

文章编号:1000-8055(2011)04-0808-06

运输机翼型结冰的计算和实验

易 贤, 桂业伟, 朱国林, 杜雁霞

(中国空气动力研究与发展中心 计算空气动力研究所
空气动力学国家重点实验室, 四川 绵阳 621000)

摘 要: 采用数值计算和结冰风洞实验相结合的手段, 对某运输机翼剖面缩比翼型的结冰特性进行了研究. 结冰实验在气动中心 $0.3\text{ m} \times 0.2\text{ m}$ 结冰风洞中进行, 实验模型为弦长 0.18 m 的层流翼型. 翼型的绕流流场通过求解低速黏流的时均 Navier-Stokes(N-S)方程得到, 采用拉格朗日法计算水滴撞击特性, 在此基础上, 求解结冰热力学模型, 获得结冰外形. 对计算和实验结果进行了对比分析, 发现虽然局部冰形轮廓还存在差异, 但计算和实验得到的冰形在结冰极限、冰形体积和主要特征等方面基本一致. 研究显示: 在结冰的初始阶段, 翼型前缘的冰形较规则, 随着结冰时间的增加, 冰形逐渐变得不规则; 翼型下表面冰体前部为明冰, 冰体后部、尤其是结冰极限附近则呈现典型的霜冰特征; 翼型上表面的结冰范围远小于下表面, 在结冰极限附近也不再有明显的霜冰.

关 键 词: 飞机结冰; 结冰风洞; 数值模拟; 层流翼型; 拉格朗日法; 水滴收集率

中图分类号: V211.3

文献标志码: A

Experimental and computational investigation into ice accretion on airfoil of a transport aircraft

YI Xian, GUI Ye-wei, ZHU Guo-lin, DU Yan-xia

(State Key Laboratory of Aerodynamics, Computational Aerodynamics Institute,
China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang Sichuan 621000, China)

Abstract: Ice accretion characteristics on the airfoil of a transport aircraft were studied with both experimental and computational methods. Icing test was carried out in the icing wind tunnel of $0.3\text{ m} \times 0.2\text{ m}$ test section, in China Aerodynamics Research and Development Center. The test model is a 0.18 m -chord laminar airfoil, which is the sub-scale model of the transport aircraft's wing section. Numerical simulation of icing was based on computational fluid dynamics (CFD) method. The flow field of airfoil was calculated by solving time averaged Navier-Stokes equations. Droplet trajectories and impingement characteristics were computed with a Lagrangian method. Ice shape was then obtained after solving the thermodynamic model of icing. Computational results were compared with experimental results. Despite of some geometric differences, the volume, limit and main characteristics of computational ice shape agree well with the experimental results. The study shows that the ice shape on the leading edge of airfoil is streamline at the initial stage of icing, and becomes irregular with increase of icing time. At lower surface of the airfoil, foreside ice is made up of glaze ice, while rear ice, especially ice near the lower impingement limit, is made up of rime ice. At upper surface of the airfoil, icing region is much smaller than that at lower sur-

收稿日期:2010-03-28; 修订日期:2010-06-17

基金项目:国家自然科学基金(10672174,10772191); 国家重点基础研究发展计划(2009CB723802)

作者简介:易贤(1977—),男,四川金堂人,副研究员,博士,主要从事空气动力学数值模拟和飞机结冰方面的研究.

face, and there is no obvious rime ice even near the upper impingement limit.

Key words: aircraft icing; icing wind tunnel; numerical simulation; laminar airfoil; Lagrangian method; droplet collection efficiency

飞机在低于冰点的温度下飞行时,如果遇到含有过冷水滴的云层,云层中的水滴撞击在飞机表面上,就会导致结冰。飞机结冰是飞行实践中广泛存在的一种现象,也是造成飞行安全事故的主要隐患之一^[1-2]。开展飞机结冰研究主要有三种手段^[3]:飞行实验(包括真实结冰条件下的飞行实验和人工模拟结冰条件下的飞行实验)、结冰风洞实验和数值模拟。在真实结冰气象下进行飞行实验是最理想的研究手段,但由于等待特定的结冰气象条件需要的时间周期长、实验飞行的不确定性和飞行安全问题的存在,使得该方法受到限制;在人工制造的模拟结冰云中进行飞行测试,则由于喷雾设备的局限,缺乏对温度、压力以及湿度等参数的准确控制,另外也没有足够的保障使得在喷雾机之后的测试机能一直稳定地飞行,因此这种方法在实际研究中应用也不广泛。结冰风洞是开展飞机结冰研究的重要设备,它是通过在风洞内制造结冰气象条件,对结冰现象进行模拟,由于可以较方便实现对来流条件和结冰云雾参数的控制,实验成本也远低于飞行实验,因此在飞机结冰研究中得到广泛应用。用数值方法研究飞机结冰问题,是从上世纪80年代开始,随着计算流体力学的发展而兴起的,近年来,随着对飞机结冰物理过程认识的深入,数值计算方法和计算机技术的发展,用数值方法研究飞机结冰问题得到了越来越广泛的应用^[4]。

