

文章编号: 1674-8190(2021)03-046-09

带压缩性修正的离散涡方法在结冰数值模拟中的应用

周泽堃¹, 周峰², 王刚¹

(1. 西北工业大学 航空学院, 西安 710072)

(2. 中国商用飞机有限责任公司 上海飞机设计研究院, 上海 201210)

摘要: 离散涡方法(DVM)是一种无网格的涡运动算法,适用于解决易产生分离流的非定常问题,将其应用于结冰过程中的流场求解,在有效模拟分离流动的同时能避免冰形尖角对网格质量的影响。但离散涡方法基于不可压N-S方程,无法应用于预测可压缩流动下的结冰过程。本文在离散涡方法的基础上添加普朗特-格劳尔特压缩性修正,进行基于离散涡方法的可压缩流动下的数值模拟,并将其应用于翼型结冰预测;对流场分布、结冰冰形和结冰模型计算过程等仿真结果进行对比和分析。结果表明:引入压缩性修正后的离散涡方法能较好地模拟可压缩流动,与实验值相比,基于该方法得到的结冰数值模拟结果符合良好,对结冰数值模拟在工程上的应用提供了一定的参考。

关键词: 离散涡方法;压缩性修正;结冰数值模拟;翼型;可压缩流动

中图分类号: V211.3; V321.2⁺29

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2021.03.06

开放科学(资源服务)标识码(OSID):



Application of Discrete Vortex Method with Compressibility Correction in Numerical Simulation of Ice Accretion

ZHOU Zekun¹, ZHOU Feng², WANG Gang¹

(1. School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

(2. Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Commercial Aircraft Corporation of China, Ltd., Shanghai 201210, China)

Abstract: Discrete vortex method (DVM) is a grid-free vortex motion algorithm, which is suitable for solving unsteady problems caused by producing easily separate flow. Applying the method to the flow solution in the ice accretion process can effectively simulate the separate flow, while avoiding the influence of the sharp ice-shaped corner on the grid quality. However, the DVM is based on the incompressible N-S equation, it cannot be applied to predict the ice accretion process in a compressible flow. In this paper, Prandtl-Glauert compressibility correction is added on the basis of the discrete vortex method. And the numerical simulation of compressible flow based on the discrete vortex method is carried out and applied to the prediction of airfoil ice accretion. The simulation results of field distribution, ice shape and icing model calculation process are compared and analyzed. The calculation results show that the discrete vortex method with compressibility correction can simulate the compressible flow better. Compared with the experimental value, the icing numerical simulation results obtained based on this method are in good agreement. It provides a certain reference for the application of icing numerical simulation in engineering.

Key words: discrete vortex method; compressibility correction; icing numerical simulation; airfoil; compressible flow

收稿日期: 2020-09-03; 修回日期: 2020-11-17

通信作者: 王刚, wanggang@nwpu.edu.cn

引用格式: 周泽堃, 周峰, 王刚. 带压缩性修正的离散涡方法在结冰数值模拟中的应用[J]. 航空工程进展, 2021, 12(3): 46-54.

ZHOU Zekun, ZHOU Feng, WANG Gang. Application of discrete vortex method with compressibility correction in numerical simulation of ice accretion[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2021, 12(3): 46-54. (in Chinese)

0 引言

飞行器结冰是危害飞行安全的严重问题之一,轻则影响飞行器的飞行性能,重则造成机毁人亡的严重后果^[1-2]。而对飞机进行结冰数值模拟则成为一种研究飞行器结冰问题的有效途径。国际上商用的结冰数值模拟软件包括美国NASA的Lewice^[3]和加拿大的FENSAP-ICE^[4]等。

在结冰数值模拟研究中,国内起步较晚,目前也做了很多深入研究,易贤等^[5]采用欧拉法计算了三维复杂外形表面的水滴收集率;周峰等^[6]对部分典型二维翼型进行了结冰数值模拟;Xie L等^[7]提出一种自适应插值方法将拉格朗日法计算得到的水滴收集率插值到三维复杂外形上;桑为民等^[8]在进行大粒径水滴状态下的结冰模拟时考虑了水滴变形破碎的影响;杜雁霞等^[9]对结冰过程涉及的热力学行为的研究现状进行了总结和展望;王海涛等^[10]对机翼进行结冰数值模拟并设计了一套防除冰系统。

飞行器结冰数值模拟主要包括网格生成、计算流场、水滴撞击特性计算、结冰模型计算和结冰冰形生长计算五个模块。在流场计算时,通常采用经典的有限体积法求解N-S方程。相比于经典CFD方法,离散涡方法^[11]可以不考虑网格,数值耗散低,适用于结冰这类易产生分离流动问题的分析。国内外研究者对离散涡方法进行了应用和发展。国外,K. Ramesh等^[12]运用离散涡方法模拟翼型前缘产生的间歇涡运动;E. G. A. Antonini等^[13]提出一种改进的离散涡方法来模拟二维翼型俯仰中的动态失速现象。国内,马明宪等^[14]使用离散涡方法计算了湍流混合层的问题;董婧等^[15]运用离散涡方法模拟了圆柱绕流问题;吴文权等^[16]采用拉格朗日粒子法对胀量项计算,从而实现离散涡方法在可压缩流动下的计算;刘佳等^[17]将离散涡方法应用于计算结冰数值模拟,与经典CFD下的结冰数值模拟过程相比,在保证精度的同时,计算效率得到提升。但是离散涡方法主要针对不可压流动求解,对于可压缩流动下的冰形模拟的应用仍有所欠缺。

