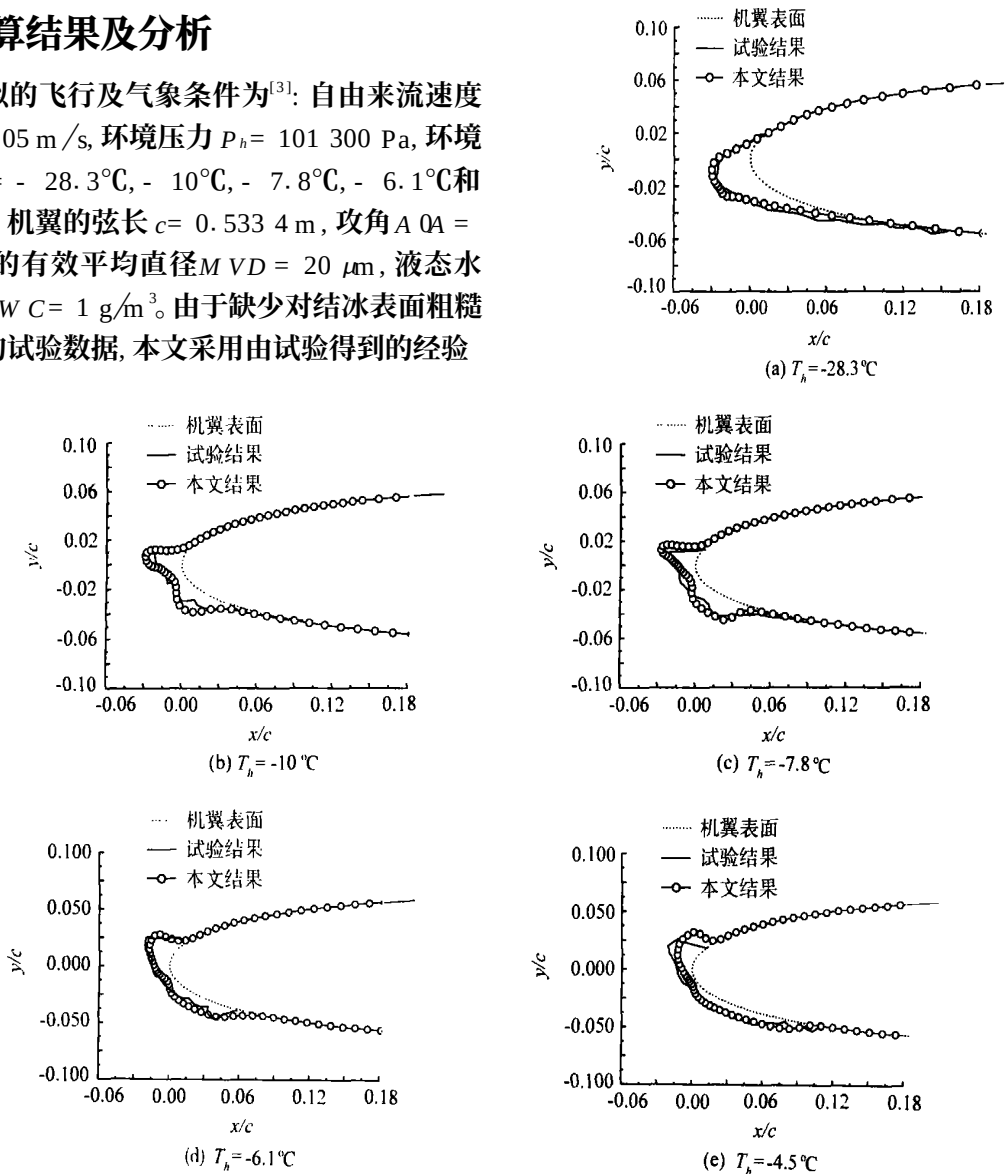


图5 本文计算结果与试验结果对比

Fig 5 Comparison of the ice shape between this paper and the experiment

回流,并逐渐冻结,在滞止区下游形成棱角。

由图5中曲线可知,本文预测的结果与试验结果吻合良好, -28.3°C 霜状冰的上下结冰极限及最大厚度的位置与试验数据相同; -7.8°C 和 -10°C 混合冰及 -6.1°C 时的瘤状冰的预测中,结冰极限及总体趋势与试验数据比较一致,只是在滞止区域有些偏差,结冰量略大于试验数据; -4.5°C 时的瘤状冰的预测的结果在上下结冰极限与试验数据均有些偏差,棱角附近的上结冰极限大于试验数据,但总体趋势一致,捕捉到了瘤状冰结冰过程中的回流现象及棱角的生长趋势。

