

一种飞机机翼表面结冰过程仿真方法

常士楠, 艾素霄, 陈余, 袁修干

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083)



摘要: 提出了一种适用于各种结冰气象条件下飞机机翼结冰过程的数值模拟方法。在对水滴撞击区内的机翼表面划分微元控制体进行传热传质分析的基础上, 通过合理的冰生长方式, 利用流场计算软件 FLUENT 的动网格模型和用户自定义函数 (UDF) 对机翼表面的结冰过程进行了模拟; 将计算得到的局部收集系数和冰型与国外文献计算结果进行了对比, 验证了该方法的正确性和通用性; 比较了两种冰生长方式得到的局部收集系数和冰型, 结果表明使用冰层沿结冰表面法向的冰生长方式更合理; 比较了完全冻结和存在溢流情况的冰型, 结果表明不考虑局部收集系数的变化得到的两者的冰型基本一致。

关键词: 机翼; 结冰; FLUENT; UDF; 仿真

中图分类号: V241.01 **文献标识码:** A **文章编号:** 1004-731X (2008) 10-2538-04

Simulation Approach of Ice Accretion on Airfoil Surface

CHANG Shi-nan, AI Su-xiao, CHEN Yu, YUAN Xiu-gan

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

Abstract: A numerical simulation approach was presented to simulate the ice accretion on airfoil, which dealt with the way of ice accretion under various atmospheric conditions. Based on conservation of mass and energy in a set of determined control volumes, ice accretion was simulated with dynamic mesh model and user defined function (UDF) in FLUENT in proper ice growing mode. Agreement of the results of local collection efficiencies and simulated ice shape with those of reference shows that the method is correct and general. The comparison of results of two ice growing mode shows it is more logical that the ice is accreted along the normal of the iced surface. While local collection efficiencies are constant, the ice shape with no water running along the surface is very similar to that with water running along the surface.

Key words: airfoil surface; ice; FLUENT; UDF; simulation

引言

机翼是飞机获得升力的主要部件, 其表面结冰是飞机结冰中最危险的情况之一。机翼表面结冰会严重影响飞行安全。因此, 机翼表面结冰过程研究是防冰系统设计中十分重要的方面。

国外在飞机结冰的数值模拟研究中, 开发了一些结冰计算软件, 如美国 LEWICE, 英国的 DRA, 法国的 ONERA, 意大利的 CIR-AMIL, 加拿大的 FENSAP-ICE。国内近些年来在结冰数值仿真方面投入也渐多。本文通过对水滴撞击区内的机翼表面划分微元控制体进行传热传质分析, 得到各个微元控制体的结冰量; 通过两种冰生长方式, 利用 FLUENT 的动网格模型和二次开发工具 UDF 对机翼表面的结冰过程进行了模拟。

1 机翼表面的热质分析

在水滴撞击特性研究^[1]的基础上对机翼表面进行传热传质分析^[2]可以得到结冰分布, 为建立冰生长模型奠定了基础。

撞击范围内的机翼表面上收集到的过冷水量不是均匀的, 因为局部收集系数不是一个常数, 对机翼表面进行传热

传质分析的时候需要对撞击范围内的机翼表面划分微元控制体, 如图 1 所示。为了减少插值误差, 机翼表面微元控制体节点设定为与机翼表面网格节点一致。对机翼表面的热质分析就是对每个微元控制体进行热量平衡和质量平衡分析。

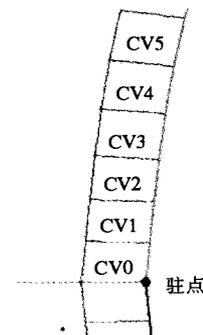


图 1 机翼表面的微元控制体

图 2 给出了机翼表面上的主要热流: 对流换热比热流 q_{conv} (W/m^2); 由于附面层摩擦引起的气动加热比热流 q_{visc} (W/m^2); 机翼表面上水蒸发所需的比热流 q_{evap} (W/m^2); 加热所收集水的比热流 q_w (W/m^2); 水滴动能转变成的比热流 q_{kw} (W/m^2); 机翼表面向环境的辐射比热流 q_r (W/m^2); 机翼表面上水结冰时放出的融解热比热流 q_{frc} (W/m^2); 机翼表面内部加热比热流 q_{cond} (W/m^2)。

