

文章编号:1000-8055(2013)12-2663-08

机翼积冰数值模拟

李 鑫, 白俊强, 王 昆
(西北工业大学 航空学院, 西安 710072)

摘 要: 采用计算流体力学(CFD)方法对三段翼和 MS-317 后掠翼进行了积冰数值模拟研究, 基于欧拉两相流理论, 应用分区算法, 对空气流场和水滴流场进行了数值求解, 得到水滴收集率. 求解 3-D 积冰模型得到积冰量. 将 MS-317 的冰形计算结果与实验数据以及软件 LEWICE3D 的计算结果进行了对比. 结果显示: 三维积冰模型具有较好的精度, 虽然预测的冰形与实验数据有一些差异, 最大厚度方面, 误差在 13.1% 以内, 但是积冰的类型与体积和实验数据基本一致.

关 键 词: 欧拉两相流; 飞机积冰; 多段翼; 分区算法; 多块网格; 三维数值模拟
中图分类号: V211 **文献标志码:** A

Numerical simulation of ice accretions on aircraft wing

LI Xin, BAI Jun-qiang, WANG Kun

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

Abstract: Ice accretions on three-element airfoils and MS-317 swept wing were predicted by using CFD method. Based on Eulerian two phase flow theory, the governing equations for air and droplets were solved by using partition algorithm to obtain the water collection efficiency. The amount of ice accreted was calculated by solving the 3-D ice accretions model, and the predicted ice shape was compared with those of experimental and ice accretions software LEWICE3D results. The results show that the precision of the approach and algorithm is good. Although there are some discrepancies between the predicted ice shape and experimental ice shape, the error is less than 13.1% in terms of the maximum thickness, and the predicted ice shape is basically the same with the experiment data in terms of type and volume.

Key words: Eulerian two phase flow; aircraft ice accretion; multi-element airfoil; partition algorithm; multi-block grid; three dimensional numerical simulation;

飞机飞行过程中, 很容易受到积冰的威胁, 大气中, 存在很多 0℃ 以下而没有冻结的水滴, 称之为过冷水滴, 过冷水滴撞击到飞机表面就会发生积冰现象. 积冰问题的研究, 通常采用飞行测试、风洞试验、工程估算、数值模拟等方法. 20 世纪 50 年代起, 国外就基于拉格朗日法开始了数值模拟研究, 近年来国内的研究者在积冰领域进行了卓有成效的研究, 但是从发表的论文看主要集中在

单段翼型以及机翼的三维霜冰数值模拟^[1-3], 而大型民用飞机和大型运输机, 为了提高起飞、着陆性能, 几乎都采用了多段翼增升装置. 在起飞、着陆阶段, 飞行速度相对较低, 飞机遭遇积冰的可能性较大, 因此开展多段翼的积冰模拟是很有工程意义的. 近年来, 关于三维积冰的数值模拟越来越受到重视, 国外已经有一些能够对三维积冰进行数值模拟的商业软件, 像美国 NASA 的 LEWICE3D^[4],

收稿日期: 2013-02-02

网络出版地址: <http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20131111.1602.004.html>

作者简介: 李鑫(1983—), 男, 山东临沂人, 博士生, 主要从事飞行器设计、计算流体力学研究.

加拿大的 FENSAP-ICE^[5-6], 法国的 ONERA^[7], 意大利的 CIRAMIL^[8-10] 等. 国内对于三维积冰的模拟还处于起步阶段, 常士楠、易贤、张强等在三维积冰方面做了大量的工作^[11-13]. 本文对 MS-317 后掠翼和某三段翼积冰进行了数值模拟, 并将 MS-317 后掠翼的数值结果与 LEWICE3D 结果和实验数据进行了对比^[14], 结果表明本方法是合理的、可用的.

1 空气相和水滴相数值求解

1.1 空气流场求解

通过求解 N-S 方程得到空气流场, 无量纲化三维非定常 N-S 方程的积分形式为

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_{\Omega} \mathbf{Q} dV + \iint_{\partial\Omega} \mathbf{F}_c \cdot \mathbf{n} dS = \frac{1}{Re} \iint_{\partial\Omega} \mathbf{F}_v \cdot \mathbf{n} dS \quad (1)$$

式中 Ω 是任意控制体, $\partial\Omega$ 是对应边界, $\mathbf{Q}$ 是守恒向量, $\mathbf{F}_v$ 是黏性通量, $\mathbf{F}_c$ 是无黏通量, $\mathbf{n}$ 是控制体外法向量. 式中各参数的含义详见参考文献[15]. 空间离散采用 Roe 的 FDS(flux difference splitting)2 阶迎风格式, 黏性通量采用 2 阶中心差分离散, 采用 LU-SGS(lower-upper symmetric Gauss-Seidel)隐式格式完成时间推进, 湍流模型采用 S-A(Spalart-Allmaras)模型.

