

文章编号: 1000-8055(2007)06-0986-05

复杂积冰翼型气动性能分析

陈 科, 曹义华, 安克文, 李 栋
(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083)

摘 要: 为了克服复杂外形难以划分结构化网格的问题, 采用结构/非结构混合多块网格对复杂积冰翼型的气动性能进行了分析计算. 在靠近积冰边界的内层采用了非结构网格, 在非结构网格外采用结构化网格以节省存储空间和计算时间. 不同类型网格之间采用了点点对接的方式以简化通量重构的处理方式. 整个流动区域采用 SST 湍流模型, 求解了雷诺平均 N-S 方程. 数值计算结果表明结构/非结构混合多块网格在复杂积冰翼型气动性能计算上的可行性, 积冰对翼型的气动性能造成了严重的影响.

关 键 词: 航空、航天推进系统; 结构/非结构混合网格; 积冰; 气动性能; 计算流体力学

中图分类号: V211.3

文献标识码: A

Analysis on aerodynamic performance of complex iced airfoils

CHEN Ke, CAO Yi-hua, AUNG Ko-wynn, LI Dong

(School of Aeronautical Science and Engineering,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: To classify smoothly the complex structured grid, the aerodynamic performance of complex iced airfoil with hybrid multiblock grid was analyzed and calculated. An unstructured grid was applied to the zone near the iced airfoil, whereas a structured grid was applied to save the storage and computational time. The flux restructuring was simplified through point-to-point connection between different grids. The Reynolds-averaged N-S equations are solved using SST turbulence models the entire flow area. The results of numerical simulation show that structured/unstructured hybrid multiblock grid is feasible for calculating the aerodynamic performance of complex ice accretion, given the fact that ice accretion has serious influence upon aerodynamic performance of airfoil.

Key words: aerospace propulsion system; structure/unstructured hybrid grid; ice accretion; aerodynamic performance; computational fluid dynamics (CFD)

飞行过程中积聚在机翼前缘的冰会严重影响飞行器的飞行性能, 并对飞行器的起飞、着陆性能造成严重的影响, 在民航飞行史上曾因此造成严重的飞行事故. 目前, 对积冰问题的研究集中于两个方面: (1) 是研究积冰对于性能影响; (2) 是研究积冰的形成过程. 国内的研究者已在积冰的数值模拟领域开展了有益的研究, 如文献[1-3]. 本文主要讨论 CFD 方法在前一个方面的应用. 就研究

手段而言, CFD 方法既比飞行测试节省经费, 也能比风洞试验覆盖更多的测试条件. CFD 方法需要预知积冰的几何外形, 目前二维冰形的测量方法在国外已较为成熟, 但三维冰形的准确测量仍需完善. 因此, 作为 CFD 计算比较基准的试验数据仍以二维冰形为主^[4]. 对于外形较为简单的霜冰而言, 在结构化网格的生成上一般不存在严重的问题. 但对于光冰而言, 由于存在着冰角、羽状粗糙表面, 要生成高质量的结构化网格存在着

收稿日期: 2006-05-29; 修订日期: 2006-12-11

作者简介: 陈科(1980), 男, 四川内江人, 博士生, 主要从事空气动力学与飞行力学的研究.

很大的困难. 为此, Chi X^[5] 等人做了大量的工作以生成高质量的结构化单块/多块网格, 但是这一类方法往往需要专用的网格划分工具, 如 Smag-gIce^[6] 等, 对于网格生成者的技术要求也较高. 为此, 本文采用结构/非结构对接分块网格来进行复杂积冰外形的流动模拟, 模拟的对象为商用喷气机 B757/767 翼型在 11.2 分钟时的积冰外形(下文均采用测试编号 145 m 来表示).

