

文章编号: 1000-8055(2009)06-1245-06

过冷水滴撞击三维机翼的数值模拟

张 强, 胡 利, 曹义华

(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, 提出一种数值模拟过冷水滴撞击三维机翼的方法. 根据水滴拟流体模型建立三维水滴控制方程; 提出一种可穿透型壁面边界模拟水滴对机翼表面的撞击; 由水滴流场的求解结果得到机翼表面的水滴收集特性. 对 ONERA M6 机翼表面的水滴收集特性进行了研究, 计算结果表明所提出的数值模拟方法是有效、可行的, 可以为三维积冰的数值模拟研究奠定良好的基础.

关 键 词: 过冷水滴; 机翼; 两相流; 可穿透型壁面; 数值模拟

中图分类号: V244.1

文献标识码: A

Three-dimensional numerical simulation of supercooled droplets impinging on a wing

ZHANG Qiang, HU Li, CAO Yi-hua

(School of Aeronautic Science and Technology,

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

Abstract: Based on two-phase flow theory, an Eulerian method was presented to numerically simulate supercooled droplets impinging on a wing. The governing equations for droplets in three-dimensional application were established according to the droplet pseudo-fluid model. A permeable wall was proposed to simulate the droplets' impingement on the wing. The local collection efficiency and impingement area were obtained from the solution of the droplets' flowfield. The computational results of an ONERA M6 wing indicate that, the simulation method presented is feasible and effective, laying a foundation for numerical simulation about ice accretions in three-dimensional application.

Key words: supercooled droplet; wing; two-phase flows; permeable wall; numerical simulation

飞机低速飞行过程中, 云层中的过冷水滴撞击到机翼表面, 会发生结冰现象, 机翼的结冰对飞机的飞行安全会造成很大的影响, 甚至会导致空难的发生.

对机翼结冰现象进行研究, 数值模拟是一种重要的手段, 由于其具有资金需求少, 计算结果准确等优点, 因此被广泛应用. 水滴轨迹计算是积冰数值模拟的一个重要环节, 直接决定了机翼表面水滴的收集特性, 对结冰范围和积冰形状有着重要的影响. 国外在三维领域内的相关研究起步较

早, 目前主要基于两种方法: 拉格朗日法^[1]和欧拉两相流法^[2]. 国内对于二维水滴轨迹计算研究较多, 两种方法都有所应用^[3-5]; 而对于三维相关问题的研究, 目前还鲜有报道.

1 两相流控制方程的数值求解

在建立两相流控制方程之前, 先作以下假设:

- 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

收稿日期: 2008-06-06; 修订日期: 2009-03-26

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.

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。

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, 因此可以单独求解。利用 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、不可压气体的雷诺平均 Navier Stokes (N-S) 方程的通式可以写为

$$\operatorname{div}(\rho_a U \Phi) = \operatorname{div}(\Gamma_\Phi \operatorname{grad} \Phi) + S_\Phi \quad (1)$$

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; $\rho_a, U, \Gamma_\Phi, S_\Phi$ 分别为空气密度, 气流速度矢量, 广义扩散系数和广义源项。

压力与速度的耦合采用 SIMPLE 算法, 控制方程对流项的离散采用 QUICK 格式。流场的边界条件设置如下:

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 利用规定涡粘性系数 μ 与分子粘性系数 μ 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^[6], 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) 和 4), 水滴控制方程中的脉动项、相变项及 Magnus 力均无需考虑, 而且不用计算水滴的能量方程。

水滴的连续方程和动量方程可以写为

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

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

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

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

其中

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

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

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

其中 ρ 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, 空气分子粘性系数, 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

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

组合参数 $C_D Re_d$ 由下式确定^[7]:

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

1.3 水滴控制方程的求解

1.3.1 水滴流场的边界条件设置

水滴流场的来流边界条件可以设置为: 水滴速度与自由来流速度相同, 水滴表观密度取为自由来流的液态水含量。出流边界条件为: 所有变量法向一阶导数为 0。

欧拉两相流法中, 水滴收集特性是由壁面边界上的水滴表观密度和速度决定的, 因此, 壁面边界条件的设置对于求解水滴流场非常重要。

本文提出一种三维可穿透型壁面边界模拟水滴对机翼表面的撞击。将物理坐标系转换为计算坐标系, 取机翼前缘近壁面控制容积 P 作为研究对象, 如图 1 所示。

三维控制容积 6 个界面的水滴流速为计算坐标系下的逆变速度, 均垂直于界面, e 界面、 w 界面、 n 界面和 s 界面的水滴逆变流速 U_e, U_w, V_n 和 V_s 平行于壁面, 对于水滴撞击壁面没有贡献, 而 u 界面的逆变速度 W_u 指向控制容积内部, 说明水滴穿过 u 界面流入控制容积。

对于壁面边界 (与控制容积 d 界面重合), 由于水滴撞击机翼属于非弹性碰撞, 水滴在撞击机翼之后会附着在机翼表面, 而在撞击之前仍然具有较高的相对机翼的法向速度, 水滴与机翼发生非弹性碰撞之后, 水滴相对于机翼的速度突降为 0 并附着在机翼表面。

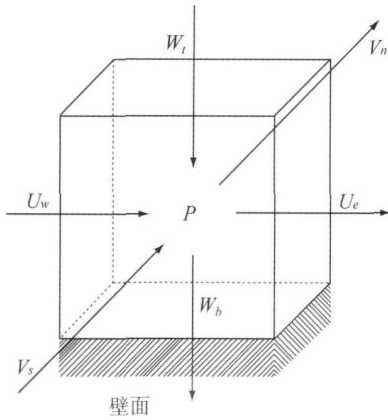


图 1 三维近壁面控制容积水滴逆变速度分布

Fig. 1 Distribution of droplet contravariant velocity of three-dimensional control volume near the wall

基于以上分析,同时考虑水滴不可能由壁面向内场流动的原则,壁面边界条件设置如下:

如果壁面第一层网格中心处的垂直于壁面的水滴逆变速度 W_P 指向壁面,则说明此处水滴可能撞击到壁面上,利用内场的水滴逆变速度插值得到壁面的水滴法向逆变速度,壁面处的水滴表观密度也由内场插值得出,作为下一层迭代此网格处的壁面边界条件.

如果壁面第一层网格中心处的水滴逆变速度 W_P 指向内场,则说明此处水滴不会撞击到壁面上,令壁面处的水滴法向逆变速度和水滴表观密度均为 0,作为下一层迭代此网格处的壁面边界条件.

1.3.2 水滴控制方程的数值求解

水滴控制方程组的未知数为水滴表观密度和水滴速度,方程组已经封闭.在计算坐标系中利用有限容积法对控制方程进行离散,对流项离散采用 QUICK 格式的延迟修正,时间项采用一阶隐式格式离散.第 n 个时间层的水滴表观密度和水滴速度由下列各式求解得出