1.2 水滴流场求解

因为假设水滴在运动过程中和周围空气不发生质量、热交换, 所以水滴相的控制方程只包括质量、动量方程, 控制方程可以写为统一的输运方程形式

$$\frac{\partial \rho_d \varphi}{\partial t} + \text{div}(\rho_d \mathbf{V} \varphi) = S_\varphi \quad (2)$$

式中 φ 取 1 代表连续方程, φ 取 u, v, w 分别代表 3 个方向的动量方程; $\mathbf{V}$ 为速度, $\mathbf{V} = u_i + v_j + w_k$, S_φ 为源项, ρ_d 为水滴表观密度, $\rho_d = \varphi_w \cdot \rho_w$, φ_w 和 ρ_w 分别代表水滴体积分数和水的密度, 具体实施方法参见文献[16]. 因为涉及到三维复杂外形, 所以采用多块网格技术, 将复杂的求解区域划分为若干子块, 分别生成网格, 网格为 plot3d 格式, 空气流场和水滴流场求解也从单一区域演变成需要各自求解并且需要进行信息传递的、拓扑结构不尽相同的子区域, 为了消除分块对计算结果的影响, 对于对接边界, 分为左右两部分, 按照对应的块、起始结束序号和所在的块一一对应管理(见图 1), 为了避免边界条件判断和特殊处理, 引入了两层虚拟网格, 如图 1 所示. 将单个块的循环置于最

底层(如图 2 所示), 在时间推进过程中重新计算所有边界条件, 包括块之间的信息传递, 这样做的目的就是让多块网格的计算和单块网格的计算是等价的, 付出的代价是需要对块之间的信息传递开辟适当的存储空间. 为了节省内存, 提高效率, 动态分配数组长度, 将变量、网格信息、块信息等都储存在一维数组中. 图 2 为分区求解算法的数据存储、数据流动及流场循环示意图, 具体实施方法详见文献[17].

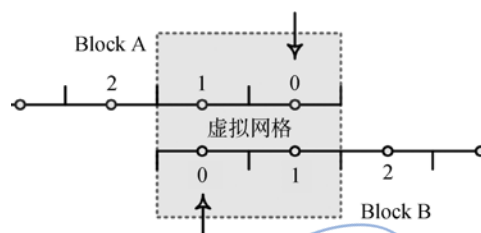


图 1 对接网格示意图

Fig. 1 Schematic of patched grids

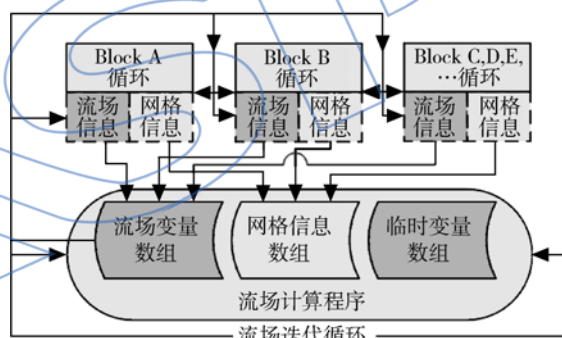


图 2 数据存储、数据流动及流场循环示意图

Fig. 2 Schematic of data storage, data transfer and flow loops

2 二维积冰模型及其求解

积冰表面具有复杂的传热、传质现象, 水滴撞击到积冰表面, 积冰表面与外流场通过对流换热、蒸发、升华、冻结等方式进行热交换, 如果过冷水滴不能完全冻结, 就会发生溢流现象. 本文基于经典 Messinger 模型, 在分析和借鉴前人研究的基础上, 对飞机积冰的数学模型进行了研究. 在积冰表面划分若干控制体, 在每个控制体内建立质量平衡和热平衡方程.

进入控制体的质量为撞击到积冰表面的过冷水滴和从前一控制体流入的液态水的质量, 离开控制体的质量为流出的水、蒸发、升华的质量, 质量守恒方程为

$$m_{\text{imp}} + m_{\text{flowin}} - m_{\text{flowout}} - m_{\text{ice}} - m_{\text{es}} = 0 \quad (3)$$

其中 m_{imp} 为撞击质量, m_{flowin} 为前一控制体流入的液态水质量, m_{flowout} 为流入下一控制体的液态水质量, m_{ice} 为积冰质量, m_{es} 为因蒸发、升华引起的质量损失。

积冰控制体的热量变化可以看作是由 4 部分组成:显热、潜热、动力热、传导热。热平衡方程可以写为

$$E_f + E_{\text{imp}} + E_{\text{es}} + E_{\text{ice}} + E_{\text{cv}} + E_{\text{kin}} + E_{\text{ad}} + E_{\text{flowin}} + E_{\text{con}} + E_{\text{flowout}} = 0 \quad (4)$$

其中 E_f 是单位时间内控制体由于积冰所释放的热量, E_{imp} 是撞击水滴所对应的热量变化, E_{es} 为单位时间内发生蒸发和升华所吸收的热量, E_{ice} 是冻结形成的冰由冰点温度达到平衡温度所对应的热量变化, E_{cv} 为气流与积冰表面的对流换热量, E_{kin} 为水滴撞击表面引起的撞击热量, E_{ad} 为绝热升温项, E_{flowin} 为上一控制体流入的液态水达到平衡温度所对应的热量变化, E_{con} 是防、除冰设备产生的传导热, E_{flowout} 是未冻结的液态水达到平衡温度所对应的热量变化。