1 数值方法

1.1 控制方程

二维完全时均 N-S 方程的积分形式如下:

$$\frac{\partial}{\partial t} \iint_{\Omega} \rho d\Omega + \oint_{\partial\Omega} F(x) dy + \oint_{\partial\Omega} F(y) dx = 0 \quad (1)$$

其中 Ω 为积分控制体, 其余各项如下:

$$Q = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho E \end{bmatrix}$$

$$F(x) = \begin{bmatrix} \rho u \\ \rho u^2 + p - \frac{Ma_{\infty}}{Re} \tau_{xx} \\ \rho uv - \frac{Ma_{\infty}}{Re} \tau_{yx} \\ \rho uH - \frac{Ma_{\infty}}{Re} \left(\tau_{xx}u + \tau_{yx}v + k \frac{\partial T}{\partial x} \right) \end{bmatrix}$$

$$F(y) = \begin{bmatrix} \rho v \\ \rho uv - \frac{Ma_{\infty}}{Re} \tau_{xy} \\ \rho v^2 + p - \frac{Ma_{\infty}}{Re} \tau_{yy} \\ \rho vH - \frac{Ma_{\infty}}{Re} \left(\tau_{xy}u + \tau_{yy}v + k \frac{\partial T}{\partial y} \right) \end{bmatrix} \quad (2)$$

式中, Ma_{∞} 为来流马赫数; Re 表示雷诺数, τ_{xx} , τ_{yy} 为 x 和 y 方向上的正应力; τ_{xy} 为剪切应力. 计算中粘性系数和热传导系数按下式求解

$$\mu = \mu_0 + \mu_1, \quad K = c_p \left(\frac{\mu_1}{Pr_1} + \frac{\mu_0}{Pr_2} \right) \quad (3)$$

式中: μ_0 和 μ_1 分别为湍流粘性系数及层流粘性系数, μ_1 可由 Sutherland 公式^[7] 算得, 而 μ_0 的计算方法则与所选取的湍流模型有关, 这里采用 SST 两方程湍流模型^[8]. Pr_1 为层流 Prandtl 数, 取为 0.72; Pr_2 为湍流 Prandtl 数, 取为 0.90.

1.2 求解器

两类网格的流动求解在空间上均采用中心差

分附加人工粘性的 JST^[9-11] 方法. 该方法概念清晰, 编程实现较为容易. 在时间推进上, 采用了混合多步法^[12]

$$\left. \begin{aligned} Q^{(0)} &= Q^a \\ Q^{(1)} &= Q^{(0)} - \alpha_1 \frac{\Delta t_1}{\Omega_1} [R_c^{(0)} - R_d^{(0)}]_1 \\ Q^{(2)} &= Q^{(0)} - \alpha_2 \frac{\Delta t_1}{\Omega_1} [R_c^{(1)} - R_d^{(0)}]_1 \\ Q^{(3)} &= Q^{(0)} - \alpha_3 \frac{\Delta t_1}{\Omega_1} [R_c^{(2)} - R_d^{(2,0)}]_1 \\ Q^{(4)} &= Q^{(0)} - \alpha_4 \frac{\Delta t_1}{\Omega_1} [R_c^{(3)} - R_d^{(2,0)}]_1 \\ Q^{(n+1)} &= Q^{(0)} - \alpha_5 \frac{\Delta t_1}{\Omega_1} [R_c^{(4)} - R_d^{(4,2)}]_1 \end{aligned} \right\} \quad (4)$$

其中

$$\begin{aligned} R_d^{(2,0)} &= \beta_3 R_d^{(2)} + (1 - \beta_3) R_d^{(0)} \\ R_d^{(4,2)} &= \beta_5 R_d^{(4)} + (1 - \beta_5) R_d^{(2,0)} \end{aligned} \quad (5)$$

式中各步系数和粘性项分裂系数如下:

$$\begin{aligned} \alpha_1 &= 0.25 & \alpha_2 &= 0.1667 \\ \alpha_3 &= 0.3750 & \alpha_4 &= 0.50 \\ \alpha_5 &= 1.00 & \beta_3 &= 0.56 & \beta_5 &= 0.44 \end{aligned}$$