$$\begin{aligned} & J \frac{\rho^n - \rho^{n-1}}{\Delta t} + \iiint_{\Omega} \frac{\partial}{\partial \xi} (\rho U) \, d\xi d\eta d\zeta + \\ & \frac{\partial}{\partial \eta} (\rho V) \, d\xi d\eta d\zeta + \frac{\partial}{\partial \zeta} (\rho W) \, d\xi d\eta d\zeta = 0 \quad (11) \\ & J \frac{(\rho v_x)^n - (\rho v_x)^{n-1}}{\Delta t} + \iiint_{\Omega} \frac{\partial}{\partial \xi} (\rho U v_x) \, d\xi d\eta d\zeta + \\ & \frac{\partial}{\partial \eta} (\rho V v_x) \, d\xi d\eta d\zeta + \frac{\partial}{\partial \zeta} (\rho W v_x) \, d\xi d\eta d\zeta = \\ & \iiint_{\Omega} F_x \, d\xi d\eta d\zeta \quad (12) \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} & J \frac{(\rho v_y)^n - (\rho v_y)^{n-1}}{\Delta t} + \iiint_{\Omega} \frac{\partial}{\partial \xi} (\rho U v_y) \, d\xi d\eta d\zeta + \\ & \frac{\partial}{\partial \eta} (\rho V v_y) \, d\xi d\eta d\zeta + \frac{\partial}{\partial \zeta} (\rho W v_y) \, d\xi d\eta d\zeta = \\ & \iiint_{\Omega} F_y \, d\xi d\eta d\zeta \quad (13) \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} & J \frac{(\rho v_z)^n - (\rho v_z)^{n-1}}{\Delta t} + \iiint_{\Omega} \frac{\partial}{\partial \xi} (\rho U v_z) \, d\xi d\eta d\zeta + \\ & \frac{\partial}{\partial \eta} (\rho V v_z) \, d\xi d\eta d\zeta + \frac{\partial}{\partial \zeta} (\rho W v_z) \, d\xi d\eta d\zeta = \\ & \iiint_{\Omega} F_z \, d\xi d\eta d\zeta \quad (14) \end{aligned}$$

其中 J 为坐标变换雅可比因子, U, V, W 为水滴逆变速度分量.

2 机翼表面局部水滴收集率的计算

水滴流场求解收敛后,计算出物理坐标系下机翼表面的水滴法向流速 $v_{\perp s}$ 和水滴表观密度 ρ_s ,机翼表面的局部水滴收集率 β 为

$$\beta = \frac{\rho_s \cdot v_{\perp s}}{L_{wc} \cdot v_{\infty}}$$

其中 L_{wc}, v_{∞} 分别为自由来流的液态水含量和水滴速度.

3 计算结果与分析

本文对 ONERA M6 机翼的水滴收集特性进行了计算.图 2 为机翼的几何尺寸图,图 3 为机翼表面的网格划分图.

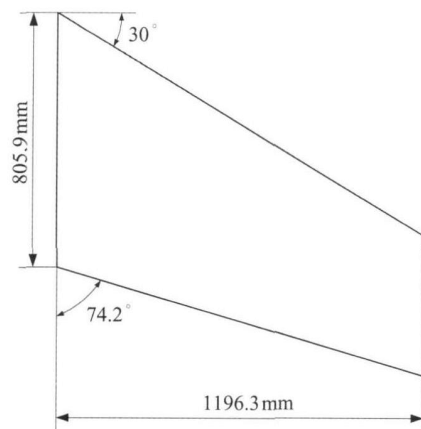


图 2 ONERA M6 机翼的几何尺寸

Fig. 2 Geometric size of ONERA M6 wing

对 0° 和 4° 两种迎角下机翼表面的水滴收集特性进行了计算,计算条件为:自由来流的速度 $u_{\infty} = 80 \text{ m/s}$,压强 $p_{\infty} = 101300 \text{ Pa}$,液态水含量 $L_{wc} = 0.5 \text{ g/m}^3$,水滴平均等效直径 $D_{mv} = 20 \mu\text{m}$.

