

文章编号: 1000-8055(2007) 11-1814-06

改进的翼型积冰数值模拟方法

陈 科, 曹义华, 潘 星

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083)

摘 要: 基于微团概念,以雨滴运动的基本假设出发,对翼型积冰的拉格朗日方法进行了改进.新方法克服了原方法计算效率低、冰形同雨滴分布密度及网格密度相关的缺点,继承了原方法的鲁棒性,不存在欧拉方法的收敛性问题.为验证方法的正确性,计算了 NACA0012 翼型在 0° 和 4° 攻角下的霜冰积冰情况、表面水收集量和局部撞击系数.结果表明新方法减少了计算量,预测的冰形和实验结果一致,并分析了积冰对气动性能的影响.

关 键 词: 航空、航天推进系统; 积冰; 数值模拟; 撞击极限; 气动性能; 计算流体力学

中图分类号: V244.1

文献标识码: A

An improved numerical simulation method for airfoil ice accretion

CHEN Ke, CAO Yi-hua, PAN Xing

(School of Aeronautic Science and Engineering,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: An improved numerical method of simulating ice accretion on airfoil was developed based on parcel concept following the fundamental assumption of droplet movement. This method has overcome the shortages of traditional Lagrangian method, such as: low computation efficiency, ice shape dependence on droplet partition density and grid consistency. But, it has also maintained the robustness of original method, without the issue of convergence in Euler method. NACA0012 rime ice accretion, local droplet collection and local impingement efficiency at 0° and 4° AOA (angle of attack) are simulated with this method in order to verify its correctness. The calculated results show that, this improved method contributes to reduce the calculation efforts. The predicted ice shape was consistent with the experimental result, while the effect on aerodynamics of airfoil was also analyzed.

Key words: aerospace propulsion system; icing simulation; impingement property; air performance; computation fluid dynamics (CFD)

当飞行器在过冷云层或降雨区域中飞行时, 常会遭遇危险的积冰现象, 严重威胁飞行安全. 对此, 国外从上世纪 50 年代就已经开始对此问题进行相关研究, 其中一个研究热点就是数值模拟冰形的生成. 要获得飞行器表面的积冰量, 就需要知道飞行器表面单位面积上的水收集量. 目前, 在这

一领域主要基于两类方法: 拉格朗日方法和欧拉方法. 这两类方法各有优缺点. 由于国内开展此项研究的时间不长, 在数值模拟积冰过程也遵循这两种方法. 本文从拉格朗日方法和欧拉方法均遵循的假设出发, 以雨滴微团的概念对拉格朗日方法进行改进, 以提高其计算效率和模拟的精度.

收稿日期: 2006-11-15; 修订日期: 2007-01-17

作者简介: 陈科(1980-), 男, 四川内江人, 博士生, 主要从事空气动力学与飞行力学研究.

1 研究现状

目前,积冰数值模拟或者采用拉格朗日方法^[1-3]或者采用欧拉两相流方法^[4-6]来获得翼型表面的水收集量.这两种方法在应用上各有优缺点.

传统的拉格朗日方法在计算翼型表面的水收集量时,通常需要在相对翼型的远场处布置大量的雨滴点,以尽可能精确的确定翼型表面的水收集量,这使得该方法的计算量巨大,必要时需要并行计算机的协助^[7].并且在这些数量巨大的雨滴中,如果位置布置不当,则会有相当一部分最终不能碰撞在翼型表面上,从而造成不必要的计算浪费.同时,文献^[3]还指出采用该方法所得的冰形还同翼型表面网格的划分相关,这主要是由于雨滴的分布密度同翼型表面网格的划分存在着一个匹配问题,图 1 定性的说明了这种问题.

