

文章编号:1000-8055(2011)05-0977-07

非结构网格在积冰数值模拟中的应用

张 强, 高正红, 傅 林

(西北工业大学 航空学院 翼型、叶栅空气动力学国防科技重点实验室, 西安 710072)

摘 要: 基于非结构网格对翼型表面的积冰进行了数值模拟研究. 通过求解气体欧拉方程得到翼型的绕流流场, 使用穿透型壁面边界模拟水滴对翼型表面的撞击, 采用迭代法对水滴控制方程进行数值求解, 得到翼型表面的水滴收集特性; 采用不同的积冰冻结模型模拟霜冰和明冰的冻结过程; 利用冰层时间推进法模拟积冰过程, 基于积冰法向生长假设生成积冰外形. 对 NACA 0012 翼型霜冰和明冰的结冰情况进行了预测研究, 通过将冰形预测结果与实验结果进行对比说明所提出的积冰模拟方法是有效的, 最后分析了积冰对翼型气动特性的影响.

关 键 词: 积冰; 过冷水滴; 翼型; 非结构网格; 两相流; 数值模拟

中图分类号: V244.1

文献标志码: A

Application of unstructured grids in numerically simulating ice accretions

ZHANG Qiang, GAO Zheng-hong, FU Lin

(National Key Laboratory of Science and Technology on Aerodynamic Design and Research,
School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: Based on unstructured grids, the ice accretions on airfoils have been numerically simulated. The air flowfield was solved using the Euler equations. A permeable wall was used to simulate the droplet impingement on airfoils. An iterative method was developed to solve the governing equations for droplets. The collection efficiency was calculated from the droplet flowfield. The different freezing models corresponding to the rime and glaze ice were employed to simulate the freezing process. The process of ice accretions was simulated with the assumption that ice accumulates layer-by-layer and the ice shape was built with the assumption that ice grows in the direction normal to the airfoil surface. The rime and glaze ice accretions on a NACA 0012 airfoil were investigated and the comparison with the experimental data indicates that the numerical method proposed is effective. The effects of ice accretions on aerodynamic performance of the airfoil were also analyzed.

Key words: ice accretion; supercooled droplet; airfoil; unstructured grid;
two-phase flow; numerical simulation

飞机在飞行过程中穿越富含过冷水分的浓密云层或是遭遇冻雨等恶劣气象条件时, 飞机机翼表面会发生结冰现象, 结冰改变了机翼的气动外形, 会引起飞机气动性能下降等一系列问题, 严重威胁着飞行安全.

积冰数值模拟是飞机结冰研究广泛采用的一

种手段, 目前主要基于拉格朗日和欧拉两相流两种方法. 国外已经开发出了一些积冰数值模拟软件^[1-4], 对于结构网格和非结构网格均有所应用, 国内近些年也进行了大量的积冰数值模拟研究, 大都基于结构网格^[5-7].

积冰数值模拟通常采用准定常假设, 将复杂

收稿日期: 2010-12-29; 修订日期: 2011-03-21

作者简介: 张强(1980—), 男, 陕西延安人, 博士, 主要从事飞机结冰问题研究.

的结冰过程离散成若干时间步,认为结冰是由各时间步内形成的冰层累积而成,每个时间步内采用定常假设,在上一时间步所形成冰形的基础上进行结冰计算.对于结冰气象条件更为常见的明冰而言,在结冰预测的时间步推进过程中会形成冰角、冰槽以及凹凸不平的复杂冰形,对后续的结冰计算造成较大影响.如果采用非结构网格,由于其对复杂外形具有良好的适应性,因此可以有效减小结冰模拟过程中的计算难度.

本文基于非结构网格采用欧拉两相流法对翼型表面的结冰进行了数值模拟研究,冰形预测结果与实验结果以及美国航空航天局(NASA)结冰软件 LEWICE 的预测结果进行了对比,并分析了结冰对翼型气动特性的影响.

1 两相流控制方程的数值求解

建立两相流控制方程之前先作以下假设:①水滴在流场中的体积含量很小,不影响空气的流动;②作用于水滴的外力只有空气阻力、重力和空气浮升力;③水滴在运动过程中不发生热交换、不相互碰撞,且物性参数不变;④将水滴看作具有等效直径的球体.