本文在基于离散涡方法结冰模拟的基础上,引入普朗特-格劳尔特压缩性修正,将该方法的计算结果拓展到可压缩区间,结合改进的Messinger热力学模型^[18]实现可压缩状态下翼型的结冰模

拟。通过部分二维翼型的结冰数值模拟,将模拟结果与基于有限体积法的经典CFD方法下模拟结果及实验值进行对比,并分析引入压缩性修正前后对流场、结冰过程和结冰冰形的影响。

1 结冰数值模拟方法

1.1 离散涡方法基本原理及改进

二维不可压N-S方程的控制方程^[19]可表示为

$$\nabla^2 \mathbf{u} = -\nabla \times \boldsymbol{\omega} \quad (1)$$

$$\frac{\partial \boldsymbol{\omega}}{\partial t} + (\mathbf{u} \cdot \nabla) \boldsymbol{\omega} = (\boldsymbol{\omega} \cdot \nabla) \mathbf{u} + \nu \nabla^2 \boldsymbol{\omega} \quad (2)$$

式中: ν 为动力黏度; \mathbf{u} 为速度矢量; $\boldsymbol{\omega}$ 为涡量。

$$\boldsymbol{\omega} = \frac{\partial v}{\partial x} - \frac{\partial u}{\partial y} \quad (3)$$

离散涡方法是将流场涡量离散化,在拉格朗日框架下模拟流场涡量。通过采用算子分裂法,式(2)可以分成两部分,即对流项式(4)与扩散项式(5)。

$$\frac{\partial \boldsymbol{\omega}}{\partial t} + (\mathbf{u} \cdot \nabla) \boldsymbol{\omega} = (\boldsymbol{\omega} \cdot \nabla) \mathbf{u} \quad (4)$$

$$\frac{\partial \boldsymbol{\omega}}{\partial t} = \nu \nabla^2 \boldsymbol{\omega} \quad (5)$$

在二维不可压无黏条件下,得到:

$$\frac{D\boldsymbol{\omega}}{Dt} = 0 \quad (6)$$

流体微团在运动过程中涡量始终不发生改变,并且不随流体质点迁移运动。

$$\frac{d\mathbf{r}}{dt} = \mathbf{u}(x, t) \quad (7)$$

式中: \mathbf{r} 为涡元距离原点的位移矢量; x_i 为涡元所处位置的坐标。

为了避免点涡在距离其无穷远处出现诱导速度无穷大的奇性问题,通过A. J. Chorin^[20]提出的涡团法,涡量分布方程可变为

$$\boldsymbol{\omega}(x) = \sum_{k=1}^N \Gamma_j \delta_\sigma(x - x_j) \quad (8)$$

式中: N 为涡团数; Γ_j 为涡团的环量; $\delta_\sigma(x - x_j)$ 为涡量的分布函数。

在得到涡量分布后,依据Biot-Savart定律^[21]得到速度场:

$$\mathbf{u}(r, t) = \frac{1}{2\pi} \cdot \sum_{i=1}^N \frac{\Gamma_i(t) \times (r_i - r)}{|r_i - r|^2} \left[\exp\left(\frac{|r_i - r|^2}{\delta_i^2}\right) \right] \quad (9)$$

计算得到流场的速度分布后,就可以获得涡元的运动轨迹,再计算出下一时刻的涡量场。通过随机走步法^[22]来模拟涡元的扩散运动,即:

$$x_i(t + \Delta t) \approx x_i(t) + \left[\frac{3}{2} u_i(t) - \frac{1}{2} u_i(t - \Delta t) \right] \cdot \Delta t + \mu \quad (10)$$

式中: μ 为满足高斯分布的随机数,其均值为零,方差为 $\sqrt{2 \cdot dt/Re}$ 。

在大多数工程问题中,必须满足特定的边界条件,流场才能求解。根据亥姆霍兹(Helmholtz)定理,得出在均匀流中不会产生涡量,只有在物体边界或者流场受非保守力作用时才会有涡量产生。本文通过壁面无穿透边界条件确定流场中生成的涡量。整个流场在满足 Kelvin 环量定理的前提下,通过速度场与涡量场之间交替迭代计算,就能模拟出 Lagrangian 框架下的绕流流动。

上述是离散涡方法的基本原理,在基本原理的基础上本文对离散涡方法进行一些改进,包括涡元合并、控制区高度修订及压力计算^[23]等,具体参见文献[17]。

1.2 二维结冰热力学模型

基于改进的 Messinger 热力学模型^[18],将结冰表面分为若干控制体,每个控制体的质量流动情况如图 1 所示。在一些假设条件下,该模型通过求解质量和能量守恒方程^[24]最终求解出结冰质量。

