

文章编号: 1000-8055(2005) 03-0472-05

瘤状冰结冰过程的数值模拟

陈维建, 张大林

(南京航空航天大学 航空宇航学院, 江苏 南京 210016)

摘要: 提出了一种可考虑粗糙度影响的瘤状冰结冰过程数值模拟方法。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, 对飞机机翼在不同温度下的瘤状冰结冰过程进行了数值模拟, 得到了NACA0012翼型4°攻角下结冰表面的瘤状冰冰形。通过与实验数据对比, 表明该的方法是有效的。

关键词: 航空、航天推进系统; 数值模拟; 防、除冰; 瘤状冰

中图分类号: V 231.1

文献标识码: A

Numerical Simulation of Glaze Ice Accretion Process

CHEN Wei-jian, ZHANG Da-lin

(College of Aerospace Engineering,

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

Abstract: A numerical simulation approach taking the wall roughness effect into account was presented to simulate the glaze ice accretion. Incorporating the biphasic model of air and supercooled water droplets in the Eulerian coordinate, this approach has been carried out to simulate the glaze ice accretion on the NACA0012 airfoil. The final ice shape at different temperature was obtained. The comparison with the experimental data indicates that the current approach is applicable and effective.

Key words: aerospace propulsion system; numerical simulation; anti/de-icing; glaze ice

飞机在结冰气象条件下飞行时, 机翼、发动机进气口等迎风面会发生结冰现象。机翼结冰会导致飞行阻力增大、升力下降、临界攻角减小等不利情况。而发动机及冷风道进气口结冰会使进气口面积减小, 导致引气量减小。另外, 若冰层脱落后随气流进入进气道则会损坏内部件, 导致非常严重的事故发生^[1]。

结冰过程的不同会导致不同的冰形。当空气中的过冷水滴撞击到迎风面后立即冻结, 生成的冰形比较规则, 称为霜状冰; 当撞击到迎风面的水滴只有部分冻结, 未冻结的水在气流的驱动下沿表面流动, 流动过程中逐渐冻结, 由此形成的冰形

称为瘤状冰。瘤状冰外形有较大的棱角会使机翼前缘发生气流分离, 所以瘤状冰对气动特性影响往往比霜状冰影响大^[2]。

结冰表面存在一定的粗糙度, 因此结冰数值模拟中, 应合理考虑粗糙度对流动和换热的影响。结冰表面的粗糙度非常不规则, 很难用解析方法模拟其特征。国外在数值模拟结冰过程的研究中, 往往采用等效沙粒高度^[3]来衡量粗糙度特征, 文献[4, 5]中采用Euler方程计算空气流场, 应用边界层积分的方法来考虑粗糙度对换热的影响, 文献[6]应用边界层方程计算空气流场, 在混合长度湍流模型中加入了粗糙度影响的修正, 文献[7]中

收稿日期: 2004-05-12; 修订日期: 2004-08-08

作者简介: 陈维建(1979-), 男, 山东新泰人, 南京航空航天大学航空宇航学院博士生, 主要从事计算传热学及飞机防冰系统的研

© 1994-2009 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net

在一方程模型中考虑了粗糙度的影响。

本文在处理标准 $k-\epsilon$ 湍流模型近壁区的壁面函数法中加入了粗糙度的影响, 并在文献[8] 的基础上提出了瘤状冰结冰过程的数值模拟方法, 最后对瘤状冰结冰过程进了数值模拟。

结冰过程模拟方法

1. 1 空气和水滴流场计算

采用欧拉坐标系下的空气- 过冷水滴两相流

空气:

$$\frac{\partial \rho}{\partial \tau} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho u_j) = 0 \tag{1}$$

过冷水滴:

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

动量方程:

空气:

$$\frac{\partial}{\partial \tau} (\rho u_i) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho u_j u_i) = - \frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\mu \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \right] - \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho \overline{u_j u_i}) \tag{3}$$

过冷水滴:

$$\frac{\partial}{\partial \tau} (\alpha \rho_w u_{wi}) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\alpha \rho_w u_{wj} u_{wi}) = \frac{3}{4} \alpha \frac{C_D Re_{wi}}{d^2 \mu} (u_i^+ - u_{wi}^+) + \alpha (\rho_w - \rho) g_i \tag{4}$$