欧美一些航空工业较发达的国家,对飞机结冰问题相当重视^[5],建造了大量研究型和生产型结冰风洞;在结冰数值模拟方面,国际上许多研究机构都开发了结冰计算软件,如美国国家航空航天局(NASA)和 Boeing、法国国家航天航空研究中心(ONERA)、英国国防研究局(DRA)等。经过多年的发展,这些软件的功能不断完善,例如 NASA 的结冰计算软件 LEWICE,从 1983 年开发至今,已经升级了数个版本^[6-9],其计算精度也不断提高,该软件以及 ONERA 和 DRA 的结冰计算软件都被美国联邦航空局(FAA)和欧洲联合航空局(JAA)所采用,作为确认飞机是否满足结冰适航要求的工具。国内在飞机结冰领域的研究起步较晚,与国际先进水平比较有较大差距。在实验设备方面,大型结冰风洞还在建设中,且配套

的测试设备和实验技术尚需完善;在结冰数值计算方面,近年来,虽然中国空气动力研究与发展中心、西北工业大学、南京航空航天大学 and 北京航空航天大学等单位都开展了相关研究,但由于国内目前鲜有公开发表有结冰实验研究方面的论文,这些数值计算大多采用在 NASA 的结冰风洞 IRT(Icing Research Tunnel)中所做的、NACA 0012 翼型的实验数据^[10]作为验证算例。本文在国内采用数值计算和结冰风洞实验相结合的手段,对某运输机机翼剖面缩比翼型的结冰特性进行了研究,对比了数值计算和结冰风洞实验结果的差异,分析并总结了该翼型结冰的特点。

1 翼型结冰的数值计算方法

数值方法计算结冰,必须基于空气流场的计算结果,包括以下几个步骤:①流场计算;②过冷水滴运动及其与物面的撞击特性计算;③结冰计算;④物面几何外形更新。

1.1 空气流场计算方法

本文通过求解雷诺平均的 Navier-Stokes 方程获得空气流场分布。在低速流动中,通常将 Navier-Stokes 方程写成如下输运方程形式^[11]:

$$\frac{\partial(\rho_a \phi)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho_a \mathbf{u}_a \phi - \Gamma_\phi \text{grad } \phi) = q_\phi \quad (1)$$

方程(1)中,从左至右分别为时间项、对流项、扩散项和源项,以上各项的表达式及整个方程的数值离散和求解方法可参见文献[11]。

1.2 水滴运动方程及其数值求解方法

水滴运动轨迹通过求解水滴运动方程获得,拉格朗日形式的水滴运动方程为^[12]

$$M_d \frac{d^2 \mathbf{x}_d}{dt^2} = (\rho_d - \rho_a) V_d \mathbf{g} + \frac{1}{2} \rho_a A_d C_d |\mathbf{u}_a - \mathbf{u}_d| (\mathbf{u}_a - \mathbf{u}_d) \quad (2)$$

方程(2)中, $\mathbf{x}_d$ 代表水滴位置, M_d 为水滴质量, V_d 是水滴体积, ρ_d 是水滴密度, $\mathbf{g}$ 是重力加速度, A_d 是水滴的迎风面积, C_d 是阻力系数, $\mathbf{u}_d$ 表示水滴速度。

本文采用采用一阶 Euler 法离散求解水滴运动方程,详细的方法参见文献[11],此处不再

详述.

