

文章编号:1000-8055(2010)06-1303-07

飞机机翼表面霜冰的三维数值模拟

张 强, 曹义华, 钟 国

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191)

摘 要: 基于欧拉两相流理论对三维情况下飞机机翼表面的霜冰进行了数值模拟. 根据水滴拟流体模型建立三维水滴控制方程; 提出一套水滴控制方程的数值求解方法; 由三维水滴流场的求解结果计算机翼表面的水滴收集特性, 提出一种三维积冰外形的生成方法, 完成了对飞机机翼表面霜冰的三维数值模拟. 对 ONERA M6 机翼在不同迎角下霜冰的积冰情况进行了数值预测, 并分析了结冰条件对积冰的影响.

关 键 词: 霜冰; 过冷水滴; 机翼; 两相流; 数值模拟

中图分类号: V244.1

文献标识码: A

Three-dimensional numerical simulation of rime ice accretions on an aircraft wing

ZHANG Qiang, CAO Yi-hua, ZHONG Guo

(School of Aeronautic Science and Technology,

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

Abstract: Based on Eulerian two-phase flow theory, the rime ice accretions on an aircraft wing in three-dimensional application were numerically simulated. The governing equations for droplets in three-dimensional application were established according to the droplet pseudo-fluid model. A set of numerical methods for solving the droplet governing equations were proposed. The local collection efficiency and impingement area on the wing were computed from the solution of the three-dimensional droplet flowfield. A method of building three-dimensional ice accretion shape was proposed. The rime ice accretions on an ONERA M6 wing under different angles of attack were predicted numerically and the effects of icing conditions on the ice accretion were analyzed.

Key words: rime ice; supercooled droplet; wing; two-phase flows; numerical simulation

飞机在低速飞行时, 云层中的过冷水滴撞击到机翼表面, 会发生结冰现象, 机翼结冰对飞机的性能和飞行安全影响较大, 严重的可能会导致空难的发生.

利用数值模拟进行积冰研究, 具有资金需求少, 计算结果准确等优点, 因此被广泛应用. 国外已经开发出了一些能够对三维积冰进行预测的数值模拟软件^[1-3], 国内前些年主要针对二维积冰的相关问题进行数值研究^[4-6], 近年来关于三维积冰

的数值模拟日益受到重视^[7-8].

1 两相流控制方程的数值求解

建立两相流控制方程需作以下假设: ①水滴在流场中的体积含量很小, 因此水滴不影响空气的流动; ②作用于水滴的外力只有空气阻力、重力和空气浮力, 空气的湍流脉动不影响水滴的运动; ③水滴在运动过程中不发生热交换、不蒸发, 物性参数不变; ④将水滴看作具有等效直径的球体.

收稿日期: 2009-05-13; 修订日期: 2009-08-31

作者简介: 张强(1980-), 男, 陕西延安人, 博士生, 主要从事空气动力学的研究.

1.1 空气控制方程的求解

根据假设①,空气控制方程同水滴控制方程不耦合,可以单独求解.利用计算流体动力学(CFD)软件 Fluent 对三维空气绕流流场进行数值求解.

附加 $k-\varepsilon$ 两方程湍流模型,三维定常、不可压气体雷诺平均 Navier-Stokes (N-S) 方程的通式可以写为

$$\operatorname{div}(\rho U \Phi) = \operatorname{div}(\Gamma \Phi \operatorname{grad} \Phi) + S \Phi \quad (1)$$

其中 Φ 为广义变量,在连续方程、动量方程、 k (湍流脉动动能) 方程和 ε (湍流耗散率) 方程中分别取为 $\Phi = 1, u_x, u_y, u_z, k, \varepsilon$, 而 u_x, u_y, u_z 为沿 x, y, z 方向的气流速度分量; $\rho, U, \Gamma \Phi, S \Phi$ 分别为空气密度,气流速度矢量,广义扩散系数和广义源项.