2 网格生成

本文研究的对象为商用喷气机 B757/767 翼型的 145 m 积冰外形. 该积冰外形是最为复杂的一种, 既有明冰常见的冰角, 又有霜冰常见的羽状粗糙表面. 对于这一类冰形, 高质量单块结构网格往往无法生成. Chi X 等人在处理这一类冰形时采用了分块结构网格, 生成了质量较高的结构化网格, 但这一类方法的实现往往需要特殊网格划分工具的帮助, 并对网格划分者的要求较高. 由于非结构网格能够很好的适应复杂外形, 因此, 本文在网格生成方面采用了如下方案:

(1) 以无冰形的光滑翼型为基础, 在翼型表面上以等弧长方式布置节点, 采用双曲微分方程生成单块结构化网格, 这样可以使生成的网格较为均匀;

(2) 嵌入积冰后的外形, 并以此为参考将前一步生成的单块结构网格划分为两块, 使内层网格包含整个积冰外形;

(3) 将内层网格用非结构网格替换, 以满足复杂的积冰外形.

这样就使得内外两层不同类型的网格在交界面上满足点-点对接的形式, 大大简化了数值求解时在块界面处的通量处理.

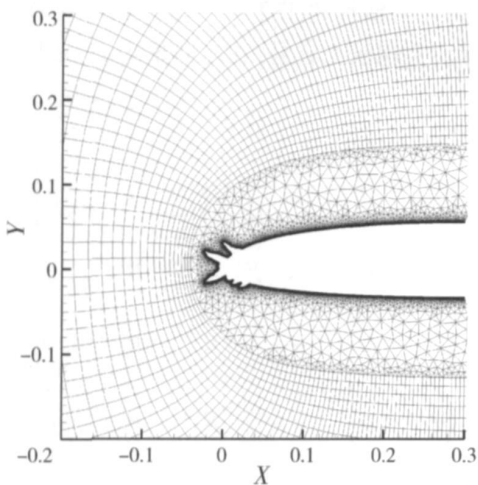


图 1 结构/非结构混合网格
Fig.1 Structure/unstructured hybrid grid

3 边界条件的实施

在边界条件的处理上,应用虚拟边界元的概念使得不同类型网格块交界面处的处理得以简化.对于结构化网格,需要在边界处布置两层虚拟元,通量的重构方法可以参考文献[13].对于非结构网格,只需在边界处布置一层虚拟元,相应的流动和几何变量取对应的结构化网格中的值.

4 算例及讨论

计算中的来流条件为 $Ma_\infty = 0.29$, $T_\infty = 261.55\text{ K}$, $p_\infty = 94\,121.6\text{ Pa}$. 无冰翼型弦长 0.9 m . 结构网格数量 400×51 , 非结构网格节点数 $32\,941$.

图 2 和图 3 为 145 m 冰形在 0° 攻角下的等马赫线和流线图,从图中可以看出在上下冰角后部小块区域中均产生了较强的漩涡流动.

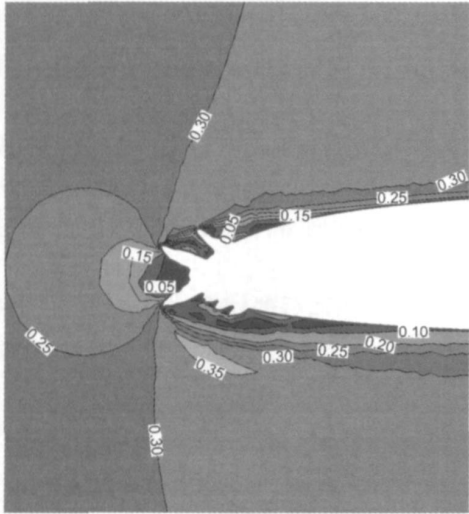


图 2 145 m 冰形等马赫线图 $\alpha = 0^\circ$
Fig. 2 Mach contours of 145 m iced airfoil $\alpha = 0^\circ$

