

文章编号: 1000-8055(2009)08-1752-07

基于浸入式边界方法的二维结冰机翼的数值模拟

钟国华, 孙晓峰

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191)

摘 要: 应用浸入式边界方法模拟干净/结冰 NACA0012 翼形绕流问题. 采用 SIMPL EC 方法离散求解二维不可压雷诺平均 Navier-Stokes 方程, 湍流模型采用一方程 Spalart-Allmaras 模型. 计算结果与以往的实验结果吻合得很好, 证明了浸入式边界方法和所发展的程序的可靠性.

关 键 词: 浸入式边界方法; Spalart-Allmaras 湍流模型; 结冰机翼

中图分类号: V211

文献标识码: A

Numerical simulation of two dimension iced airfoil using immersed boundary method

ZHONG Guo-hua, SUN Xiao-feng

(School of Jet Propulsion,

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

Abstract: An immersed boundary method was applied to numerical simulation of the flow past a clean/iced NACA0012 airfoil. In this paper, two dimension incompressible Reynolds-averaged Navier-Stokes equations were solved with SIMPL EC method. One equation turbulence model — Spalart-Allmaras turbulence model, was used in the numerical procedure. Good agreement was found between the present numerical results and previous experimental work.

Key words: immersed boundary method; Spalart-Allmaras turbulence model; iced airfoil

机翼表面结冰是影响飞行安全的危险因素. 机翼结冰会破坏飞机的气动外形, 造成飞机质量增加, 阻力增加, 升力下降. 最为危险的是机翼结冰破坏了设计流场, 飞机各部件载荷分布发生变化, 使临界攻角减小, 可用升力减少. 飞机起飞和着陆时使用的攻角较大, 当机翼受到污染, 实际的临界攻角可能远小于设计的临界攻角, 如还采用正常的操纵, 很可能进入失速, 发生事故. 机翼结冰已经成为保证飞行安全需要解决的迫切问题^[1-3]. 对机翼结冰的研究通常分为三类^[4]: ①对特定条件下的机翼结冰过程进行预测; ②对已知

结冰形状的机翼进行性能预测; ③防/除冰技术研究. 本文是采用第二种研究方式, 对已知结冰形状的 NACA0012 翼型进行研究, 分析其对性能的影响, 尤其是对失速临界攻角的预测.

早期的对结冰造成的气动影响的研究主要基于实验. 70 年代末期以后, 随着 CFD (computational fluid dynamics) 技术的发展和飞行安全的迫切需要, 针对飞行器结冰问题的数值模拟研究得到了蓬勃发展. 当时的研究受限于计算机的能力和 CFD 方法, 通常是求解欧拉方程或薄边界层 Navier-Stokes (N-S) 方程^[5]. 进入 80 年代中期之

收稿日期: 2008-07-29; 修订日期: 2008-09-03

作者简介: 钟国华(1979-), 男, 广东汕头人, 博士生, 研究方向为叶轮机非定常流和气动弹性稳定性.

后,随着湍流模型技术的成熟,通常求解的是雷诺平均 N-S 方程^[6-7].近年许多研究^[8-10]都是集中于机翼结冰形状对气动性能的影响.这些工作研究了多种冰形在不同工作状态下的气动性能,并与实验结果取得了较好的一致.但是,我们也应当看到,对于角度很大或者羽化的冰形,形状是极其不规则和复杂的,这对 CFD 模拟依然是一个极大的挑战^[11],其中一个原因就是这种情况下生成高质量的网格是非常困难的.

对于复杂形状结构的流场的模拟,其边界的处理一直是计算流体力学的一个重要环节.对于不规则的区域,一种直接和成熟的处理方法是生成贴体网格,通过坐标变换将不规则的物理域映射到规则的计算域.如果边界过于复杂,通常是采用分区网格或者拼接网格,甚至是结构化网格和非结构化网格混合的方法,显然,这样进一步增加了生成网格的复杂性.这就使得计算流体力学程序使用者大部分精力是在网格的前处理上.使用成熟的商用软件更是如此,计算结果的好坏很大程度上取决于计算网格的优劣.判断网格质量虽然有正交性,光滑度,长宽比,畸变率等定性指标,更重要的是依赖于软件使用者的经验.浸入式边界方法(immersed boundary method)由于避免了生成贴体网格,全场采用正交的笛卡儿矩形网格,网格质量非常容易控制,也许是解决处理复杂边界问题的一个途径.另外,简单的网格也会给计算带来很大的方便.在规则 and 正交的网格下,控制方程更为简单,计算的精度更容易提高.浸入式边界方法最早是由 Charles Peskin^[12]提出并应用于心脏内血液流动的模拟,随后被大量的应用于各种流动问题^[13-15].当然浸入式边界也存在一定的缺点,当雷诺数增大时,边界层变薄,为了精确捕捉边界层的效应,正交网格总数增长得比贴体网格总数快,计算资源消耗大,这对计算机的存储和运算能力提出了更高的要求.这也是当前浸入式边界方法大多应用于低雷诺数问题的原因.另一方面的缺点是目前的浸入式边界精度多为一阶,如何提高边界精度也是当前的研究热点.