利用 Fluent 进行流场求解时,压力与速度的耦合采用 SIMPLE (semi-implicit method for pressure-linked equations) 算法,控制方程对流项的离散采用 QUICK 格式,空气流场的边界条件设置为:

1) 来流边界条件,设为 velocity inlet 边界.速度取为自由来流速度,湍流脉动动能 k 可取为来流平均动能的一个百分数,湍流耗散率 ε 利用规定涡黏性系数与分子黏性系数之比的方式来确定;

2) 出流边界条件,设为 outflow 边界;

3) 壁面边界条件,机翼表面设为无滑移边界, k 和 ε 使用标准壁面函数处理.

1.2 水滴控制方程

根据水滴拟流体模型^[9],将分布在流场中的水滴看成与真实流体相互渗透的拟流体.根据假设②,③,④,水滴的连续方程和动量方程可以写为

$$\frac{\partial \bar{\rho}}{\partial t} + \frac{\partial (\bar{\rho} v_x)}{\partial x} + \frac{\partial (\bar{\rho} v_y)}{\partial y} + \frac{\partial (\bar{\rho} v_z)}{\partial z} = 0 \quad (2)$$

$$\frac{\partial (\bar{\rho} v_x)}{\partial t} + \frac{\partial (\bar{\rho} v_x v_x)}{\partial x} + \frac{\partial (\bar{\rho} v_x v_y)}{\partial y} + \frac{\partial (\bar{\rho} v_x v_z)}{\partial z} = F_x \quad (3)$$

$$\frac{\partial (\bar{\rho} v_y)}{\partial t} + \frac{\partial (\bar{\rho} v_x v_y)}{\partial x} + \frac{\partial (\bar{\rho} v_y v_y)}{\partial y} + \frac{\partial (\bar{\rho} v_y v_z)}{\partial z} = F_y \quad (4)$$

$$\frac{\partial (\bar{\rho} v_z)}{\partial t} + \frac{\partial (\bar{\rho} v_x v_z)}{\partial x} + \frac{\partial (\bar{\rho} v_y v_z)}{\partial y} + \frac{\partial (\bar{\rho} v_z v_z)}{\partial z} = F_z \quad (5)$$

其中

$$F_x = \frac{0.75 \bar{\rho} \cdot C_d Re_d \cdot \mu}{\rho_w \cdot D^2} (u_x - v_x) \quad (6)$$

$$F_y = \frac{0.75 \bar{\rho} \cdot C_d Re_d \cdot \mu}{\rho_w \cdot D^2} (u_y - v_y) + \bar{\rho} \cdot g \cdot \left(1 - \frac{\rho}{\rho_w}\right) \quad (7)$$

$$F_z = \frac{0.75 \bar{\rho} \cdot C_d Re_d \cdot \mu}{\rho_w \cdot D^2} (u_z - v_z) \quad (8)$$

其中 $\bar{\rho}$ 为水滴的表观密度; v_x, v_y, v_z 为沿 x, y, z 方向的水滴速度分量; $\rho_w, \mu, D, C_d, Re_d$ 和 g 分别为水密度,空气分子黏性系数,水滴等效直径,水滴阻力系数,水滴相对空气运动的雷诺数和重力加速度.且

$$Re_d = \frac{\rho \cdot D}{\mu} |u - v| \quad (9)$$

组合参数 $C_d Re_d$ 由下式确定^[10]:

$$C_d Re_d = 24(1 + 0.197 Re_d^{0.63} + 2.6 \times 10^{-4} Re_d^{1.38}) \quad (10)$$

1.3 水滴控制方程的求解

空气绕流流场求解收敛后,在已知气流速度分布的基础上,对水滴控制方程进行求解.

将三维空间中的水滴动量方程写成通式

$$\frac{\partial (\bar{\rho} \Phi)}{\partial t} + \frac{\partial (\bar{\rho} v_x \Phi)}{\partial x} + \frac{\partial (\bar{\rho} v_y \Phi)}{\partial y} + \frac{\partial (\bar{\rho} v_z \Phi)}{\partial z} = S \Phi \quad (11)$$

其中广义变量 Φ 在各方程中分别取为 $\Phi = v_x, v_y, v_z$, 对应地 $S \Phi = F_x, F_y, F_z$.