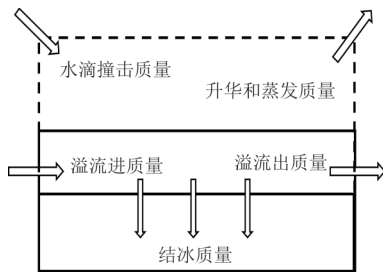


图 1 控制体内质量流量示意图

Fig. 1 Sketch of mass variation in control volume

建立质量守恒方程(11)和能量守恒方程(12),定义每个控制体内的冻结系数 f 如式(13)所示。

$$\dot{m}_{im} + \dot{m}_{in} = \dot{m}_{out} + \dot{m}_{va} + \dot{m}_{so} \quad (11)$$

$$\dot{E}_{im} + \dot{H}_{im} + \dot{H}_{in} + \dot{Q}_f - \dot{E}_{so} - \dot{H}_{out} - \dot{H}_{va} - \dot{Q}_{cv} = 0 \quad (12)$$

$$f = \frac{\dot{m}_{so}}{\dot{m}_{im} + \dot{m}_{in}} \quad (13)$$

式中: \dot{m}_{im} 为控制体内的水滴撞击质量; \dot{m}_{in} 为液态水溢流进入控制体的质量; \dot{m}_{out} 为液态水溢流出控制体的质量; \dot{m}_{va} 为升华和蒸发质量; \dot{m}_{so} 为结冰质量; \dot{E}_{im} 为控制体内水滴撞击的动能; \dot{H}_{im} 为控制体内水滴撞击的焓变; \dot{H}_{in} 为液态水溢流进控制体的焓变; \dot{Q}_f 为气动摩擦热; \dot{Q}_{so} 为结冰所释放的潜热; \dot{H}_{out} 为液态水溢流出控制体的焓变; \dot{H}_{va} 为液态水蒸发潜热; \dot{H}_{cv} 为对流换热热能。

联立式(11)、式(13),通过提取表面温度作为试探参数,对方程组求解,从而确定壁面各控制体内的壁温、冻结系数和各个质量项。在得到结冰表面各控制体内的每个质量项后,就可以依据结冰增长模型,计算出单次时间步长内冰层的厚度。

1.3 普朗特—格劳尔特压缩性修正

离散涡方法适用于不可压流动,在当下的研究进展中,已经实现可压缩流动下的离散涡方法。但是引入压缩性修正,将离散涡方法的结果扩展到可压缩区间仍是一种简易的方法。

对二维翼型壁面附近的绕流速度采用小扰动假设,如图 2 所示。

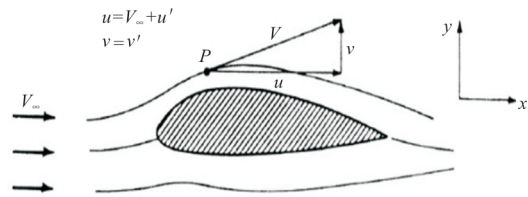


图 2 二维翼型绕流^[25]

Fig. 2 Flow around two-dimensional airfoil^[25]

假设流动的总焓不发生改变,构建式(14):

$$H_0 = h + \frac{V^2}{2} = \frac{\gamma R}{\gamma - 1} T + \frac{V^2}{2} \quad (14)$$

式中: H_0 为流动的总焓; h 为当地流体的焓值。

在式(14)中,给定远场的静温,求解建立温度场,结合理想气体假设下的状态方程对压力场修正,并计算出当地密度:

$$\frac{p}{p_\infty} = \left[1 - \frac{\gamma - 1}{2} M_\infty^2 \left(\frac{2u'}{V_\infty} + \frac{u'^2 + v'^2}{V_\infty^2} \right) \right]^{\gamma/(\gamma - 1)} \quad (15)$$

$$\frac{\rho}{\rho_{\infty}} = \left(\frac{p}{p_{\infty}} \right)^{\frac{1}{\gamma}} \quad (16)$$

壁面参数采用式(17)进行修正:

$$C(M_{\infty}) = \frac{C(M_{\infty} \approx 0)}{\sqrt{1 - M_{\infty}^2}} \quad (17)$$

通过式(15)~式(17)对采用离散涡方法计算得到的压力、密度和压力系数进行一次修正。

对二维不可压N-S方程的动量守恒式进行简化得到:

$$\nabla p = \nu \nabla^2 \mathbf{u} \quad (18)$$

式(18)等价于:

$$\nabla p = -\nu (\nabla \times \boldsymbol{\omega}) \quad (19)$$

在壁面处通过涡量对壁面压力进行计算,而在壁面处 $\mathbf{u} = 0$, 式(2)简化为

$$\frac{\partial \boldsymbol{\omega}}{\partial t} = \nu \nabla^2 \boldsymbol{\omega} \quad (20)$$

涡量流量为 $-\nu \nabla \boldsymbol{\omega}$, 通过边界的流量为 $-\nu \frac{\partial \boldsymbol{\omega}}{\partial t}$, 即壁面涡量的生成比率。

壁面的法向和切向用 s 和 n 表示, 在二维表面得到:

$$\mathbf{n} \times (\nabla \times \boldsymbol{\omega}) + \mathbf{n} \cdot (\mathbf{n} \cdot \nabla \boldsymbol{\omega}) = 0 \quad (21)$$