1.1 气流控制方程

根据假设①,气流控制方程与水滴控制方程不耦合,可以单独求解.对空气流动进行无黏化假设,通过求解气体欧拉方程得到翼型的绕流流场.由于结冰现象通常出现在低速情况下,因此可以认为空气流动为不可压缩流动,采用 SIMPLE (semi-implicit method for pressure linked equations)算法对欧拉方程进行求解.

1.2 水滴控制方程

根据水滴拟流体模型^[8],将分布在流场中的水滴看作是与空气流体相互渗透的拟流体,引入水滴流场的概念.基于假设②~④,水滴控制方程可以写为

$$\frac{\partial(\rho_d \phi)}{\partial t} + \text{div}(\rho_d \mathbf{V} \phi) = S_\phi \quad (1)$$

式中 ρ_d 为水滴表观密度, $\mathbf{V}$ 为水滴速度矢量; ϕ 和 S_ϕ 分别为广义变量和源项,在水滴连续方程和动量方程中分别取 $\phi=1$, u_d , v_d 和 $S_\phi=0$, F_x , F_y , 其中 u_d , v_d 为水滴速度分量, F_x , F_y 为水滴所受空气阻力、重力以及空气浮升力的合力沿 x 轴和 y 轴的分量,表达式为

$$F_x = \frac{0.75 \rho_d \cdot C_d Re_d \cdot \mu}{\rho_w \cdot D^2} (u_a - u_d) \quad (2)$$

$$F_y = \frac{0.75 \rho_d \cdot C_d Re_d \cdot \mu}{\rho_w \cdot D^2} (v_a - v_d) + \rho_d \cdot g \cdot \left(1 - \frac{\rho_a}{\rho_w}\right) \quad (3)$$

其中 u_a , v_a 为气流速度分量; ρ_a , ρ_w , μ , D , C_d , Re_d 和 g 分别为空气密度、水密度、空气分子黏度、水滴等效直径、水滴阻力系数、水滴相对空气运动的雷诺数^[7]和重力加速度.

1.3 水滴控制方程求解

基于空气绕流流场的气流速度分布,对水滴控制方程进行求解.利用有限容积法对控制方程进行离散,采用一阶隐式格式离散时间项,对流项离散采用迎风格式,并对动量方程中的非常数源项进行线性化处理.由于水滴控制方程属于非线性方程,因此离散方程中的系数和源项均为未知量的函数,采用迭代法对水滴控制方程组进行数值求解.

水滴流场的边界条件设置为

1) 来流边界.水滴速度与自由来流速度相同,水滴表观密度设为自由来流的液态水含量.

2) 出流边界.所有变量法向一阶导数为0.

3) 壁面边界.根据水滴撞击翼面的物理机理,本文采用一种基于非结构网格的穿透型壁面边界模拟水滴对翼型表面的撞击:如果近壁面网格中心处的水滴速度沿壁面法线方向的分量指向壁面,则由内场插值得到壁面处的水滴速度和表观密度,作为下一层迭代此网格处的壁面边界条件;如果近壁面网格中心处的水滴速度沿壁面法线方向的分量指向内场,考虑水滴不可能由壁面向内场流动的原则,将壁面处的水滴速度和表观密度均设为0(表明没有水滴流向壁面),作为下一层迭代此网格处的壁面边界条件.

1.4 水滴收集特性

水滴流场求解收敛后,由翼型表面各控制面元上的水滴表观密度 ρ_{ds} 和水滴体积通量 V_s 计算翼面的局部水滴收集率

$$\beta = \frac{\rho_{ds} \cdot V_s}{C_{lw} \cdot U_\infty \cdot A} \quad (4)$$

其中 C_{lw} , U_∞ 和 A 分别为来流的液态水含量、来流速度和控制面元的长度.

单位时间内控制面元的水滴收集质量为

$$\dot{m}_{col} = C_{lw} \cdot U_\infty \cdot \beta \cdot A \quad (5)$$

2 结冰冻结模型

按照结冰环境温度的高低以及冻结过程的快

慢,可以将结冰分为霜冰和明冰.霜冰形成于环境温度很低的结冰条件下,结冰的外形较为规则;明冰的结冰环境温度相对较高,结冰外形十分不规则,会出现冰角、冰槽等复杂形状.本文针对这两种结冰各自的冻结机理,采用不同的冻结模型对其冻结过程进行模拟.