1.3 结冰热力学模型及其求解方法

对于二维外形结冰表面上的某个控制单元,结冰过程中的质量传递情况如图1,其质量平衡方程为

$$\dot{m}_{im} + \dot{m}_{in} - \dot{m}_{va} - \dot{m}_{ou} = \dot{m}_{so} \quad (3)$$

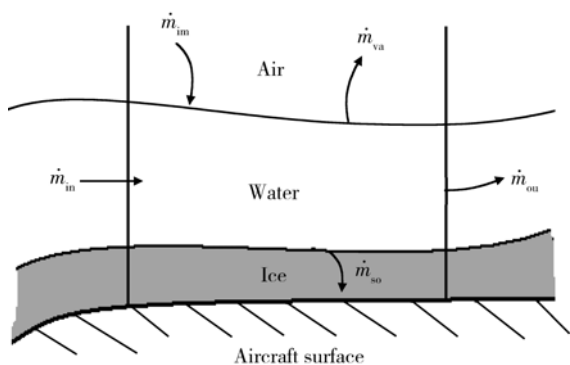


图1 结冰表面质量传递

Fig. 1 Mass transfer on icing surface

结冰表面控制单元中的能量传递情况如图2,能量平衡方程为^[13]

$$\dot{E}_{so} + \dot{H}_{va} + \dot{H}_{ou} - \dot{H}_{in} - \dot{H}_{im} = \dot{Q}_t - \dot{Q}_c \quad (4)$$

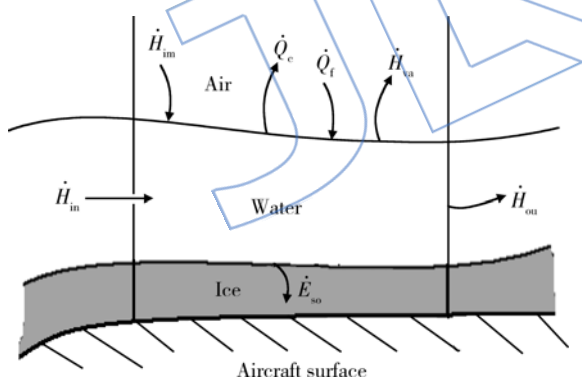


图2 结冰表面能量传递

Fig. 2 Energy transfer on icing surface

方程(3)和(4)中各项的物理意义及两个方程的联合求解方法可参见文献[11,13].

1.4 物体表面的结冰厚度

求解完结冰热力学模型得到结冰表面控制单元内冻结水的质量 $\dot{m}_{so}$ 之后,记单位时间内某控制单元上的新结冰厚度为 h_i , 则有

$$h_i = \frac{\dot{m}_{so}}{\rho_{ice} A} \quad (5)$$

其中 ρ_{ice} 为冰的密度, A 为控制单元的面积.

2 实验设备、模型

2.1 实验设备

实验是在中国空气动力研究与发展中心(CARDC)低速空气动力研究所的结冰风洞内进行的,如图3.该风洞包括两个实验段,其中第二实验段为主实验段,其几何尺寸的宽×高×长为0.3 m×0.2 m×0.65 m,风洞的最大风速为60 m/s,制冷设备开启之后,最低温度可达到-25℃.

2.2 实验模型

图4显示的是实验模型,为铝质平直翼,翼型源自于某运输机机翼剖面的缩比模型,弦长为0.18 m,展长为20 cm.本文获取实验冰形的方法为:在模型展向的中点,沿流向位置截取冰形,用铅笔绘制于硬纸面,以获得冰的几何轮廓.

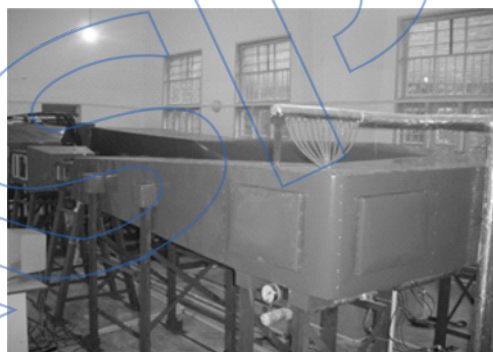


图3 气动中心0.3 m×0.2 m结冰风洞

Fig. 3 Icing wind tunnel in CARDC



图4 实验模型

Fig. 4 Test model

3 某运输机翼型结冰特性的计算和实验

3.1 数值计算结果

首先采用数值方法计算了运输机翼型的结冰特性.计算条件:速度为25 m/s和35 m/s,压强为

101300 Pa, 温度为 -5°C , 液态水含量为 $1.0\text{ g}/\text{m}^3$, 水滴直径为 $20\text{ }\mu\text{m}$, 攻角为 8° , 结冰时间为 6 min , 每次计算结冰迭代的时间间隔为 1 min , 计算采用 C 型网格, 如图 5 所示。