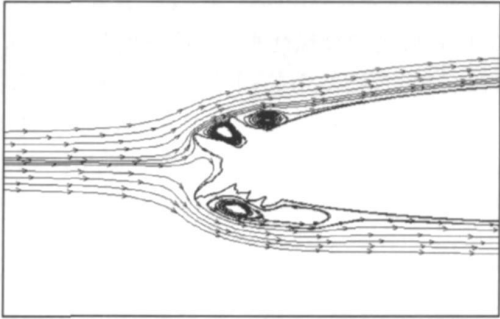


图 3 145 m 冰形流线图 $\alpha = 0^\circ$
Fig. 3 Streamlines of 145 m iced airfoil $\alpha = 0^\circ$

图 4~ 图 9 为 $2^\circ \sim 6^\circ$ 攻角下的等马赫线和流线图.从图中可以看出,随着攻角的增加,翼型前缘下部冰角所引起的漩涡流动区域在减小,而上部冰角所引起的漩涡流动区域则逐步扩大.

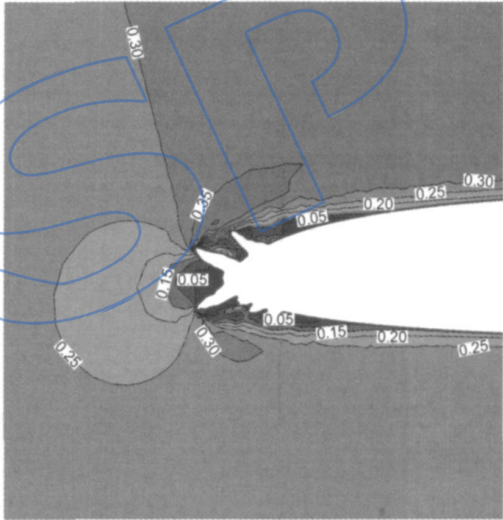


图 4 145 m 冰形等马赫线图 $\alpha = 2^\circ$
Fig. 4 Mach contours of 145 m iced airfoil $\alpha = 2^\circ$

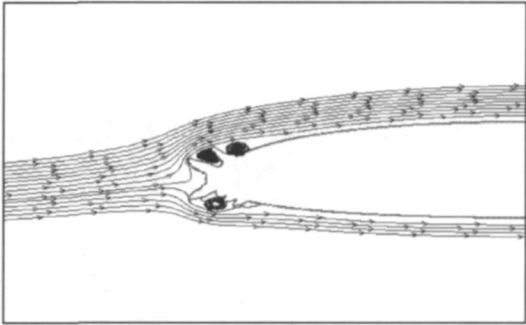


图 5 145 m 冰形流线图 $\alpha = 2^\circ$
Fig. 5 Streamlines of 145 m iced airfoil $\alpha = 2^\circ$