3.1 0°迎角的计算结果

图 4 为 0°迎角时机翼表面的局部水滴收集率分布等值线图。

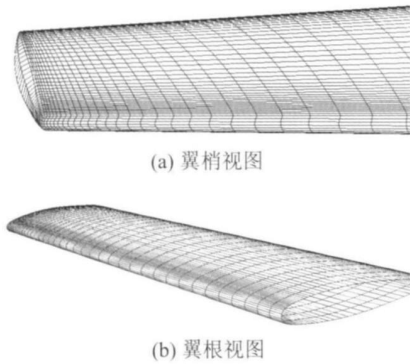


图 3 ONERA M6 机翼表面的网格划分图
Fig. 3 Grid of ONERA M6 wing

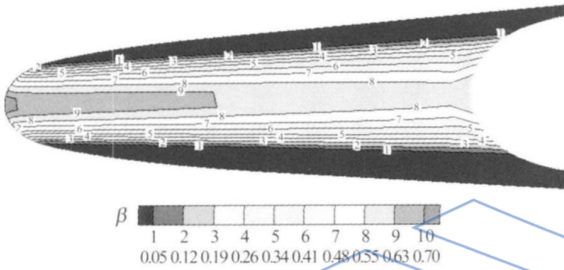


图 4 0°迎角下的局部水滴收集率分布图
Fig. 4 Local droplet collection efficiency on the wing at 0° angle of attack

3.2 4°迎角的计算结果

图 5 为 4°迎角时机翼表面的局部水滴收集率分布等值线图。

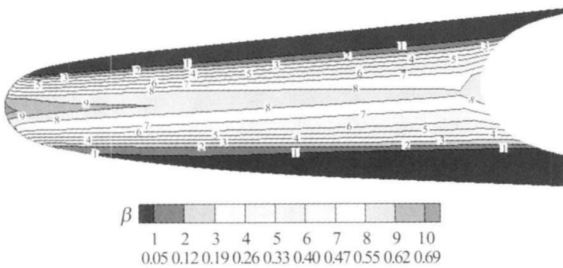


图 5 4°迎角下的局部水滴收集率分布图
Fig. 5 Local droplet collection efficiency on the wing at 4° angle of attack

3.3 来流速度对水滴收集特性的影响

为了研究来流速度对水滴收集特性的影响,本文分别对 0°和 4°迎角下来流速度 $u_\infty = 129 \text{ m/s}$ 进行了计算,其他计算条件为: $p_\infty = 101\,300 \text{ Pa}$, $L_{wc} = 0.5 \text{ g/m}^3$, $D_{mv} = 20 \mu\text{m}$ 。

图 6 为 0°迎角下机翼表面的局部水滴收集率分布等值线图。

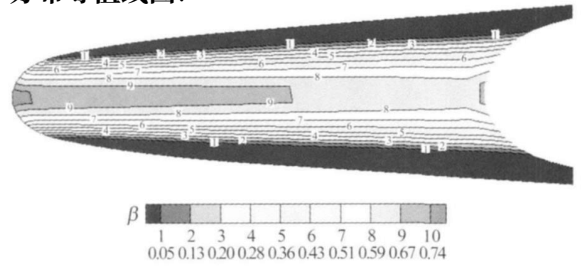


图 6 0°迎角下 $u_\infty = 129 \text{ m/s}$ 时的局部水滴收集率分布图

Fig. 6 Local droplet collection efficiency on the wing at 0° angle of attack when $u_\infty = 129 \text{ m/s}$

图 7 为 4°迎角下机翼表面的局部水滴收集率分布等值线图。

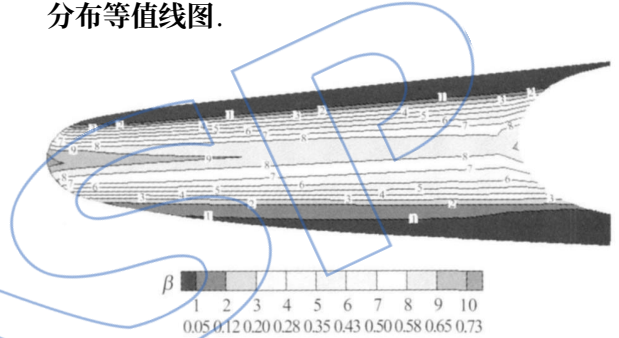


图 7 4°迎角下 $u_\infty = 129 \text{ m/s}$ 时的局部水滴收集率分布图

Fig. 7 Local droplet collection efficiency on the wing at 4° angle of attack when $u_\infty = 129 \text{ m/s}$