3 三维积冰模型和水滴收集特性

三维积冰模型的质量平衡和热平衡方程的建立与二维积冰模型的类似,由于存在三维溢流、后掠等效效应,三维积冰模型需要综合各种因素,考虑各种溢流情况。

如图 3 所示,对于以 P 点为积冰表面中心的控制体,考虑各种溢流情况后,质量、能量守恒方程变为

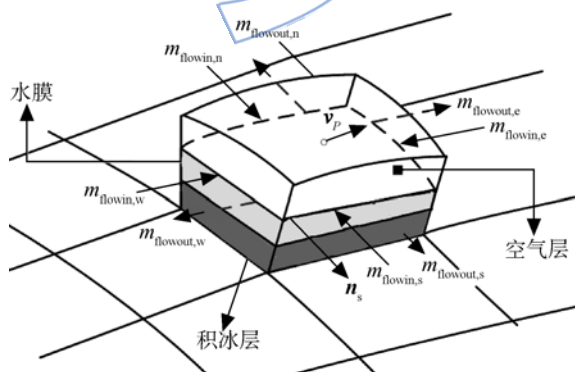


图 3 三维溢流效应示意图

Fig. 3 Schematic of 3-D effusion effect

$$m_{\text{imp}} + \sum_i m_{\text{flowin},i} - \sum_i m_{\text{flowout},i} - m_{\text{ice}} - m_{\text{es}} = 0 \quad (5)$$

$$E_f + E_{\text{imp}} + E_{\text{es}} + E_{\text{ice}} + E_{\text{cv}} + E_{\text{kin}} + E_{\text{ad}} + \sum_i E_{\text{flowin},i} + E_{\text{con}} + \sum_i E_{\text{flowout},i} = 0 \quad (6)$$

式中 i 为 e, w, n, s , 分别代表以 P 点为格心的控制体的东、西、北、南 4 个面。对热力学过程可以做如下假设:进入到控制体的水先升温到冰点温度 t_0 , 发生结冰现象, 然后未冻结的水和冰达到平衡温度 t_b 。基于以上假设可以得到

$$\sum_i E_{\text{flowin},i} = c_{pw} (t_{\text{flowin}} - t_0) \sum_i m_{\text{flowin},i} \quad (7)$$

$$\sum_i E_{\text{flowout},i} = c_{pw} (t_0 - t_b) \sum_i m_{\text{flowout},i} \quad (8)$$

其中 c_{pw} 为水的比定压热容。

三维积冰模型的求解思路如下:

1) 首先假设各个控制体内溢流水质量为 0。

2) 采用和二维积冰模型中相同的算法,从驻点开始迭代式(5)和式(6),得到各个控制体的溢流水总质量 $\sum_i m_{\text{flowout},i}$ 。

3) 根据式(10)对溢流水进行分配,并且对相邻控制体溢流水质量进行赋值,如 s 边的流出溢流水质量等于共用 s 边的另一控制体的流入溢流水质量。

4) 重复 1)~3),直到收敛。

因为控制体的当地速度对溢流水的流量分配起决定性作用,所以溢流水的分配按如下方法进行(以 s 边为例):

记

$$k_s = n_s v_p \quad (9)$$

其中 n_s 为 s 边的法向矢量,和物面相切并规定指向控制体外为正, v_p 为控制体格心速度,如图 3 所示,则

$$m_{\text{flowout},s} = \begin{cases} \frac{k_s l_s}{\sum_i (k_i l_i)} \sum_i m_{\text{flowout},i} & k_s > 0 \\ 0 & k_s \leq 0 \end{cases} \quad (10)$$

l_s 为 s 边的长度,对于三维积冰模型的求解,需要在整体网格范围进行迭代,详情请参见文献[12]。

水滴流场收敛后,计算出水滴表观密度 ρ_d 和计算坐标系中的水滴法向速度,则积冰表面水滴收集率可以表示为

$$\beta = \frac{\rho_d \cdot v_n}{C_{lwc} \cdot V_\infty} \quad (11)$$

时间 ΔT 内,机翼表面控制体的水滴收集质量为 $m_{\text{collection}} = C_{lwc} \cdot V_\infty \cdot \beta \cdot A \cdot \Delta T$ 。

4 积冰外形生成

认为积冰沿积冰表面法向生长,在得到水滴

收集质量后,就可以得到积冰体积为

$$V_{i,j} = \frac{(m_{\text{collection}})_{i,j}}{\rho_{\text{ice}}} \quad (12)$$

积冰厚度 $h_{i,j}$ 为

$$h_{i,j} = \frac{V_{i,j}}{A_{i,j}} \quad (13)$$

如图4所示, P 为积冰表面中心, 坐标为 (x_P, y_P, z_P) , 由于机翼表面网格变形不大, 可以近似认为每个网格单元的四个节点在同一平面内, 其表面法向矢量为 $\mathbf{n} = n_1 \mathbf{i} + n_2 \mathbf{j} + n_3 \mathbf{k}$. 假设积冰后表面中心坐标为 (x, y, z) , 则法线方向的方程为

$$\begin{cases} x = x_P + n_1 f_{\text{inter}} \\ y = y_P + n_2 f_{\text{inter}} \\ z = z_P + n_3 f_{\text{inter}} \end{cases} \quad (14)$$

积冰厚度为

$$h_{i,j} = \sqrt{(x - x_P)^2 + (y - y_P)^2 + (z - z_P)^2} = \sqrt{n_1^2 + n_2^2 + n_3^2} |f_{\text{inter}}| \quad (15)$$

式中法向矢量为外法向量, 所以中间变量 f_{inter} 取正值. 求得 f_{inter} 代入式(14), 即可得到新的积冰表面中心坐标, 进而得到积冰外形曲面.