2.1 霜冰冻结模型

霜冰的结冰环境温度很低,可以认为过冷水滴撞击到结冰表面后立即冻结,不考虑冻结过程中的热力学效应.因此,单位时间翼面各控制面元的结冰质量为

$$\dot{m}_{ice} = \dot{m}_{col} \quad (6)$$

2.2 明冰冻结模型

明冰的结冰环境温度相对较高,过冷水滴与结冰表面发生碰撞后,不会立即完全冻结,未冻结的液态水在沿翼型表面回流的过程中逐渐冻结.本文基于经典 Messinger 模型^[9]的思想,在结冰表面的控制面元内建立质量平衡和热平衡方程模拟明冰的冻结过程.

2.2.1 质量平衡方程

通过对结冰过程中结冰表面控制面元的质量变化情况进行分析可知,单位时间进入控制面元的质量包括两部分:由水滴撞击而收集到的液态水质量 $\dot{m}_{col}$ 和由上游前一控制面元流入的液态水质量 $\dot{m}_{flowin}$. 离开控制面元的质量则包括三部分:结冰质量 $\dot{m}_{ice}$ 、未冻结而流入下一控制面元的液态水质量 $\dot{m}_{flowout}$ 和蒸发及升华所引起质量损失 $\dot{m}_{es}$. 质量平衡方程可以写为

$$\dot{m}_{col} + \dot{m}_{flowin} - \dot{m}_{ice} - \dot{m}_{flowout} - \dot{m}_{es} = 0 \quad (7)$$

定义控制面元的冻结系数

$$f = \frac{\dot{m}_{ice}}{\dot{m}_{col} + \dot{m}_{flowin} - \dot{m}_{es}} \quad (8)$$

则

$$\dot{m}_{ice} = f \cdot (\dot{m}_{col} + \dot{m}_{flowin} - \dot{m}_{es}) \quad (9)$$

代入质量平衡方程(7),得到

$$\dot{m}_{flowout} = (1 - f) \cdot (\dot{m}_{col} + \dot{m}_{flowin} - \dot{m}_{es}) \quad (10)$$

2.2.2 热平衡方程

结冰表面控制面元在结冰过程中的热量变化可以认为由四部分组成:潜热、显热、动态热以及传导热.

1) 潜热

潜热部分的热量变化包括控制面元中结冰释放的热量 $\dot{Q}_i$ 和蒸发及升华吸收的热量 $\dot{Q}_{es}$, 计算

式分别为

$$\dot{Q}_i = (\dot{m}_{col} + \dot{m}_{flowin}) \cdot f \cdot L_f \quad (11)$$

$$\dot{Q}_{es} = -\dot{m}_{es} \cdot [(1 - f) \cdot L_e + f \cdot L_s] \quad (12)$$

其中 L_f, L_e, L_s 分别为单位质量的冻结热、蒸发热和升华热.

2) 显热

结冰控制面元中的热力学过程可以假设为:所有进入控制面元的过冷水先升温到冰点温度 T_f , 热量变化为 $\dot{Q}_{sincom}$, 在 T_f 温度处发生结冰现象, 然后冻结形成的冰和未冻结的液态水最终到达控制面元的平衡温度 T_b , 热量变化分别为 $\dot{Q}_{sice}$ 和 $\dot{Q}_{sflowout}$, 各项的计算表达式分别为

$$\dot{Q}_{sincom} = \dot{m}_{col} \cdot c_{pw} \cdot (T_c - T_f) + \dot{m}_{flowin} \cdot c_{pw} \cdot (T_{flowin} - T_f) \quad (13)$$

$$\dot{Q}_{sice} = \dot{m}_{ice} \cdot c_{pi} \cdot (T_f - T_b) \quad (14)$$

$$\dot{Q}_{sflowout} = \dot{m}_{flowout} \cdot c_{pw} \cdot (T_f - T_b) \quad (15)$$

式中 c_{pw}, c_{pi} 分别为水和冰的比定压热容, T_c, T_{flowin} 分别为结冰环境温度和由前一控制面元流入的液态水所具有的温度.

