

三维翼面结冰过程及其影响数值研究

鲁 天¹, 桑为民¹, 刘晓宇¹, 郝 超²

(1. 西北工业大学 航空学院, 西安 710072;

2. 中国飞行试验研究院 飞机所, 西安 710089)

摘 要: 为得到三维机翼及翼身尾构型在结冰条件大气中的结冰过程和影响, 采用结构化网格对 M6 机翼和翼身尾构型结冰过程进行数值模拟, 对飞机结冰过程的数值模拟采用欧拉两相流法求解水滴撞击特性, 基于 Messinger 热力学模型模拟冰形增长过程, 对其水滴撞击特性、结冰形状及结冰后对气动特性影响进行研究。分析结果可得: 机翼展向, 随着弦长变小, 结冰量逐渐增多, 尤其对大展弦比机翼更为明显。同时机身前端迎风面也是比较容易积冰的区域。

关 键 词: 飞机结冰; N-S 方程; 水滴撞击特性; 两相流法; 气动特性

中图分类号: V211.3

文献标志码: A

Numerical simulation of icing accretion and influence on three-dimensional wing configuration

LU Tian¹, SANG Wei-min¹, LIU Xiao-yu¹, XI Chao²

(1. School of Aeronautics,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

2. Institute of Aircraft, Chinese Flight Test Establishment, Xi'an 710089, China)

Abstract: The structured grid was used to numerically simulate the icing accretion of M6 wing and wing-body-tail configuration to get the icing process and influence under icing weather conditions. Euler two-phase flow methods was used to solve droplets impingement characteristics for the simulation of icing process. Thermodynamic model of icing growth was based on the Messinger model. Then, it was researched that the droplet impingement, shape of the iced wing and the influence on aerodynamic characteristics. The result showed the mass of icing increased with the spanwise chord reduction, especially for high-aspect-ratio wing. Moreover, the front of fuselage was also vulnerable to serious icing.

Key words: aircraft icing; N-S equation; droplet impingement; two-phase flow method; aerodynamic characteristics

随着航空技术的飞速发展, 飞机所处的飞行环境越来越复杂。当飞机在满足结冰条件的大气环境中飞行时, 在机翼、尾翼、空速管等突出部件的迎风面上容易发生结冰情况。结冰会导致飞机的气动外形发生变化, 使飞机的阻力增加, 升力下降, 临界攻角变小, 对其操纵性和稳定性造成很大的影响^[1]。

使用拉格朗日法数值模拟结冰的研究开始的比较早, 但其有计算工作量太大的缺点。针对这个问题, 张大林、周志宏等^[2-3]采用了空气-水滴两相流场的欧拉法进行水滴撞击特性研究。易贤、张大林、常士楠等^[4-6]分别采用拉格朗日法和欧拉法进行了三维机翼结冰数值模拟。同时翼型结冰计算软件也有了较大的发展, 现今较为常用的如美国

收稿日期: 2013-04-08

基金项目: 国家自然科学基金(11072201); 航空科学基金(2011ZA53006)

作者简介: 鲁天(1989—), 男, 陕西汉中, 硕士生, 主要研究方向为飞机结冰数值计算。

的 LEWICE, 法国的 ONERA 和加拿大的 FEN-SAP-ICE^[7]. 其中前两种软件主要基于拉格朗日粒子追踪技术来计算水滴撞击特性, 而最后一种软件基于水滴流场的欧拉两相流动来获得水滴撞击特性.

本文采用结构化网格对 M6 机翼进行结冰预测, 对比了沿展向不同截面处水滴分布及结冰形状, 并对结冰后空气流场进行了重新计算, 对比不同截面处气动特性的变化. 同时计算了某翼身尾构型结冰过程, 分析其水滴撞击特性和结冰位置, 并对机翼和尾翼等主要结冰部位不同截面冰形分布进行研究.

1 冰型生成数值方法

1.1 网格生成

网格是流场计算的基础. 本文结冰模拟中用网格生成软件 ICEM 进行网格生成, 采用结构化网格进行结冰模拟. 在机翼前缘等主要的结冰部分进行网格加密处理.