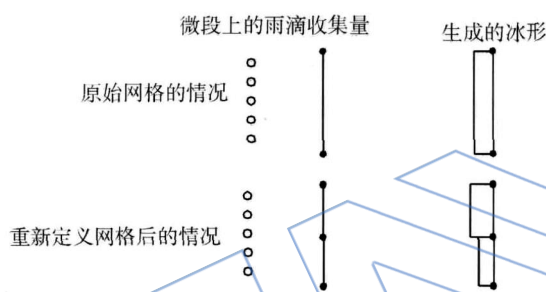


图 1 雨滴分布与表面网格划分的匹配问题

Fig. 1 Match problem between droplets distribution and grid points distribution

以翼型上的某一微段为例,当该微段被重新划分为两个等长的微段后,不同微段的雨滴收集量不一定正好相等,极端的情况下甚至出现某一微段上没有雨滴碰撞的情况,这显然与实际情况不符,并使得最终的冰形生成出现歧异.因此,对拉格朗日方法而言,在雨滴分布密度一定的情况下加密翼型表面网格,并不一定能使最终的计算结果更符合试验结果.当翼型表面网格被加密后,只能同时采用加密雨滴分布的策略才能获得较好的结果,但这样必然会进一步增大计算量.

欧拉方法以场的观点部分解决了拉格朗日方法存在的此类问题,该方法通过两相流模型来获得雨滴的速度分布,进而获得雨滴的撞击特性.但该方法也存在着模型复杂、数值求解较困难的问题.

2 雨滴微团的概念

鉴于前述问题,本文以拉格朗日方法和欧拉

方法均采用的一条基本假设出发,即:

雨滴在运动过程中不发生碰撞,运动轨迹不发生相交;

同时本文借鉴空气动力学中的流管概念,作如下假设:

(1) 雨滴微团是由大量雨滴组成的,在运动过程中被看作一个整体;

(2) 雨滴微团与雨滴微团之间不发生内部雨滴的交换;

(3) 雨滴微团在流管中运动,并能自动适应流管截面的变化.

基于上述思想,可知与翼型表面某微段相对应的雨滴收集量只与相应流管的进口面积相关,如图 2 所示.

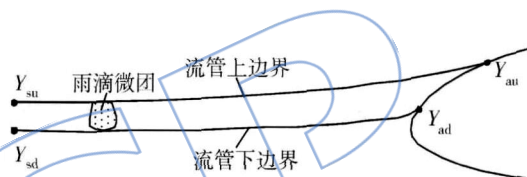


图 2 与翼型表面微段对应的流管

Fig. 2 Stream tube corresponding to a segment of airfoil

当与该微段相应的流管建立之后,则该微段上单位时间内的雨滴收集质量和局部撞击系数可由下列式子很容易的获得

$$m = |Y_{su} - Y_{sd}| \cdot V_{\infty} \cdot LWC \quad (1)$$

$$\beta = |(Y_{su} - Y_{sd}) / (Y_{au} - Y_{ad})| \quad (2)$$

其中 m 为单位时间内该微段上的雨滴收集质量, β 为对应微段上的局部撞击系数, V_{∞} 为来流速度, LWC 为空气中的液态水含量, Y_{su} 和 Y_{sd} 分别为流管起点处上下边界的 Y 方向坐标, Y_{au} 和 Y_{ad} 为指定微段上下节点的 Y 方向坐标.

当获得了翼型微元段上的雨滴收集质量后,则该微元段上的霜冰结冰体积 V_{ice} 可由下式获得

$$V_{ice} = m / \rho_{ce} \quad (3)$$

其中 m 为微元段单位时间内的雨滴收集质量, ρ_{ce} 为冰的密度.

3 流管的建立

从上面的分析中,可以得出如下结论:在应用传统的拉格朗日方法时,使用大量雨滴去撞击翼型表面以获得不同微段上的雨滴收集质量变得不再必要,而且在计算成本上也不经济.唯一要做的就是确定与指定微段上下节点相对应的流管边界在初始来流处的位置坐标.