将水滴控制方程和由直角坐标系 (t, x, y, z) 转换到计算坐标系 (τ, ξ, η, ζ) 中,其形式可以写为

$$J \frac{\partial \bar{\rho}}{\partial \tau} + \frac{\partial (\bar{\rho} U)}{\partial \xi} + \frac{\partial (\bar{\rho} V)}{\partial \eta} + \frac{\partial (\bar{\rho} W)}{\partial \zeta} = 0 \quad (12)$$

$$J \frac{\partial (\bar{\rho} \Phi)}{\partial \tau} + \frac{\partial (\bar{\rho} U \Phi)}{\partial \xi} + \frac{\partial (\bar{\rho} V \Phi)}{\partial \eta} + \frac{\partial (\bar{\rho} W \Phi)}{\partial \zeta} = J S \Phi \quad (13)$$

其中 U, V, W 为计算坐标系中的水滴逆变速度分量, J 为坐标变换雅可比因子.

1.3.1 水滴控制方程的离散

利用有限容积法对三维计算坐标系中的水滴控制方程进行离散.图1为节点 P 的控制容积示意图,其中 e, w, n, s, t, b 表示界面.

在控制容积内对水滴控制方程进行积分,并且采用一阶隐式格式离散时间项,可以得到

$$J_P \frac{\bar{\rho}_p - \bar{\rho}_p^0}{\Delta \tau} + [(\bar{\rho} U)_e - (\bar{\rho} U)_w] + [(\bar{\rho} V)_n - (\bar{\rho} V)_s] + [(\bar{\rho} W)_t - (\bar{\rho} W)_b] = 0 \quad (14)$$

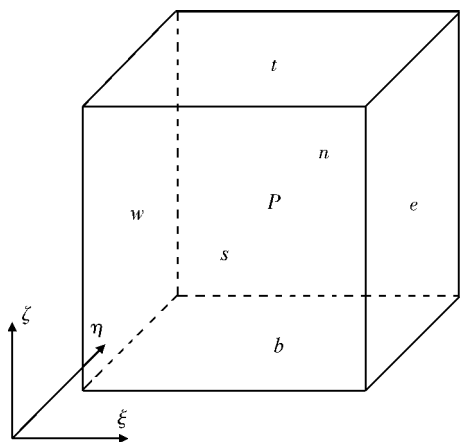


图1 节点P的控制容积

Fig. 1 Control volume of node P

$$J_P \frac{(\bar{\rho}\Phi)_P - (\bar{\rho}\Phi)_P^0}{\Delta\tau} + [(\bar{\rho}U\Phi)_e - (\bar{\rho}U\Phi)_w] + [(\bar{\rho}V\Phi)_n - (\bar{\rho}V\Phi)_s] + [(\bar{\rho}W\Phi)_t - (\bar{\rho}W\Phi)_b] = J_P(S\Phi)_P \quad (15)$$

水滴控制方程为纯对流方程,利用 QUICK 格式的延迟修正对水滴控制方程的对流项进行离散,对于动量方程中的非常数源项 S_ϕ 进行线性化处理^[11]. 水滴离散方程的一般形式可以写为

$$a_P Q_P = a_e Q_e + a_w Q_w + a_n Q_n + a_s Q_s + a_t Q_t + a_b Q_b + b \quad (16)$$

其中 Q 为广义变量,在水滴连续方程、水滴动量方程中分别取为 $Q = \bar{\rho}, v_x, v_y, v_z$.

1.3.2 水滴流场的边界条件

三维水滴流场的边界条件设置为

- 1) 来流边界条件,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) 出流边界条件,所有变量法向一阶导数为0;
- 3) 壁面边界条件,水滴流场壁面边界条件的设置方法参见文献[12].

1.3.3 水滴控制方程的求解思路

水滴控制方程属于非线性方程,离散方程中的系数和源项均为未知量的函数,采用迭代式求解方法对水滴控制方程组进行求解.当求解变量在连续 n 个层次迭代中全场的相对偏差最大值小于规定值 ε ,即

$$\left| \frac{Q^{(k+n)} - Q^k}{Q^{(k+n)}} \right|_{\max} < \varepsilon \quad (17)$$

认为水滴流场的迭代求解达到收敛.