1.2 空气流场求解

本文计算中先求解空气流场, 然后求解水滴方程, 也就是说, 考虑空气对水滴的作用, 但不考虑水滴对空气的作用. 同时要确保空气流场参考条件, 如参考雷诺数和马赫数, 和相应的水滴流场一致.

飞行结冰问题的整个分析过程一般都是以干净几何外形空气流场的求解开始, 以为评估结冰导致的性能恶化程度的一系列空气流场求解结束. 由于使用可压缩的 Navier-Stokes (N-S) 方程求解可以更好地模拟黏性效应对性能的影响, 因此本文流场计算基于有限元法的 N-S 方程求解器, 采用质量守恒、动量守恒和能量守恒偏微分方程, 求解定常湍流流动. 湍流模型采用 Spalart-Allmaras (S-A) 模型^[8], S-A 湍流模型为一方程模型, 基于修正涡黏度 ν_e 的输运, 其中有效涡黏度 ν_t 为

$$\nu_t = \nu_e f_{v1} \quad (1)$$

ν_e 由输运方程确定.

$$\begin{aligned} \frac{\partial \nu_e}{\partial t} + u_j \frac{\partial \nu_e}{\partial x_j} = c_{b1} \tilde{S} \nu_e - c_{w1} f_w \frac{1}{Re_\infty} \left[\frac{\nu_e}{d} \right]^2 + \\ \frac{1}{\sigma Re_\infty} \frac{\partial}{\partial x_k} \left[(\nu + \nu_e) \frac{\partial \nu_e}{\partial x_k} + \frac{\partial \nu_e}{\partial x_k} \frac{\partial \nu_e}{\partial x_k} \right] \end{aligned} \quad (2)$$

式中下标 k 表示垂直的方向数值.

1.3 水滴流场求解

虽然拉格朗日粒子追踪技术依然广泛地用来

进行水滴撞击的计算, 但因为本文使用 N-S 方程求解流场, 所以可以直接使用空气流场计算网格和计算结果, 用欧拉两相流法对水滴撞击特性进行分析.

使用欧拉方法对水滴轨迹进行求解, 主要是为了求解水滴体积分数 φ 和水滴速度流场 $\mathbf{u}$. 对于在时间 t 时绕空间内一个特定的位置 x 的一个很小的流体微元, 变量 $\varphi(x, t)$ 和 $\mathbf{u}(x, t)$ 分别是流体微元内水滴所占的体积与总体积的比值的平均值和微元内水滴速度的平均值. 只要流体微元包含足够的水滴, 水滴相态的连续性假设仍然成立. 一般认为对于平均水滴体积分数波动小于 1% 时水滴数目为 10^4 ^[9]. 对于典型的结冰条件, 例如, 水滴平均当量直径 (MVD) 等于 $20 \mu\text{m}$ 和液态水质量浓度 (ρ_w) 等于 1 g/m^3 时, 流体微元波动 1% 的长度应该是 1 cm 量级.

为了得到水滴体积分数 $\varphi(x, t)$ 和水滴速度 $\mathbf{u}(x, t)$ 的平均值, 需要求解下面与水滴相关的连续方程和动量方程^[10]

$$\frac{\partial \varphi}{\partial t} + \nabla \cdot (\varphi \mathbf{u}) = 0 \quad (3)$$

$$\frac{\partial \mathbf{u}}{\partial t} + \mathbf{u} \cdot \nabla \mathbf{u} = \frac{C_d Re_d}{24K} (\mathbf{u}_a - \mathbf{u}) + \left(1 - \frac{\rho_a}{\rho} \right) \frac{1}{Fr^2} \mathbf{g} \quad (4)$$

其中 $\varphi(x, t)$ 和 $\mathbf{u}(x, t)$ 都是无量纲量; $\mathbf{u}_a$ 是无量纲空气速度, 由 1.2 节中的 N-S 方程求解得到; ρ 为水的密度; ρ_a 为空气密度; d 为水滴直径; $\mathbf{g}$ 为重力加速度.