由式(19)~式(21)得到:

$$\mathbf{n} \times \nabla p = \nu \frac{\partial \boldsymbol{\omega}}{\partial n} \quad (22)$$

即:

$$\frac{\partial p}{\partial s} = -\nu \frac{\partial \boldsymbol{\omega}}{\partial n} = \frac{\partial^2 \boldsymbol{\Gamma}}{\partial s \partial t} \quad (23)$$

式中: $\frac{\partial^2 \boldsymbol{\Gamma}}{\partial s \partial t}$ 为单位时间在单位长度上所生成的环量比率。

因为在每个时间步均有新涡生成, 所以上述环量生成率是已知的。根据梯形法则, 由式(23)得到:

$$p_{j+1} - p_j = \frac{\Gamma'_j + \Gamma'_{j+1}}{2\Delta t} \quad (24)$$

式中: p_{j+1} 和 p_j 为沿壁面单元节点上的压强; Γ'_{j+1} 和 Γ'_j 为在一个时间步长 Δt 下的新生涡环量。

通过式(15)对壁面压强进行修正, 利用式(24)中修正的壁面压强对涡团环量进行修正, 将修正后的涡团环量分别代入式(8)和式(9), 求解

壁面涡量和速度场, 最后通过式(14)~式(17)对压强、密度和压力系数再次修正。

2 算例验证与分析

2.1 离散涡结冰模拟结果及验证分析

基于离散涡方法进行不可压流动下的结冰数值模拟, 以 NLF-0414 翼型和 Business Jet 机翼翼型作为算例并与实验值^[26]进行对比, 以验证本文中未采用压缩性修正下算法和程序的正确性。主程序是将翼型表面分成 220 块主板块, 每块主板块分成 5 个次板块。由于前缘易发生流动分离, 壁面离散单元在前缘加密。计算流程如图 3 所示, 单次结冰模拟时长为 60 s, 若未满足最终结冰模拟时长则再循环计算。

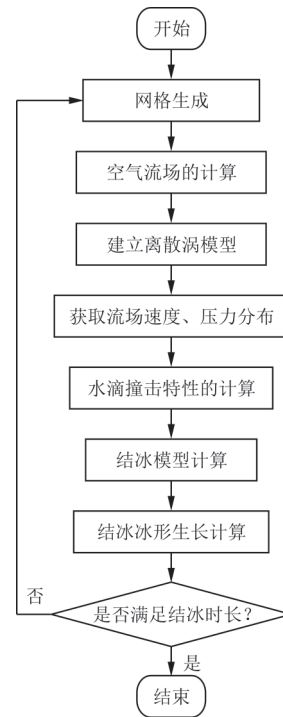


图3 结冰数值模拟计算流程

Fig. 3 Workflow of icing numerical simulation

NLF-0414 翼型计算条件如下: 来流速度 66.9 m/s, 攻角 0.3°, 弦长 0.9 m, 静压 93 182 Pa, 水滴直径 20 μm , 液态水含量 0.44 g/m³, 来流静温 -15.0 °C (霜冰状态), 结冰总时长 240 s。该工况下结冰模拟结果与实验值^[26]的对比如图 4 所示。

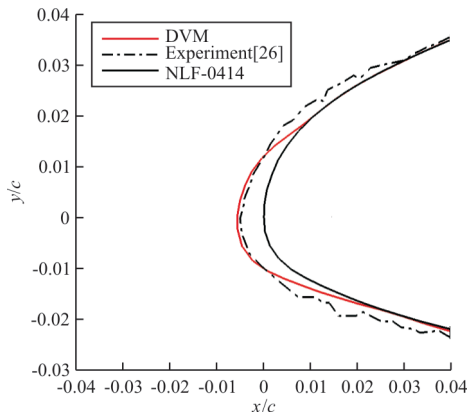


图 4 NLF-0414翼型结冰冰形比较

Fig. 4 Comparison of ice shape for NLF-0414 airfoil

Business Jet 机翼翼型计算条件如下: 来流速度 90 m/s, 攻角 6.1° , 弦长 0.9 m, 静压 94 562 Pa, 水滴直径 $20 \mu\text{m}$, 液态水含量 0.54 g/m^3 , 来流静温 -5.0°C (明冰状态), 结冰总时长 360 s。该工况下结冰模拟结果及与实验值^[26]的对比如图 5 所示。

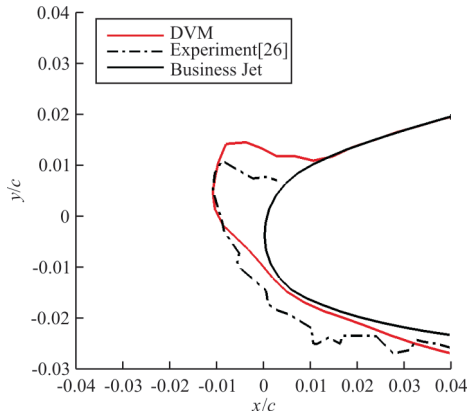


图 5 Business Jet 机翼翼型结冰冰形比较

Fig. 5 Comparison of ice shape for Business Jet wing airfoil

在未考虑压缩性修正的情况下, 基于离散涡方法的结冰模拟结果与实验结果轮廓贴近, 说明采取的方法在不可压流动下可以较好地模拟翼型结冰过程, 从而证明了本文求解流程和计算程序的正确性。然而, 当前方法未考虑流动的压缩性, 可以在此基础上进行压缩性修正, 以提高程序在可压缩流动下的预测能力。