综上所述,浸入式边界方法也许是解决机翼结冰后生成网格问题的一个捷径,本文将尝试应用浸入式边界方法模拟干净/结冰 NACA0012 翼形绕流问题,探讨流场细节,并与前人的实验结果进行对比.

1 控制方程及求解方法

本文求解的是二维不可压 N-S 方程

$$\frac{\partial U_i}{\partial t} + U_j \frac{\partial U_i}{\partial x_j} = F_i - \frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\nu + \nu_t \right) \left(\frac{\partial U_i}{\partial x_j} + \frac{\partial U_j}{\partial x_i} \right) \right] \quad (1)$$

连续方程

$$\frac{\partial}{\partial x_j} (\rho u_j) = 0 \quad (2)$$

其中 t 是时间; ρ 是密度; U_i 是速度直角坐标分量; x_i 是直角坐标位置分量; ν 是运动黏性系数; ν_t 是涡黏性系数; F_i 是力源项. 本文采用的浸入式边界方法是基于 Yuso^[16-17]的直接力源方法. 将控制方程(1)写为如下形式:

$$\frac{u^{l+1} - u^l}{\Delta t} = S_{RHS}^{l+1/2} + F^{l+1/2} \quad (3)$$

式中 u 是速度; S_{RHS} 表示右端项,包括了对流项,扩散项和压力梯度项;上标 l 表示迭代步数.也就是

$$F^{l+1/2} = -S_{RHS}^{l+1/2} + \frac{v^{l+1} - u^l}{\Delta t} \quad (4)$$

式中 v^{l+1} 是壁面速度,若机翼不动,则 $v = 0$,具体的推导过程见文献[17].采用直接力源处理边界,需要在边界网格上插值,本文采用的是的线性插值方法,如图 1 所示.弧线代表的物面边界,也就是施加浸入式边界条件的边界.灰色网格是流体网格,条纹网格是物体内部的网格.实心圆点是流场计算点,空心圆点是插值点.

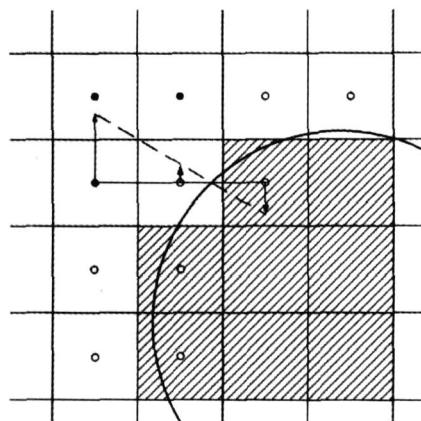


图 1 浸入式边界与网格

Fig. 1 Immersed boundary and mesh

本文采用的是 Spalart-Allmaras (S-A) 一方程湍流模型^[18]. 由于其容错功能好, 处理复杂流动的能力强, S-A 模型已得到广泛应用. 该模型具有一些很好的特点, 相对于二方程模型计算量小和稳定性好, 同时又有较高的精度.