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[9]。

1. 1. 2 考虑粗糙度影响的壁面函数

在采用标准 $k-\epsilon$ 两方程模型的湍流数值模拟中, 近壁区常采用壁面函数法处理, 这可以避免在近壁区设置大量的节点, 节省了计算量, 同时又能满足一定的精度要求。壁面函数法还可以嵌入一些经验的数据来处理粗糙度的影响等问题。文献[10] 在对方腔内的流动和换热的数值模拟中, 采用考虑粗糙度影响的单层壁面函数法来处理粗糙表面取得了较满意的结果。文献[3] 从试验数据得到了适用于粗糙壁面的对数壁面率, 本文将其引入到两层壁面函数法中来处理结冰表面粗糙度影响的问题。首先引入无量纲距离 y^+ 、无量纲速度 u^+ 及无量纲温度 t^+ 如下:

$$y^+ = \frac{y (c_\mu^{1/4} k^{1/2})}{\nu}, \quad u^+ = \frac{u (c_\mu^{1/4} k^{1/2})}{\tau_w / \rho} \tag{5}$$
$$t^+ = \frac{(t - t_w) (c_\mu^{1/4} k^{1/2})}{q_w / (\rho c_p)}$$

则近壁区通用壁面率的表达式为^[3]:

速度壁面率:

$$u^+ = \frac{1}{\kappa} \ln(E y^+) \tag{5}$$

温度壁面率:

控制方程^[9], 以便计算中空气和水滴的流场采用同一网格, 同时采用可以嵌入粗糙度影响的壁面函数来处理结冰表面粗糙度对流动和换热的影响。

1. 1. 1 控制方程

在空气温度较低、液态水含量和水滴有效直径小的气象条件下简化的控制方程如下:

连续方程:

控制方程:

控制方程:

控制方程:

控制方程:

控制方程:

控制方程:

控制方程:

控制方程:

控制方程:

控制方程:

控制方程:

控制方程:

控制方程:

控制方程:

控制方程:

控制方程:

控制方程:

控制方程:

控制方程:

控制方程:

控制方程:

控制方程:

控制方程:

控制方程:

控制方程:

粗糙壁的壁面率中 P_f 和 E 包含了粗糙度的影响,并且式(5)和(6)具有传统的光滑壁的壁面率相似的表达形式,因此可以方便的将它用于两层壁面函数中。实施壁面函数时需要将第一个节点设置在对数率区,将它的控制容积延伸到壁面,计算中需要对近壁第一个节点的动量方程及 k 方程的生成项和耗散项作修正。由式(5)和(6)计算壁面的切应力及热流,并把第一个控制容积的生成项及耗散项的平均值作为第一个节点 k 方程的生成项和耗散项。具体实施过程可参见文献[11]。

1.2 结冰计算模型

采用Messinger^[12]的控制容积法对结冰表面收集的水建立质量守恒和能量守恒方程。如图1、

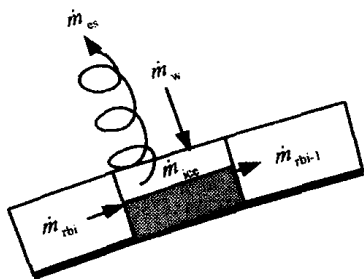


图1 控制容积质量守恒示意图

Fig. 1 Scheme of mass balance in control volume

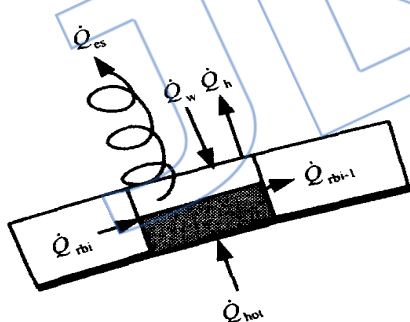


图2 控制容积能量守恒示意图

Fig. 2 Scheme of energy balance in control volume

图2所示分别为控制体中质量守恒和能量守恒示意图,可以得到如下质量守恒和能量守恒方程:

$$\dot{m}_{ice} = \dot{m}_w + \dot{m}_{rbi} - \dot{m}_{rbi-1} - \dot{m}_{es} \quad (10)$$

$$\begin{aligned} \dot{Q}_s + \dot{Q}_w + \dot{Q}_{rbi} + \dot{Q}_{hot} - \\ \dot{Q}_{rbi-1} - \dot{Q}_{es} - \dot{Q}_h = 0 \end{aligned} \quad (11)$$