图 10 将本文的升力系数数值计算结果与文献[1]中的实验结果进行了对比,从图中可以看到,对无冰翼型的 CFD 分析结果与实验结果符合

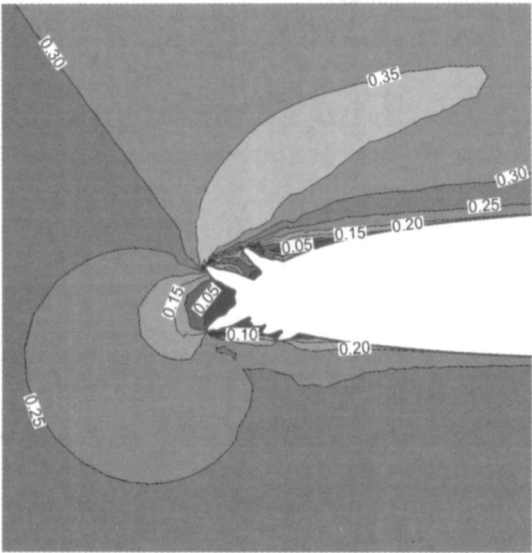


图 6 145 m 冰形等马赫线图 $\alpha=4^\circ$

Fig. 6 Mach contours of 145 m iced airfoil $\alpha=4^\circ$

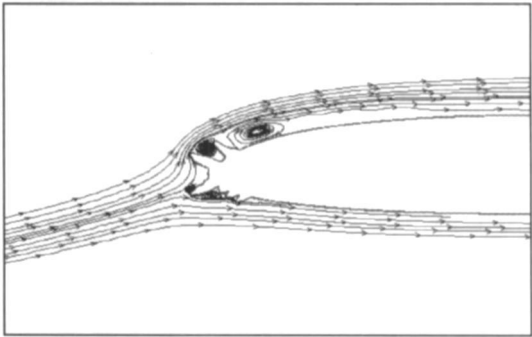


图 9 145 m 冰形流线图 $\alpha=6^\circ$

Fig. 9 Streamlines of 145 m iced airfoil $\alpha=6^\circ$

与实验结果也符合得很好. 随着攻角的增大, 计算结果与实验数据相比略为偏小.

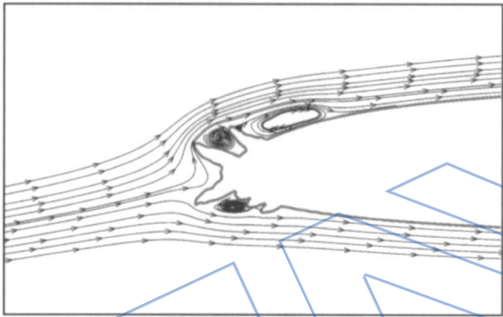


图 7 145 m 冰形流线图 $\alpha=4^\circ$

Fig. 7 Streamlines of 145 m iced airfoil $\alpha=4^\circ$

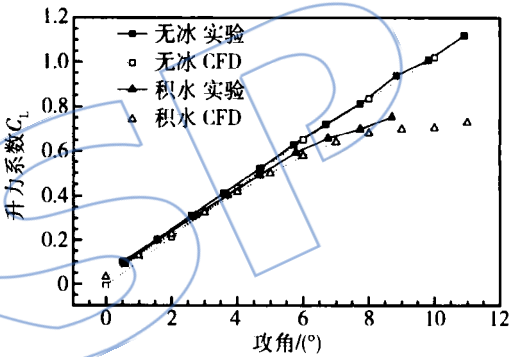


图 10 C_L 计算结果与实验结果的对比

Fig. 10 Comparison of C_L between calculation and experiment

图 11 和图 12 为 145 m 冰形的阻力系数计算结果和力矩系数计算结果. 计算结果显示结冰后的 B757/767 翼型阻力系数大幅增大, 高攻角情况下这种趋势更为明显. 同时, 积水后翼型力矩系数也呈现出非线性变化趋势.