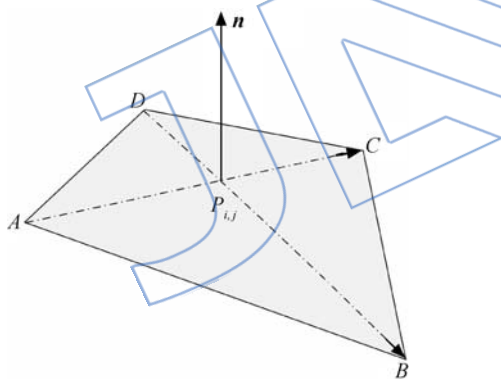


图4 积冰表面网格单元

Fig. 4 Cell of grid on accreting ice surface

5 算例分析

5.1 MS-317 后掠翼积冰模拟

为了与 LEWICE3D 的计算结果和实验结果进行对比, 首先对 MS-317 后掠翼进行数值模拟. 机翼剖面均为弦长为 0.9144 m 的 MS-317 翼型, 展长为 1.8288 m, 如图 5 所示. 积冰时间为 390 s, 其他计算参数如表 1 所示.

为了与实验数据和 LEWICE3D 的计算结果对比, 在展向中间位置截取二维积冰剖面, 图 6~图 9 给出了计算结果. 为了对比方便, 图 6 的长度

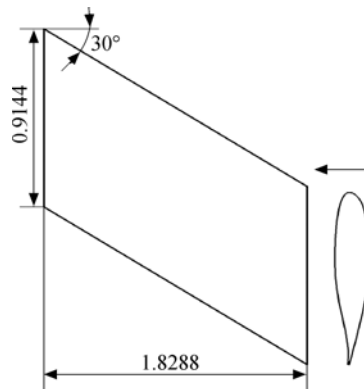


图5 MS-317 的几何形状示意图 (单位:m)

Fig. 5 Schematic of geometric shape for MS-317 (unit:m)

表1 MS-317 积冰参数

Table 1 Parameters of ice accretion for MS-317

参数	算例1	算例2	算例3
自由来流速度 $u_\infty / (\text{m/s})$	67	67	67
液态水含量 $C_{\text{twc}} / (\text{g/m}^3)$	1.03	1.03	1.03
水滴等效直径 $D_{\text{mvd}} / \mu\text{m}$	20	20	20
攻角 $\alpha / (^\circ)$	8	2	8
来流温度 $t / ^\circ\text{C}$	-17.8	-9.4	-2.2

单位和文献[14]中一致, 选取英寸 (inch) 作为长度单位 ($1 \text{ inch} \approx 2.54 \text{ cm}$). 图 6(a) 给出了算例 1 的冰形, 由于温度较低, 此时的积冰类型为霜冰. 从对比图可以看出, 本文的计算冰形, 上表面的积冰极限比实验的积冰极限大, 在下表面正好相反. 实验冰形在下表面有一些不规则的起伏, 这是由于水滴的重力作用和气流的干扰所致. 总体来说本文结果和 LEWICE3D 结果均与实验结果吻合较好, 但本文结果和实验结果更接近.

随着温度升高, 当温度为 -9.4°C 时, 水滴与机翼表面撞击后, 只有部分水滴会冻结, 没冻结的水滴在滞止区附近发生溢流现象, 但在撞击极限附近, 水滴与翼面撞击时立即冻结, 没有溢流现象发生, 此时的积冰类型为混合冰, 如图 6(b) 所示. 2° 攻角时, 由于流场基本是对称的, 积冰外形基本对称, 最大积冰厚度出现在机翼前缘附近. 本文预测的积冰厚度大于 LEWICE3D 的结果, 但是小于实验结果. 虽然两种计算冰形和实验冰形有差异, 但是总体趋势和积冰体积与实验基本是一致的.

随着温度继续升高, 当温度为 -2.2°C 时, 水滴撞击机翼后, 全部积冰表面都有溢流现象发生, 此时的积冰类型为明冰. 图 6(c) 为算例 3 的冰

形,从图 6(c)可以看出,无论是实验冰形还是计算冰形都有明显的冰角产生. LEWICE3D 得到的冰角稍微靠下,而本文得到的冰角稍微偏上. 在有攻角的情况下,冰角后会形成较大的背风区,引起机翼上表面气流的分离. 在上撞击极限附近本文结果偏大,下撞击极限处 LEWICE3D 的结果偏小. 总体来说预测结果在上下结冰极限附近与实验数据有偏差,但总体趋势是一致的,捕捉到了

明冰形成过程中冰角的大体生长趋势. 图 7 给出了后掠翼中截面水滴收集率曲线,随着攻角变大,在气流作用下,水滴撞击区域向机翼下翼面偏移,在曲线图上表现为最大水滴收集率位置向左平移. 可以看出,攻角变化对最大水滴收集率和撞击极限都有影响,攻角变大,最大水滴收集率减小,减小幅度为 5.53%. 最大水滴收集率和攻角、翼型本身特性、机翼表面形状(如有无后掠角)、水滴等效直径等因素有密切关系^[18].