其中: $\dot{m}_{rbi}$ 和 $\dot{Q}_{rbi}$ 为上游控制体中未凝结成冰的水流量及能量, $\dot{m}_{rbi-1}$ 和 $\dot{Q}_{rbi-1}$ 分别为未凝结成冰流向下游的水流量和能量; $\dot{m}_w$ 和 $\dot{Q}_w$ 为撞击带来的水滴质量流量和能量; $\dot{m}_{es}$ 和 $\dot{Q}_{es}$ 为蒸发或升华变成

水蒸汽量及能量, $\dot{m}_{ice}$ 和 $\dot{Q}_s$ 为结冰量及结冰过程中放出的潜热, $\dot{Q}_{hot}$ 为冰层间或冰层与翼面间的导热热量, $\dot{Q}_h$ 为控制体上表面的对流换热量。

瘤状冰结冰条件下,控制容积中可能只有部分水冻结,因此引入冻结系数,表示每个容积中结冰量占所收集的水的比重,其定义式为:

$$F = \dot{m}_{ice} / (\dot{m}_w + \dot{m}_{rbi})$$

代入式(10)则流出控制容积的水量为:

$$\dot{m}_{rbi-1} = (1 - F)(\dot{m}_w + \dot{m}_{rbi}) - \dot{m}_{es}$$

联合求解方程(10)、(11)即可得到某一时间步长内各控制体的结冰量,然后利用文献[8]中的边界移动方法确定结冰区的冰形。

2 计算对象及数值计算方法

本文采用NACA0012翼型作为结冰表面进行计算,计算网格划分采用了Hilgenstock法贴体网格生成技术。空气相控制方程的湍流模型采用标准 $k-\epsilon$ 两方程模型,近壁区采用考虑粗糙度影响的两层壁面函数处理。控制方程中对流项的离散格式采用了MUSCL格式,空气的速度与压力修正采用同位网格下的SIMPLER算法,离散后的代数方程组采用SIP算法进行求解。

本文所采用的边界条件如下:

自由来流边界:

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

式中: C_w 为空气中液态水含量。

湍动能: $k = (0.0005 \times U_\infty^2)$

湍动能耗散:

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

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。

3 计算结果及分析

模拟的飞机飞行及气象条件为^[13]:自由来流速度 $U_\infty = 67.05 \text{ m/s}$,环境压力 $P_h = 101325 \text{ Pa}$,环境温度 $t_h = -4.5^\circ\text{C}$ 和 -6.1°C ,机翼的弦长 $c = 0.5334$,攻角 $\alpha = 4^\circ$;水滴的有效平均直径 $D_w = 20 \mu\text{m}$,液态水含量为 $C_w = 1 \text{ g/m}^3$ 。由于缺少对结冰表面粗糙度衡量的试验数据,本文采用文献[7]中由试验得到的经验公式计算粗糙度。模拟结

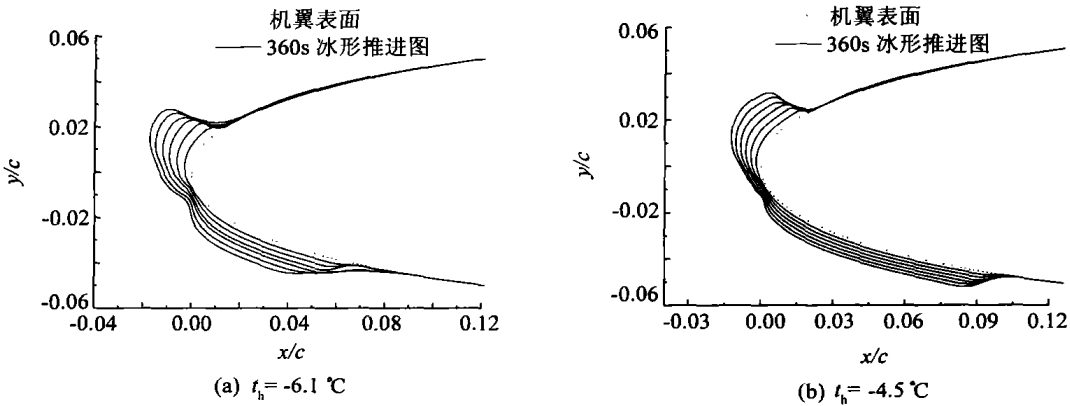


图 3 结冰时间为 360 s 时的冰形推进图 (时间步长 60 s)
Fig.3 The ice shapes with time step (Time step is 60 seconds)

