

文章编号: 1000-8055(2004)01-0137-05

飞机机翼表面霜状冰结冰过程的数值模拟

张大林, 陈维建

(南京航空航天大学 航空宇航学院, 江苏 南京 210016)

摘要: 提出了一种处理结冰后结冰表面固壁区域移动的移动边界技术, 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, 对霜状冰的结冰过程进行了数值模拟, 得到了 NACA 0012 机翼在 0 和 4 攻角下机翼表面结冰后形成的冰形, 与文献中的实验数据对比, 表明本文的方法是可行和有效的。

关键词: 航空、航天推进系统; 数值模拟; 防、除冰; 边界移动; 霜状冰

中图分类号: V 244.1⁺ 5; V 211.3

文献标识码: A

Numerical Simulation of Rime Ice Accretion Process on Airfoil

ZHANG Da-lin, CHEN Wei-jian

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

Abstract: To simulate the ice accretion on airfoil, a boundary moving technique is proposed to deal with the distortion of airfoil surface due to ice accretion on the leading edge. Incorporating the two-phase model of air-supercooled droplets in the Eulerian coordinates, this technique was applied to simulating the process of the rime ice accretion (the droplets freeze at the instant impinging on the airfoil) on the NACA 0012 airfoil, and the ice profile after ice accretion was achieved successfully. And the brief comparison between the results of this paper and the experiments indicates that the current method is applicable and effective.

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

飞机在结冰气象条件下飞行时, 机翼通常会发生结冰现象, 结冰后机翼的气动外形会产生变化, 从而导致飞行阻力增大、升力下降、临界攻角减小等一系列不利情况, 甚至会发生坠机等严重事故^[1]。因此开展机翼表面结冰过程的研究非常重要。

研究机翼结冰过程, 可以采用物理模拟和数值模拟。物理模拟是指在冰风洞内模拟结冰气象

条件, 直接得到机翼上冰形的生长过程及最后的冰形^[2], 目前我国尚无研究结冰过程用冰风洞。相对于物理模拟而言, 数值模拟是弥补或替代的手段。20 世纪 50 年代起, 国外就开始用数值模拟的方法研究飞机迎风面的结冰过程和机理, 设计飞机的防、除冰系统, 研究飞机迎风面结冰后对飞机飞行安全带来的影响等^[3~6]。我国主要采用经验公式和典型的实验数据来进行飞机防冰的研

收稿日期: 2003-09-25; 修订日期: 2003-11-03

作者简介: 张大林(1970-), 男, 江苏泰兴人, 南京航空航天大学航空宇航学院讲师, 博士, 主要从事飞行器环境控制、计算传热学、飞机防冰系统及电子设备冷却研究

究^[7], 此类研究对工程设计具有一定的指导价值, 但却难以具体分析结冰过程。近几年才开始采用数值模拟的方法对飞机防冰中的水滴撞击特性进行了研究^[8,9]。

国外数值模拟结冰过程的文献较多, 但没有方法的说明, 国内此方面的研究尚未见报道。本文在文献^[8]的基础上提出了一种边界移动技术, 对霜状冰的结冰过程进行了数值模拟, 为结冰过程的数值模拟提供了一种方法。

1 结冰过程的模拟方法

1.1 控制方程

本文采用了欧拉坐标系下的空气-过冷水滴两相流控制方程^[8], 以便在同一网格上计算空气和水滴的流场。

连续方程:

空气:

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

过冷水滴:

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

动量方程:

空气:

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

过冷水滴:

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial \tau} (\alpha \rho_w u_{wi}) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\alpha \rho_w u_{wj} u_{wi}) = & \frac{3}{4} \alpha \cdot \\ \frac{C_D R \rho_{wi}}{d^2 / \mu} (u_i - u_w) + & \alpha (\rho_w - \rho) g_i \end{aligned} \quad (4)$$

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^[8]。

1.2 边界移动技术

数值模拟结冰过程中, 需要根据翼型外空气和过冷水滴的流场计算翼面的水收集量, 从而得到翼面上的结冰量, 最后根据结冰量确定翼型的固壁外形。在流场计算中, 需要知道固壁外形的几何尺寸以便生成计算网格, 而随着结冰的不断进行, 结冰表面的固壁外形不断发生变化, 因此确定结冰后结冰表面的固壁外形是实现数值模拟结冰