3) 动态热

结冰表面的动态热包括:①结冰表面和边界层边缘之间的对流换热 $\dot{Q}_{cv}$; ②气流速度由边界层边缘的 U_e 减小至结冰表面的零值所引起的绝热升温热 $\dot{Q}_{ad}$; ③水滴撞击结冰表面的撞击热 $\dot{Q}_{kin}$. 各项的计算表达式分别为

$$\dot{Q}_{cv} = h_{cv} \cdot (T_e - T_b) \cdot A \quad (16)$$

$$\dot{Q}_{ad} = h_{cv} \cdot (T_{rec} - T_e) \cdot A \quad (17)$$

$$\dot{Q}_{kin} = \frac{1}{2} \dot{m}_{col} \cdot v_{imp}^2 \quad (18)$$

其中 T_{rec} 为结冰表面的恢复温度; v_{imp} 为水滴撞击翼面的速度, 由水滴流场得到; h_{cv} 为结冰表面的表面传热系数, 采用文献[10-11]中提出的边界层积分法进行计算; T_e 为边界层边缘空气温度, 计算表达式为

$$T_e = T_c + \frac{U_\infty^2 - U_e^2}{2c_{pa}} \quad (19)$$

4) 传导热

传导热 $\dot{Q}_{con}$ 主要是结冰表面由防、除冰设备所产生的热通量.

综上所述,热平衡方程可以写为

$$\dot{Q}_i + \dot{Q}_{es} + \dot{Q}_{sincom} + \dot{Q}_{sice} + \dot{Q}_{sflowout} + \dot{Q}_{cv} + \dot{Q}_{ad} + \dot{Q}_{kin} + \dot{Q}_{con} = 0 \quad (20)$$

代入式(20)中各项的具体表达式,并将式(9)和式(10)代入,可以得到一个未知量为冻结系数 f 和平衡温度 T_b 的不定方程. 由于冻结系数 f 满足 $f \in [0, 1]$, 这实际上为方程的求解提供了一个约束条件,从驻点位置开始分别沿翼型的上、下表面推进. 在某一控制面元中,假设平衡温度 T_b 等于冰点温度 T_f , 即控制面元处于冰、水共存状态,根据方程计算出冻结系数 f . 如果 $0 < f < 1$, 则说明假设 T_b 等于 T_f 是正确的,控制面元内只有部分水冻结,利用式(9)、式(10)求出 $\dot{m}_{ice}$ 和 $\dot{m}_{flowout}$; 如果 $f < 0$, 则表明 T_b 大于 T_f , 控制面元内没有水冻结,此时令 $f = 0$ 并求出 $\dot{m}_{flowout}$ 以及 T_b ; 如果 $f > 1$, 则表明 T_b 小于 T_f , 控制面元内的水全部冻结,此时令 $f = 1$ 并求出 $\dot{m}_{ice}$.

2.3 结冰体积计算

求出翼面所有结冰控制面元的结冰质量后,一个冰层时间步内各控制面元的结冰体积为

$$V_{ice} = \frac{\dot{m}_{ice} \cdot \Delta t}{\rho_i} \quad (21)$$

其中 Δt , ρ_i 分别为冰层时间步长和冰密度.

3 结冰外形生成

根据翼型表面各控制面元的结冰体积,利用积冰法向生长假设进行积冰外形的生成. 当翼型外形发生改变后,空气绕流场随之改变,需要对结冰翼型的绕流流场重新计算,在此基础上求解水滴流场,得到翼面水滴收集特性,进而得到新的冰形. 如此反复迭代直到积冰时间结束.

4 算例分析

计算翼型选择 NACA 0012, 翼型弦长为 0.5334 m, 图1为翼型的计算网格图.

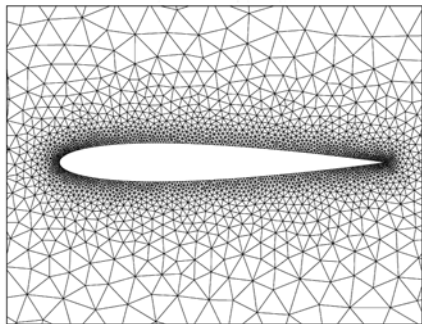


图1 NACA 0012 翼型计算网格
Fig. 1 Mesh of NACA 0012 airfoil

4.1 霜冰冰形预测

对两组结冰条件下的霜冰冰形进行了预测,为了较为准确地模拟积冰过程,冰层时间步长取为 60 s.

4.1.1 算例1

结冰条件为:自由来流速度 $U_\infty = 102.8 \text{ m/s}$, 攻角 $\alpha = 4^\circ$, 结冰环境温度 $T_c = 241.49 \text{ K}$, 液态水含量 $C_{lw} = 0.55 \text{ g/m}^3$, 水滴平均等效直径 $D_{mv} = 20 \mu\text{m}$, 积冰时间 $t = 420 \text{ s}$.