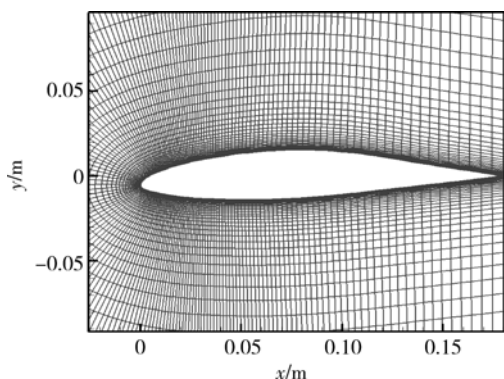


图 5 计算网格示意图

Fig. 5 Sketch of the mesh for computation

图 6 给出了两种速度条件下未结冰翼型表面的水滴收集率分布, 图中的横坐标为翼型上某点沿物面距驻点的曲线距离. 物面上的水滴收集率 (也称为局部收集系数) 定义为物面某局部区域实际所收集的水量与该区域可能收集的水量最大值之比, 水滴收集率表征了水滴在物体表面的撞击范围和撞击量的分布, 是决定冰的类型和结冰外形的关键参数. 图 6 显示, 速度为 25 m/s 时, 最大水滴收集率为 0.61 , 速度增至 35 m/s 之后, 最大水滴收集率和水滴能够撞击的范围, 都有一定程度的增加, 尤其是翼型下表面的水滴撞击范围有明显增加。

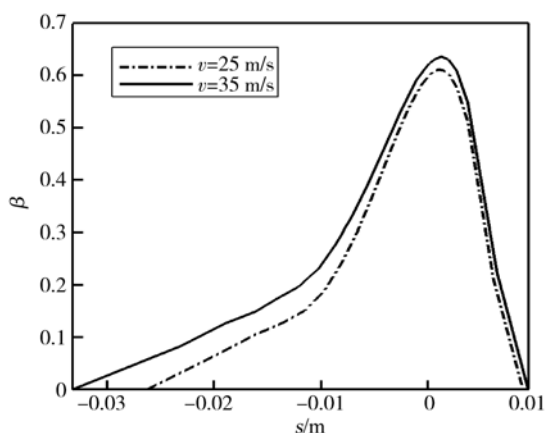


图 6 干净翼型的水滴收集率分布

Fig. 6 Collection efficiency on clear airfoil

图 7 给出了速度为 25 m/s 时, 结冰外形随着时间的增长情况, 可以看到, 在结冰的初始阶段 (结冰时间为 1 min 和 2 min , 物体前缘的冰形较规则, 随着结冰时间的增加, 冰形逐渐变得不规则, 结冰时间为 6 min 时, 冰体前缘上部和下部形成较明显的冰角, 在下表面结冰极限的前部, 也有外凸的冰角. 图 8 给出的是速度为 35 m/s 时, 结冰外形随着时间的增长情况, 冰的体积、厚度和结冰范围较速度为 25 m/s 时的冰有明显增加, 而两种速度对应冰的几何形状变化规律相似。

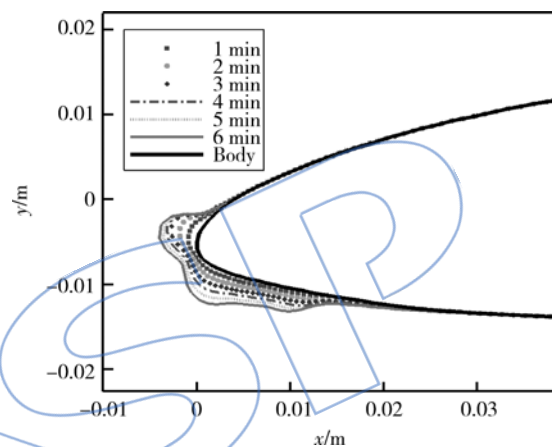


图 7 计算的结冰外形 ($v=25\text{ m/s}$)

Fig. 7 Computational ice shape ($v=25\text{ m/s}$)

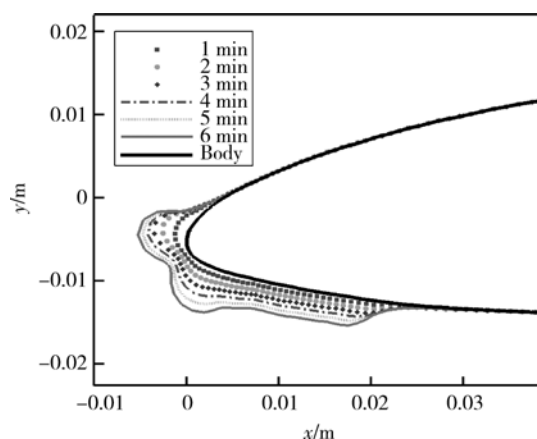


图 8 计算的结冰外形 ($v=35\text{ m/s}$)