3.4 液态水含量对水滴收集特性的影响

本文对液态水含量 $L_{wc} = 1.0 \text{ g/m}^3$ 时 0°和 4°迎角下的水滴收集特性进行了计算,其他计算条件为: $u_\infty = 80 \text{ m/s}$, $p_\infty = 101\,300 \text{ Pa}$, $D_{mv} = 20 \mu\text{m}$ 。

图 8 为 0°迎角下机翼表面的局部水滴收集率分布等值线图。

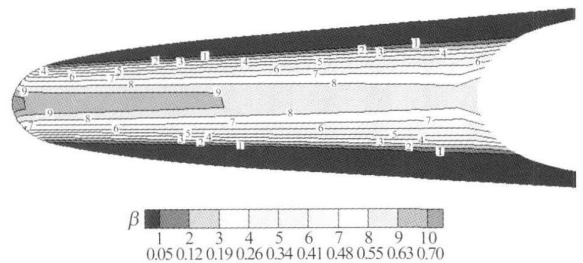


图 8 0°迎角下 $L_{wc} = 1.0 \text{ g/m}^3$ 时的局部水滴收集率分布图

Fig. 8 Local droplet collection efficiency on the wing at 0° angle of attack when $L_{wc} = 1.0 \text{ g/m}^3$

图 9 为 4°迎角下机翼表面的局部水滴收集率分布等值线图.

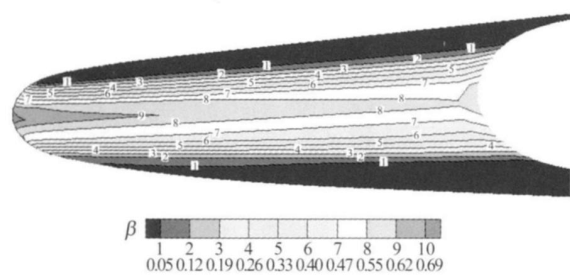


图 9 4°迎角下 $L_{wc} = 1.0 \text{ g/m}^3$ 时的局部水滴收集率分布图

Fig.9 Local droplet collection efficiency on the wing at 4° angle of attack when $L_{wc} = 1.0 \text{ g/m}^3$

3.5 平均等效直径对水滴收集特性的影响

本文对水滴平均等效直径 $D_{mv} = 50 \mu\text{m}$ 时 0°和 4°迎角下的水滴收集特性进行了计算,其他计算条件为: $u_\infty = 80 \text{ m/s}$, $p_\infty = 101300 \text{ Pa}$, $L_{wc} = 0.5 \text{ g/m}^3$.

图 10 为 0°迎角下机翼表面的局部水滴收集率分布等值线图.

图 11 为 4°迎角下机翼表面的局部水滴收集率分布等值线图.

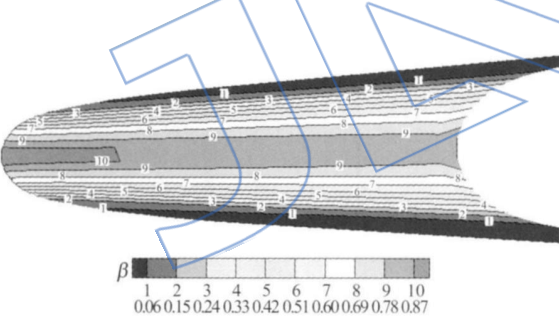


图 10 0°迎角下 $D_{mv} = 50 \mu\text{m}$ 时的局部水滴收集率分布图

Fig.10 Local droplet collection efficiency on the wing at 0° angle of attack when $D_{mv} = 50 \mu\text{m}$