$$\frac{D\tilde{v}}{Dt} = c_{b1} (1 - f_{t2}) \tilde{S}\tilde{v} + \frac{1}{\sigma} \nabla \cdot [(\nu + \tilde{\nu}) \nabla \tilde{v}] + c_{b2} (\nabla \tilde{v})^2 - \left[c_{w1} f_w - \frac{c_{b1}}{\kappa^2} f_{t2} \right] \left(\frac{\tilde{v}}{d} \right)^2 + f_{t1} \Delta U^2 \quad (5)$$

$$\nu_t = \tilde{\nu} f_{v1} \quad (6)$$

参数设定为

$$c_{b1} = 0.1355; \quad c_{b2} = 0.622; \quad \sigma = 2/3; \quad c_{v1} = 7.1;$$

$$c_{w1} = \frac{c_{b1}}{\kappa^2} + \frac{1 + c_{b2}}{\sigma}; \quad c_{w2} = 0.3; \quad c_{w3} = 2;$$

$$c_{t1} = 1; \quad c_{t2} = 2; \quad c_{t3} = 1.2; \quad c_{t4} = 0.5$$

本文为定常计算, 控制方程和湍流模型的离散采用 SIMPL EC 方法^[19]. 将上述方程 (1), (4) 离散为以下代数方程系统

$$A_P \phi_P + \sum A_I \phi_I = Q_P \quad (7)$$

本文采用 TDMA (三对角追赶法) 迭代求解方程组 (7). 为了便于对比, 参数设定与风洞实验^[20]是相同的, 取来流速度和翼形弦长为特征量, 来流雷诺数为 $Re = 1.5 \times 10^6$, 来流马赫数为 $Ma = 0.12$. 图 2 中的实线是标准的 NACA0012 翼形, 虚线是结冰产生的明冰 (galze ice), 明冰的形状采用文献^[20]的数据, 下文所有的对比数据都是来自这个 NASA 实验报告. 本文中干净的 NACA0012 翼形采用的就是图 2 中的实线翼形, 结冰的翼形就是实线翼形加上前端的明冰 (虚线).

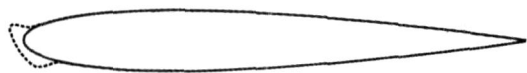


图 2 干净/ 结冰的 NACA0012 翼形

Fig. 2 Clean/iced NACA0012 airfoil

对于干净的 NACA0012 翼形和结冰的 NACA0012 翼形算例, 计算区域大小设定都是 3×3 , 机翼放置在计算域的中心. 计算域的左侧给定入流边界条件, 上下两侧是远场边界条件, 右侧给出出流边界条件. 机翼表面设定为无滑移边界条件. 初始网格都是正交均匀的 150×150 , 采用对包含

浸入式边界的区域网格数翻倍的方式对靠近机翼表面的区域进行加密, 然后计算出 y^+ , 如果 y^+ 小于事先设定的值, 则网格达到要求. 如果 y^+ 还偏大, 则继续加密. 本文设定的目标值是 $y^+ < 5$. 由于本文包含两种翼形的不同攻角下的数值模拟, 加密区域有所不同导致每个具体算例的网格数都有微小区别, 大致范围是 $250 \times 600 \sim 350 \times 700$ 之间. 如图 3 所示, 这是 $\alpha = 0^\circ$ 的结冰 NACA0012 翼形的计算网格, α 是翼形攻角, 单位是 ($^\circ$). 为了能更加清楚的显示网格线, 图中的网格是间隔输出的.

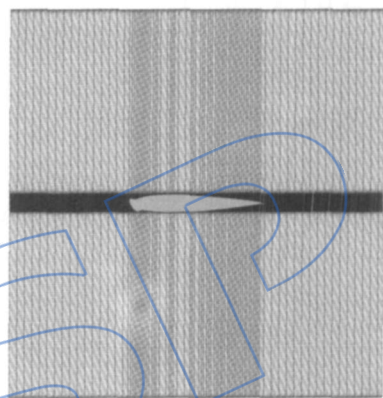


图 3 计算域与网格 (结冰机翼, $\alpha = 0^\circ$)

Fig. 3 Computational domain and mesh (iced airfoil, $\alpha = 0^\circ$)

2 计算结果及分析

2.1 干净的 NACA0012 翼形绕流

为了检验浸入式边界方法和湍流模型的准确性, 首先模拟了干净的 NACA0012 翼形绕流.

图 4 显示的是攻角为 0° 时翼形前段的速度矢量图, 从图中可以看到, 流动是对称的, 边界层发展饱满. 需要说明一下的是, 为了更清楚明了的显示速度梯度的变化, 本文所有图中的矢量都是间隔输出的.

从图 5 可以看出本文的结果和实验数据有很好的的一致性, 计算得出的机翼壁面上的压力分布是很准确的. 图 4、图 5 说明本文对流场的计算细节捕捉的很好.