2.2 引入修正后离散涡结冰模拟结果及验证分析

选取 NACA0012 翼型和 Business Jet 机翼翼型进行计算验证。在选取相同结冰模型的情况

下, 分别采用未考虑压缩性修正的离散涡方法 (DVM without correction)、引入压缩性修正的离散涡方法 (DVM with correction) 以及经典 CFD 方法 (Classical CFD) 计算流场并最终得到结冰冰形。

算例 1: NACA0012 翼型, 来流速度 129 m/s, 攻角 4° , 弦长 0.3 m, 静压 90 750 Pa, 水滴直径 $20 \mu\text{m}$, 液态水含量 0.5 g/m^3 , 来流静温 -12.6°C , 结冰总时长 120 s。

计算结果与文献^[27]中的 Lewice 软件模拟结果和实验值进行对比, 如图 6 所示, 可以看出: 基于离散涡方法引入修正前后结冰模拟结果上冰角接近, 下冰角处有差异, 考虑压缩性修正的离散涡方法最终冰形的下冰角处与经典 CFD 方法结果、文献结果均符合的较好。

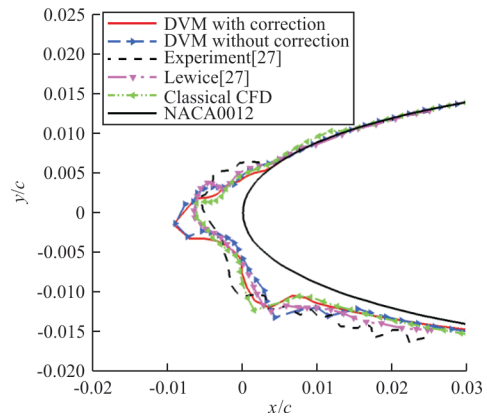


图 6 算例 1 结冰冰形比较

Fig. 6 Comparison of ice shape for Case 1

通过单次结冰模拟结果分析离散涡方法引入压缩性修正对流场和结冰的影响, 该算例第 60 s 结冰模拟结果如图 7 所示。

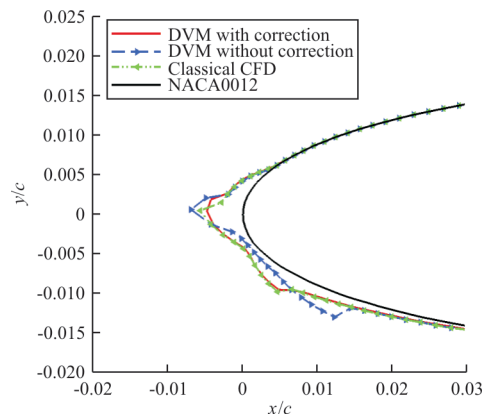


图 7 算例 1 第 60 s 结冰冰形比较

Fig. 7 Comparison of ice shape for Case 1 in 60 s

从图 7 可以看出:第 60 s 未考虑压缩性修正的离散涡方法与经典 CFD 方法的最终冰形轮廓不一致。相比未考虑压缩性修正的离散涡方法,引入修正后方法与经典 CFD 方法的最终冰形更符合。

在计算第 60 s 冰形时需要初始干净翼型的流场数据。计算算例 1 的干净翼型时,流场压力系数对比如图 8 所示,流场马赫数对比如图 9 所示,可以看出:修正后离散涡方法与经典 CFD 方法计算得到的压力系数和马赫数更加接近,修正后离散涡方法可以较好地模拟流场。

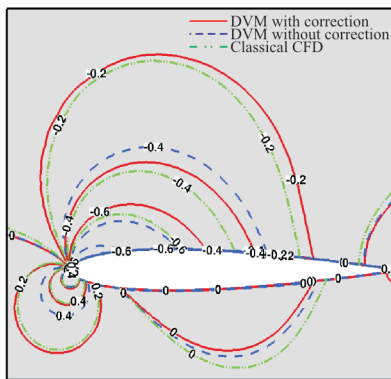


图 8 算例 1 流场压力系数对比
Fig. 8 Comparison of pressure coefficient in flow field for Case 1

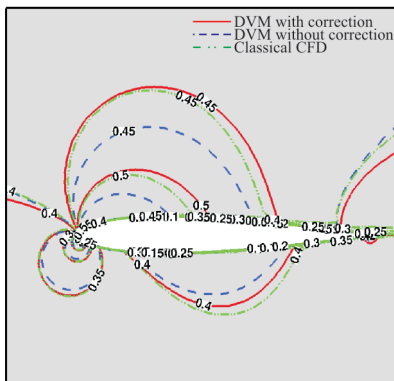


图 9 算例 1 流场马赫数对比
Fig. 9 Comparison of Mach number in flow field for Case 1

分析离散涡方法引入修正前后对结冰模型计算过程的影响,算例 1 第 60 s 通过结冰模型得到的表面水含量如图 10 所示,横坐标为沿驻点两侧翼型弧长 s 与弦长 c 比值的无量纲距离,0 为驻点位置;纵坐标表面水含量表示单位面积上撞击和溢流入当前单元的质量流量与流出蒸发的质量流