其中, 水滴雷诺数为

$$Re_d = \frac{\rho_a d U_\infty \|\mathbf{u}_a - \mathbf{u}\|}{\mu} \quad (5)$$

惯性参数

$$K = \frac{\rho_l d^2 U_\infty}{18 L_\infty \mu_a} \quad (6)$$

当地弗劳德数

$$Fr = \frac{U_\infty}{\sqrt{L_\infty g}} \quad (7)$$

式中 U_∞ 是无限远处空气速度, L_∞ 是特征长度, 一般为翼型弦长, μ_a 为空气动力黏度.

不同的微粒类型对应不同的阻力修正. 本文计算中阻力系数基于绕球形水滴流场的经验修正公式^[11]

$$C_d = \left[\frac{24}{Re_d} \right] (1 + 0.15 Re_d^{0.687}) \quad Re_d \leq 1300$$

$$C_d = 0.4 \quad Re_d > 1300 \quad (8)$$

为求解控制方程可将其进行空间离散,假设区域 Ω 分为三角形,连续分段线性元空间 V_h ,在 $\varphi^n \in V_h$ 上的体积分数和 t^n 时刻的水滴速度 $\mathbf{u}^n \in V_h^2$ 是下方方程的解

$$\int_{\Omega} \left[\frac{\varphi^n - \varphi^{n-1}}{k} + \nabla \cdot (\varphi^n \mathbf{u}^n) \right] \varphi dx + a_a(\varphi^n, \varphi) = 0 \quad (9)$$

$$\int_{\Omega} \left(\frac{\mathbf{u}^n - \mathbf{u}^{n-1}}{k} + \mathbf{u} \cdot \nabla \mathbf{u}^n \right) \cdot \phi dx + a_u(\mathbf{u}^n, \phi) = \int_{\Omega} \mathbf{f} \cdot \phi dx \quad (10)$$

式中 $\mathbf{f}$ 代表作用在水滴上的阻力和重力, k 是求解定常和非定常解的实际时间步长. 方程中的 $a_a(\cdot, \cdot)$ 和 $a_u(\cdot, \cdot)$ 是为了增加计算稳定性,防止水滴解发生振荡而加入. 具体可以是经典人工黏性或者流线迎风项(SUPG)^[12]. 其具体形式为

$$a_a(\alpha, \gamma) = c_a \sum_K \int_K \left[\frac{\varphi^n - \varphi^{n-1}}{k} + \nabla \cdot (\varphi^n \mathbf{u}^n) \right] \tau_K (\mathbf{u}^n \cdot \nabla) \varphi dx \quad (11)$$

$$a_u(\mathbf{u}, \phi) = c_u \sum_K \int_K \left(\frac{\mathbf{u}^n - \mathbf{u}^{n-1}}{k} + \mathbf{u}^n \cdot \nabla \mathbf{u}^n - \mathbf{f} \right) \cdot \tau_K (\mathbf{u}^n \cdot \nabla) \phi dx \quad (12)$$

其中 $\tau_K = h_K / \sqrt{1 + |\mathbf{u}|^2}$, h_K 是微元 K 中最小的值, c_a 和 c_u 在计算时给定.

在得到流场液态水含量分布结果后可以由式(13)得到水滴收集系数.

$$\beta = \varphi \mathbf{u} \cdot \mathbf{n} \quad (13)$$

物体表面的水通量 m_w 可以写为

$$m_w = \rho_{lw} U_{\infty} \beta \quad (14)$$

1.4 冰型生成

本文结冰计算的物理模型实质上是求解经典 Messinger 模型方程组^[13]. 在三维情况下的液态水溢流相比二维时多了物面展向的溢流,所以溢流水方向与物面网格方向可能不一致. 这会导致网格之间溢流水计算产生问题而影响对冰型的模拟. 对此我们可以假设表面流线方向代表水流溢流方向,沿物面流线方向建立一套新的溢流网格. 在新溢流网格中进行结冰模拟. 则每个单元只有与溢流方向垂直的面有液态水通过,这样就简化成了与二维结冰相同的情况,使计算方程封闭,计算过程简化. 具体方法可见参考文献[14].