Fig. 8 Computational ice shape ($v=35\text{ m/s}$)

3.2 实验结果

图 9 给出了速度为 25 m/s 时, 实验得到的翼型下表面的结冰外形. 可见, 在冰体前部, 冰呈现出光滑、透亮的形态, 是典型的明冰特征, 而在冰体后部 (图中的方框区域), 尤其是靠近结冰极限

附近,冰不再光滑和透明、呈现出多孔且细密的毛刺状外形,是典型的霜冰特征.图10显示的是翼型上表面的结冰外形,上表面的结冰范围远小于下表面,在结冰极限附近也不再有明显的霜冰.

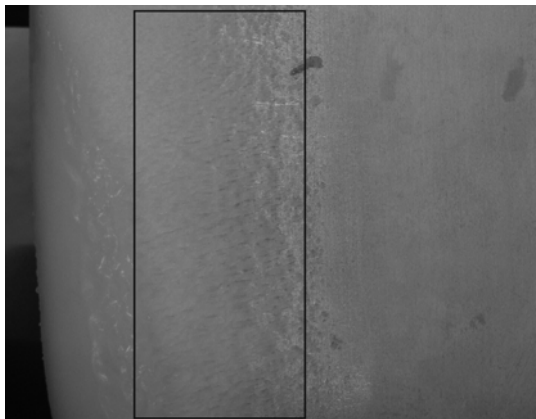


图9 翼型下表面的实验结冰外形($v=25\text{ m/s}$)
Fig. 9 Experimental ice shape on lower surface
($v=25\text{ m/s}$)

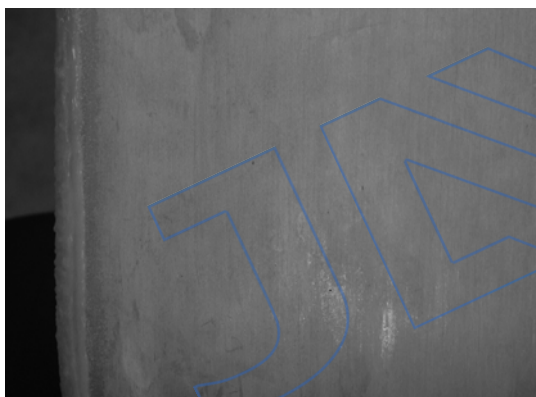


图10 翼型上表面的实验结冰外形($v=25\text{ m/s}$)
Fig. 10 Experimental ice shape on upper surface
($v=25\text{ m/s}$)

图11给出的是速度为 25 m/s 时,计算冰形和实验冰形的对比.对于冰体前缘的上冰角轮廓,计算结果与实验结果对比有较明显差异,实验冰角向上,而计算冰角前凸,计算和实验的下冰角吻合较好,下冰角后部计算和实验的冰厚度也有一定差异.图12给出的是速度为 35 m/s 时的结果,计算和实验冰形的异同与图11类似.总的来说,计算和实验冰形在结冰极限、冰形体积和主要特征等方面基本一致,局部冰形轮廓还存在差异,这主要有两方面的原因:一是结冰数值计算精度,尤其是对于明冰的计算精度还需加强;二是对结冰风洞中的液态水含量和水滴直径的标定还存在一定的误差.

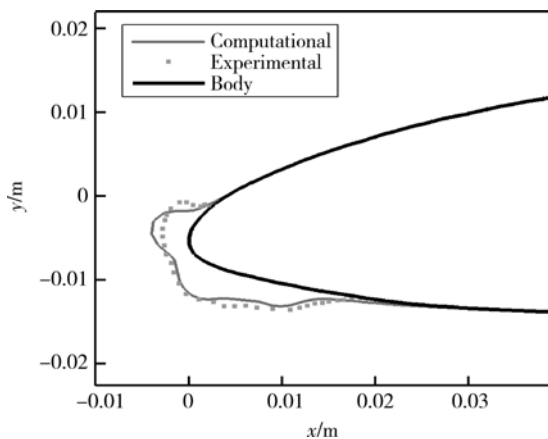


图11 计算与实验冰形对比($v=25\text{ m/s}$)
Fig. 11 Comparison of computational and experimental
ice shape ($v=25\text{ m/s}$)