过程的关键。本文提出的移动边界技术就是用来确定结冰后翼型固壁外形的一种方法。

从质量和能量守恒原理出发, 可以建立某结冰时间步长内控制容积中结冰量的计算方程式。图 1 所示为单个有限容积内过冷水质量守恒示意图, 根据质量守恒原理可知结冰量为:

$$m_{ice} = m_w + m_{rbi} - m_{rbi-1} - m_{es} \quad (5)$$

其中: m_{rbi} 为上游控制体中未凝结成冰的水流量, m_w 为撞击带来的水滴质量流量; m_{es} 为蒸发或升华变成水蒸汽量, m_{rbi-1} 为未凝结成冰流向下游的水流量; m_{ice} 为结冰量。

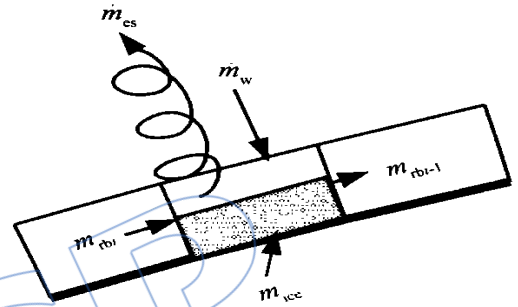


图 1 有限容积质量守恒示意图

Fig 1 Scheme of mass balance in control volume

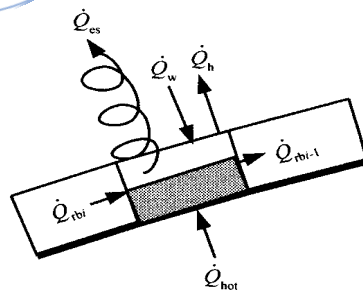


图 2 有限容积能量守恒示意图

Fig 2 Scheme of energy balance in control volume

计算(5)式中的结冰量需要结合能量方程, 图 2 所示为控制体内能量守恒示意图, 根据能量守恒可知:

$$Q_s = Q_w + Q_{rbi} + Q_{hot} - Q_{rbi-1} - Q_{es} - Q_h \quad (6)$$

式中: Q_s 为水结成冰时释放出的凝结热和水蒸发成水蒸汽时的汽化潜热(或冰的升华热), Q_w 为进入控制体的水滴带来的能量, Q_{rbi} 和 Q_{rbi-1} 分别为进出控制体的水带来的能量, Q_{hot} 为冰层间或冰层与翼面间的导热量, 由固壁区导热方程计算得到。 Q_h 为控制体上表面的对流换热量。联合求解方程(5)、(6)即可得到某一时间步长内各有限容积内

的结冰量。

在获得各控制体内结冰量后, 采用下述方法可以确定翼型表面结冰区的冰形。如图 3 所示为某时间步长内, 未结冰时, 靠近固壁面的两层网格(以二维为例), 粗线表示固壁外形线。图 4 中箭头表示结冰量的大小, 图中近壁面的控制体内灰色部分为该时间步长内凝结的冰, 虚线表示冰的外形。对于计算网格而言, 所谓移动边界只需确定如图的控制体内虚线和法向实线的交点坐标, 从而得到新的固壁边界点坐标, 具体的计算方法如下:

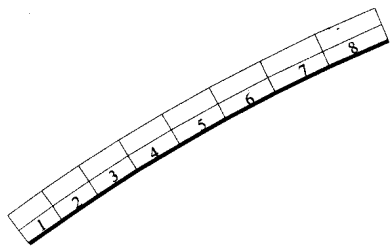


图 3 翼面计算网格示意图

Fig 3 Scheme of computational mesh near the airfoil surface

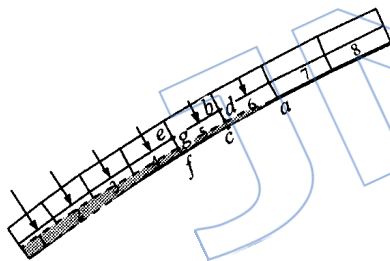


图 4 控制体内结冰示意图

Fig 4 Scheme of ice accretion in control volume

(1) 根据近固壁面控制体内的结冰量, 计算出其结冰后冰的体积, 计算式为:

$$V_{ice} = \frac{\dot{m}_{ice} \Delta T}{\rho_{ice}}$$

(2) 找出近固壁面网格中与没有结冰的控制体(图 4 中控制体 7)相邻的控制体(图 4 中控制体 6); 从控制体 6 起计算各控制体内冰的形状。对于控制体 6 具体方法为: 从 a 点作射线与 bc 线段相交, 使形成的 $\triangle acd$ 的体积与控制体 6 中冰的体积相等, 从而计算出 d 点的坐标; d 点确定后, 在控制体 5 中, 从 d 点作射线与 ef 线段相交, 使梯形 $cdgf$ 的体积和控制体 5 中冰的体积相等, 计算出 g 点的坐标。