2 三维霜冰冰形预测

2.1 机翼表面的水滴收集率

三维水滴流场求解收敛后,计算出直角坐标

系中机翼表面的水滴法向流速 $v_{\perp s}$ 和水滴表观密度 $\bar{\rho}$,机翼表面的局部水滴收集率为

$$\beta = \frac{\bar{\rho} \cdot v_{\perp s}}{C_{lw} \cdot v_{\infty}} \quad (18)$$

其中 C_{lw}, v_{∞} 分别为自由来流的液态水含量和水滴速度.

单位时间内机翼表面控制体的水滴收集质量为

$$\dot{m}_{col} = C_{lw} \cdot v_{\infty} \cdot \beta \cdot A \quad (19)$$

其中 A 为该控制体的水滴撞击面积.

2.2 积冰量计算

由于霜冰形成于环境温度很低的结冰条件下,可以认为过冷水滴在撞击机翼表面后立即冻结,不考虑水滴凝结过程中的热力学效应,因此控制体的积冰体积为

$$V_{ice} = \frac{\dot{m}_{col} \cdot \Delta T}{\rho} \quad (20)$$

其中 $\Delta T, \rho$ 分别为时间步长和冰密度.

2.3 三维积冰外形生成

在三维积冰数值模拟中,已知积冰体积,如何生成积冰的外形曲面是一个不可回避的问题.本文基于积冰法向生长假设,提出一种三维积冰外形的生成方法.

由于机翼表面的网格单元没有过大的扭转,因此可以近似地认为机翼表面每个网格单元的四个节点(分别以 a, b, c, d 表示)位于同一个几何平面内,即四边形 $abcd$ 为平面四边形, bd 和 ca 为其对角线矢量,如图2所示.

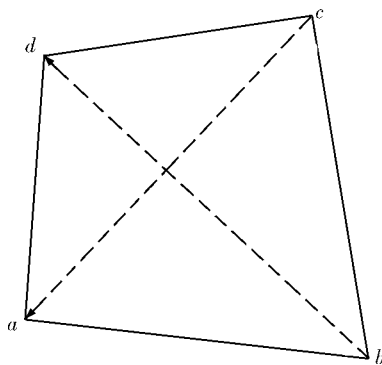


图2 机翼表面的网格单元

Fig. 2 A cell of grid on the wing surface

首先通过将矢量 $bd(a_1, b_1, c_1)$ 和 $ca(a_2, b_2, c_2)$ 进行叉乘得到四边形 $abcd$ 的外法向矢量 $r(d_1, d_2, d_3)$.

$$\mathbf{r} = \mathbf{bd} \times \mathbf{ca} \tag{21}$$

认为积冰沿机翼表面法向生长,则在每一个结冰控制体上会形成一个积冰体,如图 3 所示.

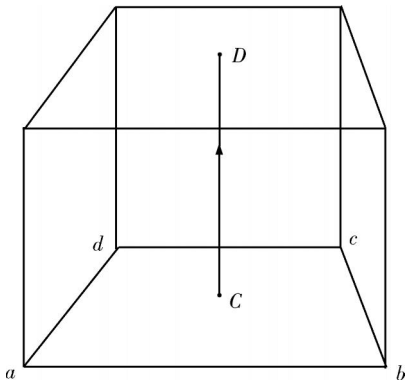


图 3 结冰控制体上形成的积冰体

Fig. 3 Ice body formed in the icing control volume

图 3 中 C, D 两点分别为积冰体下表面和上表面的中心点,则直线 CD 即为网格单元 $abcd$ 的法线. 利用结冰控制体的积冰体积可以得到积冰体的厚度

$$h_{ice} = \frac{V_{ice}}{A} \tag{22}$$

设 (x_c, y_c, z_c) 为点 C 的坐标,则法线 CD 的参数方程可以写为

$$\begin{cases} x = x_c + d_1 t \\ y = y_c + d_2 t \\ z = z_c + d_3 t \end{cases} \tag{23}$$

设 (x, y, z) 为点 D 的坐标,则 C, D 两点之间的距离即积冰体的厚度为

$$h_{ice} = |CD| = \sqrt{d_1^2 + d_2^2 + d_3^2} \cdot |t| \tag{24}$$

由于法向矢量 $\mathbf{r}$ 的方向沿机翼表面向外,因此舍弃 t 的负解,将 t 代入方程,即可得到点 D 的坐标. 求出机翼表面所有结冰控制体的积冰体上表面中心点坐标,利用这些坐标即可生成三维积冰的外形曲面.