图 8 给出了积冰后翼梢处计算的三维冰形图. 图 9 给出了在后掠翼流场计算过程中,平均残差随时间推进的变化历程,计算过程具有良好的收敛性,对于空气相迭代至 580 步时已基本收敛,水滴相迭代至 420 步时已基本收敛.

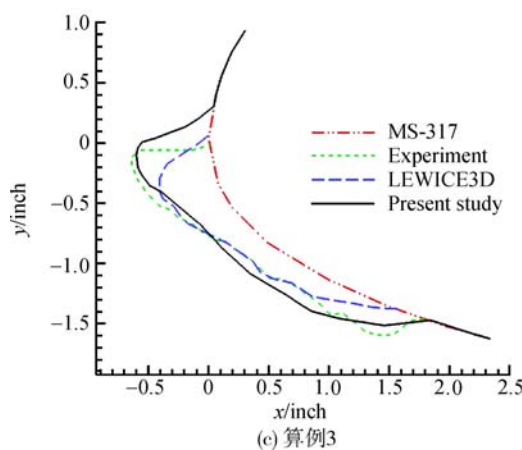
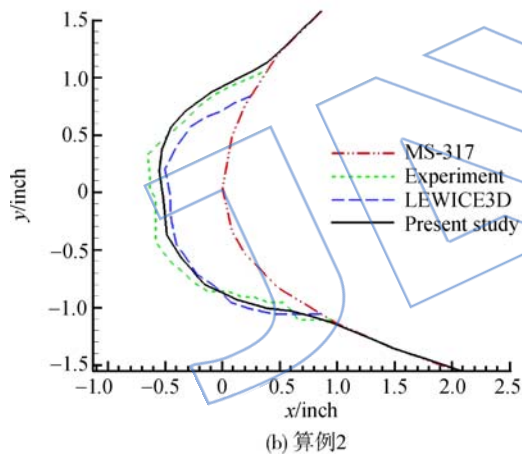
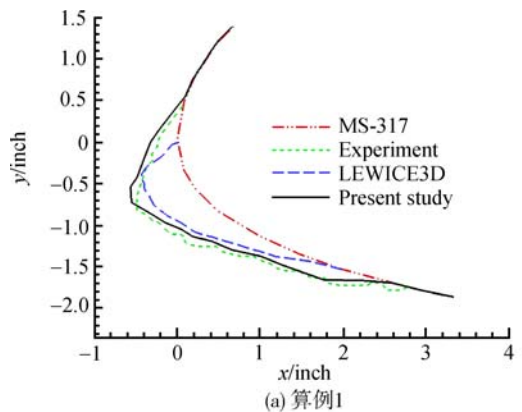


图 6 中截面冰形对比^[14]

Fig. 6 Ice shape comparison of middle cross section^[14]

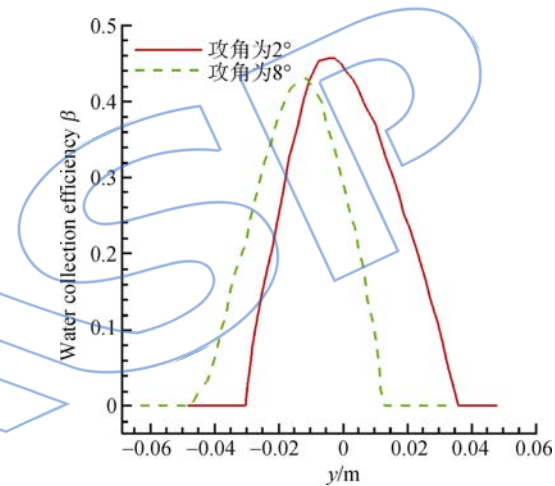
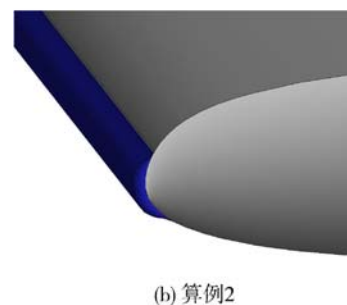
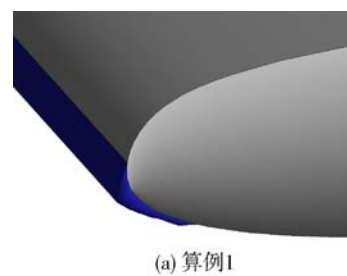
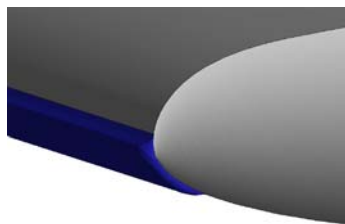