明冰计算模型求解两个控制方程来计算结冰. 计算模型为霜冰时,由于温度非常低,所有水滴撞击后立即结冰,没有溢流现象,从而问题得到

简化,没有要求解能量方程,壁面温度将保持参考温度,只要求解质量方程即可.

2 计算结果与算例分析

2.1 计算网格

对 M6 机翼,如图 1 采用结构化网格进行结冰模拟;网格数约为 33 万,在机翼前缘等主要的结冰部位进行网格加密处理. 翼身尾构型计算网格如图 2 所示,计算中采用半模,在机头、机翼前缘和尾翼前缘等容易结冰的地方进行网格局部加密.

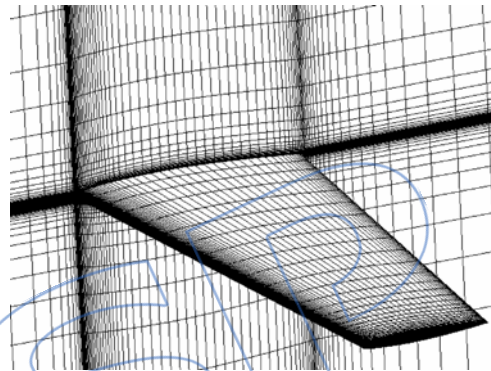


图 1 M6 机翼计算网格
Fig. 1 Calculated grid for M6 wing

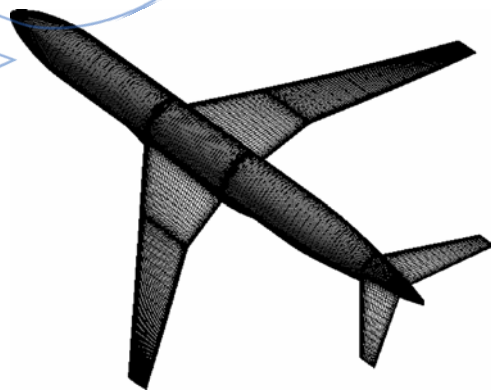


图 2 翼身尾构型表面网格
Fig. 2 Surface grid for wing-body-tail configuration

2.2 M6 机翼结冰计算结果分析

本文对 M6 机翼进行水滴撞击特性及结冰数值模拟,结冰计算条件如表 1 所示.

表 1 结冰计算条件

Table 1 Icing calculated conditions

结冰条件	M6 机翼	翼身尾构型
结冰时间/s	360	360
迎角/(°)	6	0
结冰温度/°C	-10	-24

续表

结冰条件	M6 机翼	翼身尾构型
来流速度/(m/s)	50	60
大气压强/Pa	92 510	47 217.45
$\rho_{lw}/(\text{g}/\text{m}^3)$	1	1
平均水滴直径/ μm	20	20

选取 M6 机翼由内向外 20%, 60% 和 90% 截面, 分别命名为 Section A, Section B 和 Section C. Section A, Section B 和 Section C 3 个截面液态水的质量浓度分布如图 3 所示, 水滴局部收集系数对比如图 4 所示. 从图 4 中可以看出水滴主要分布在机翼前缘; 图 5 表明, 从翼根到翼梢, 随弦长逐渐变小 (Section A $\rightarrow$ Section C), 机翼前缘水滴局部收集系数增大, 即水滴的收集能力变大.

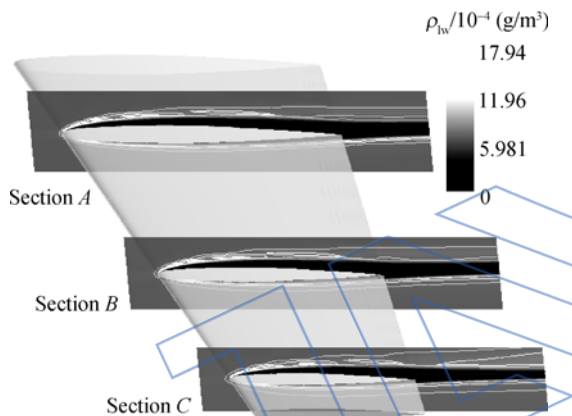


图3 M6 机翼截面位置及液态水的质量浓度分布
Fig. 3 Position of wing cross-section and liquid water content for M6 wing