量的差值。

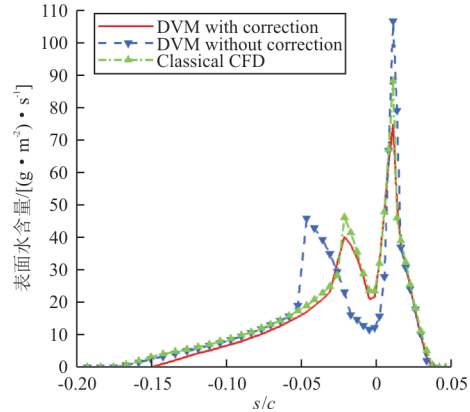


图 10 算例 1 第 60 s 表面水含量对比
Fig. 10 Comparison of water quality on surface for Case 1 in 60 s

算例 1 第 60 s 通过结冰模型计算得到的冻结系数如图 11 所示。

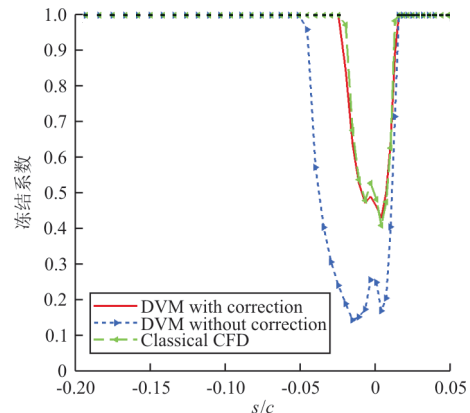


图 11 算例 1 第 60 s 表面冻结系数对比
Fig. 11 Comparison of freezing factor on surface for Case 1 in 60 s

从图 10~图 11 可以看出:引入压缩性修正后经结冰模型得到的表面水含量和冻结系数与经典 CFD 方法经结冰模型得到的结果更为接近,说明引入修正后的离散涡方法相比未考虑修正的方法模拟结冰过程更准确。

算例 2: Business Jet 机翼翼型,来流速度 129 m/s,攻角 1.5° ,弦长 0.9 m,静压 89 040 Pa,水滴直径 $20 \mu\text{m}$,液态水含量 0.31 g/m^3 ,来流静温 -5°C ,结冰总时长 360 s。

计算结果与文献[26]中实验结果对比如图 12 所示,可以看出:未考虑修正的离散涡方法最终模拟冰形与实验值相比,最终冰形轮廓相差过大,而引入修正后最终模拟冰形与实验值贴近。

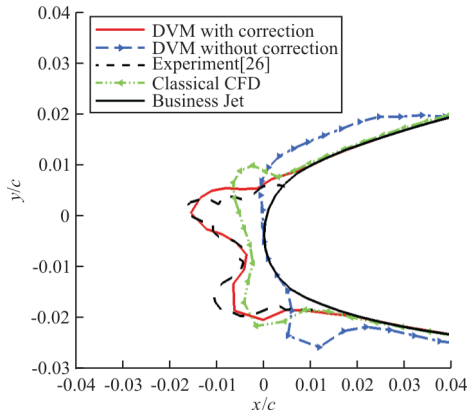


图 12 算例 2 结冰冰形比较
Fig. 12 Comparison of ice shape for Case 2

算例 2 第 60 s 结冰模拟结果如图 13 所示,可以看出:引入修正后最终模拟冰形与经典 CFD 方法的结果更符合。

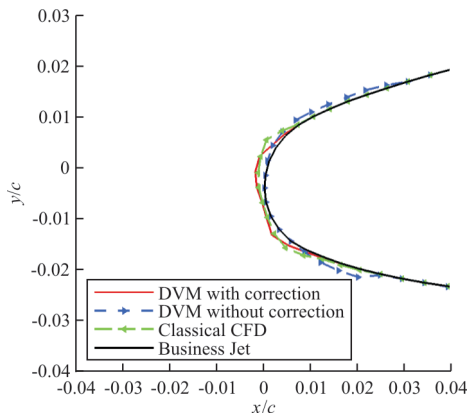


图 13 算例 2 第 60 s 结冰冰形比较
Fig. 13 Comparison of ice shape for Case 2 in 60 s

计算算例 2 采用干净翼型时,流场压力系数对比如图 14 所示。

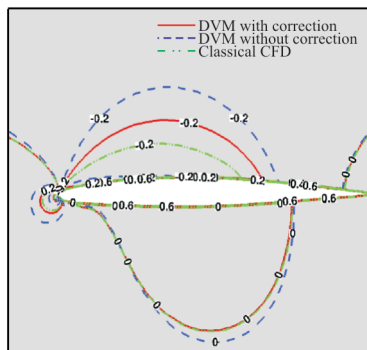


图 14 算例 2 流场压力系数对比
Fig. 14 Comparison of pressure coefficient in flow field for Case 2