本文模拟的是除冰系统不工作时的结冰情况, 机翼表面

收稿日期: 2007-01-30

修回日期: 2007-06-11

作者简介: 常士楠(1968-), 女, 黑龙江, 副教授, 研究方向为飞机防冰、飞机环控等; 艾素霄(1983-), 女, 四川, 硕士生, 研究方向为飞机防冰。

没有加热热流, 即 $q_{cond} = 0$; 此时机翼的表面温度 T_s 比较低, 因此向环境的辐射散热项也可以忽略不计, 即 $q_r = 0$ 。机翼表面的能量平衡方程简化为:

$$q_{conv} + q_{evap} + q_w - q_{visc} - q_{ww} - q_{frz} = 0 \quad (1)$$

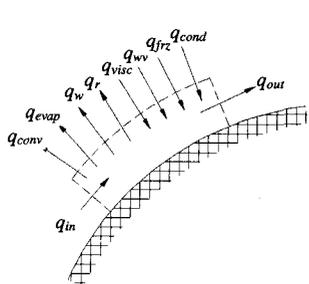


图 2 微元控制体热量平衡

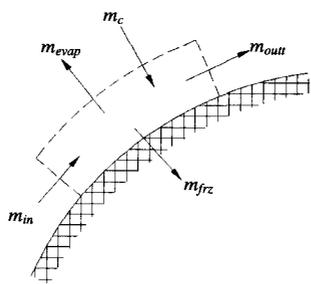


图 3 微元控制体质量平衡

撞击在机翼表面上的水滴并不是全部冻结的, 而是在未冻结和未完全冻结的时候, 在气流的吹拂下, 这些水会向后方溢流, 图 3 给出了进入微元控制体的质量流: 微元控制体收集的液态水的质量 m_c (kg/s); 微元控制体表面蒸发的液态水质量 m_{evap} (kg/s); 从上一个微元控制体溢流的水的质量 m_{in} (kg/s); 溢流到下一个微元控制体的水的质量 m_{out} (kg/s); 微元控制体内冻结的水的质量 m_{frz} (kg/s)。微元控制体的质量平衡方程为:

$$m_c + m_{in} = m_{evap} + m_{frz} + m_{out} \quad (2)$$

为了考虑在水滴撞击范围内的机翼表面上不同位置的溢流情况, 定义了冻结系数^[3]。冻结系数 f 是个无量纲值, 其定义为微元控制体内结冰量和流入质量的比值。

$$f = m_{frz} / (m_c + m_{in}) \quad (3)$$

f 越大, 溢流的水越少, 且。在本文的计算条件下, 机翼表面的冻结系数的计算结果如图 4 所示。从图 4 可看出, 冻结系数曲线先是较为平缓地变化, 然后逐渐减小, 越是靠近撞击极限位置减小的梯度越大, f 的变化从 1 逐渐减小到 0。

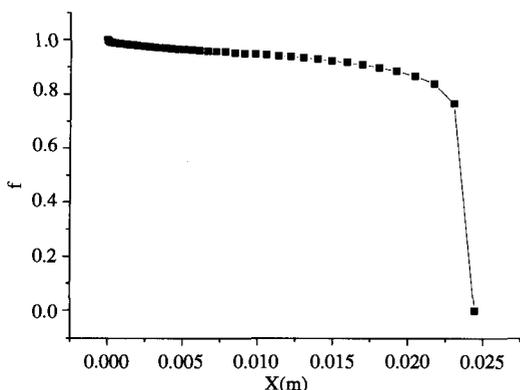


图 4 机翼表面冻结系数

2 冰生长过程模拟

对于冻结的冰, 有质量方程

$$m_{frz} = V_{ice} \cdot \rho_{ice} \quad (4)$$

其中 V_{ice} 为单位时间冻结的冰的体积 (m^3/s), ρ_{ice} 为冰的密度 (kg/m^3)。根据前述的热质分析, 可以得到各个微元控制体的结冰量, 再由 (4) 式可得到新增加的冰层厚度。

新增加的冰层附着在机翼表面上以后改变了机翼表面的拓扑结构, 需要建立合理的冰生长模型来完成边界重构, 以便在新的拓扑表面上形成新的表面网格。本文采用了 FLUENT 软件的动网格技术和用户自定义函数 (UDF) 相结合使用来模拟冰的生长过程。