从图 6 可以看出, 升力系数在攻角为 13° 时达到最大, 之后由于流场出现大分离, 升力系数开始迅速下降. 这个过程与实验值和理论值都对比得很好, 这充分本文所发展的程序对具有大分离流场结构的预测是准确的.

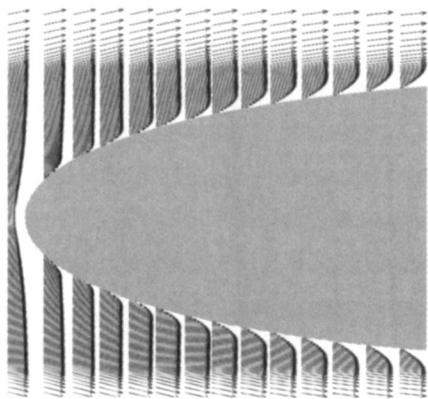


图 4 干净的 NACA0012 翼形前端速度矢量图 ($\alpha=0^\circ$)

Fig. 4 Velocity vectors, in the leading edge of the clean NACA0012 airfoil ($\alpha=0^\circ$)

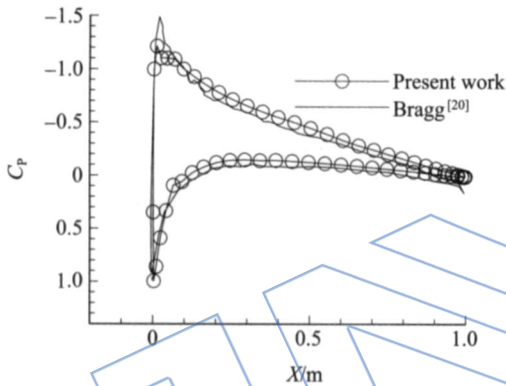


图 5 干净的 NACA0012 翼形压力分布系数与实验值的对比 ($\alpha=4^\circ$)

Fig. 5 Comparison of the pressure coefficients between present works and experimental works ($\alpha=4^\circ$)

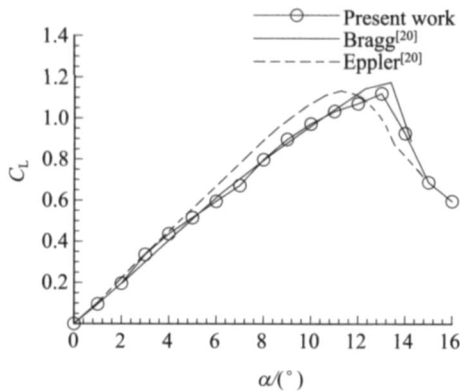


图 6 不同攻角下干净的 NACA0012 翼形升力系数与实验值和理论值的对比

Fig. 6 Comparison of the lift coefficients between present works and experimental works, varying with the angle of attack

2.2 结冰 NACA0012 翼形绕流

图 7 显示的是攻角为 4° 时结冰翼形前段的速度矢量图,从图中可以看到,流动是非常复杂.由于明冰改变了翼形的形状,翼形前端光滑的流线型变成两个“角”.流动在“角”后面,包括压力面和吸力面都出现了分离,从图 7 非常容易区分出分离区和主流区.

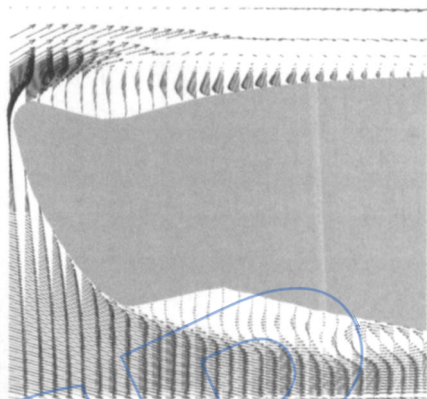


图 7 结冰的 NACA0012 翼形前端速度矢量图 ($\alpha=4^\circ$)

Fig. 7 Velocity vectors, in the leading edge of the iced NACA0012 airfoil ($\alpha=4^\circ$)

图 8~图 10 给出了攻角分别为 $4^\circ, 8^\circ, 10^\circ$ 的绕翼翼流线图,并对其头部涡区进行了放大.从这些图中我们可以看到在小攻角的情况下,虽然头部压力面和吸力面出现了分离,当时涡很小,并且很快重新附着.这种小分离虽然带来了损失,但是对总体的气动性能影响并不是很大.随着攻角的增大,机翼吸力面的涡明显的被拉长.在攻角为 8° 的情况下,机翼上方已出现明显的由数个旋涡连成的分离区,这对气动性能影响极大.从图 10 中可以看到,机翼上方流场已出现大分离结构,或者说是回流区.一个巨大的旋涡由机翼前段一直延伸到末端,这种情况下,机翼实际上已经失速.升力系数急剧下降.