从图 14 可以看出:相较修正前离散涡方法计算结果,修正后计算得到的压力系数与经典 CFD 方法结果更加接近。

将算例 2 第 60 s 通过结冰模型得到的表面水含量和冻结系数进行对比,如图 15~图 16 所示,可以看出:引入修正后经结冰模型得到的表面水含量和冻结系数与经典 CFD 方法经结冰模型得到结果更为接近;未考虑修正时经结冰模型计算出的表面水量在驻点附近基本没有,此时驻点附近无流入水量,而撞击到壁面的水量全部流入附近的单元内,最终冻结系数在驻点附近接近为 0。引起这一问题的主要原因是未考虑压缩性的离散涡方法在结冰模型中壁面单元附近的壁温与引入修正后结果有明显差异,未修正方法计算驻点附近的壁温大于 0°C ,液态水无法冻结而流向其他单元。而引入修正后方法与经典 CFD 方法在结冰模型中的驻点附近壁温小于或等于 0,使液态水在驻点附近结冰。

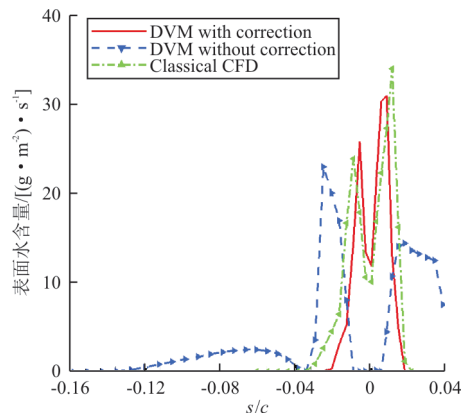


图 15 算例 2 第 60 s 表面水含量对比
Fig. 15 Comparison of water quality on surface for Case 2 in 60 s

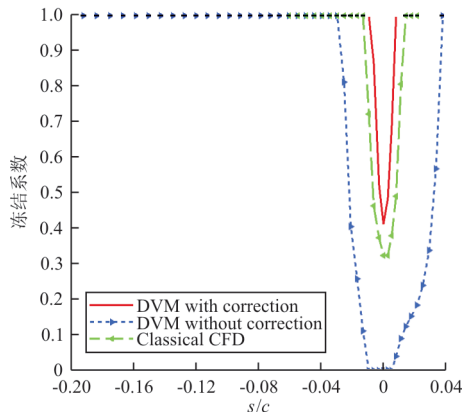


图 16 算例 2 第 60 s 表面冻结系数对比
Fig. 16 Comparison of freezing factor on surface for Case 2 in 60 s