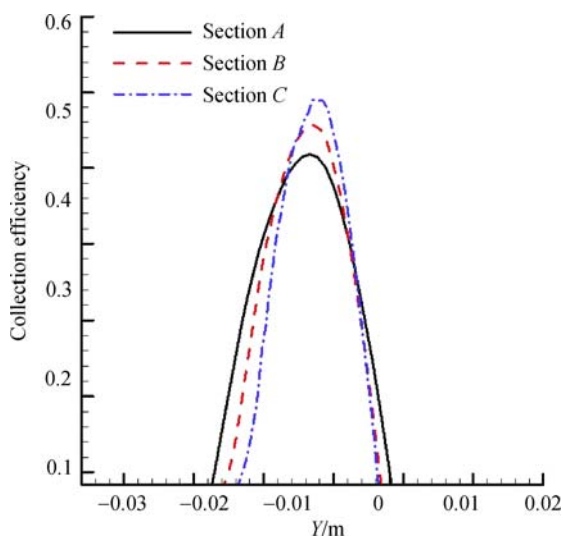


图4 3 个截面局部收集系数对比
Fig. 4 Comparison of collection efficiency for three sections of M6 wing

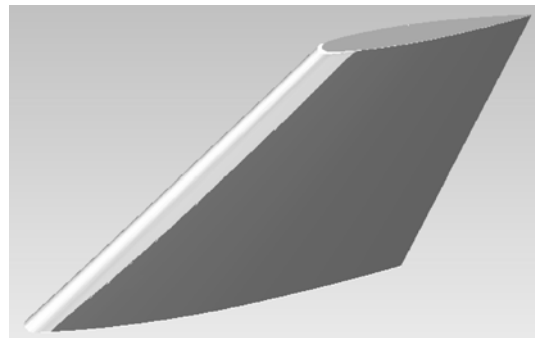


图5 M6 机翼结冰形状
Fig. 5 Icing shape for M6 wing

图 6 为不同展长截面处结冰后与结冰前压力分布对比图. 在不同截面处上表面压力系数均出现不同程度的增大, 在下表面压力系数都减小, 且随着弦长变小, 压力系数变化趋势越加明显. 且结冰后机翼前缘压力梯度变大, 出现压力震荡, 气动特性恶化.

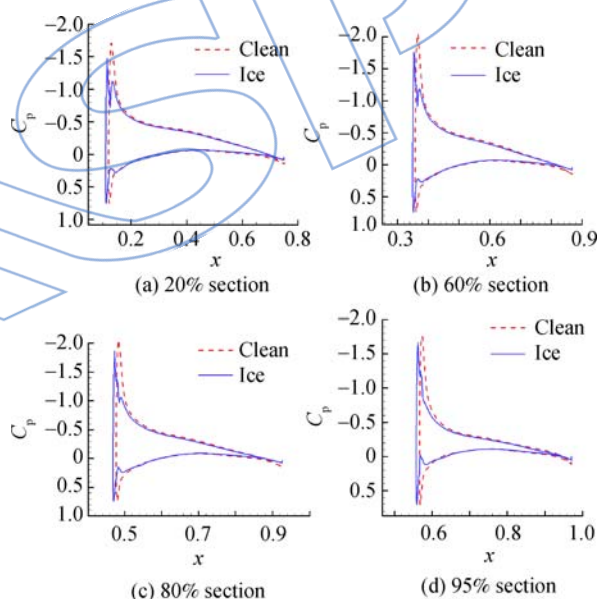


图6 翼面结冰前后压力分布对比图
Fig. 6 Comparison of pressure distribution between clean and icing for M6 wing

2.3 翼身尾构型结冰形状分析

分别取机翼 20%, 60% 和 90% 截面, 命名为 Section A₁, Section B₁ 和 Section C₁, 取尾翼 60%, 80% 和 95% 截面, 命名为 Section A₂, Section B₂ 和 Section C₂, 其截面位置及液态水的质量浓度分布分别如图 7 和图 8 所示. 可以看出: 在远离翼面处液态水的质量浓度变化不大, 与远场液态水的质量浓度接近; 而在物面附近液态水的质量浓度变化较大. 撞击在物面的水滴主要为物