图 7 后掠翼中截面水滴收集率

Fig. 7 Water collection of middle cross section





(c) 算例3

图8 计算的三维冰形

Fig. 8 Predicted 3-D ice shape

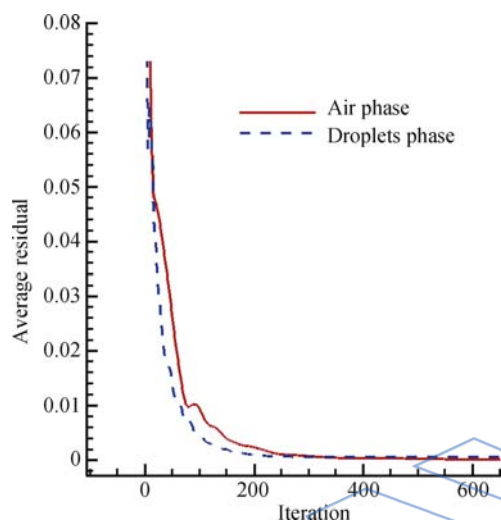


图9 流场平均残差

Fig. 9 Average residual of flow field

5.2 三段翼积冰模拟

为了验证本文三维积冰数值模拟的能力以及积冰模型求解的可行性,对某平直三段翼进行了积冰模拟,平直三段翼的计算参数在表2中,4°攻角和13°攻角,图10为平直三段翼中间剖面的计算网格。

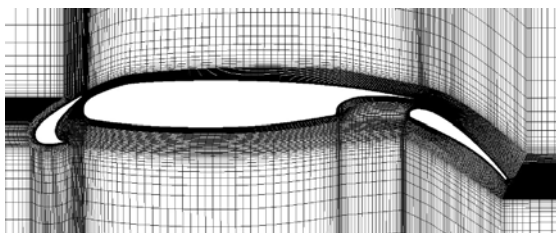


图10 三段翼计算网格

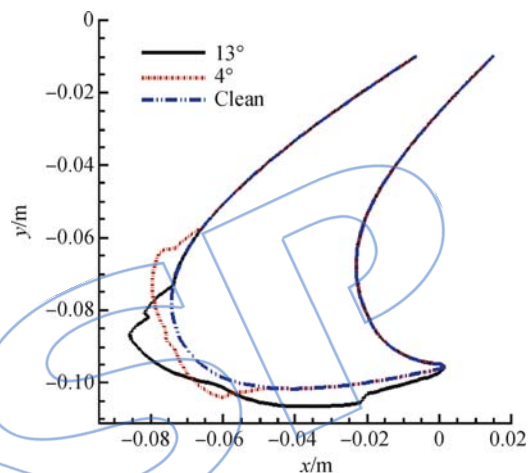
Fig. 10 Calculational mesh of three-element airfoil

图11为两种攻角下(13°和4°)计算的三段翼各翼面的冰形(clean表示无积冰状态),由图11(a)可知,攻角变大,缝翼前缘的积冰区域下移,水滴收集率变大(图12),以缝翼为例,增大的幅度

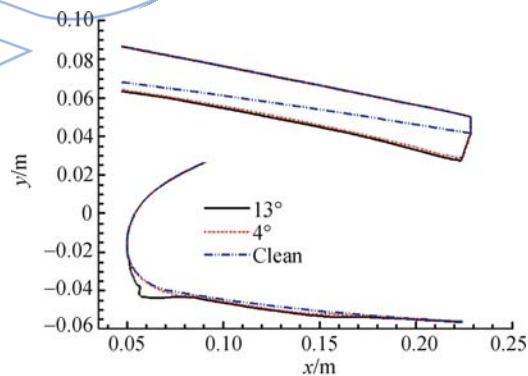
表2 三段翼计算参数

Table 2 Calculational parameters of three-element airfoil

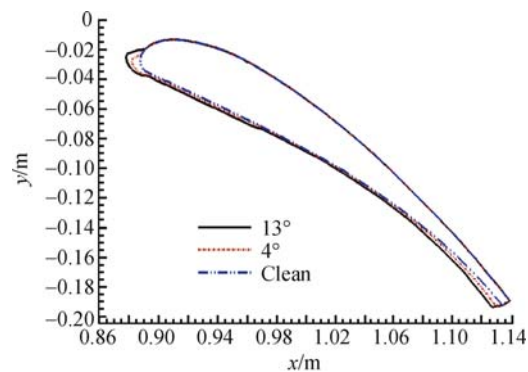
参数	数值
积冰时间 t_{ice}/s	360
环境温度 $t_{env}/^{\circ}C$	-4.4
水滴等效直径 $D_{mvd}/\mu m$	20
自由来流速度 $u_{\infty}/(m/s)$	68
液态水含量 $C_{lwc}/(g/m^3)$	1
自由来流压力 p_{∞}/kPa	101.3