图2为翼型表面的冰层形状图.

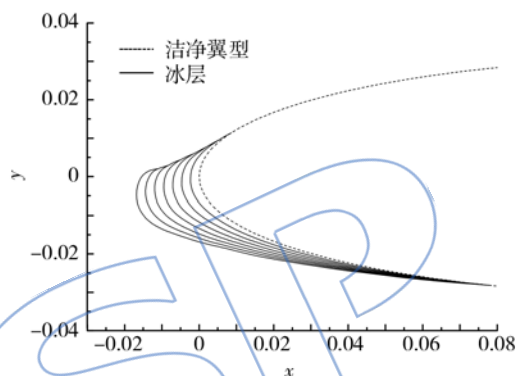


图2 算例1冰层形状

Fig. 2 Ice layer shapes of case 1

可以看出,由于来流攻角的影响,积冰大部分出现在翼型的下翼面,而上翼面的积冰很少,最大积冰厚度出现在下翼面前缘.

图3为本文预测冰形同文献[12]中相同结冰条件下实验冰形以及 LEWICE 软件预测冰形的对比.

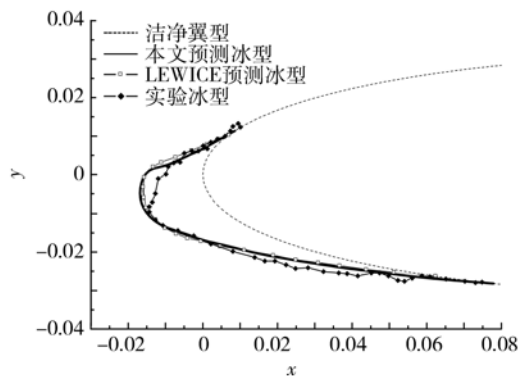


图3 算例1冰形对比

Fig. 3 Ice shape comparison of case 1

从图3可以看出,本文预测冰形和 LEWICE 软件预测冰形与实验冰形吻合得很好,本文预测结果的上、下结冰极限均大于 LEWICE 软件的预测结果,与实验结果较为接近.

4.1.2 算例2

结冰条件为: $U_{\infty} = 58.1 \text{ m/s}$, $\alpha = 4^\circ$, $T_c = 245.19 \text{ K}$, $C_{lw} = 1.30 \text{ g/m}^3$, $D_{mv} = 20 \mu\text{m}$, $t = 480 \text{ s}$.

图4为翼型表面的冰层形状图.

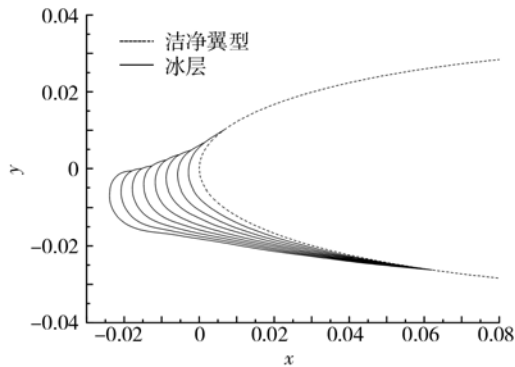


图4 算例2冰层形状

Fig. 4 Ice layer shapes of case 2

可以看出,由于算例2的来流速度相比较算例1显著降低,使得翼型表面的结冰区域减小;而液态水含量相比较算例1增大较多,导致了结冰厚度增长较快,虽然冰层时间步长相同,但算例2的冰层厚度明显增大.

图5为本文预测冰形同文献[12]中相同结冰条件下实验冰形以及 LEWICE 软件预测冰形的对比.

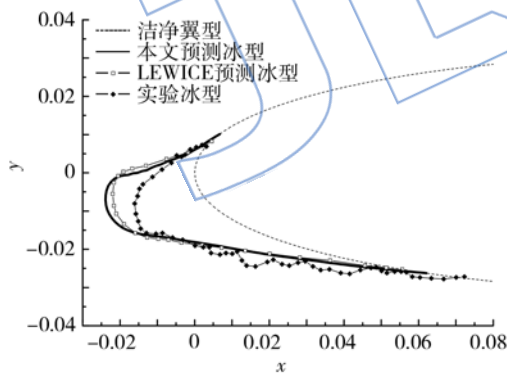


图5 算例2冰形对比

Fig. 5 Ice shape comparison of case 2

从图5可以看出,本文预测结果和 LEWICE 软件的预测结果均与实验结果有一定偏差,主要体现在翼型前缘附近预测冰形的结冰厚度均大于实验冰形,本文预测结果的上、下结冰极限均大于 LEWICE 软件预测结果.