图6为本文计算结果与 LEW ICE^[3]及 CIRAM L^[7]的计算结果对比,可见在霜状冰的预测中三者都预测到了满意的结果。但在混合冰模拟中,本文的结果与 CIRAM L 的结果更接近于试验结果,而 LEW ICE 的预测的结冰上下限及结冰量都大于试验数据,同时也大于本文和 CIRAM L 的预测结果。在瘤状冰的模拟中,本文结果在棱角位置和生长趋势的预测方面与 LEW ICE 的结果接近,而上、下结冰极限与 CIRAM L 的结果接近,但是 CIRAM L 未能模拟

出棱角的生长。

总之,在霜状冰预测方面,本文与 LEW ICE 及 CIRAM L 的预测结果均与试验数据非常接近;而在混合冰与瘤状冰的预测方面,由于回流现象的存在,使得结冰极限、棱角位置及生长趋势的预测与试验数据有一定的偏差,但三者均预测出了冰形的大致趋势。CIRAM L 在结冰模型中加入了模拟局部粗糙度的模型,预测出的平均粗糙度和文献[3]中的试验数据具有相同的量级,在瘤状冰预测中结冰极限的预测效果很好,但是棱角的生长趋势的预测并不理想,可见对结冰表面粗糙度的度量及水膜的流动机理仍需要做大量的研