3 计算结果与分析

本文以 ONERA M6 机翼作为积冰数值模拟的研究对象,机翼的几何尺寸如图 4 所示,图 5 为机翼表面的网格划分图.

本文对 0° 和 4° 两种迎角下的三维霜冰进行了数值预测,计算条件如表 1 所示.

3.1 0° 迎角下的冰形预测

图 6 为 0° 迎角下三维霜冰的冰形预测结果.

3.2 4° 迎角下的冰形预测

图 7 为 4° 迎角下三维霜冰的冰形预测结果.

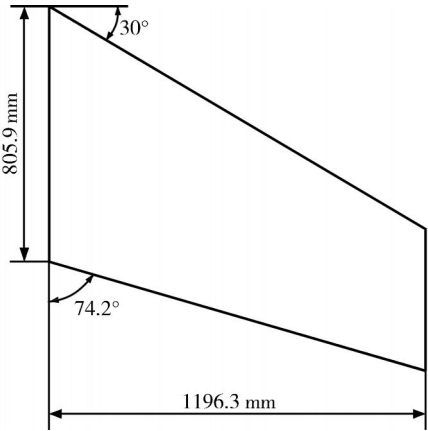


图 4 ONERA M6 机翼的几何尺寸

Fig. 4 Geometric size of ONERA M6 wing

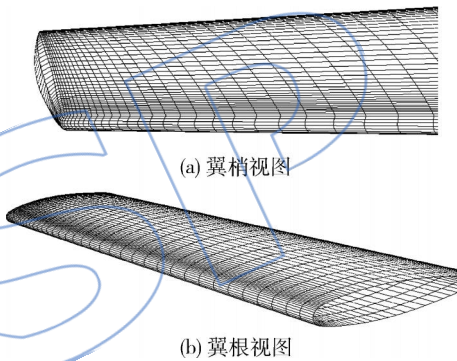


图 5 ONERA M6 机翼表面的网格划分图

Fig. 5 Grid of ONERA M6 wing

表 1 三维霜冰数值预测的计算条件

Table 1 Computational conditions for three-dimensional rime ice prediction

参数	数值
自由来流速度 $u_\infty / (\text{m/s})$	80.0
自由来流压力 p_∞ / Pa	101300
液态水含量 $C_{lw} / (\text{g/m}^3)$	0.5
水滴平均等效直径 $D_{mv} / \mu\text{m}$	20
结冰时间 T / s	300

3.3 冰形预测结果分析

从图 6、图 7 可以看出, 0° 迎角时,由于流动的对称性,机翼上、下翼面的积冰形状基本对称,最大积冰厚度出现在机翼的翼梢前缘处,这主要是由机翼的后掠效果所致;当迎角为 4° 时,在气流的作用下,水滴的撞击区域向机翼下翼面偏移,因此下翼面的积冰较多,最大积冰厚度同样出现在翼梢处,但偏向下翼面.

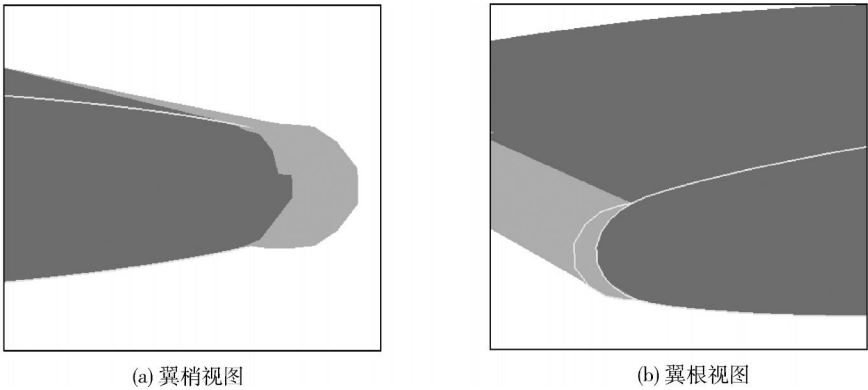


图 6 0 迎角下的冰形预测结果
Fig.6 Predicted result of the three-dimensional rime ice at 0°angle of attack