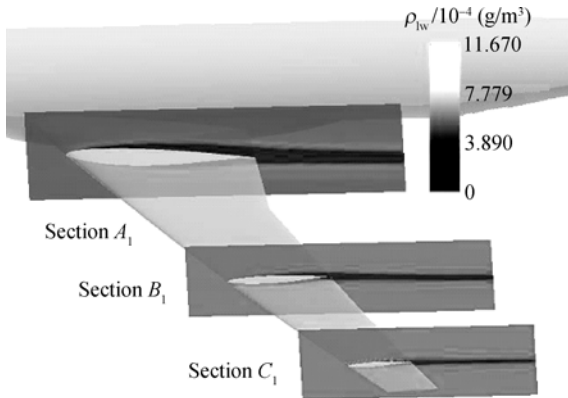


图7 机翼截面位置及液态水的质量浓度

Fig. 7 Position of wing cross-section and liquid water content

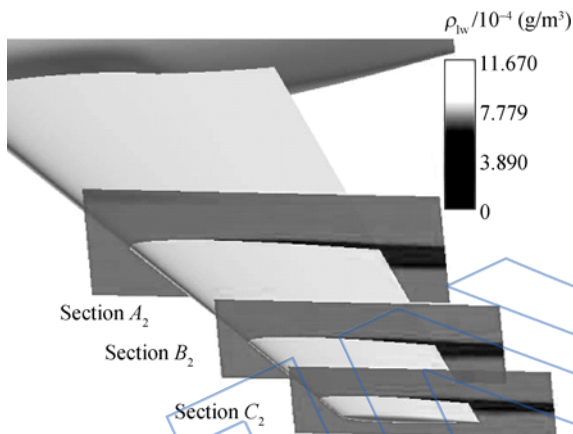


图8 尾翼截面位置及液态水的质量浓度

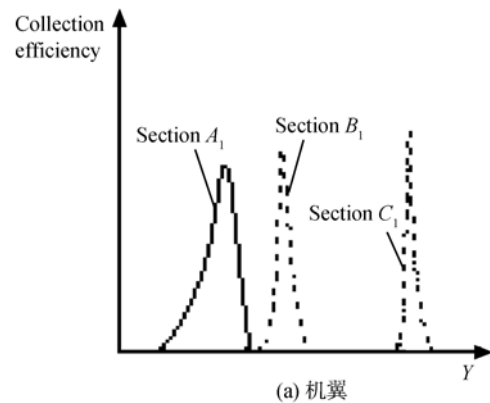
Fig. 8 Position of tail cross-section and liquid water content

面附近的液态水,机翼正后很长一段距离内液态水几乎为零,而机翼在上下各一段距离内出现液态水含量最大值。

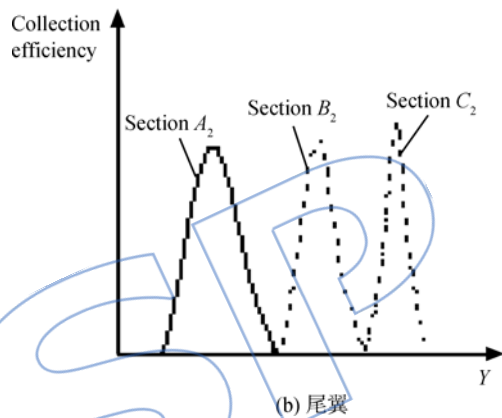
分别取机翼和尾翼3个截面处收集系数进行对比,如图9所示,可以看出沿展向,从翼根到翼梢,随着弦长变小,水滴收集系数变大,与单独三维M6机翼表现出类似效果。

根据机头部位的收集系数图10所示,除了在机头尖端收集系数较大外,水滴撞击范围已经扩大到了驾驶舱所在的位置。意味着会有水滴直接与玻璃罩产生碰撞,这将极易在玻璃罩上产生积冰。