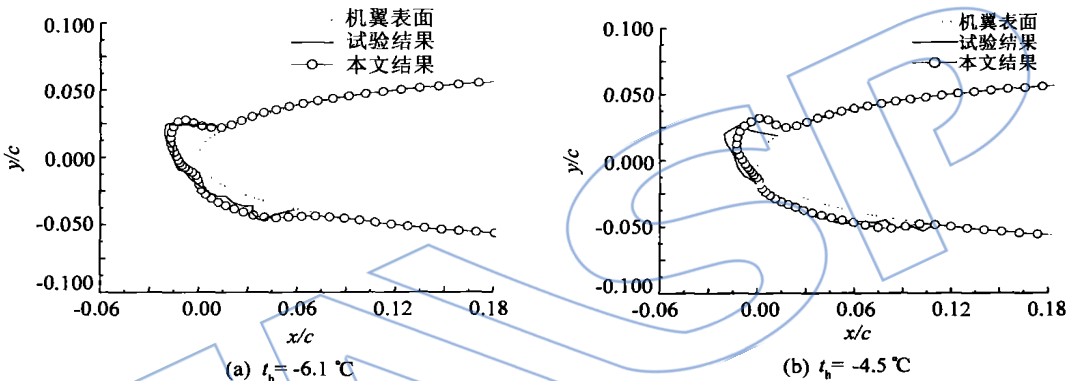


图 4 本文计算结果与试验结果对比
Fig.4 Comparison of the ice shape between this paper and the experiment

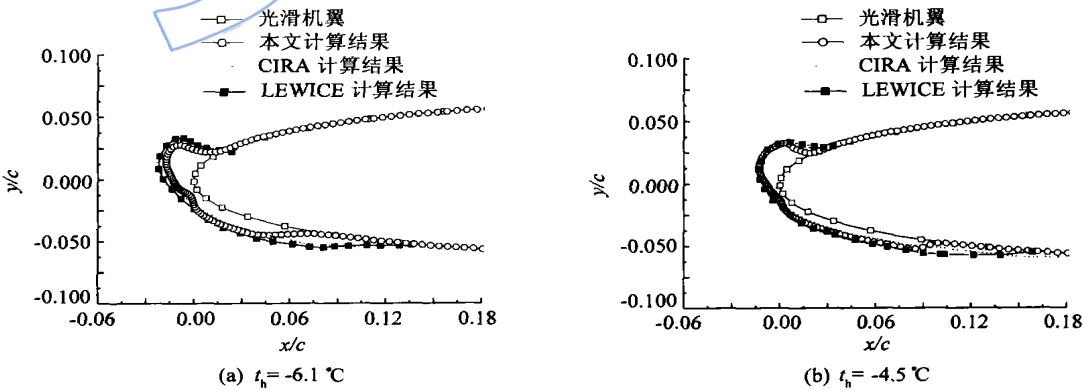


图 5 本文结果与文献计算结果对比
Fig.5 Comparison of the ice shape between this paper and the references

冰时间为 360 s。

图 3(a) 和图 3(b) 为结冰 360 s 的冰形推进过程图, 推进步长为 60 s。从图中可以看出, 在瘤状冰结冰气象条件下, 撞击到机翼表面的水滴只能

部分冻结, 未冻结的水沿着冰面回流, 并逐渐冻结, 在下游形成棱角。其中 -4.5°C 的结冰极限比 -6.1°C 大, 棱角位置也较后。

本文的计算结果与文献[13]中的试验测量结

果对比如图 4。由图中曲线可知, 本文预测的结果与试验结果吻合良好, 结冰量基本一致, 其中温度 -6.1°C 比 -4.5°C 时的预测结果更接近于试验结果。本文模拟的上、下结冰极限与试验数据相比有些偏差, 在已知文献的瘤状冰结冰数值模拟中均存在这种现象。