动网格模型 (dynamic mesh) 是 FLUENT 求解器对于移动物体或边界自动调整网格的一种方法^[4]。它可以解决物体或边界移动引起的计算域流场随时间变化的非稳态问题, FLUENT 会根据边界的新位置在每个时间步长内自动地运用动网格模型来更新网格。

UDF, 是一种基于 C 语言的用户编程接口, 它可以被动态地加载到 FLUENT 求解器上来提高求解器的功能和性能, 也可以使用它来完成数据的处理和一些特定的操作^[5]。

机翼表面结冰形成的冰形是不规则的, 每个网格节点的移动量和移动方向都是不一致的, 本文采用 FLUENT 的动网格模型宏函数与上述的网格重构方法联合起来解决结冰过程中随着冰层厚度的增加网格不断变化的问题。

由机翼表面结冰分布, 可以得到机翼表面上每个网格节点处的冰层厚度。边界网格节点的移动方式有两种, 第一种为冰层一直沿结冰表面的法线方向增长, 如图 5 所示。第二种为冰层沿着机翼表面的法线方向增长, 如图 6 所示。

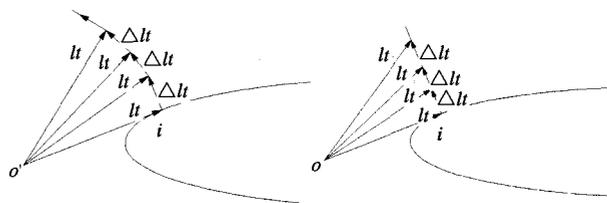


图 5 结冰表面法向冰生长 图 6 机翼表面法向冰生长

在实际结冰过程中, 冰层应该是沿结冰表面的法向生长的, 即图 5 示意的冰形生长方式。本文对图 6 示意的冰形生长方式也进行了计算, 并对两种不同冰生长方式下的结冰过程进行了模拟。

3 结冰过程模拟结果及分析

本文在理论分析的基础上, 对 NACA0012 翼型机翼表面的结冰过程进行了试算, 研究过程如图 7 所示。为了与现有的文献计算结果做对比, 使用文献[3]中的第一个算例的计算条件, 具体条件如下: 环境压力为 90748.0 Pa; 环境温度为 260.55 K; 飞行速度为 129.46 m/s; 液态水含量为 0.5 g/m^3 ; 水滴直径为 20 μm ; 弦长为 0.30 m; 攻角为 0deg; 结冰时间为 2min。图 8 为流场计算时采用的三角形单元网格。

3.1 文献计算结果

文献[3]的计算条件中, 机翼表面的结冰时间为 2 分钟, 选取的时间步长为 1 分钟, 冰生长方式为图 5 所示的沿结冰

表面法向生长, 由于时间步长为1分钟, 计算时间为1分钟得到的冰型也可以认为是采用图6所示的沿机翼表面法向生长。图9和图10分别给出了用LEWICE和LEWICE/E计算得到的冰形。LEWICE是NASA开发的基于无粘流的面