本文应用拉格朗日方法来建立流管,通过对单个雨滴的追踪来建立所需的流管.考虑作用在雨滴上的重力、浮力和阻力,由牛顿第二定律,水滴的运动方程可写成如下矢量形式

$$M_d \frac{d^2 r_d}{dt^2} = (\rho_a - \rho_d) V_d g + \frac{1}{2} \rho_a A_d C_d |v_a - v_d| (v_a - v_d) \quad (4)$$

其中, M_d 为雨滴质量, r_d 为雨滴的位置矢量, ρ_a 为空气密度, ρ_d 为雨滴密度, V_d 为雨滴体积, g 为重力加速度, A_d 为雨滴迎风面积, C_d 为雨滴阻力系数, v_a 为当地气流速度矢量, v_d 为雨滴速度矢量.在计算雨滴气流阻力时,采用了如下修正的阻力系数公式^[8]

$$\frac{C_d Re}{24} = 1.0 + 0.197 Re^{0.63} + 2.6 \times 10^{-4} Re^{1.38} \quad (5)$$

其中 $Re = \rho_a |v_a - v_d| D_{eq} / \mu_a$ 为雨滴相对气流的雷诺数, μ_a 为雨滴所在位置处空气的粘性, D_{eq} 为雨滴的当量直径.据此,雨滴的轨迹运动方程最终可写成如下形式

$$\frac{d^2 r_d}{dt^2} = \frac{\rho_a - \rho_d}{\rho_d} g + \frac{C_d Re}{24} \frac{18 \mu_a}{D_{eq}^2 \rho_d} (v_a - v_d) \quad (6)$$

当流场速度给定后,上式可以采用经典的 4 阶龙格-库塔方法推进求解,从而获得任意时刻雨滴所处的位置,将这些位置连接起来就建立起了流管的边界.

对于翼型壁面上的碰撞点,可以通过新旧两个雨滴位置与翼型微段之间的关系来确定.如图 3 所示.

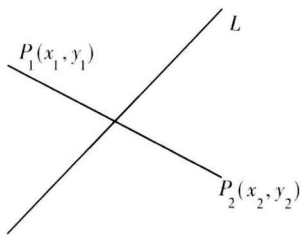


图 3 雨滴轨迹与翼型微段的关系

Fig.3 Relationship of droplet trajectory and segment of airfoil

假设翼型上相邻两网格点组成的线段 L 的方程为 $Ax + By + C = 0$, P_1 和 P_2 为同一雨滴在 Δt 时刻前后的位置坐标,并且

$$\begin{cases} I_1 = Ax_1 + By_1 + C \\ I_2 = Ax_2 + By_2 + C \end{cases} \quad (7)$$

当 $I_1 \cdot I_2 \leq 0$ 时,雨滴与翼型表面发生了碰撞.通过联立求解线段 L 和线段 $P_1 P_2$ 组成的方程组,即可获得最终的碰撞点坐标.

4 局部时间步长

采用拉格朗日方法计算雨滴轨迹需要以一定的时间步长来推进求解.通常的做法是全流场使用统一的时间步长,这一时间步长由最小的网格尺度与最大的流动速度之比确定.尽管该方法保证了轨迹的计算精度,但却非常耗费计算时间.本文在计算过程中采用了局部时间步长的概念来加速雨滴轨迹的求解,这一概念在数值求解定常 N-S 方程组时广为使用

$$\Delta t_i = \min(L)_i / \max(V)_i$$

或

$$\Delta t_i = \min(L)_i / V_d$$

其中 Δt_i 表示第 i 个网格中所采用的时间步长, $\min(L)_i$ 表示第 i 个网格中的最小网格尺度, $\max(V)_i$ 表示第 i 个网格中的最大流动速度, V_d 表示雨滴的当前速度.采用局部时间步长可以使得计算在网格尺度较大的地方使用较大的时间步长,而在网格尺度较小的地方使用较小的时间步长.在保证计算精度的情况下,可以大大加快雨滴轨迹的计算速度,从而减少计算时间.图 4 所示为采用统一时间步长和局部时间步长计算所得的轨迹,从图中可以看出,两种方法计算得到的轨迹吻合得很好.