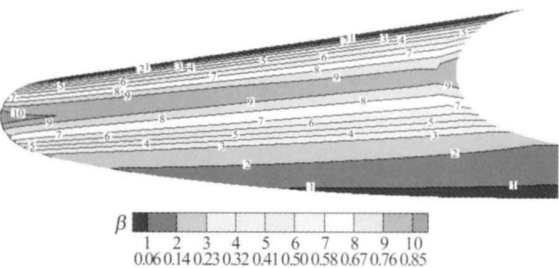


图 11 4°迎角下 $D_{mv} = 50 \mu\text{m}$ 时的局部水滴收集率分布图

Fig.11 Local droplet collection efficiency on the wing at 4° angle of attack when $D_{mv} = 50 \mu\text{m}$

3.6 计算结果分析

由图 4 可以看出,0°迎角时,由于流动的对称性,机翼上、下翼面的局部水滴收集率分布基本对称,最大水滴收集率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,由图 5 可以看出,在气流的作用下,水滴的撞击区域向机翼的下翼面偏移,上翼面水滴的撞击区域较小,最大水滴收集率同样出现在翼梢前缘处,但偏向下翼面.

对比图 4、图 5 和图 6、图 7 可以看出,当来流速度由 80 m/s 增大到 129 m/s 时,虽然增幅并不大,但无论对于 0°还是 4°迎角,局部水滴收集率均有明显增加,水滴撞击区域也有所增大.这说明来流速度对水滴收集特性有着较大的影响.

对比图 4、图 5 和图 8、图 9 可以看出,当液态水含量由 0.5 g/m³ 增大到 1.0 g/m³ 时,机翼表面的局部水滴收集率和水滴撞击区域没有发生变化,这说明液态水含量对水滴收集特性没有影响.

对比图 4、图 5 和图 10、图 11 可以看出,当水滴平均等效直径由 20 μm 增大到 50 μm 时,局部水滴收集率有较大幅度增加,水滴撞击区域显著增大.这说明水滴平均等效直径对水滴收集特性有着显著的影响.

4 结 论

本文基于欧拉两相流理论,对三维情况下过冷水滴撞击机翼进行了数值模拟,得到了机翼表面的水滴收集特性.通过研究,可以得出以下结论:

- 1) 本文所提出的三维水滴流场的求解方法,具有良好的收敛性,其中可穿透型壁面边界对于水滴撞击机翼表面可以较为真实地进行模拟;
- 2) 由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;
- 3) 由于机翼后掠效果的影响,全机翼表面最大水滴收集率出现在翼梢前缘处,结冰条件中,来流速度和水滴平均等效直径对水滴收集特性有着较为显著的影响,而液态水含量对水滴收集特性没有影响;
- 4) 本文所述方法可以为三维积冰的数值模拟研究奠定良好的基础.

参考文献

[1] Caruso S. C. Three-dimensional unstructured mesh

- procedure for iced wing flowfield and droplet trajectory calculations [R]. AIAA-94-0486, 1994.
- [2] Bourgault Y, Habashi W G, Dompierre J. An Eulerian approach to supercooled droplets Impingement calculations [R]. AIAA-97-0176, 1997.
- [3] 韩凤华, 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.
HAN Fenghua, ZHANG Chaomin, WANG Yaixin. Calculation of water-droplet impingement on an airfoil[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 1995, 21(3): 16-21. (in Chinese)
- [4] 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.
YANG Qian, CHANG Shinan, YUAN Xiugan. Study on numerical method for determining the droplet trajectories[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2002, 23(2): 173-176. (in Chinese)
- [5] 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.
ZHANG Dalin, YANG Xi, ANG Haisong. Numerical simulation of supercooled water droplets impingement on icing surfaces[J]. Journal of Aerospace Power, 2003, 18(1): 87-91. (in Chinese)
- [6] Zhou L X. Theory and numerical modeling of turbulent gas-particle flows and combustion [M]. New York: Science Press and CRC Press, 1993.
- [7] Snellen M, Boelens O J, Hoeijmakers H W M. A computational method for numerically simulating ice accretion [R]. AIAA-97-2206, 1997.