(a) 缝翼冰形



(b) 主翼冰形



(c) 襟翼冰形

图11 计算的三段翼各翼面冰形

Fig. 11 Predicted ice shape of three-element airfoil

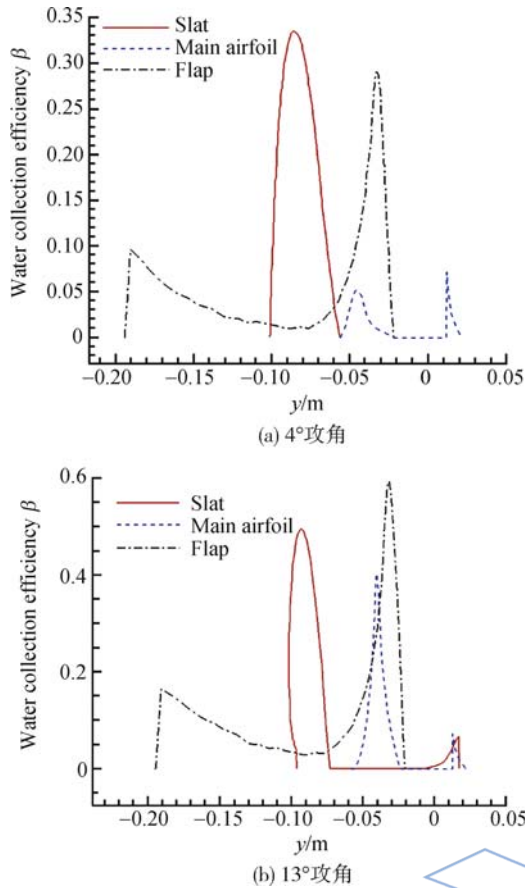


图 12 三段翼各翼面水滴收集率

Fig. 12 Water collection efficiency of three-element airfoil

达到 32.32%，所以相同时间内积冰体积变大. 对于此三段翼，水滴收集率随攻角的增大而增大，主要原因是由于撞击区域内水滴法向速度增大. 4° 攻角时，缝翼缝道射流能量不足以带动水滴撞击到背风面后缘，所以此时背风面后缘没有积冰. 13° 攻角时缝翼背风面分离区比 4° 攻角的要小，缝翼缝道射流能量变大，足以带动水滴撞击到背风面后缘，所以 13° 攻角时，在缝翼背风面有积冰，如图 11(a)所示. 从图 11(b)可以看出，两种攻角下，主翼后缘都有积冰生成，和缝翼情况类似，这是襟翼缝道的射流带动水滴撞击所致. 随着攻角增大，主翼前缘和后缘的积冰体积变大，尤其对于前缘，攻角变大使得积冰外形更不规则. 从图 11(c)可以看出，整个襟翼的下翼面和上翼面的前缘都在水滴的撞击区域之内，最大水滴收集率在下表面前缘附近(见图 12)，所以在襟翼前缘形成了尖锐的冰角，下翼面中部收集率最低，所以冰层最薄. 从图 13 可以清晰地看到缝翼下翼面的驻涡以及流动在主翼和襟翼间的缝道加速的情况. 图 14 为三段翼表面水滴收集率云图，从缝翼后缘的放大图可以看出， 4° 攻角时缝翼后缘水滴收集率为

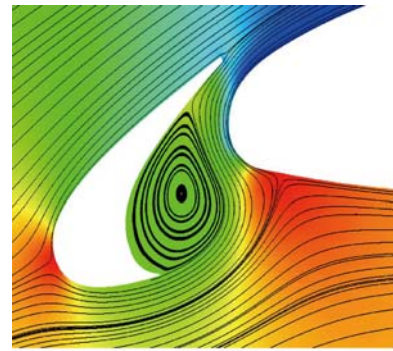
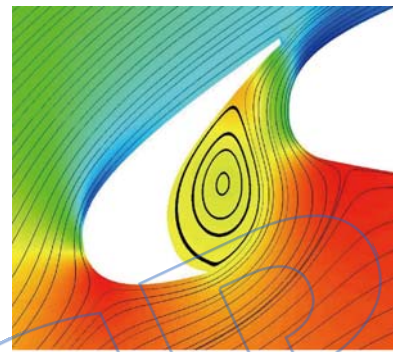
(a) 4° 攻角(b) 13° 攻角