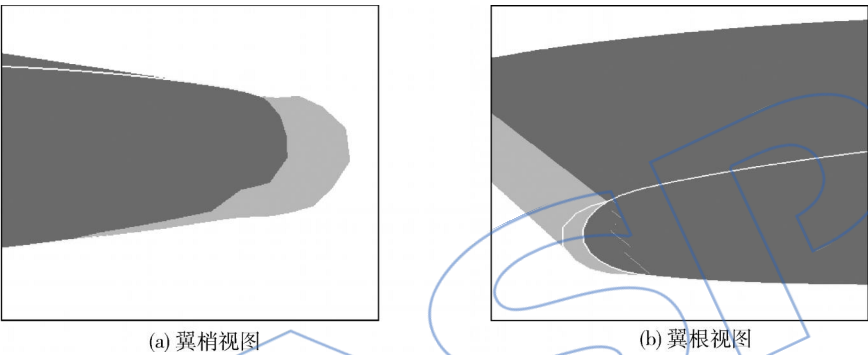


图 7 4 迎角下的冰形预测结果
Fig.7 Predicted result of the three-dimensional rime ice at 4°angle of attack

3.4 结冰条件对积冰的影响

3.4.1 来流速度

本文分别对来流速度为 129.0 m/s 时 0 和 4° 迎角下的积冰进行了预测,其他计算条件如表 2 所示.

表 2 来流速度为 129.0 m/s 时的计算条件

参数	数值
自由来流压力 p_{∞}/Pa	101 300
液态水含量 $G_w/(g/m^3)$	0.5
水滴平均等效直径 $D_{mv}/\mu\text{m}$	20
结冰时间 T/s	300

图 8 为 0 迎角下相应的三维冰形图.

图 9 为 4 迎角下相应的三维冰形图.

将图 6 与图 8 以及图 7 与图 9 进行对比可以看出,当来流速度由 80.0 m/s 增大到 129.0 m/s 时,无论对于 0 还是 4 迎角,机翼表面的积冰厚度均有明显增加,结冰范围也有所增大.这是由于来流速度增大导致了翼面附近水滴速度增大,在

相同结冰时间内翼面所收集到的水滴数量就会增多,同时在翼面附近水滴的轨迹更不易发生偏离,因此机翼表面的积冰厚度和结冰范围都会增大.

3.4.2 液态水含量

本文分别对液态水含量为 1.0 g/m³ 时 0 和 4 迎角下的积冰进行了预测,其他计算条件如表 3 所示.

表 3 液态水含量为 1.0 g/m³ 时的计算条件

参数	数值
自由来流速度 $u_{\infty}/(m/s)$	80.0
自由来流压力 p_{∞}/Pa	101 300
水滴平均等效直径 $D_{mv}/\mu\text{m}$	20
结冰时间 T/s	150

图 10 为 0 迎角下相应的三维冰形图.

图 11 为 4 迎角下相应的三维冰形图.

将图 6 与图 10 以及图 7 与图 11 进行对比可以看出,当液态水含量由 0.5 g/m³ 增大到 1.0 g/m³ 时,无论对于 0 还是 4 迎角,机翼表面的结冰