4.2 明冰冰形预测

对两组结冰条件下的明冰冰形进行了预测,由于明冰形状复杂,因此为了减少时间步长过小

而引起的累积误差,冰层时间步长取为 120 s .

4.2.1 算例3

结冰条件为: $U_{\infty} = 67.1 \text{ m/s}$, $\alpha = 4^\circ$, $T_c = 268.40 \text{ K}$, $C_{lw} = 1.0 \text{ g/m}^3$, $D_{mv} = 20 \mu\text{m}$, $t = 360 \text{ s}$.

图6为翼型表面的冰层形状图.

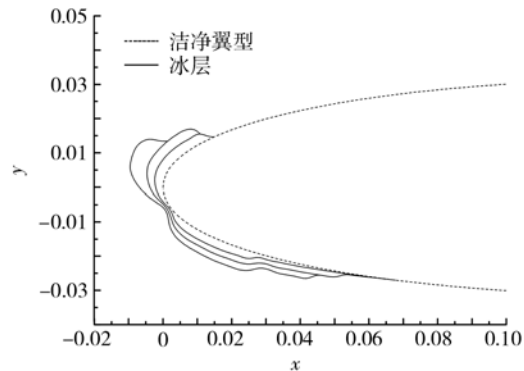


图6 算例3冰层形状

Fig. 6 Ice layer shapes of case 3

可以看出,由于结冰表面液态水回流现象的影响,翼型驻点附近的结冰很少,而上、下翼面的冰层较厚;由于前两个时间步形成的冰形对空气绕流流场影响较大,使得第三个时间步的冰层外形与前两个冰层有一定的差异,在上、下翼面形成了明显的阶梯状冰形.

图7为本文预测冰形同文献[12]中相同结冰条件下实验冰形以及 LEWICE 软件预测冰形的对比.

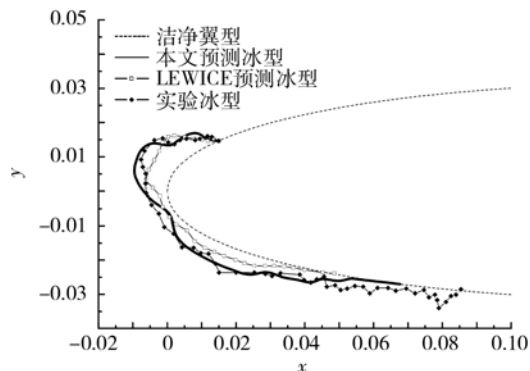


图7 算例3冰形对比

Fig. 7 Ice shape comparison of case 3

从图7可以看出,LEWICE 软件预测冰形和本文预测冰形的结冰上限均与实验冰形很接近,本文预测冰形的结冰下限更接近实验冰形; LEWICE 软件预测冰形的结冰厚度明显小于实验结果,而本文预测的结冰厚度则与实验结果较为吻合,并且较好地预测出了实验冰形在上、下翼面呈现出的阶梯状外形.

4.2.2 算例4

结冰条件为: $U_{\infty} = 102.8 \text{ m/s}$, $\alpha = 4^\circ$, $T_c = 262.04 \text{ K}$, $C_{lw} = 1.0 \text{ g/m}^3$, $D_{mv} = 30 \mu\text{m}$, $t = 360 \text{ s}$.

图8为翼型表面的冰层形状图.

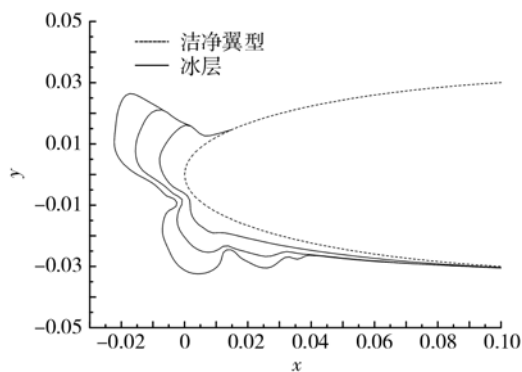


图8 算例4冰层形状

Fig. 8 Ice layer shapes of case 4

可以看出,结冰环境温度对于明冰冰形有着重要的影响,算例4的结冰环境温度相比算例3显著降低,导致液态水的回流区域明显减小,翼型驻点附近回流现象较为明显,而在下翼面的大部分结冰区域内,积冰呈现出了明显的霜冰特征;由于液态水在较小的回流区域内冻结量较大,因此在上、下翼面均形成了突出的冰角.