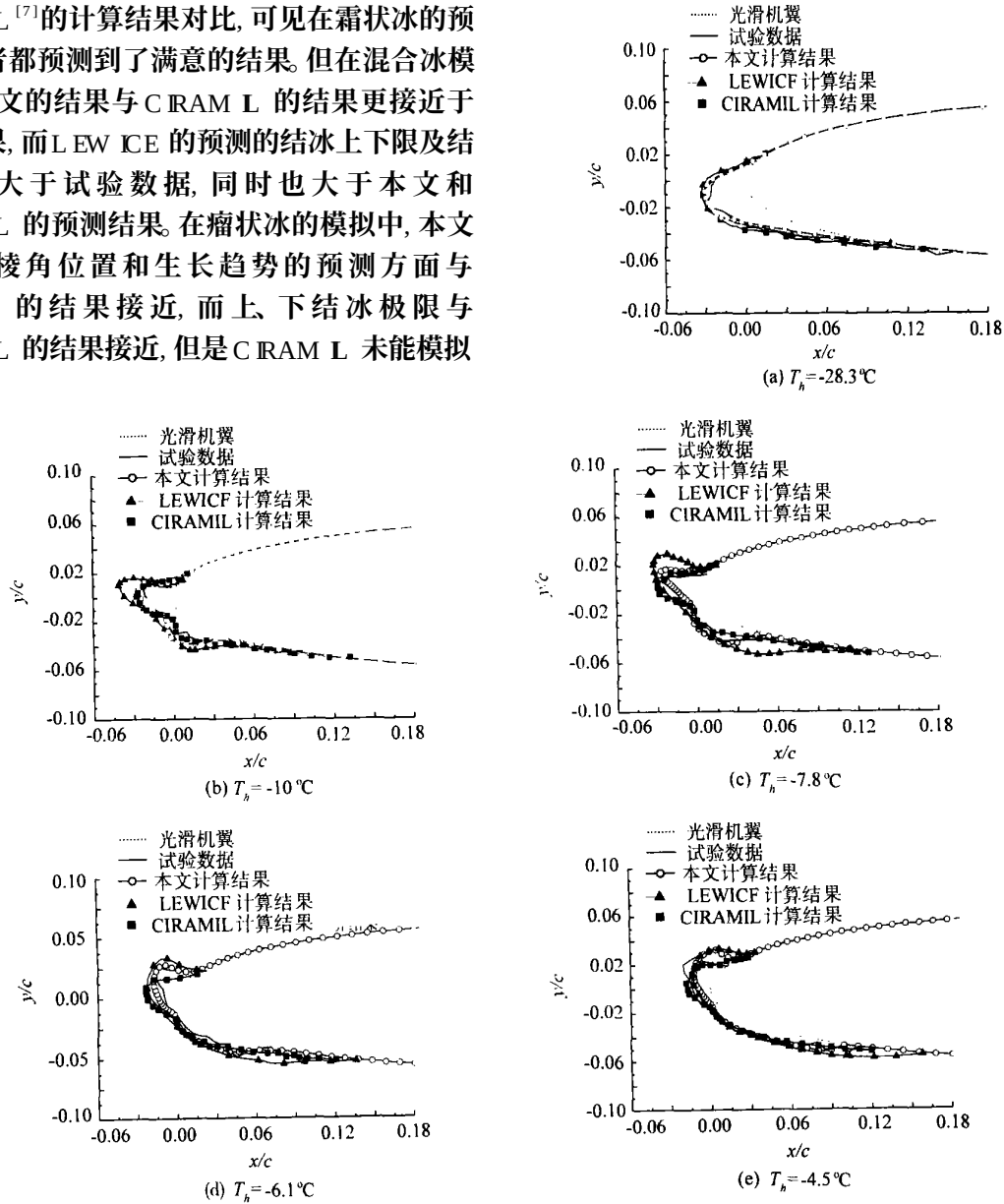


图6 本文结果与文献计算结果对比

Fig 6 Comparison of the ice shape between this paper and the references

表1 结冰前后升力和阻力系数对比

Table 1 Lift and drag coefficient of clean and iced airfoil

$T_h/(^{\circ}\text{C})$	升力系数 C_l		阻力系数 C_d	
	光滑机翼	结冰机翼	光滑机翼	结冰机翼
- 28.3	0.431	0.412	0.013 5	0.020 1
- 10	0.429	0.383	0.013 8	0.032 8
- 7.8	0.429	0.343	0.013 8	0.045 2
- 6.1	0.428	0.329	0.013 9	0.047 8
- 4.5	0.428	0.344	0.013 9	0.039 0

究^[5, 14, 15]。

本文预测结果与试验结果的总体趋势一致, 结冰上下限与试验数据比较接近, 捕捉到了结冰过程中结冰表面水的回流现象及棱角的生长趋势, 说明本文提出的方法是有效的。预测的结果对结冰信号器的布置具有指导作用, 同时也可在此基础上对除冰及气动特性进行研究。

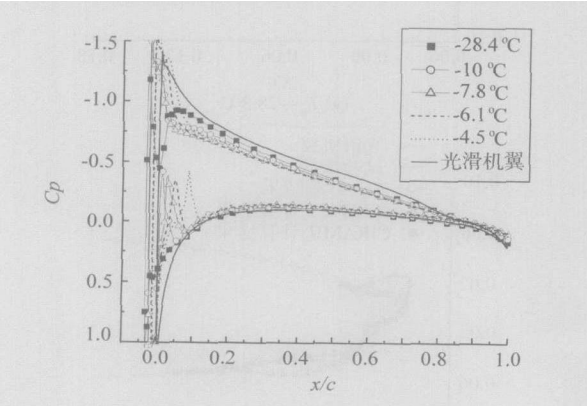


图7 结冰前后机翼的压力分布

Fig 7 Pressure distribution of clean and iced airfoil

本文同时还研究了冰形对机翼升力系数和阻力系数的影响。如图7为结冰前后机翼表面压力分布的对比, 由于冰形的存在破坏了机翼前缘的气流加速区, 进而压力分布发生变化, 导致升力降低, 阻力增加, 同时结冰区域越大对前缘压力分布的破坏区域越大。表1为结冰前后机翼升力系数和阻力系数的变化情况, 混合冰和瘤状冰导致前缘气流分离, 对升力和阻力的影响更大; 瘤状冰的影响大于混合冰和霜状冰, 最大造成了升力系数降低23%, 阻力系数增加244%。

4 结 论

本文在前期研究的基础上^[10~13], 提出了一种

飞机机翼结冰的数值模拟方法, 完成了机翼结冰过程的数值模拟, 得到了在不同气象条件下机翼结冰产生的霜状冰、混合冰和瘤状冰3种典型冰形, 为飞机结冰的数值模拟提供了一种方法。本文以机翼结冰为算例, 但是该方法同样适用于飞机的其他的迎风结冰表面, 例如发动机进气道、冷风道进气口等。通过对计算结果的分析及与实验结果的对比, 得到以下结论:

- (1) 计算结果与试验结果吻合良好, 表明本文采用的结冰过程数值模拟方法正确有效。
- (2) 不同的气象条件会导致不同的结冰过程。霜状冰的冰形比较规则, 混合冰和瘤状冰的冰形相对复杂, 在不同温度下棱角的位置及生长趋势不同, 温度越接近于0℃, 回流现象越严重, 结冰区域越大, 同时棱角的位置也后移。
- (3) 各种冰形对机翼气动特性的影响不同。其中, 瘤状冰对机翼气动特性的影响最大。

参考文献

[1] Addy H E, Potapczuk Jr M G, Sheldon D W. Modern A irfoil Ice A ccretions[R]. A IAA - 97- 0174, 1997.

[2] Gary A Ruff, Brian M Berkow itz. U sers M anual for the NA SA L ew is Ice A ccretion Prediction Code (L EW ICE)[R]. NA SA CR- 185129, 1990.

[3] Shin J, Bond T. Experimental and Computational Ice Shapes and Resulting Drag Increase for a NACA 0012 A irfoil[R]. NA SA TM - 105743, 1992.

[4] Hedde T, Guffond D. ONERA Three-D imensional Icing Mod- el[J]. A IAA Journal, 1995, 33(6): 1038~ 1045.

[5] W right W B, Gent G W, Guffond D. DRA /NA SA /ONERA Collaboration on Icing Research Part II - Prediction of A irfoil Ice A ccretion[R]. NA SA CR- 202349, 1997.

[6] Mingione V, Brandi B Esposito. Ice A ccretion Prediction on M ulti-E lement A irfoils[R]. A IAA - 97- 0177, 1997.

[7] Guy Fortin, Adrian Ilinca, Jean-Louis Laforte, et al. Predictin

- of 2D Airfoil Ice Accretion by Bisection Method and by Rivulets and Beads Modeling [R]. AIAA - 2003 - 1076, 2003
- [8] Beaugendre H, Morency F, Habashi W G. FENSA P-ICE: Roughness Effects on Ice Shape Prediction [R]. AIAA 2003 - 1222, 2003
- [9] Messinger B L. Equilibrium Temperature of an Unheated Icing Surface as a Function of Airspeed [J]. *Journal of the Aeronautical Science*, 1953, 20(1): 29~42
- [10] 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 Da-lin, Yang Xi, Ang Hai-song. Numerical Simulation of Supercooled Water Droplets Impingement on Icing Surfaces [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2003, 18(1): 87~91.
- [11] 张大林, 陈维建. 飞机机翼表面霜状冰结冰过程的数值模拟[J]. *航空动力学报*, 2004, 19(1): 137~141.
Zhang Da-lin, Chen Wei-jian. Numerical Simulation of the Rime Ice Accretion Process on Airfoil [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2004, 19(1): 137~141.
- [12] CHEN Wei-jian, ZHANG Da-lin. Prediction of Rime Ice Accretion and the Resulting Effect on Airfoil Performance [J]. *Transactions of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics*, 2005, 22(1): 9~15.
- [13] 陈维建, 张大林. 瘤状冰结冰过程的数值模拟[J]. *航空动力学报*, 2005, 20(3): 472~476.
Chen Wei-jian, Zhang Da-lin. Numerical Simulation of the Glaze Ice Accretion Process [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2005, 20(3): 472~476.
- [14] Tsao J C, Rothmayer A P. A Mechanism for Ice Roughness Formation on an Airfoil Leading Edge Contributing to Glaze Ice Accretion [R]. AIAA - 1998-0485, 1998
- [15] Tsao J C, Rothmayer A P. Triple-Deck Simulation of Surface Glaze Ice Accretion [R]. AIAA - 2000-0234, 2000
- [16] Jayatilake C L V. The Influence of Prandtl Number and Surface Roughness on the Resistance of the Laminar Sub-Layer to Momentum and Heat Transfer, Progress in Heat and Mass Transfer [M]. New York: Pergamon Press, 1969, 1: 193~329.
- [17] Simon E. Gant Development and Application of a New Wall Function for Complex Turbulent Flows [D]. *Phd Thesis, University of Manchester Institute of Science and Technology*, 2002
- [18] Eisaman P, Smith R. Mesh Generation Using Algebraic Techniques [R]. NASA CP 2166- Numerical Grid Generation Techniques, 1980