(3) 其它控制体内的结冰形状, 可按控制体 5 中的计算方法获得。

确定完所有控制体内的结冰形状后, 以此为边界重新生成下一时间步长的计算网格, 如图 5 所示, 其中虚线为前结冰时刻的结冰外形。

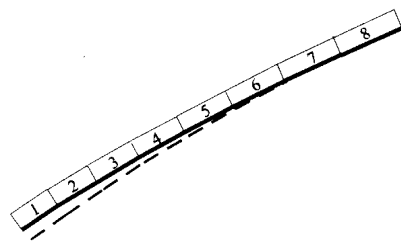


图 5 结冰后计算网格示意图

Fig 5 Scheme of computational mesh after ice accretion

移动后的结冰边界有时会出现尖角或波动的曲线段, 这会对生成网格及数值计算带来困难, 出现这种情况时, 本文采用保证控制体结冰量不变的原则, 对新生成的边界进行了光顺处理。

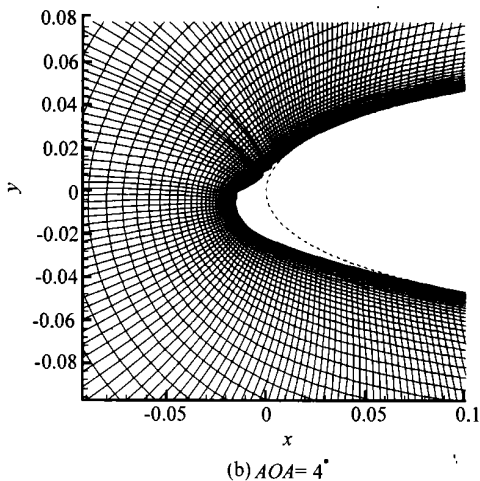
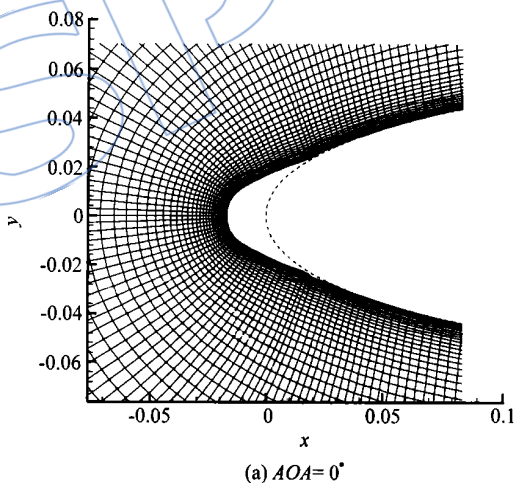


图 6 结冰后翼型计算网格划分图

Fig 6 Computational mesh after ice accretion

1.3 计算对象及数值计算方法

本文以NACA 0012 翼型作为结冰表面, 计算中采用了 Hilgenstock 法网格生成技术生成了计算网格。数值计算中, 空气相控制方程的湍流模型采用标准 $k-\epsilon$ 两方程模型, 近壁区采用两层壁面函数^[10]处理。控制方程中对流项的离散格式采用了MU SCL 格式, 空气的速度与压力修正采用同位网格下的S M P L E R 算法^[11], 时间上采用一阶隐式格式, 离散后的代数方程组采用S I P 算法进行求解。