图 11~图 13 给出了攻角分别为 $4^\circ, 6^\circ, 8^\circ$ 情况下,结冰翼形壁面压力分布系数与实验值的比较.从这些图上可以看到数值模拟的结果与实验结果是很接近.压力面的数据几乎是完全吻合,而吸力面头部或者尾部有些小的差异.如果对图 7~图 13 进行对比分析,不难发现产生差异的位置都是旋涡相切合并或者分离的区域.对如此复杂的流动,研究其敏感的细节,具有很高的难度.从分析的结果来看,这种差异在工程上是可以接受的.

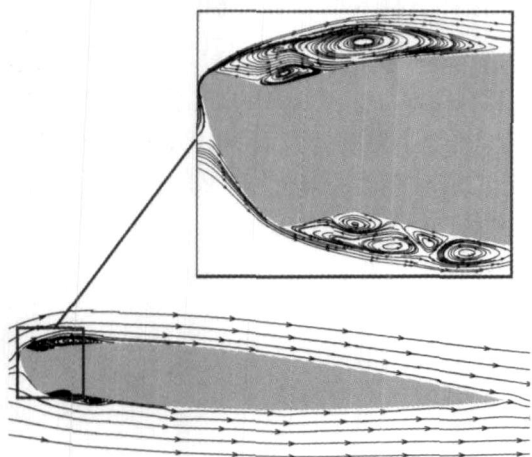


图 8 流线图 ($\alpha=4^\circ$)
Fig. 8 Streamlines ($\alpha=4^\circ$)

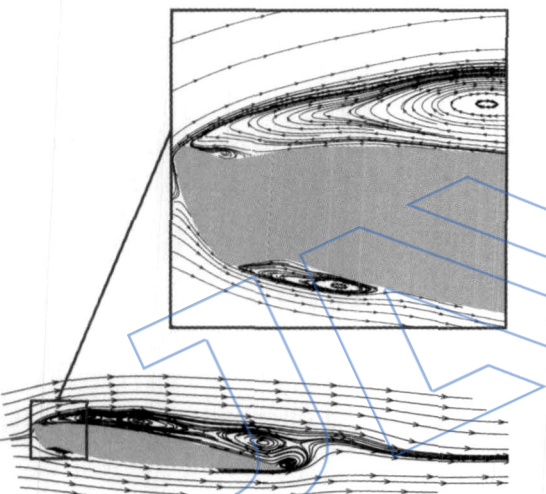


图 9 流线图 ($\alpha=8^\circ$)
Fig. 9 Streamlines ($\alpha=8^\circ$)

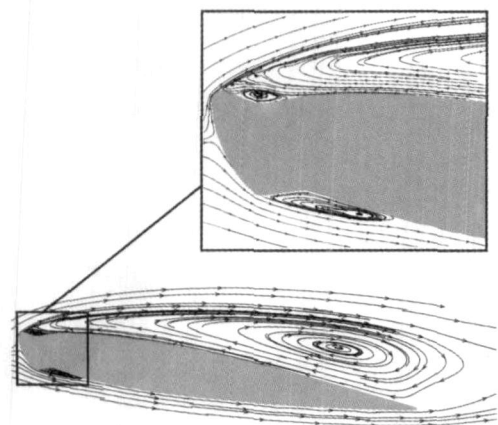


图 10 流线图 ($\alpha=10^\circ$)
Fig. 10 Streamlines ($\alpha=10^\circ$)