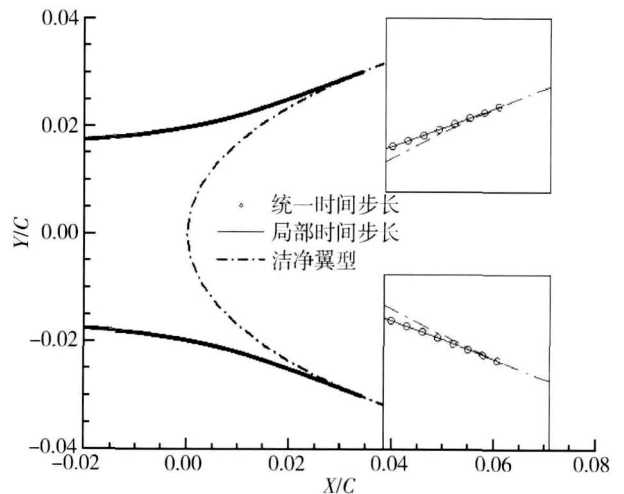


图 4 两种时间步长计算所得的轨迹

Fig.4 Droplet trajectory calculation result using two time steps

5 算例及分析

在建立流管时,可以采用两种方法.一种是以翼型上的网格点为目标来进行构建;另一种方法是在翼型上下极限之间由用户根据计算需要定义要建立的流管数量.本文采用第一种方法并应用二分法来对翼型上的目标点进行搜索,使得在确定指定翼型表面微元段所对应的流管边界时所需的计算量大为减小.理论上,当搜索点与目标点的距离为 10^{-6} (即 $1\text{ }\mu\text{m}$) 时,需要搜索不超过 $\log_2(S \times 10^6)$ 条轨迹,其中 S 为初始搜索范围.在积冰外形重构方法上,采用了法向生长模型.翼型绕流流场采用 Jameson 有限体积格式^[9] 求解 N-S 方程来获得,湍流模型采用 S-A 一方程湍流模型^[10].

以 NACA 0012 霜状冰的积聚计算为例,本文分别计算了 0° 和 4° 两种攻角情况下的结冰情况,并与相关文献进行了对比.霜状积冰通常在较低温度下形成,液态雨滴在撞击翼型表面时就立即冻结,所形成的积冰外形较为简单,不存在光冰特有的冰角.在 0° 攻角下,计算条件为: $V_\infty = 129.0\text{ m/s}$, $p_\infty = 101\,300\text{ Pa}$, $LWC = 0.5\text{ g/m}^3$, $MVD = 20\text{ }\mu\text{m}$, 结冰时间为 120 s .

图 5 所示为 0° 攻角下雨滴运动轨迹的计算结果.图 6 (图中 S_x 为翼型曲线坐标在 x 轴上的投影,规定上表面为正,下表面为负) 为 0° 攻角下的局部撞击系数和液态水收集量分布图.从图中可以看出,两个参数在分布上关于翼型前缘点对称,翼型表面单位面积液态水收集量的曲线更为陡峭.