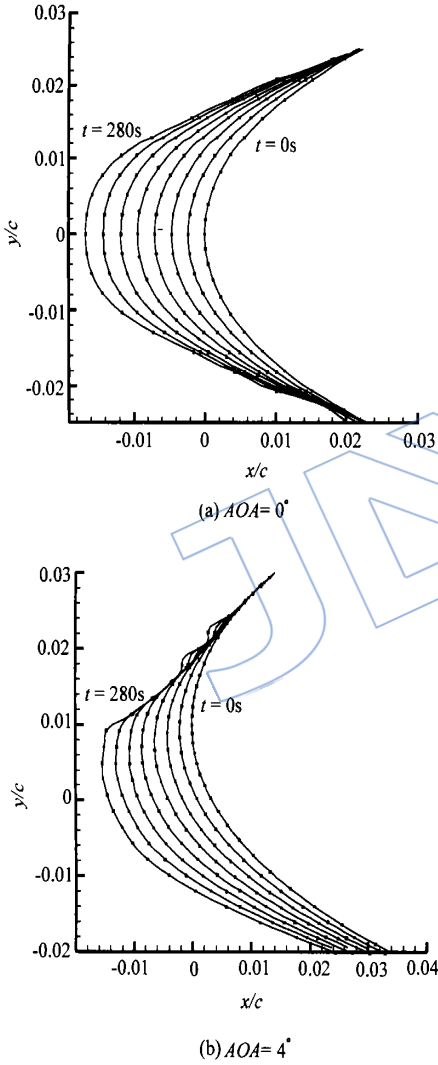


图7 结冰过程冰形推进图 (时间步长 40 s)
Fig 7 The ice shapes with time step
(Time step is 40 seconds)

1.4 流场计算的边界条件

自由来流边界:

$$u = U_{\infty} \quad , \quad v = 0 \quad , \quad \alpha = \frac{LWC}{\rho_w}$$

式中: LWC 为空气中液态水含量。

湍动能: $k = (0.0005 \times U_{\infty}^2)$

湍动能耗散:

$$\epsilon = \frac{C_{\mu} k^{2/3}}{l} \quad , \quad l = l_m C_{\mu}^{1/4}$$

压力采用二阶外插得到。

固体壁面: $\alpha = 0$, 各固体壁面速度采用非滑移条件—速度均为零, 压力采用法向一阶导数为零。

出口: 所有参数采用一阶导数为零。

本文中所模拟的飞机飞行情况和结冰气象条件为: 自由来流马赫数 $M_{\infty} = 0.157$, 自由来流速度 $U_{\infty} = 50 \text{ m/s}$, $Re = 26143 \times 10^6$, 环境压力 $P_h = 101300 \text{ Pa}$, 环境温度 $T_h = -28.4^{\circ}\text{C}$, 机翼的弦长 $c = 0.4978 \text{ m}$, 攻角 $AOA = 0$ 和 4° , 水滴的有效平均直径 $MVD = 20 \text{ }\mu\text{m}$, 液态水含量 $LWC = 1 \text{ g/m}^3$, 模拟结冰时间为 360 s, 冰层与翼面间绝热

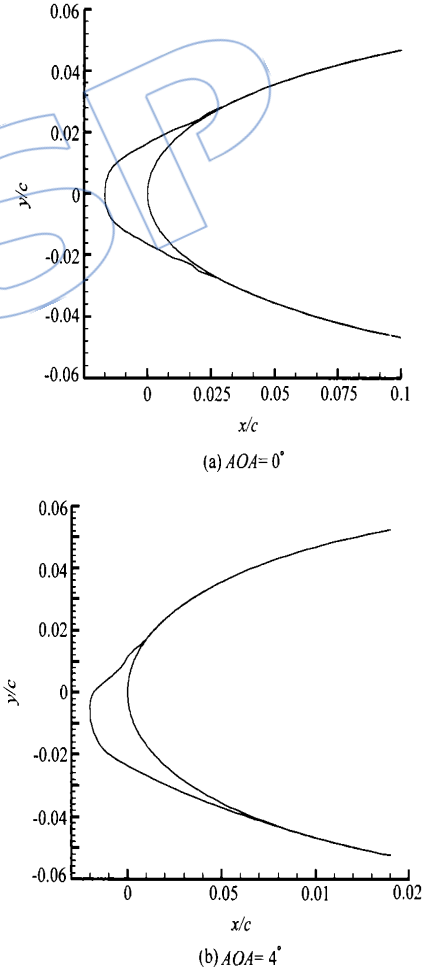


图8 结冰时间为 360 s 时的冰形
Fig 8 The ice shape after 360 seconds

图6中(a)和(b)分别是0和4攻角状态下, 模拟结冰过程中结冰时间推进到280s时, 结冰表面的外形及计算网格图, 图中虚线为未结冰时

翼型表面的外形线。图 7(a) 和 (b) 分别为模拟过程中 0~280 s 结冰时间内, 0 和 4 攻角状态下结冰表面的冰形推进图, 计算时间步长为 40 s。从图 7 可以看出, 结冰的最大厚度出现在流动的驻点区, 且随着结冰过程的推进, 翼面的固壁区域在结冰区逐渐向外移动。图 8(a) 和 (b) 是计算时间为 360 s 时的结冰外形, 攻角的计算结果和文献[5]中的实验结果基本一致: 结冰上下限(本文: 1% 弦长, 13.5% 弦长, 实验: 1.3% 弦长, 15% 弦长), 冰形前缘最大厚度(本文: 2.1% 弦长, 实验: 2.3% 弦长)。冰形的整体形状与实验结果一致, 说明本文提出的方法是可行和有效的。