3 结 论

(1) 相比未考虑修正前的方法,引入压缩性修正后的离散涡方法可以较好地模拟可压缩流动状态下的翼型的流场,最终模拟冰形与实验值和经典CFD方法结果更为接近。

(2) 在可压缩流动下的结冰数值计算中,引入修正的离散涡方法对结冰过程中的冻结系数和表面水含量的计算结果改进明显,与经典CFD计算方法结果符合较好。

参 考 文 献

- [1] DILLINGHAM G L. Aviation safety: preliminary information on aircraft icing and winter operations: GAO-10-441T [R]. US: EBSCO, 2011.
- [2] CAO Y, TAN W, WU Z. Aircraft icing: an ongoing threat to aviation safety [J]. Aerospace Science and Technology, 2018, 75: 353-385.
- [3] WRIGHT W B, PORTER C E. A revised validation process for ice accretion codes [C] // 9th AIAA Atmospheric and Space Environments Conference. US: AIAA, 2017: 43.
- [4] NAKAKITA K, NADARAJAH S, HABASHI W. Toward real-time aero-icing simulation of complete aircraft via FENSAP-ICE [J]. Journal of Aircraft, 2010, 47(1): 96-109.
- [5] 易贤, 王开春, 桂业伟, 等. 结冰面水滴收集率欧拉计算方法研究及应用 [J]. 空气动力学学报, 2010, 28(5): 114-119.
YI Xian, WANG Kaichun, GUI Yewei, et al. Study on Eulerian method for icing collection efficiency computation and its application [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2010, 28(5): 114-119. (in Chinese)
- [6] 周峰, 张森, 黄炜. 二元翼型结冰数值模拟研究 [J]. 民用飞机设计与研究, 2009(4): 4-7.
ZHOU Feng, ZHANG Miao, HUANG Wei. Numerical simulation research on binary airfoil icing [J]. Civil Aircraft Design and Research, 2009(4): 4-7. (in Chinese)
- [7] XIE L, LI P, CHEN H, et al. Robust and efficient prediction of the collection efficiency in icing accretion simulation for 3D complex geometries using the Lagrangian approach I: an adaptive interpolation method based on the restricted radial basis functions [J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2020, 150: 1-18.
- [8] 桑为民, 蔡旻, 鲁天. 变形破碎特性对SLD结冰过程影响 [J]. 航空动力学报, 2017, 32(7): 1537-1544.
SANG Weimin, CAI YANG, LU Tian. Effect of deformation and breakup characteristic on supercooled large droplet icing process [J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(7): 1537-1544. (in Chinese)
- [9] 杜雁霞, 李明, 桂业伟, 等. 飞机结冰热力学行为研究综述 [J]. 航空学报, 2017, 38(2): 25-36.
DU Yanxia, LI Ming, GUI Yewei, et al. Review of thermodynamic behaviors in aircraft icing process [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2017, 38(2): 25-36. (in Chinese)
- [10] 王海涛, 毛玉坤. 机翼结冰分析与防除冰系统设计验证 [J]. 航空工程进展, 2016, 7(4): 439-446.
WANG Haitao, MAO Yukun. Analyses of aircraft icing and design of anti-icing system [J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2016, 7(4): 439-446. (in Chinese)
- [11] GINEVSKY A S, ZHELANNIKOV A I. Discrete vortex method [M]. Berlin: Springer Berlin Heidelberg, 2009: 13-32.
- [12] RAMESH K, GOPALARATHNAM A, GRANLUND K, et al. Discrete-vortex method with novel shedding criterion for unsteady aerofoil flows with intermittent leading-edge vortex shedding [J]. Journal of Fluid Mechanics, 2014, 751: 500-538.
- [13] ANTONINI E G A, BEDON G, BETTA S D, et al. Innovative discrete-vortex model for dynamic stall simulations [J]. AIAA Journal, 2015, 53(2): 479-485.
- [14] 马明宪, 陈斌. 湍流混合层流动的离散涡数值模拟 [J]. 西安交通大学学报, 2010, 44(11): 87-91.
MA Mingxian, CHEN Bin. Simulation of turbulent mixing layer flow by vortex method [J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2010, 44(11): 87-91. (in Chinese)
- [15] 董婧, 宗智, 李章锐, 等. 两自由度运动圆柱绕流的离散涡方法模拟 [J]. 船舶力学, 2012, 16(1): 9-20.
DONG Jing, ZONG Zhi, LI Zhangrui, et al. Numerical simulation of flow around a cylinder of two degrees of freedom motion using the discrete vortex method [J]. Journal of Ship Mechanics, 2012, 16(1): 9-20. (in Chinese)
- [16] 吴文权, 居江宁. 可压缩流动离散涡方法 [J]. 工程热物理学报, 2001(2): 163-166.
WU Wenquan, JU Jiangning. Discrete vortex method for compressible flow [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2001(2): 163-166. (in Chinese)
- [17] 刘佳, 赵克良, 周峰, 等. 离散涡方法在翼型结冰快速预测中的应用 [J]. 中国科技信息, 2018(8): 26-28.
LIU Jia, ZHAO Keliang, ZHOU Feng, et al. Application of discrete vortex method in quick prediction of airfoil icing

- [J]. China Science and Technology Information, 2018(8): 26-28. (in Chinese)
- [18] 鲁天. 大水滴多尺度分布翼型结冰过程数值分析[D]. 西安: 西北工业大学, 2014.
- LU Tian. Numerical simulation of ice accretion at multi-scale distribution of large droplets over airfoil[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2014. (in Chinese)
- [19] 童秉纲, 尹协远, 朱克勤. 涡运动理论 [M]. 2 版. 合肥: 中国科学技术大学出版社, 2009: 11-14.
- TONG Binggang, YIN Xieyuan, ZHU Keqin. Vortex theory[M]. 2nd ed. Hefei: Chinese University of Science and Technology Press, 2009: 11-14. (in Chinese)
- [20] CHORIN A J. Numerical study of slightly viscous flow[J]. Computational Fluid Mechanics, 1989, 57(4): 65-76.
- [21] ADACHI H, FUJIYAMA S, TSUBOTA M. Steady-state counterflow quantum turbulence: simulation of vortex filaments using the full Biot-Savart law[J]. Physical Review B, 2010, 81(10): 11.
- [22] 田启龙. 双圆柱体绕流及涡激振动的离散涡模拟研究 [D]. 上海: 上海交通大学, 2016.
- TIAN Qilong. Numerical simulation of flow and vortex induced vibration of two circular cylinders by using discrete vortex method[D]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University, 2016. (in Chinese)
- [23] HUANG C J, HUANG M J. A vortex method suitable for long time simulations of flow over body of arbitrary geometry [J]. Computers & Fluids, 2013, 74: 1-12.
- [24] FORTIN G, LAFORTE J, ILINCA A. Heat and mass transfer during ice accretion on aircraft wings with an improved roughness model[J]. International Journal of Thermal Sciences, 2006, 45(6): 595-606.
- [25] 李凤蔚. 空气与气体动力学引论[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2007: 253-256.
- LI Fengwei. Introduction to air and gas dynamics [M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 2007: 253-256. (in Chinese)
- [26] ADDY H E. Ice accretions and icing effects for modern airfoils: NASA/TP-2000-210031[R]. US: NASA, 2000.
- [27] RUFF G A, BERKOWITZ B M. Users manual for the NASA Lewis ice accretion prediction code (Lewice): NASA/CR-185129[R]. US: NASA, 1990.

作者简介:

周泽堃(1996-),男,硕士研究生。主要研究方向:空气动力学及计算流体力学。

周峰(1983-),男,硕士,高级工程师。主要研究方向:气动设计、结冰研究及适航取证。

王刚(1977-),男,博士,教授。主要研究方向:空气动力学及计算流体力学。

(编辑:丛艳娟)