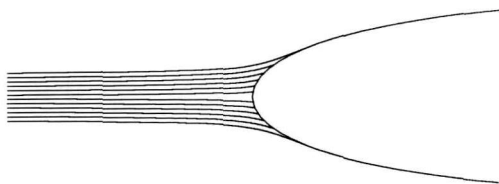


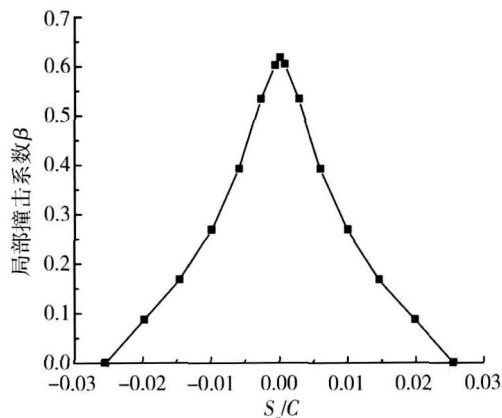
图 5 0° 攻角下的雨滴运动轨迹

Fig. 5 Droplet trajectory at 0° AOA

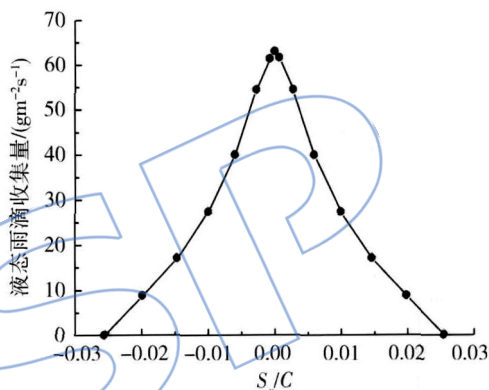
图 7 为 0° 攻角下的冰形预测对比,同文献[11]的结果相比,本文预测的冰形略大,预测的结冰量更多.在结冰范围上,本文与参考文献的计算结果则吻合得很好.

在 4° 攻角下,计算条件为: $V_\infty = 67.5\text{ m/s}$, $p_\infty = 101\,300\text{ Pa}$, $LWC = 1.0\text{ g/m}^3$, $MVD = 20\text{ }\mu\text{m}$, 结冰时间为 360 s .

图 8 所示为 4° 攻角情况下的雨滴运动轨迹计



(a) 局部撞击系数



(b) 雨滴收集量

图 6 0° 攻角下的局部撞击系数和翼型表面雨滴收集量

Fig. 6 Local impingement efficiency and liquid droplet collection at 0° AOA

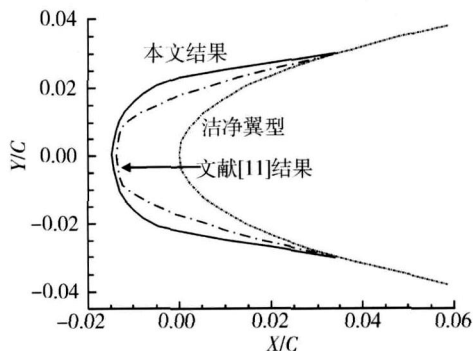


图 7 0° 攻角冰形计算结果对比

Fig. 7 Simulated iced airfoil of 0° AOA

算结果.图 9 为 4° 攻角情况下的局部撞击系数与液态水收集量分布图.从图中可以看出,在有攻角情况下,局部撞击系数和液态水收集量的最大值向下翼面偏移.反映在冰形上即积冰最大厚度发生在下翼面而不是前缘点.

图 10 为 4° 攻角情况下的冰形预测结果.从图中可以看出,本文与参考文献[12]的计算结果均与实验结果有一定的偏差,但本文在结冰范围的

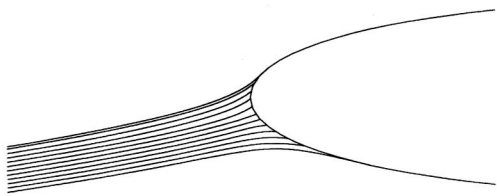


图 8 4°攻角下的雨滴运动轨迹
Fig. 8 Droplet trajectory at 4° AOA

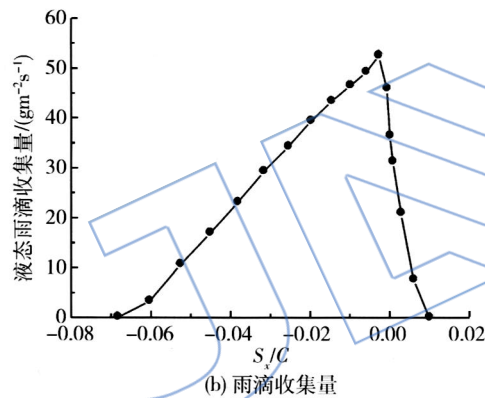
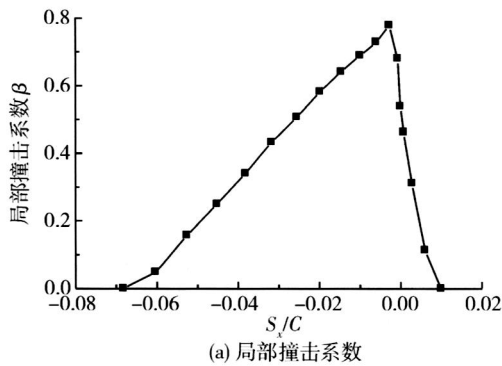