元法结冰过程计算程序, 而LEWICE/E是基于欧拉法的结冰过程计算程序。图中显示了结冰时间为1分钟和2分钟的冰型。

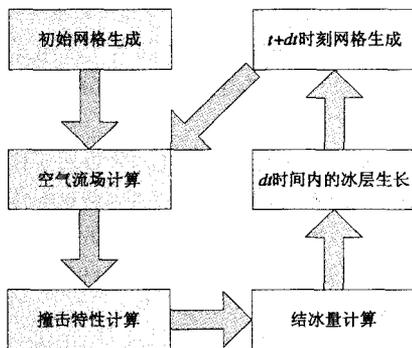


图7 结冰模拟

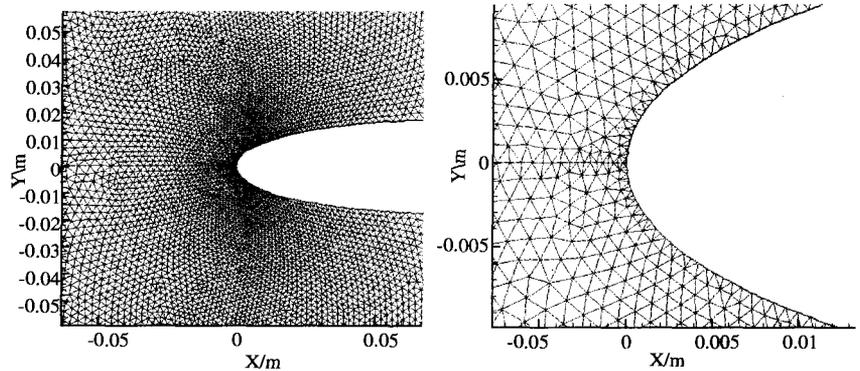


图8 NACA0012翼型三角形单元网格

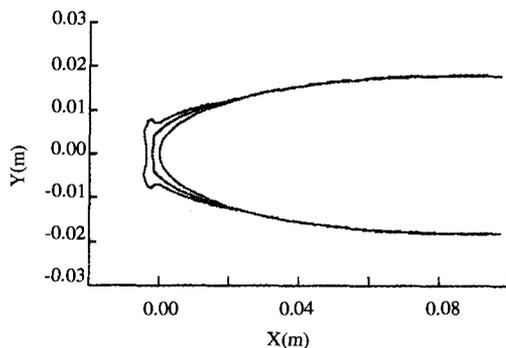


图9 LEWICE计算冰形

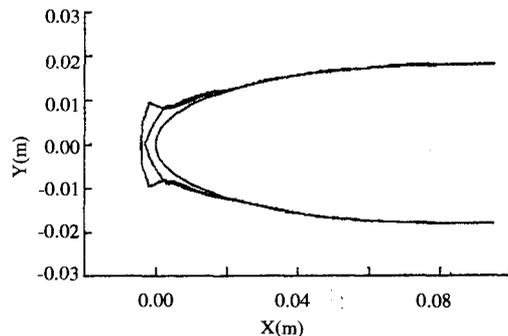


图10 LEWICE/E计算冰形

3.2 冰型模拟结果

本文的计算条件中, 结冰时间也为2分钟, 选取的时间步长为1秒钟。分别采用了图5和图6所示的两种冰生长方式模拟了机翼表面的结冰过程, 得到了完全冻结和溢流两种情况的冰形。完全冻结的情况下 $f=1$, 水滴撞击到机翼表面立即结冰, 没有溢流, 即图3中 $m_{in}=m_{out}=0$; 溢流的情况下 $0 < f < 1$ 。

图11和图12分别给出了两种不同冰生长方式下的完全冻结的冰形, 图13和图14分别给出了两种不同冰生长方式下的溢流情况下的冰形。将图11、图12、图13、图14与图9、图10对比可知, 本文采用冰层沿着结冰表面法向的冰生长方式计算得到的冰形和LEWICE/E程序计算得到的结果相仿; 采用冰层沿着机翼表面法向生长的冰生长方式计算得到的冰形和LEWICE程序计算得到的结果在1分钟末是相仿的, 但在2分钟末LEWICE程序的计算结果已为双角冰, 本文计算结果仍为楔形冰。本文计算得到的冰层厚度较文献计算结果小, 有一定的差别, 主要是由于本文和文献选取的计算步长不同, 本文比文献更真实地反映了流场和冰形之间的互相影响。

对比图11和图12、图13和图14, 可以发现采用冰层

沿结冰表面法向的冰生长方式计算得到的冰形与文献的结果更为接近。但在冰层生长初期或较短结冰时间内采用冰层沿机翼表面法向的冰生长方式, 方法简单, 误差也不会很大。

图15给出了冰层沿着结冰表面法向的冰生长方式下2分钟末完全冻结冰形和溢流冰形。图15中, 溢流情况下的冰形和完全冻结情况的冰形基本一致, 冰层厚度有稍许的减小。从冻结系数曲线图4可知, 驻点附近的冻结系数接近1, 撞击到表面的水基本完全冻结; 随着冻结系数逐渐减小, 溢流的存在使得冰层厚度减小; 撞击极限处, 水收集量为零, 冻结系数也为零, 故溢流区接近于零。

由图4发现, 在大部分撞击区域里, $f > 0.8d$, 接近于1, 这是完全冻结冰形和溢流冰形的差别非常的小的原因之一。另一个原因是本文的计算过程中没有考虑结冰过程中机翼表面拓扑结构的小范围改变对水滴撞击特性的影响。本文的计算条件下, 机翼表面的结冰时间短, 局部收集系数的改变对最后冰形的影响较小, 故将无冰层积聚时机翼表面上的局部收集系数作为参考值, 在整个结冰过程模拟中不发生变化。