图9为本文预测冰形同文献[12]中相同结冰条件下实验冰形以及 LEWICE 软件预测冰形的对比.

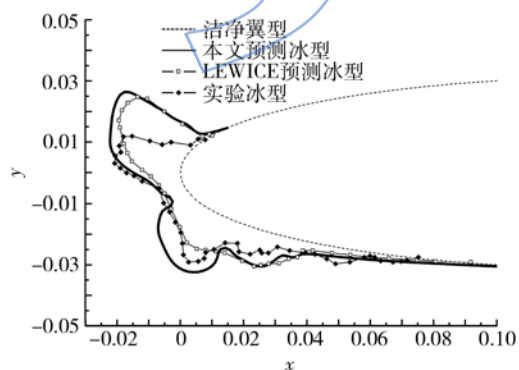


图9 算例4冰形对比

Fig. 9 Ice shape comparison of case 4

从图9可以看出,本文预测冰形和 LEWICE 软件预测冰形的上冰角较为吻合,但均与实验结果有所偏差;本文预测出了实际冰形在下翼面两处较大的冰角,较好地预测出了积冰的生长趋势,但积冰厚度略大于实验冰形.

4.3 积冰对翼型气动特性的影响

由上述算例可以看出,霜冰冰形较为规则,对翼型气动外形的破坏相对较轻,而明冰冰形相对复杂,对翼型气动外形的破坏较为严重.为了准确地分析翼型结冰前、后的气动特性变化,本文采用基于结构网格的 RANS (Reynolds averaged Navier-Stokes) 方程求解了以上算例翼型结冰前、后的绕流流场,使用近似因式分解法进行隐式时间推进,离散格式选用 Roe 格式,采用多重网格技术加速计算,湍流模型选用 B-L (Baldwin-Lomax) 模型.图10为结冰翼型升力系数 C_l 随时间推进的变化历程.

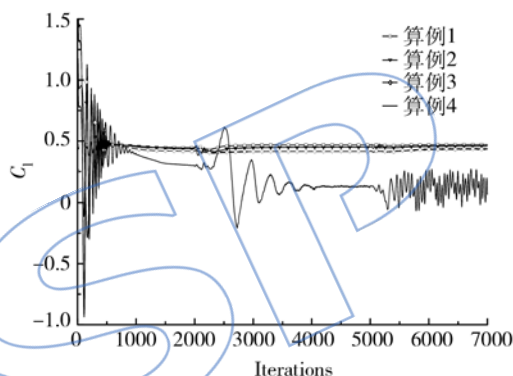


图10 结冰翼型升力系数随时间推进的变化历程

Fig. 10 Change process of lift coefficient for the iced airfoils

由图10可以看出,对于算例1和算例2的霜冰情况,结冰翼型表面尽管出现了小范围的局部气流分离,但整个流场仍然可以视为定常流动,算例3虽然为明冰,但也表现出了相同的特性;算例4的冰形十分复杂,使得翼型升力大幅下降,而且流动呈现出非常明显的非定常特性.

表1为算例1~算例3翼型结冰前、后的升力系数 C_l 和阻力系数 C_d 对比.

表1 算例1~算例3翼型结冰前后的升、阻力系数对比
Table 1 Lift and drag coefficients of the clear and iced airfoils in cases 1~3

	C_l (clear)	C_d (clear)	C_l (iced)	C_d (iced)
算例1	0.4724	0.01124	0.4706	0.01294
算例2	0.4663	0.01197	0.4606	0.01471
算例3	0.4669	0.01178	0.4335	0.02795