图 13 缝翼流线对比

Fig. 13 Comparison of streamlines around slat

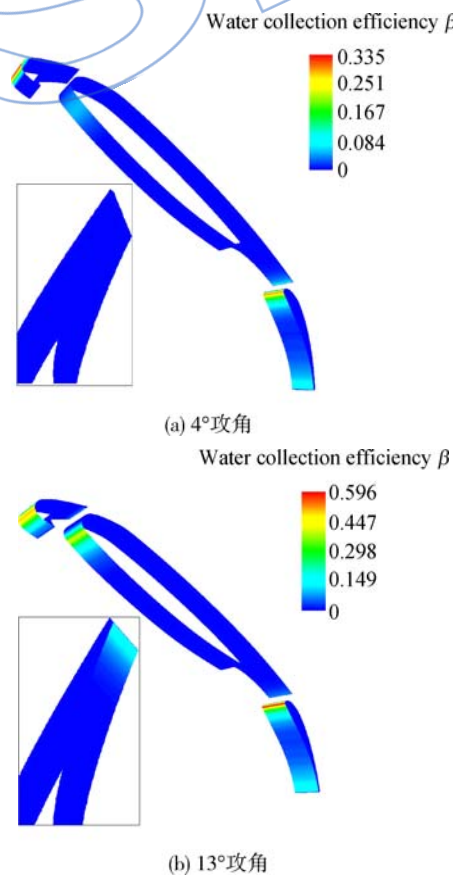


图 14 三段翼表面水滴收集率云图

Fig. 14 Contours of water collection efficiency of three-element airfoil surface

0,而 13° 攻角时有水滴撞击到后缘,水滴收集率不为0,这就更直观地阐明了 4° 攻角时缝翼后缘没有积冰,而 13° 攻角时缝翼后缘有积冰的原因。

6 结 论

采用分区算法,利用欧拉两相流法对三维空间过冷水滴运动轨迹进行计算,并由水滴流场的计算结果得到积冰表面的水滴收集率,通过对MS-317后掠翼和某三段翼的积冰研究,得到以下结论:

1) 本文所提出的分区求解两相流方法,具有良好的收敛性和准确性,可对复杂外形的积冰表面(比如增升装置)进行比较准确的数值模拟。

2) 增升装置在大攻角情况下,缝翼缝道射流能量增大,从而带动水滴撞击到缝翼后缘,形成积冰。

3) 本文所采用的考虑三维溢流效应的三维积冰计算模型,采用迭代计算的思想,避免了在积冰表面建立流线网格,结果显示,该模型具有很好的稳定性。

4) 本文MS-317后掠翼的计算结果和实验结果符合较好,证明本文的三维积冰程序和积冰模型的求解是可行、有效的。

参考文献:

- [1] 陈维健,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):1010-1017.
CHEN Weijian, ZHANG Dalin. Numerical simulation of ice accretion on airfoils[J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20(6): 1010-1017. (in Chinese)
- [2] 蒋胜距,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)
- [3] 张强,曹义华,钟国.飞机机翼表面霜冰的三维数值模拟[J].航空动力学报,2010,25(6):1303-1309.
ZHANG Qiang, CAO Yihua, ZHONG Guo. Three-dimensional numerical simulation of rime ice accretions on an aircraft wing[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(6): 1303-1309. (in Chinese)
- [4] Potapczuk M G, Bidwell C S. Numerical simulation of ice growth on a MS-317 swept wing geometry[R]. NASA TM-103705, 1991.
- [5] Bourgault Y, Beaugendre H, Habashi W G. Development of a shallow water icing model in fensap-ice[J]. Journal of Aircraft, 2000, 37(4): 640-646.
- [6] Beaugendre H, Morency F, Habashi W G. Fensap-ice: roughness effects on ice shape prediction[R]. AIAA-2003-1222, 2003.
- [7] Hedde T, Guffond D. ONERA three-dimensional icing model[J]. AIAA Journal, 1995, 33(6): 1038-1044.
- [8] Mingione G, Brandi V, Esposito B. Ice accretion prediction on multi-element airfoils[R]. AIAA 97-0177, 1997.
- [9] Guy F, Ilincă A, Laforte J L, et al. Prediction of 2d airfoil ice accretion by bisection method and by rivulets beads modeling[R]. AIAA-2003-1076, 2003.
- [10] Guy F, Laforte J L, Beisswenger A. Prediction of ice shapes on NACA0012 airfoil[R]. AIAA-2003-2154, 2003.
- [11] 常士楠,苏心明,邱义芬.三维机翼结冰模拟[J].航空学报,2011,32(2):212-222.
CHANG Shinan, SU Xinming, QIU Yifen. Ice accretion simulation on three dimensional wings[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2011, 32(2): 212-222. (in Chinese)
- [12] 易贤,桂业伟,朱国林.飞机三维结冰模型及其数值求解方法[J].航空学报,2010,31(11):2152-2158.
YI Xian, GUI Yewei, ZHU Guolin. Numerical method of a three-dimensional ice accretion model of aircraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2010, 31(11): 2152-2158. (in Chinese)
- [13] 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)
- [14] Potapczuk M G, Bidwell C S. Numerical simulation of ice growth on a MS-317 swept wing geometry[R]. AIAA 91-263, 1991.
- [15] 苏伟.基于CFD技术和代理模型的气动外形优化设计方法研究[D].西安:西北工业大学,2007.
SU Wei. Aerodynamic optimization design based on computational fluid dynamics and surrogate model[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2007. (in Chinese)
- [16] 张强,高正红,傅林.非结构网格在翼型积冰数值模拟中的应用[J].航空动力学报,2011,26(5):977-983.
ZHANG Qiang, GAO Zhenghong, FU Lin. Application of unstructured grids in numerically simulating ice accretions on airfoils[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(5): 977-983. (in Chinese)
- [17] 陈海昕.复杂外形绕流Euler/N-S方程数值分析[D].西安:西北工业大学,1999.
CHEN Haixin. Numerical analysis for complex configurations solving Euler/N-S equations[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 1999. (in Chinese)
- [18] Bidwell C S. Icing characteristic of a natural-laminar flow, a medium-speed, and a swept, medium-speed airfoil[R]. NASA TM-103693, 1991.