对三维外形的结冰模拟验证了本文结冰计算方法对翼身尾构型的模拟能力,结冰外形如图11所示。由图中可以看出,结冰区域主要在机头、机翼前缘和尾翼前缘,在机身正下方靠近机翼前缘部分有少量结冰,这是因为该处整流罩设计突出的缘故。



(a) 机翼



(b) 尾翼

图9 3个截面局部收集系数对比

Fig. 9 Comparison of collection efficiency for three cross-sections

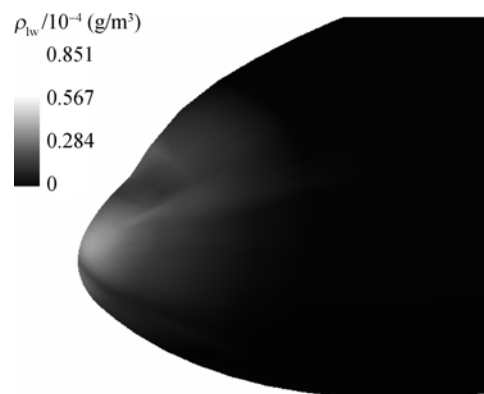


图10 机头收集系数

Fig. 10 Collection efficiency for nose

与水滴撞击特性相对应,在图9收集系数大的部分,图11结冰量比较多,可见水滴收集系数是影响结冰量的一个主要影响因素。

图12和图13分别是与图7和图8相对应截面位置的结冰冰形图。机翼沿展向向外,结冰量和结冰区域逐渐增大,对气动外形的影响变大。

由此可以推断,采用防/除冰措施时,应优先

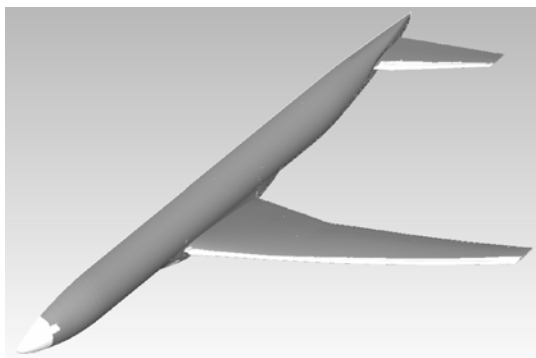


图 11 翼身尾构型结冰形状

Fig. 11 Icing shape for wing-body-tail configuration

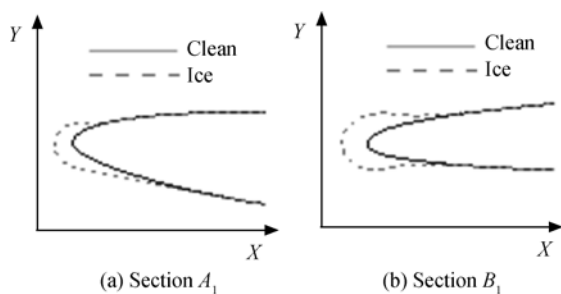
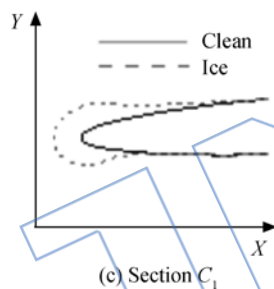
(a) Section A_1 (b) Section B_1 (c) Section C_1

图 12 机翼 3 个截面冰形图

Fig. 12 Icing shape for three sections of wing

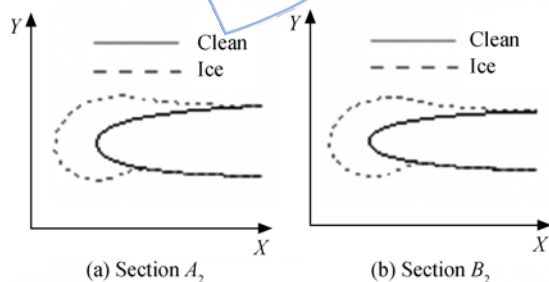
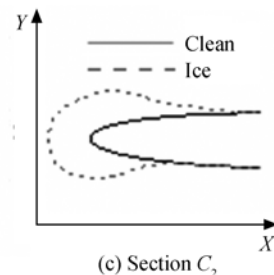
(a) Section A_2 (b) Section B_2 (c) Section C_2

图 13 尾翼 3 个截面冰形图

Fig. 13 Icing shape for three sections of tail

考虑与翼稍接近的翼段. 例如, 早期的波音 707 型号飞机上翼根处采取防冰, 在较新的波音 707 上则取消了翼根热气防冰^[15]. 这也验证了本文三维模型和计算方法的可行性.