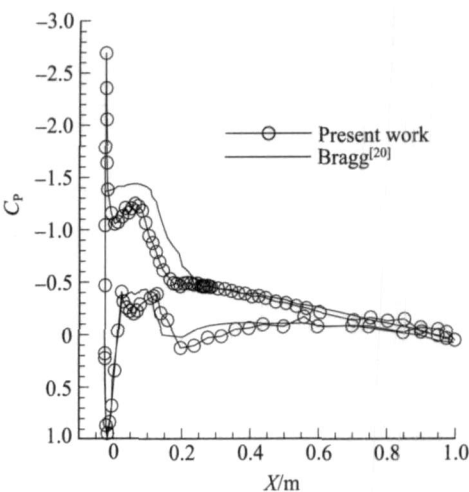


图 11 翼形壁面压力分布系数与实验值的比较 ($\alpha=4^\circ$)
Fig. 11 Comparison of the pressure coefficients between present works and experimental works ($\alpha=4^\circ$)

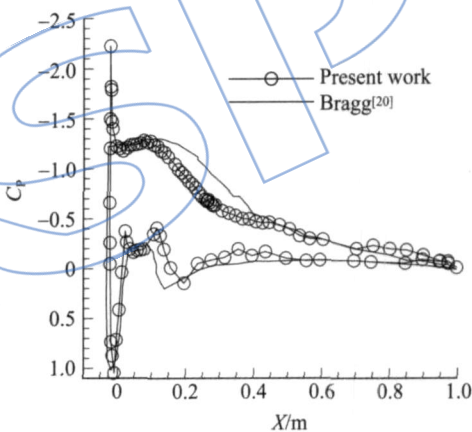


图 12 翼形壁面压力分布系数与实验值的比较 ($\alpha=6^\circ$)
Fig. 12 Comparison of the pressure coefficients between present works and experimental works ($\alpha=6^\circ$)

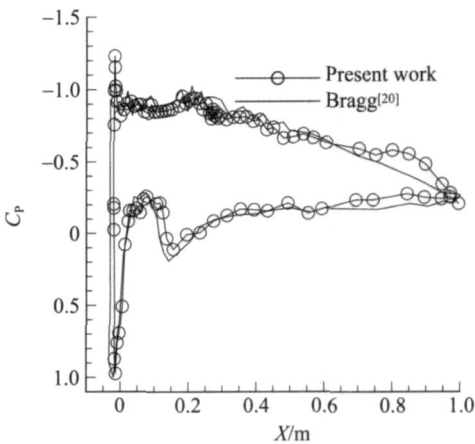


图 13 翼形壁面压力分布系数与实验值的比较 ($\alpha=8^\circ$)
Fig. 13 Comparison of the pressure coefficients between present works and experimental works ($\alpha=8^\circ$)

为了便于对比,图 14 同时给出了不同攻角下干净/结冰的 NACA0012 翼形升力系数与实验值和理论值的对比。在图中可以看到,本文发展的数值方法对干净/结冰机翼的失速临界攻角都做出了准确的预测,与实验值和理论值对比得也很好。如前面所讨论的,干净翼形的失速临界攻角约为 13° ,而从图 14 可以看到结冰之后仅为 7° ,工作范围大大缩小。在机翼失速之前,结冰使机翼升力下降,但是相差并不是太多。但是一旦攻角大于临界攻角,例如 9° ,结冰后的升力系数(0.454)迅速下降为干净机翼(0.897)的 50%。从宏观角度上看,机翼前端的明冰尺度与机翼相比虽然很小,但是对机翼气动性能的破坏是致命的。

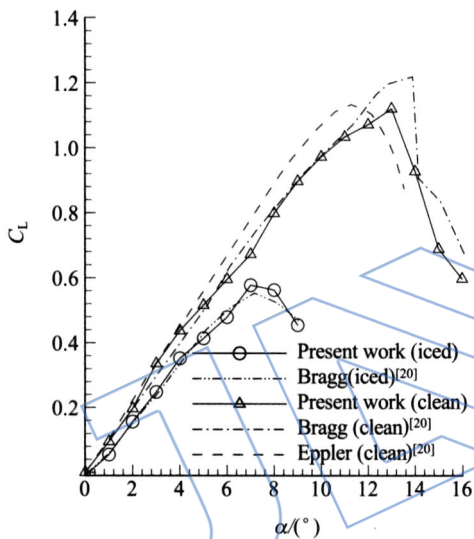


图 14 不同攻角下干净/结冰的 NACA0012 翼形升力系数与实验值和理论值的对比

Fig 14 Comparison of the lift coefficients between present works and experimental works, varying with the angle of attack