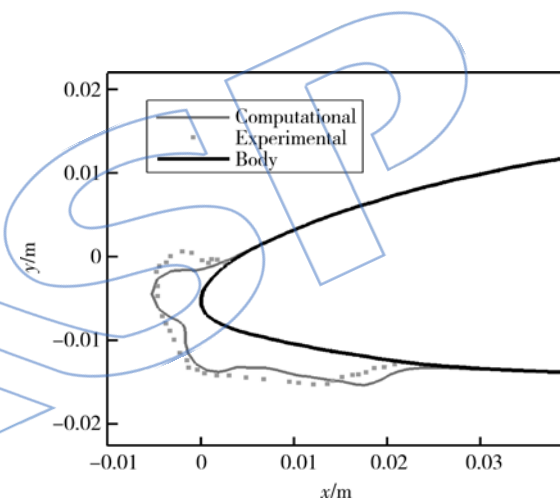


图12 计算与实验冰形对比($v=35\text{ m/s}$)
Fig. 12 Comparison of computational and experimental
ice shape ($v=35\text{ m/s}$)

4 结 论

采用数值计算和结冰风洞实验相结合的手段,研究了某运输机翼型的结冰特性,对比分析了计算和实验结果的异同,得到如下结论:

1) 在结冰外形方面,研究发现在结冰的初始阶段,冰形较规则,随着结冰时间的增加,冰形逐渐变得不规则,对于本文所采用的结冰条件,结冰时间为 6 min 时,翼型前缘上部和下部都会形成较明显的冰角,在下表面结冰极限的前部,也会形成外凸的冰角.

2) 在结冰类型方面,翼型下表面冰体前部形成的是明冰,在冰体后部、尤其是靠近结冰极限附近,呈现出典型的霜冰特征,而翼型上表面的结冰范围远小于下表面,结冰极限附近没有

明显的霜冰。

3) 虽然计算和实验的冰形在结冰极限、冰形体积和主要特征等方面基本一致,但局部冰形轮廓还存在差异,说明有两方面的工作还需进一步加强:一是本文所采用的数值计算方法对明冰的计算精度;二是对结冰风洞中的液态水含量和水滴直径的标定精度。

参考文献:

- [1] Frank T L, Abdollah K. Effects of ice accretions on aircraft aerodynamics[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2001, 37(8): 669-767.
- [2] Bragg M B, Broeren A P, Blumenthal L A. Iced-airfoil aerodynamics [J]. Progress in Aerospace Sciences, 2005, 41(5): 323-362.
- [3] Kind R J, Potapczuk M G. Experimental and computational simulation of in-flight icing phenomena [J]. Progress in Aerospace Sciences, 1998, 34(5-6): 275-345.
- [4] Cebeci T, Kafyeke F. Aircraft icing[J]. Annual Review of Fluid Mechanics, 2003, 35(1): 11-21.
- [5] Potapczuk M G. A review of NASA Lewis' development plans for computational simulation of aircraft icing[R]. AIAA-99-0243, 1999.
- [6] Wright W B. Users manual for the improved NASA Lewis ice accretion code LEWICE 1.6[R]. NASA CR 198355, 1995.
- [7] Wright W B. User manual for the NASA Glenn ice accretion code LEWICE Version 2.0[R]. NASA CR 209409, 1999.
- [8] Ghenai C, Kulkarni S, Lin C X. Validation of LEWICE 2.2 icing software code: comparison with LEWICE 2.0 and experimental data[R]. AIAA-2005-1249, 2005.
- [9] Wright W B. Validation results for LEWICE 3.0[R]. AIAA-2005-1243, 2005.
- [10] Shin J, Bond T H. Results of an icing test on a NACA0012 airfoil in the NASA Lewis Icing Research Tunnel[R]. AIAA-92-0647, 1992.
- [11] 易贤. 飞机积冰的数值计算与积冰试验相似准则研究[D]. 绵阳: 中国空气动力研究与发展中心, 2007.
YI Xian. Numerical computation of aircraft icing and study on icing test scaling law [D]. Mianyang: China Aerodynamics Research and Development Center, 2007. (in Chinese)
- [12] Langmuir I, Blodgett K. A mathematical investigation of water droplet trajectories[R]. Army Air Force Technical Report No. 5418, 1946.
- [13] 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)