3.3 局部收集系数计算结果

由于完全冻结冰形和溢流情况下的冰形差别很小, 水滴

撞击特性的变化也非常小, 故只给出考虑溢流时两种不同冰层生长方式情况下初始时刻和1分钟末的局部收集系数, 以说明冰形对局部收集系数的影响, 见图16和图17。如图所示, 随着冰层的增加, 局部收集系数略有下降。

图18给出了溢流情况下冰层按两种生长方式, 在1分钟末的局部收集系数和文献[3]的计算结果对比。

由以上对比可知, 本文采用 FLUENT 动网格模型在冰层沿结冰表面法线方向生长情况下计算得到的局部收集系数(图

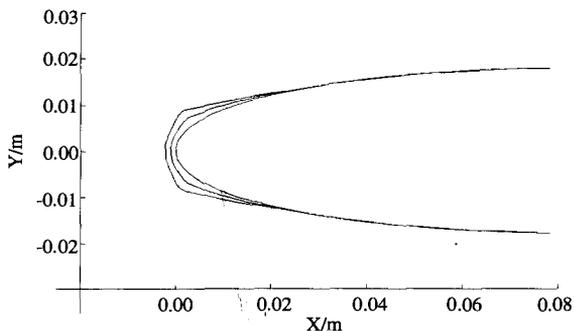


图11 沿结冰表面法线方向结冰过程冰型(完全冻结)

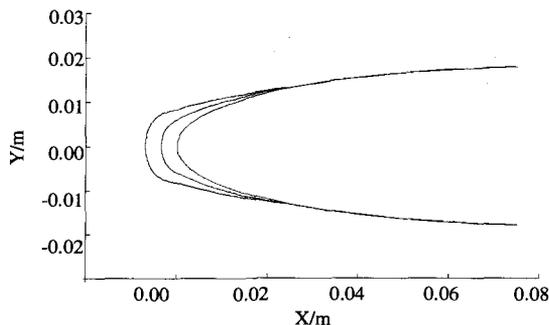


图12 沿机翼表面法线方向结冰过程冰型(完全冻结)

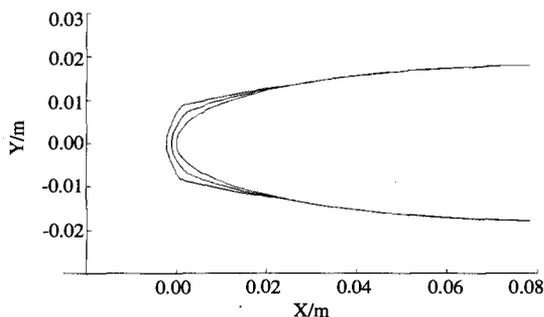


图13 沿结冰表面法线方向结冰过程冰型(溢流)

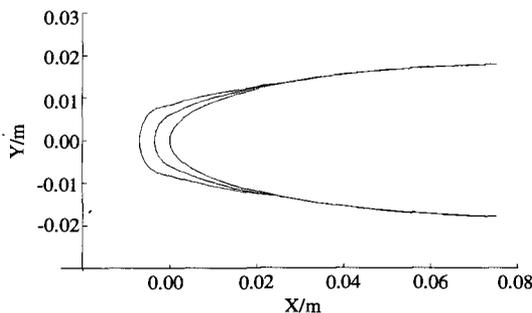


图14 沿机翼表面法线方向结冰过程冰型(溢流)