由表1可以看出,以上算例中翼型结冰后均出现了升力系数降低、阻力系数增大的现象,其中

算例3结冰前、后翼型的升阻力系数变化较大,是由于明冰的积冰外形较为复杂所致。

图11为算例4翼型结冰前、后的流线图。

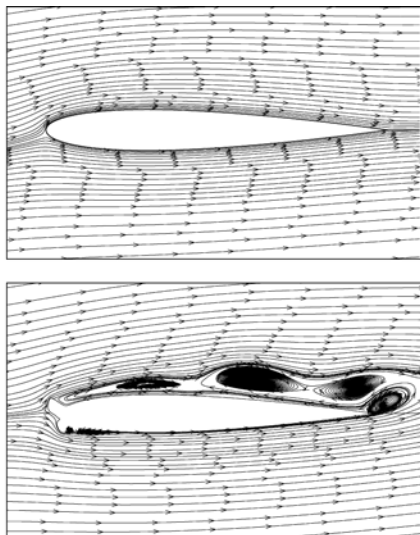


图11 算例4翼型结冰前、后的流线图

Fig. 11 Streamlines around the clear and glaze-iced airfoils in case 4

从图11中可以看出,结冰翼型上翼面出现了前缘涡脱落和再附现象,改变了翼型的有效弯度,导致升力系数的大幅下降,并且由于后缘涡的脱落,造成了升力系数的振荡。

5 结论

本文基于非结构网格对翼型表面的积冰进行了数值模拟研究,得出以下结论:

1) 基于非结构网格进行积冰数值模拟是可行且有效的。文中提出的数值方法可以有效地对水滴流场进行求解,所采用的积冰冻结模型可以较好地模拟霜冰和明冰的冻结过程。本文的积冰模拟方法对霜冰和明冰的预测取得了较好的预测效果。

2) 积冰对翼型气动特性会产生不利的影响。由于霜冰的外形相对规则,结冰翼型的气动性能损失相对较小,而明冰的外形较为复杂,气动性能损失较大,某些严重的积冰甚至会造成流场出现明显的非定常效应,导致升力的大幅下降。

3) 非结构网格对于复杂外形具有良好的适

应性,通过明冰算例可以看出,明冰的冰形会出现冰角和阶梯状外形,采用非结构网格可以有效减小积冰数值模拟过程中的计算难度。

4) 本文的积冰模拟方法有望用于多段翼等复杂构型的积冰数值模拟研究。

参考文献:

- [1] Ruff G A, Berkowitz B M. User's manual for the NASA Lewis ice accretion prediction code (LEWICE)[R]. NASA CR 185129, 1990.
- [2] Hedde T, Guffond D. ONERA three-dimensional icing model[J]. AIAA Journal, 1995, 33(6): 1038-1045.
- [3] Gent R W. TRAJICE2—a combined water droplet trajectory and ice accretion prediction program for aerofoils[R]. RAE-TR-90054, 1990.
- [4] Beaugendre H, Morency F, Habashi W G. FENSAP-ICE's three-dimensional in-flight ice accretion module: ICE3D[J]. Journal of Aircraft, 2003, 40(2): 239-247.
- [5] 蒋胜矩, 李凤蔚. 基于 N-S 方程的翼型结冰数值模拟[J]. 西北工业大学学报, 2004, 22(5): 559-562.
JIANG Shengju, LI Fengwei. A better numerical simulation of ice accretion on airfoil [J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2004, 22(5): 559-562. (in Chinese)
- [6] 陈维建, 张大林. 飞机机翼结冰过程的数值模拟[J]. 航空动力学报, 2005, 20(6): 1010-1017.
CHEN Weijian, ZHANG Dalin. Numerical simulation of ice accretion on airfoils[J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20(6): 1010-1017. (in Chinese)
- [7] 张强, 曹义华, 胡利. 翼型表面明冰的数值模拟[J]. 航空动力学报, 2009, 24(1): 91-97.
ZHANG Qiang, CAO Yihua, HU Li. Numerical simulation of glaze ice accretions on an airfoil[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(1): 91-97. (in Chinese)
- [8] Zhou L X. Theory and numerical modeling of turbulent gas-particle flows and combustion[M]. New York: Science Press and CRC Press, 1993.
- [9] 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.
- [10] Mingione G, Brandi V, Esposito B. Ice accretion prediction on multi-element airfoils[R]. AIAA 1997-0177, 1997.
- [11] Fortin G, Ilinca A, Laforte J L, et al. Prediction of 2D airfoil ice accretion by bisection method and by rivulets and beads modeling[R]. AIAA 2003-1076, 2003.
- [12] Wright W B, Rutkowski A. Validation results for LEWICE 2.0[R]. NASA CR 208690, 1999.