图 9 4°攻角下的局部撞击系数和翼型表面雨滴收集量
Fig. 9 Local impingement efficiency and liquid droplet collection at 4° AOA

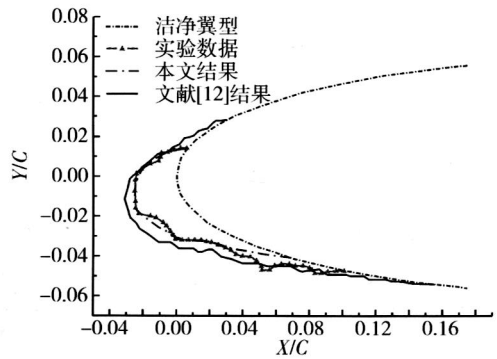


图 10 4°攻角计算结果对比
Fig. 10 Simulated iced airfoil of 4° AOA

预测上与实验结果更为接近,上翼面的结冰开始位置与实验结果吻合得很好,下翼面的结冰起始位置则略小于实验结果.而参考文献的结冰范围在上下翼面均大于实验结果.同时,从图中还可以看出,参考文献的结冰量明显大于实验结果,而本文的结果与实验数据更为接近.从图 10 中可以看出,由于攻角的影响,雨滴大部分凝结在机翼下表面,同时在上翼面也因为雨滴的凝结而使得翼型的流畅外形被破坏.

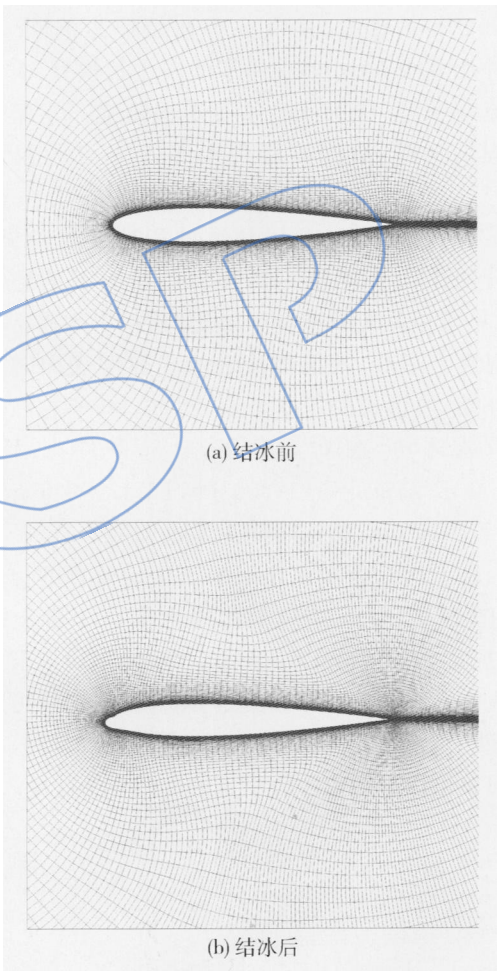


图 11 结冰前后的计算网格
Fig. 11 Grid for CFD computation

最后,本文对 4 攻角下结冰前后的气动性能进行了对比,计算中所用的网格如图 11 所示.从图 12(a)所示的压力系数分布曲线上可以看出,在上翼面结冰区域与未结冰区域的交界处附近有较严重的压力系数损失.而在下翼面,也由于结冰的影响而使得压力系数出现震荡,并且震荡的区域比上翼面更大.