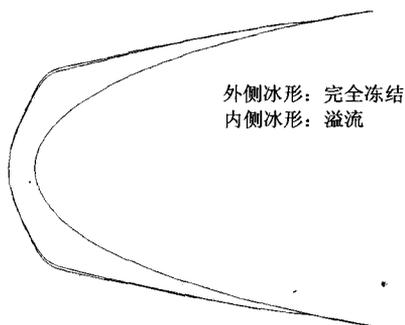


图15 溢流和完全冻结冰形对比

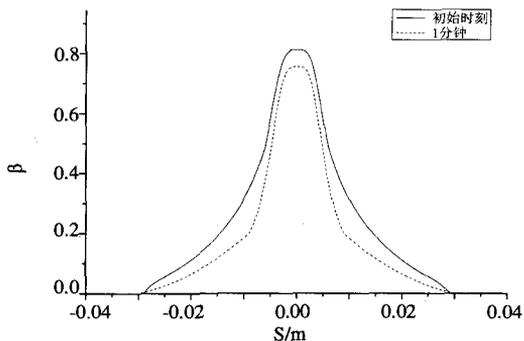


图16 沿结冰表面法向生长冰形局部收集系数

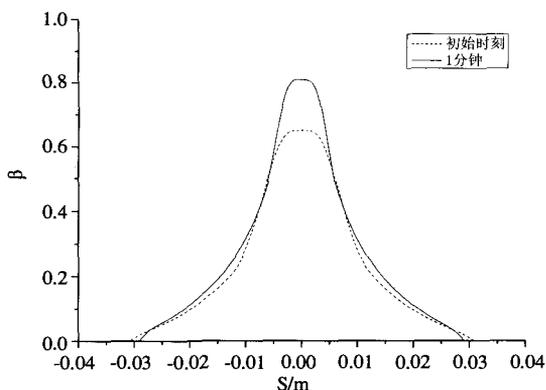


图17 沿机翼表面法向生长冰形的局部收集系数

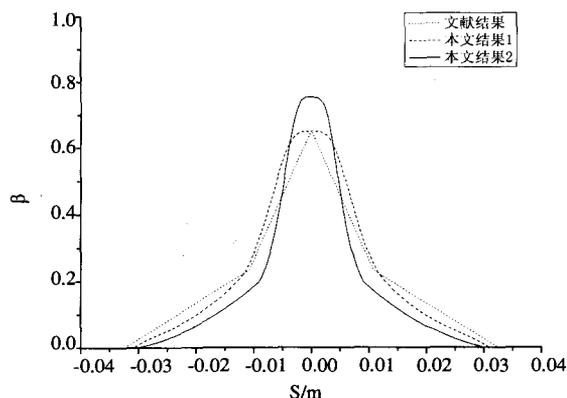


图18 局部收集系数对比

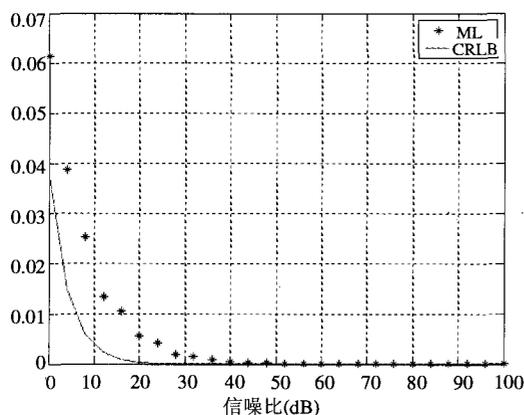


图3 最大似然估计性能与 CRLB 曲线

表 1 为不同噪声水平下, ML 方法与理想 CRLB 下的 MSE、 $E[\hat{d}]$ 的相关数据比较。可以看到, 当噪声方差较低时, 可以达到最优分辨距离。

表 1 ML 估计与理想 CRB 的 MSE 与分辨率比较

		$\sigma=3$	$\sigma=0.45$	$\sigma=0.01$
ML 方法	MSE	9.5×10^{-3}	2.25×10^{-6}	1.01493×10^{-9}
	$E[\hat{d}]$	0.2275	0.2236	0.2236
理想 CRLB	MSE	1.8×10^{-3}	8.8748×10^{-7}	2.2036×10^{-13}
	$E[\hat{d}]$	0.2246	0.2236	0.2236

4 结论

SAR 图像超分辨已经成为 SAR 图像处理中的研究重点与热点。根据 SAR 超分辨性能评估的需要, 本文分析了现有分辨率计算方法的不足, 并基于超分辨的参数估计原理, 提出了新的分辨率计算思想, 以达到参数估计最优情况下两点目标距离估计值的期望作为分辨率, 克服了传统计算方法的不足, 得到了分辨率与目标参数及噪声水平之间的关系, 可用于超分辨性能的评估。

(上接第 2541 页)

18 中本文结果 2) 和文献结果基本符合, 存在偏差的原因是文献选取的步长太大, 未能足够反映流场和冰形之间的互相影响。在 1 分钟末, 本文在冰层沿机翼表面法向生长情况下的计算和文献计算条件相同, 所以局部收集系数的曲线(图 18 中文献结果和本文结果 1) 非常接近, 反映了本文计算冰形和文献计算结果较好的一致性, 说明了本文计算结冰分布方法的正确性。