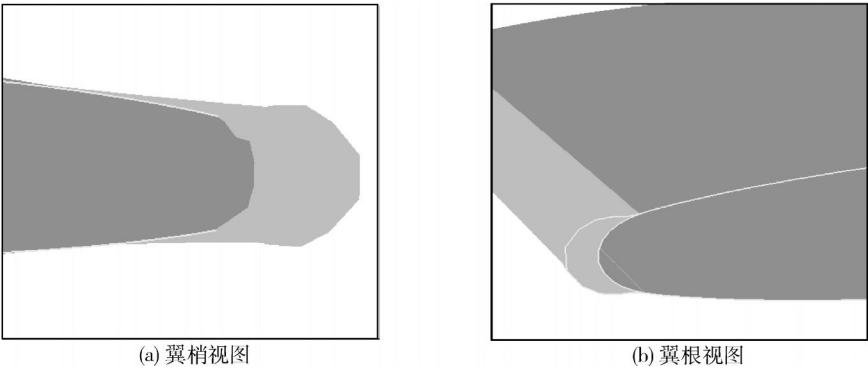


图 8 0 迎角下来流速度为 129.0 m/s 时的三维冰形

Fig. 8 Predicted result of the three-dimensional rime ice at 0° angle of attack when $u_{\infty} = 129.0 \text{ m/s}$

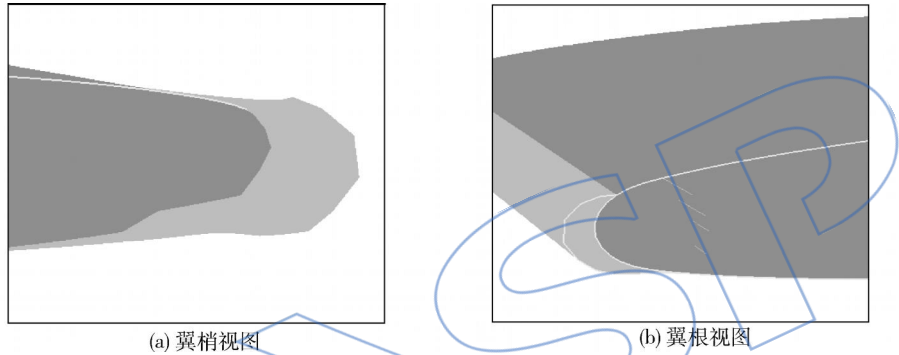


图 9 4 迎角下来流速度为 129.0 m/s 时的三维冰形

Fig. 9 Predicted result of the three-dimensional rime ice at 4° angle of attack when $u_{\infty} = 129.0 \text{ m/s}$

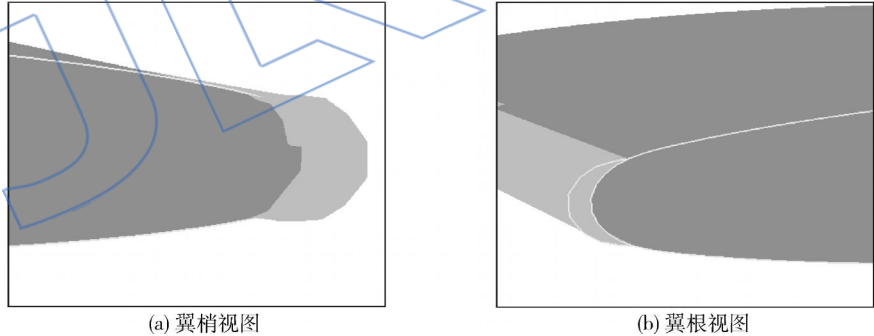


图 10 0 迎角下液态水含量为 1.0 g/m³ 时的三维冰形

Fig. 10 Predicted result of the three-dimensional rime ice at 0° angle of attack when $G_w = 1.0 \text{ g/m}^3$

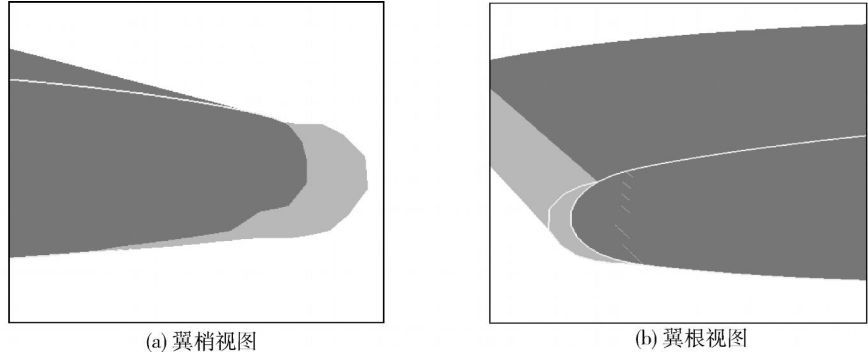


图 11 4 迎角下液态水含量为 1.0 g/m³ 时的三维冰形

Fig. 11 Predicted result of the three-dimensional rime ice at 4° angle of attack when $G_w = 1.0 \text{ g/m}^3$