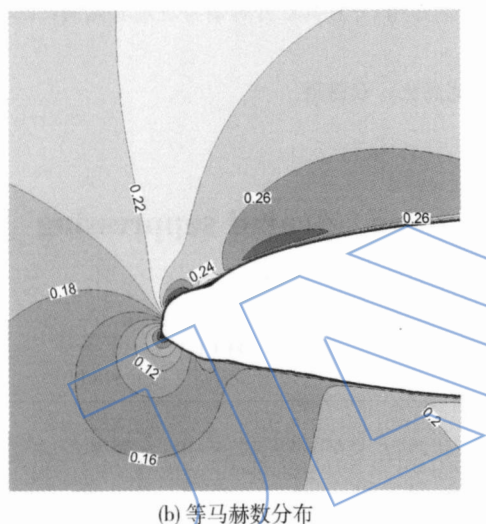
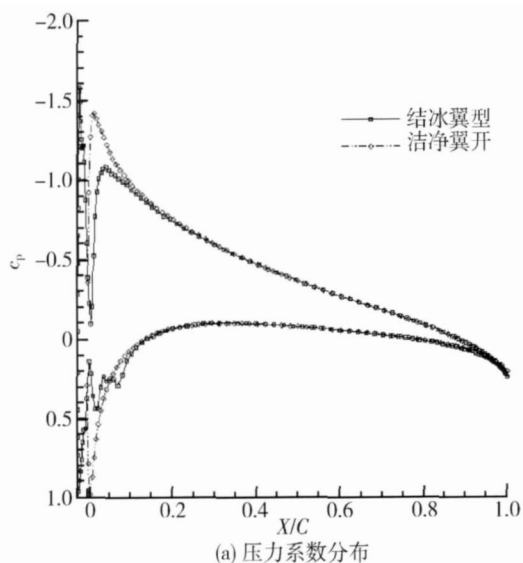


图 12 4 攻角下的压力分布对比和等马赫线图
Fig. 12 Pressure coefficient and Mach contour
at 4° AOA

6 结 论

针对传统拉格朗日方法的缺点,对其进行了改进,形成了基于微团的积冰数值模拟方法,采用局部时间步长方法进一步提高了该方法的计算效率.数值计算结果表明,应用该方法进行翼型积冰的数值模拟是可行的,计算结果与实验数据吻合得较好.该方法还具有计算量较小的特点,克服了

传统拉格朗日方法计算量大、计算周期长的缺点,具有较好的工程应用价值.

参考文献:

- [1] Cebeci T, Chen H, Alemdaroglu N, Fortfield LEWICE with viscous effects[R]. AIAA-90-0754, 1990.
- [2] 易贤,朱国林.考虑传质传热效应的翼型积冰计算[J].空气动力学报,2004,22(4):490-493.
YI Xian, ZHU Guolin. Computation of glaze ice accretion on airfoil[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2004, 22(4): 490-493.
- [3] 蒋胜矩,李凤蔚.基于 N-S 方程的翼型积冰数值模拟[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.
- [4] Scoot J N, Hankey W L, Gessler F J, et al. Navier-Stokes solution to the flowfield over ice accretion shapes[J]. Journal of Aircraft, 1998, 25(1): 710-716.
- [5] Heloise B, Francois M, Wagdi G H. FENSAP-ICE's three-dimensional in-flight ice accretion module: ICE3D[J]. Journal of Aircraft, 2003, 40(2): 239-247.
- [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):1011-1017.
CHEN Weijian, ZHANG Dalin. Numerical simulation of ice accretion on airfoils[J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20(6): 1011-1017.
- [7] Caruso S C. LEWICE droplet trajectory calculations on a parallel computer[R]. AIAA 93-0172, 1993.
- [8] 裘燮纲,韩凤华.飞机防冰系统[M].北京:航空专业教材编审组,1985.
- [9] Jameson A, Schmidt W, Turkel E. Numerical solutions of the Euler equations by finite volume methods using Runge-Kutta time-stepping schemes[R]. AIAA 81-1259, 1981.
- [10] Spalart P R, Allmaras S R. A one-equation turbulence model for aerodynamics flows[R]. AIAA 92-0439, 1992.
- [11] Snellen M, Boelens O J, Hoeijmakers H W M. A computational method for numerically simulating in accretion[R]. AIAA 97-2206, 1997.
- [12] Fortin G, Ilincă 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.