4 结论

通过合理的冰生长方式, 利用 FLUENT 动网格模型和二次开发工具 DUF 对机翼表面的结冰过程进行模拟的结果与国外文献的计算结果的对比说明了该方法的正确性和通用性。

在冰层生长初期或较短结冰时间内可以使用冰层沿机翼表面法向的冰生长方式计算冰形, 方法简单, 误差不会很大, 但要准确地反映冰形和空气流场之间的相互影响, 还是要使用冰层沿结冰表面法向的冰生长方式。

参考文献:

- [1] 贾承丽, 匡纲要, 郁文贤. 基于小波分解的贝叶斯 SAR 图像去斑方法[J]. 系统仿真学报, 2004, 16(8): 1676-1679.
- [2] M Cetin, W C Karl. Feature-Enhanced Synthetic Aperture Radar Image Formation Based on Nonquadratic Regularization [J]. IEEE Transactions on Image Processing (S1057-7149), 2001, 10(4): 623-631.
- [3] 王正明, 朱炬波. SAR 图像提高分辨率技术[M]. 北京: 科学出版社, 2006.
- [4] 魏钟铨. 合成孔径雷达卫星[M]. 北京: 科学出版社, 2001.
- [5] 冉承其, 朱炬波, 王正明. SAR 图像分辨率的统计判别准则[J]. 现代雷达, 2005, 27(4): 23-27.
- [6] 汪雄良. 基追踪方法及其在图像处理中应用的研究[D]. 国防科技大学, 湖南长沙, 2006.
- [7] 张直中. 雷达信号的选择与处理[M]. 北京: 国防工业出版社, 1979.
- [8] Den Dekker A J, van den Bos A. Resolution: a Survey [J]. Journal of the Optical Society of America. A (S1084-7259), 1997, 14(2): 547-557.
- [9] A W Rihaczek. Radar Resolution of Idela Point Scatters [J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems (S0018-9251), 1996, 32(2): 842-845.
- [10] Michael J G, Lee C P, Inder J G, et al. A Parametric Model for Synthetic Aperture Radar Measurements [J]. IEEE Transactions on Antennas and Propagation (S0018-926X), 1999, 47(7): 1179-1185.
- [11] C R Rao. Information and Accuracy Attainable in the Estimation of Statistical Parameters [J]. Bull. Calcutta Math. Soc. (S0008-0659), 1945, 37; 1945: 81-89.
- [12] Anders Host-Madsen. On the Existence of Efficient Estimators [J]. IEEE Transactions on Signal Processing (S1053-587X), 2000, 48(11): 3028-3031.
- [13] Steven Thomas Smith. Statistical Resolution Limits and the Complexified Cramer-Rao Bound [J]. IEEE Transactions on Signal Processing (S1053-587X), 2005, 53(5): 1597-1609.
- [14] Steven M Kay. 统计信号处理基础——估计与检测理论[M]. 罗鹏飞译. 北京: 电子工业出版社, 2003.
- [15] 王正明, 易东云. 测量数据建模与参数建模[M]. 长沙: 国防科技大学出版社, 1996.

在冰层生长初期或较短结冰时间内假设局部收集系数是常数可以简化计算, 误差不会很大, 但冰型的变化必然带来局部收集系数的变化, 为了准确的模拟结冰过程, 需要考虑局部收集系数随冰型的变化。

参考文献:

- [1] 陈余, 常士楠. 机翼表面局部收集系数的计算[C]//第二届中国航空学会青年科技论坛文集, 中国航空学会, 2006.
- [2] 裘雯娟, 韩风华. 飞机防冰系统[M]. 北京: 航空专业教材编审组, 1985.
- [3] Mark G Potapczuk. LEWICE/E: an Euler Based Ice Accretion Code, AIAA-92-0037 [R]. USA: AIAA, 1992.
- [4] Fluent Inc., FLUENT User's Guide [M]. USA: Fluent Inc., 2003.
- [5] Fluent Inc., FLUENT User Defined Function Manual [M]. USA: Fluent Inc., 2003.
- [6] William B Wright. LEWICE 2.2 Capabilities and Thermal Validation, AIAA-2002-0383 [R]. USA: AIAA, 2002.
- [7] Gary A Ruff, Brian M. Berkowitz. User's Manual for the NASA Lewis Ice Accretion Prediction Code: LEWICE, NASA Contractor Report 185129 [R]. USA: NASA, 1990.