范围并没有发生变化,而积冰厚度增长却很快,虽然积冰时间只有 150 s,但积冰厚度已经同图 7 和图 8 中的积冰厚度相当.这是因为液态水含量增大相当于流场中的水滴数量增多,因此就会有更多的水滴撞击到翼面上,但水滴的运动轨迹不会改变,故而翼面的结冰范围没有变化,而积冰厚度却增长很快.

4 结 论

本文提出一种飞机机翼表面霜冰的三维数值模拟方法.通过对 ONERA M6 机翼表面霜冰的预测研究,得出以下结论:

1) 利用欧拉两相流法对机翼表面的霜状积冰进行三维数值模拟是可行的,由三维水滴流场的计算结果可以方便地得到机翼表面的水滴收集特性,这是欧拉两相流法的一个优势所在.

2) 因为 ONERA M6 机翼后掠效果的影响,全机翼表面的最大积冰厚度出现在翼梢位置.

3) 由于目前大量的积冰实验数据以及数值模拟结果主要对应二维问题,而二维数据并不能反映例如后掠效应等三维流动特征,因此三维积冰数值计算缺乏合适的对比数据进行验证.本文的主要目的旨在说明所使用计算方法的可行性,文中对于三维积冰的数值预测结果虽然没有合适的数据对其进行验证,但是通过定性的分析,说明本文的计算结果是合理的.

参考文献:

- [1] Hedde T, Guffond D. ONERA three-dimensional icing model [J]. AIAA J., 1995, 33(6): 1038-1045.
- [2] Beaugendre H, Morency F, Habashi W G. FENSAP-ICE's three-dimensional in-flight ice accretion module: ICE3D [J]. J. Aircraft, 2003, 40(2): 239-247.
- [3] Mingione G, Brandi V. A 3D ice accretion simulation code [R]. AIAA-99-0247, 1999.
- [4] 易贤, 朱国林, 王开春, 等. 翼型积冰的数值模拟[J]. 空气动力学学报, 2002, 20(4): 428-433.
YI Xian, ZHU Guolin, WANG Kaichun, et al. Numerical simulating of ice accretion on airfoil [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2002, 20(4): 428-433. (in Chinese)
- [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] 张大林, 陈维建. 飞机机翼表面霜状冰结冰过程的数值模拟[J]. 航空动力学报, 2004, 19(1): 137-141.
ZHANG Dalin, CHEN Weijian. Numerical simulation of rime ice accretion process on airfoil [J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19(1): 137-141. (in Chinese)
- [7] 卜雪琴, 林贵平, 彭又新, 等. 防冰热载荷计算的一种新方法[J]. 航空学报, 2006, 27(2): 208-212.
PU Xueqin, LIN Guiping, PENG Youxin, et al. New method for calculation of anti-icing heat loads [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2006, 27(2): 208-212. (in Chinese)
- [8] 易贤, 朱国林, 王开春. 适用于大飞机积冰分析的三维计算方法[C]//中国航空学会 2007 年学术年会论文集. 深圳: 中国航空学会, 2007.
- [9] Zhou L X. Theory and numerical modeling of turbulent gas-particle flows and combustion [M]. New York: Science Press and CRC Press, 1993.
- [10] Snellen M, Boelens O J, Hoeijmakers H W M. A computational method for numerically simulating ice accretion [R]. AIAA-97-2206, 1997.
- [11] 陶文铨. 数值传热学[M]. 2 版. 西安: 西安交通大学出版社, 2001.
- [12] 张强, 胡利, 曹义华. 过冷水滴撞击三维机翼的数值模拟[J]. 航空动力学报, 2009, 24(6): 1345-1350.
ZHANG Qiang, HU Li, CAO Yihua. Three-dimensional numerical simulation of supercooled droplets impinging on a wing [J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(6): 1345-1350. (in Chinese)