图 5 为本文计算结果与文献[5](CIRA)及文献[15](LEWICE)的计算结果对比, 可见文献的计算结果中结冰上下极限也均有一定的偏差, 其主要原因是在温度较高时, 瘤状冰结冰过程中回流较大, 而目前对结冰表面粗糙度的度量及水膜的流动机理研究的尚不够充分^[14]。

但本文预测的结果与试验结果的总体趋势很一致, 在结冰上下极限与试验数据比较接近, 捕捉到了瘤状冰结冰过程中结冰表面水的回流现象及棱角的生长趋势, 说明本文提出的方法是可行和有效的, 预测的结果可以为防冰系统设计中结冰信号器的布置提供指导, 同时也可在此基础上进行对气动特性及除冰的研究。

4 结 论

本文把可以考虑粗糙度影响的壁面函数应用到瘤状冰结冰过程的数值模拟中, 结合文献[8, 9]中的过冷水滴轨迹计算方法及边界移动技术, 完成了瘤状冰结冰过程的数值模拟, 为瘤状冰结冰的数值模拟提供了一种方法, 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) 计算结果与试验结果吻合良好, 表明所采用瘤状冰结冰过程的数值模拟方法是正确、有效的。

(2) 瘤状冰结冰气象条件下, 不同温度下冰形棱角的位置及生长趋势不同, 温度越接近于 0°C , 回流现象越严重, 结冰区域越大, 同时棱角的位置也后移。

参考文献:

[1] 裘燮纲, 韩风华. 飞机防冰系统[M]. 北京: 航空专业教材编审组出版, 1985.
[2] Addy H E, Potapczuk Jr M G, Sheldon D W. Modern Airfoil Ice Accretions[R]. AIAA-97-0174, 1997.
[3] Jayatilleke C L V. The Influence of Prandtl Number and

Surface Roughness on the Resistance of the Laminar Sub-Layer to Momentum and Heat Transfer, Progress in Heat and Mass Transfer[M]. New York: Pergamon Press, 1969, 1: 193~329.

- [4] Gary A Ruff, Brian M Berkowitz. Users Manual for the NASA Lewis Ice Accretion Prediction Code (LEWICE) [R]. NASA-CR-185129, 1990.
[5] Mingione G, Brandi V, Esposito B. Ice Accretion Prediction on Multi-Element Airfoils[R]. AIAA-97-0177, 1997.
[6] Hedde T, Guffond D. ONERA Three-Dimensional Icing Model[J]. AIAA Journal, 1995, 33(6): 1038~1045.
[7] Beaugendre H, Morency F, Habashi W G. FENSAP-ICE: Roughness Effects on Ice Shape Prediction[R]. AIAA-2003-1222, 2003.
[8] 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 Da-lin, CHEN Wei-jian. Numerical Simulation of Rime Ice Accretion Process on Airfoil [J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19(1): 137~141.
[9] 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 Da-lin, YANG Xi, ANG Hai-song. Numerical Simulation of Supercooled Water Droplets Impingement on Icing Surfaces[J]. Journal of Aerospace Power, 2003, 18(1): 87~91.
[10] Hideomi Fujita, Hajime Yokosawa. The Numerical Prediction of Fully Developed Turbulent Flow and Heat Transfer in a Square Duct with Two Roughened Walls [R]. Proceedings of the 8th International Heat Transfer Conference, Heat Transfer, 1986, 3: 919~924.
[11] Simon E Gant. Development and Application of a New Wall Function for Complex Turbulent Flows[D]. PhD Thesis, University of Manchester Institute of Science and Technology, 2002.
[12] Messinger B L. Equilibrium Temperature of an Unheated Icing Surface as a Function of Airspeed[J]. Journal of the Aeronautical Science, 1953, 20(1): 29~42.
[13] Jaiwon Shin, Thoms H Bond. Results of an Icing Test on a NACA0012 Airfoil in the NASA Lewis Icing Research Tunnel[R]. AIAA-92-0647, 1992.
[14] Wright W B, Gent R W, Guffond D. DRA/NASA/ONERA Collaboration on Icing Research Part II - Prediction of Airfoil Ice Accretion[R]. NASA-CR-202349, 1997.
[15] Shin J, Bond T. Experimental and Computational Ice Shapes and Resulting Drag Increase for a NACA 0012 Airfoil[R]. NASA-TM-105743, 1992.