结合图 7 和图 8 可以看出, 在攻角为 0 时, 冰形几乎呈上、下对称, 控制方程中的水滴重力影响

很小; 而对于 4 攻角而言, 由于攻角的存在结冰后的冰形偏下翼面, 且随着结冰时间的推移上翼面的结冰量逐渐减小。结冰后由于冰层的存在, 机翼的翼面外形发生了改变, 这样翼面上的压力分布也随之改变(如图 9 所示)。由图 9(b) 可知, 在 4 攻角状态下, 相对于光滑翼面, 翼面结冰后其升力会下降。

3 结 论

本文提出了一种边界移动技术, 为如何确定结冰后翼面的外形提供了方法。结合文献[8]的过冷水滴轨迹计算方法, 运用此边界移动技术对霜状冰的结冰过程进行了数值模拟, 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) 本文提出的边界移动技术对于模拟结冰过程是行之有效的。

(2) 不同攻角下结冰后的冰形不同, 冰形对气动特性的影响也不相同。

参考文献

- [1] 裴雯钢, 韩风华. 飞机防冰系统[M]. 北京: 航空专业教材编审组, 1985
- [2] Addy H E, Potapczuk M G Jr, Sheldon D W. Modern Airfoil Ice Accretions[R]. 1997, AIAA-97-0174
- [3] Jaiwon Shin, Brian Berkowitz, Hsun H Chen. Prediction of Ice Shapes and Their Effect on Airfoil Drag[J]. Journal of Aircraft, 1994, 31(2): 263-270
- [4] Bourgault Y, Habashi W G, Dompierre J. An Eulerian Approach to Supercooled Droplets Impingement Calculations[R]. 1997, AIAA-97-0176
- [5] Mingione G, Brandi V, Esposito B. Ice Accretion Prediction On Multi-Element Airfoils[R]. 1997, AIAA-97-0177
- [6] Kazuhiro Tsuboi, Shigeo Kimura. Numerical Simulation of Ice Accretion on Body with Droplet Flow Model[R]. 1999, AIAA-99-3333
- [7] 韩风华, 张朝民, 王跃欣. 飞机机翼表面水滴撞击特性计算[J]. 北京航空航天大学学报, 1995, 21(3): 16-21
- [8] 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
- [9] 杨倩, 常士楠, 袁修干. 水滴撞击特性的数值计算方法研究[J]. 航空学报, 2002, 23(2): 173-176
- [10] 陶文铨. 计算传热学的近代进展[M]. 北京: 科学出版社, 2000

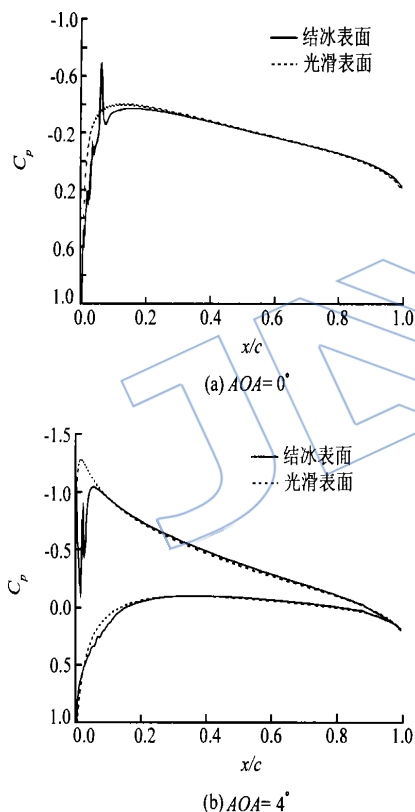


图 9 光滑翼面和结冰后翼面上的压力分布图

Fig 9 Comparison of the surface pressure distribution between the clean airfoil and the iced airfoil