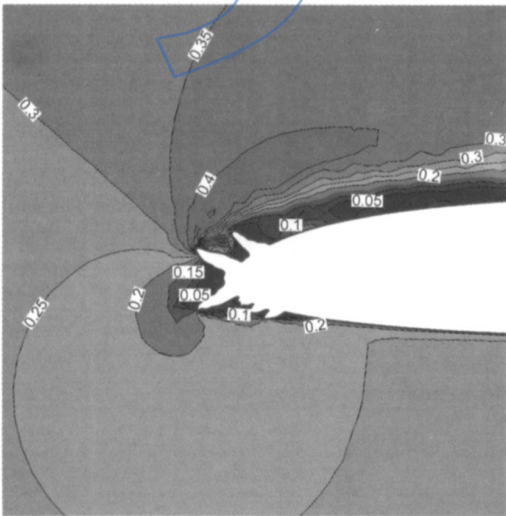


图 8 145 m 冰形等马赫线图 $\alpha=6^\circ$

Fig. 8 Mach contours of 145 m iced airfoil $\alpha=6^\circ$

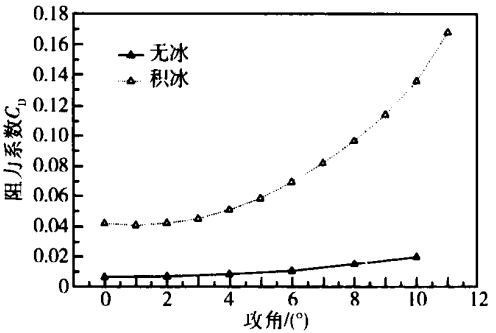


图 11 积水前后 C_D 计算结果对比

Fig. 11 Comparison of C_D between iced and clean airfoil

得非常好, 验证了计算程序的正确性. 在有冰形的 CFD 计算中, 低攻角情况下的升力系数计算结果

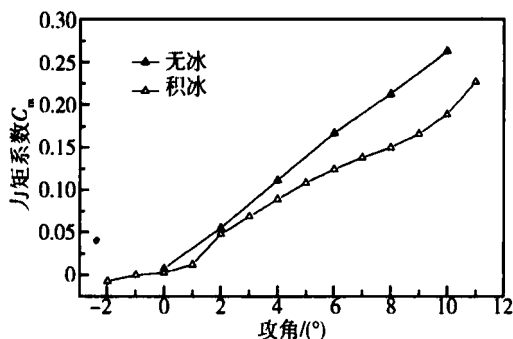


图12 结冰前后 C_m 计算结果对比

Fig. 12 Comparison of C_m between iced and clean airfoil

5 结 论

本文所采用的结构/非结构混合网格的生成方法降低了复杂结冰外形下的网格生成难度.初步的数值计算结果显示该方法可以应用于复杂结冰外形的气动性能预测.进一步的工作可以在三个方面进行:

- (1) 进一步改善非结构区域内的网格质量;
- (2) 原始的 SST 湍流模型没有考虑粗糙度的影响,下一步的工作可以考虑加入粗糙度的影响,以提高结冰情况下的流动模拟精度;
- (3) 由于实际工程问题中涉及的不仅仅是翼型的气动特性,还包括机翼、机身、发动机进气道等部件,因此需要进一步开展三维情况下的研究.

参考文献:

- [1] 陈维建, 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): 1011-1017.
CHEN Weijian, ZHANG Dalin. Numerical simulation of ice accretion on airfoils[J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20(6): 1011-1017.
- [2] 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.

- [3] 张力涛, 郭同庆, 陆志良. 带冰翼型及多段翼型气动特性 N-S 方程计算[R]. 第四届海峡两岸航空航天学术研讨会, 江苏 南京: 2004.
- [4] Addy H E. Ice accretions and icing effects for modern airfoils[R]. NASA/TP 2000-210031, 2000.
- [5] Chi X, Li Y, Chen H, et al. A comparative study using CFD to predict iced airfoil aerodynamics[R]. AIAA Paper 2005-1371, 2005.
- [6] Vickerman M B, Choo Y K, Schilling H W, et al. Smag ice: further progress in software for gridding 2D iced airfoils[R]. AIAA Paper 2005-1369, 2005.
- [7] 刘导治. 计算流体力学[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 1989.
- [8] Menter F R. Zonal two equation $k-\omega$ turbulence models for aerodynamic flows[R]. AIAA Paper 93-2906, 1993.
- [9] Jameson A, Schmidt W, Turkel E. Numerical solutions of the Euler equations by finite volume methods using Runge Kutta time-stepping schemes[R]. AIAA Paper 81-1259, 1981.
- [10] Hennes D G, Connell S D. Solution of the 2D Navier Stokes equations on unstructured adaptive meshes[R]. AIAA Paper 89-1932, 1989.
- [11] Rausch R D, Batina J T, Yang H T Y. Spatial adaption procedures on unstructured meshes for accurate unsteady aerodynamic flow computations[R]. AIAA Paper 91-1106, 1991.
- [12] Mavriplis D J, Jameson A. Multigrid solution of the Navier Stokes equations on triangular meshes[J]. AIAA Journal, 1990, 28: 1415-1425.
- [13] 王平, 朱自强, 拓双芬, 等. 二维结构/非结构混合网格的生成及其流场模拟[J]. 航空学报, 2001, 22(6): 536-538.
WANG Ping, ZHU Ziqiang, TUO Shuangfen, et al. 2D hybrid structured-unstructured grid generation and flow simulation[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2001, 22(6): 536-538.
- [14] Blazek J. Computational fluid dynamics: principles and applications[M]. Elsevier, 2004.