3 结 论

利用浸入式边界方法,结合 Spalart-Allmaras 湍流模型和 SIMPL EC 算法模拟了干净/结冰的 NACA0012 翼形绕流问题。通过与实验数据的对比,我们发现本文的计算结果吻合得很好。从我们的尝试中可以看到浸入式边界方法在模拟复杂边界问题时不生成贴体网格的优势,从另一个方面也说明浸入式边界方法可以处理高雷诺数的问题,具有了工程实用的可能性。本文很好的捕捉了流场细节,这对揭示大攻角下的翼形分离流机理具有一定的参考价值。

参考文献:

- [1] Cebeci T, Kafyeke F. Aircraft icing [J]. Annual Review of Fluid Mechanics, 2003, 35: 11-21.
- [2] Koomullil R P, Thompson D S, Soni B K. Iced airfoil simulation using generalized grids [J]. Applied Numerical Mathematics, 2003, 46: 319-330.
- [3] Pan J, Loth E. Reynolds-averaged Navier-Stokes simulations of airfoils and wings with ice shapes [J]. Journal of Aircraft, 2004, 41(4): 871-879.
- [4] 易贤. 飞机积冰的数值计算与积冰试验相似准则研究 [D]. 绵阳: 中国空气动力研究与发展中心研究生部, 2007.
YI Xian. Numerical computation of aircraft icing and study on icing test scaling law [D]. Mianyang: China Aerodynamics Research and Development Center Graduate School, 2007. (in Chinese)
- [5] Potapczuk M G, Gerhart P M. Progress in the development of a Navier-Stokes solver for evaluation of iced airfoil performance [R]. AIAA Paper 85-0410, 1985.
- [6] Potapczuk M. Numerical analysis of a NACA0012 airfoil with leading edge ice accretions [R]. AIAA Paper 87-0101, 1987.
- [7] Kwon O, Sankar O. Numerical study of the effects of icing on finite wing aerodynamics [R]. AIAA Paper 92-0757, 1992.
- [8] Dunn T, Loth E, Bragg M B. Computational investigation of simulated large-droplet ice shapes on airfoil aerodynamics [J]. Journal of Aircraft, 1999, 36(5): 836-843.
- [9] Chung J C Y, Reehorst A, Potapczuk M, et al. Navier-Stokes analysis of the flowfield characteristics of an ice contaminated aircraft wing [R]. AIAA Paper 99-0375, 1999.
- [10] Kumar S, Loth E. Aerodynamic simulations of airfoils with upper-surface ice-shapes [J]. Journal of Aircraft, 2001, 38(2): 285-295.
- [11] Chi X, Zhu B, Shih T I P. Computing aerodynamic performance of a 2-D iced airfoil: blocking topology and grid generation [R]. AIAA Paper 2002-0381, 2002.
- [12] Peskin C S. Flow patterns around heart valves: a numerical method [J]. Journal of Computational Physics, 1972, 10(2): 252-271.
- [13] Zhu L D, Peskin C S. Simulation of a flapping flexible filament in a flowing soap film by the immersed boundary method [J]. Journal of Computational Physics, 2002, 179(2): 452-468.
- [14] Miller L A, Peskin C S. When vortices stick: an aerodynamic transition in tiny insect flight [J]. Journal of Experimental Biology, 2004, 207(17): 3073-3088.
- [15] Kalitzin G, Iaccarino G. Toward immersed boundary simulation of high Reynolds number flows [R]. Annual Research Briefs, Center for Turbulence Research, Mechanical Engineering Department, Stanford University, 2003.
- [16] Mohd Yusof J. Development of immersed boundary meth-

ods for complex geometries [R]. CTR Annual Research Briefs, Center for Turbulence Research, NASA Ames/Stanford University, 1998.

[17] Faldun E A, Verzicco R, Orlandi P, et al. Combined immersed-boundary finite-difference methods for three-dimensional complex flow simulations [J]. Journal of Computational Physics, 2000,161:35-60.

[18] Spalart P R, Allmaras S R. A one-equation turbulence model for aerodynamic flows [R]. AIAA Paper 92-20439.

[19] Doormaal V J P, Raithby G D. Enhancements of the SIMPLE method for predicting incompressible fluid flows[J]. Numerical Heat Transfer, 1984,(7):147-163.

[20] Bragg B M. An experimental study of the aerodynamics of a NACA 0012 airfoil with a simulated glaze ice accretion [R]. NASA-CF-179897.

JALSP