尾翼结冰形状随着弦长的变小 (Section A $\rightarrow$ Section C) 结冰量也逐渐增大, 不过没有机翼变化明显. 这是因为尾翼展长较小, 水滴收集系数变化不大.

3 结 论

1) 对 M6 机翼结冰的数值模拟结果表明: 水滴撞击位置主要分布在机翼前缘. 机翼翼面结冰的冰形, 随着机翼沿展向从内向外, 水滴撞击范围逐渐增大, 结冰量逐渐增多. 尤其对大展弦比机翼, 此类情况更为明显. 结冰后机翼前缘压力变化较大出现压力震荡, 导致气动特性恶化.

2) 对翼身尾构型结冰分析表明: 由于机翼与机身的干扰效应影响, 在翼根处结冰量会有一些减少, 所以机翼外侧部位是整个防/除冰的重点. 同时, 机头等易结冰部位也需要受到重视, 因为机头驾驶舱玻璃罩上结冰后会严重影响驾驶员视野, 对飞机的飞行安全造成威胁.

参考文献:

- [1] 王治国, 杨军, 娄德仓. 结冰对翼型流场影响的研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2010, 23(1): 31-36.
WANG Zhiguo, YANG Jun, LOU Decang. Study of icing effect on airfoil flow-field[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2010, 23(1): 31-36. (in Chinese)
- [2] 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)
- [3] 周志宏, 李凤蔚, 李广宁. 基于两相流欧拉方法的翼型结冰数值模拟[J]. 西北工业大学学报, 2010, 28(1): 138-142.
ZHOU Zhihong, LI Fengwei, LI Guangning. Applying Eulerian droplet impingement model to numerically simulating ice accretion but with some improvements[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2010, 28(1): 138-142. (in Chinese)
- [4] 易贤, 朱国林, 王开春, 等. 翼型积冰的数值模拟研究[J]. 空气动力学, 2002, 20(4): 428-433.
YI Xian, ZHU Guolin, WANG Kaichun, et al. Numerically simulating of ice accretion on airfoil[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2002, 20(4): 428-433. (in Chinese)
- [5] 张大林, 陈维建. 飞机机翼表面霜状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)
- [6] 常士楠, 苏新明, 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)
- [7] Beaugendre H, Morency F, Habashi W G. Development of a second generation in-flight icing simulation code[J]. *Journal of Fluids Engineering*, 2006, 128(2): 378-387.
- [8] Spalart Ph R, Allmaras S R. A one-equation turbulence model for aerodynamic flows[R]. AIAA 92-0439, 1992.
- [9] Bourgault Y, Habashi W G, Dompierre J, et al. A finite element method study of Eulerian droplets impingement models[J]. *International Journal for Numerical Methods in Fluids*, 1999, 29(4): 429-449.
- [10] Iuliano E, Mingione G, Petrosino F, et al. Eulerian modeling of large droplet physics toward realistic aircraft icing simulation[J]. *Journal of Aircraft*, 2011, 48(5): 1621-1632.
- [11] Clift R, Grace J R, Weber M E. Bubbles, drops, and particles[M]. New York: Academic Press, 1978.
- [12] Thomas J R H, Michel M. A new finite element formulation for computational fluid dynamics: III the generalized streamline operator for multi-dimensional advective-diffusive systems[J]. *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, 1986, 58(3): 305-328.
- [13] 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.
- [14] 周志宏. 复杂流场 NS 方程及飞机结冰数值模拟[D]. 西安: 西北工业大学, 2011.
- ZHOU Zhihong. Numerical simulation of NS equations complex flow field and aircraft icing[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2011. (in Chinese)
- [15] 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.