

文章编号:1000-8055(2017)01-0022-05

doi:10.13224/j.cnki.jasp.2017.01.004

民用飞机机翼结冰试验与数值预测

张 强¹, 陈迎春², 周 涛¹, 白 峰¹

(1. 中国商用飞机有限责任公司 上海飞机设计研究院, 上海 201210;

2. 中国商用飞机有限责任公司 科技委, 上海 200120)

摘 要: 描述了某民用飞机在意大利 IWT(icing wind tunnel)冰风洞的机翼结冰试验结果. 根据冰风洞试验状态点,开展了基于拉格朗日方法和 Messinger 模型的冰形数值预测,并对试验冰形和数值预测冰形进行了对比分析. 霜冰的数值预测结果与试验结果一致性良好,对于明冰,数值结果和试验结果存在一定的差异,原因在于:①明冰结冰过程中较强的绕流变化增大了冰积聚非定常效应对数值预测的影响;②采用的结冰热力学模型对明冰的模拟存在一定局限性;③明冰对于冰风洞设备工况和试验模型表面粗糙度的影响更为敏感.

关 键 词: 民用飞机; 结冰; 冰风洞; 试验; 数值预测

中图分类号: V244.1

文献标志码: A

Test and numerical prediction of ice accretions on civil aircraft wing

ZHANG Qiang¹, CHEN Ying-chun², ZHOU Tao¹,
BAI Feng¹

(1. Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Commercial Aircraft Corporation of China Limited, Shanghai 201210, China;

2. Science and Technology Committee, Commercial Aircraft Corporation of China Limited, Shanghai 200120, China)

Abstract: The ice accretion test results on civil aircraft wing in Italy IWT (icing wind tunnel) were described. The numerical prediction of ice shapes was conducted based on the Lagrange method and Messinger model according to the icing wind tunnel test states. The icing shape test and numerical prediction results were compared and analyzed. A conclusion can be drawn that the numerical results and test data of the rime ice are consistent, while there is difference between those of the glaze ice. The possible reasons can be listed as follows: (1) the airflow variation during the glaze ice accretion strengthens the unsteady effect on icing prediction; (2) the icing thermal model adopted has some limitation for glaze ice prediction; (3) the icing wind tunnel work states and the test model roughness are sensitive to glaze ice accretion.

Key words: civil aircraft; ice accretion; icing wind tunnel; test; numerical prediction

收稿日期: 2015-04-16

作者简介: 张强(1980—),男,高级工程师,博士,主要从事飞机结冰问题研究.

引用格式: 张强,陈迎春,周涛,等. 民用飞机机翼结冰试验与数值预测[J]. 航空动力学报, 2017, 32(1): 22-26. ZHANG Qiang, CHEN Yingchun, ZHOU Tao, et al. Test and numerical prediction of ice accretions on civil aircraft wing[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(1): 22-26.

民用飞机的适航审查对于飞机结冰问题十分重视,适航规章中多项条款和结冰有关.申请在结冰条件下飞行的民机必须满足结冰相关条款的要求,保证飞机在遭遇严重结冰条件时仍然具有足够的安全裕度.为此,必须开展针对结冰问题的适航验证工作.

临界冰型是民机结冰验证的基础,是后续带冰气动评估和结冰试飞等工作的输入.临界冰型的确定是通过数值手段开展结冰参数敏感性分析,在飞机飞行包线和结冰气象包线内寻找导致飞机最严重结冰的临界结冰条件,进而开展冰风洞试验,通过计算和试验两种手段相结合,最终获得飞机的临界冰型.

结冰数值预测基于结冰物理机理和 CFD 原理预测飞机结冰特征.目前国外已开发有 LEWICE^[1-3],FENSAPICE^[4-6]等较为成熟的结冰预测软件.国内近年来也开展了大量的结冰数值预测研究^[7-14].

冰风洞试验利用风洞设备模拟实际的结冰条件,获得结冰冰型.目前世界上建有多座冰风洞,例如美国的 IRT(icing research tunnel)风洞,意大利的 IWT(icing wind tunnel)风洞等等.近些年国内也开展了冰风洞相关试验技术的研究^[15-18].

本文描述了 2014 年在意大利 IWT 冰风洞中完成的某型号冰风洞研发试验结果,并根据试验状态点开展了冰形数值预测,对试验冰形和数值预测冰形进行了对比分析.

1 结冰数值预测

飞机结冰数值预测中,一般采用准定常假设,将结冰过程划分为若干时间步,每个时间步内认为空气流场、水滴轨迹等不受结冰外形变化的影响,依次经过水滴轨迹模拟、结冰热力学分析、冰形生成等步骤确定当前时间步的冰层外形,并以此为输入开展下一时间步的冰形预测,直到结冰时间结束.

水滴轨迹的计算以空气流场的信息作为输入.空气流场可以通过面元法、欧拉方程或附加湍流模型的 N-S 方程等手段获得.尽管理论上空气流场的计算精度越高,水滴轨迹的模拟就越准确.但对于单段翼型而言,各种方法的差别不足以造成显著的结冰特征差异,反而求解速度越快,工程实用价值就越高.本文基于面元法获得流场中的气流信息.

根据空气流场信息,可以利用两种方法获得水滴轨迹:拉格朗日法和欧拉两相流法.相比之下,拉格朗日法计算量小,不存在求解收敛性问题,与计算空气流动的面元法相结合,可以获得极高的计算效率,工程实用性很高.本文采用拉格朗日方法计算水滴轨迹,获得结冰表面的水滴收集特性,基于经典 Messinger 模型开展结冰热力学分析,获得结冰量分布,生成新的结冰外形.

2 冰风洞试验

2.1 风洞概况

本次试验在意大利宇航研究中心的 IWT 冰风洞开展.该风洞是一个单回路、多试验段的商业冰风洞,是全球现役的主要冰风洞之一.除了冰形模拟以外,还可以进行防冰系统的热气防护验证试验.风洞共有 4 个试验段,本次试验在第 2 试验段中进行,试验段尺寸:高 $\times$ 宽 $\times$ 长分别为 2.35 m $\times$ 1.15 m $\times$ 5 m,最大空风洞马赫数为 0.7,最低模拟环境静温 $t_{\text{amb}} = -40^\circ\text{C}$.

2.2 试验内容与方法

本次冰风洞试验任务主要为某型号民机的机翼冰形试验.本文列举了其中的 6 个典型状态点的试验结果.

在整个试验之前,已由风洞方完成了风洞的校准工作,主要通过控制喷口喷射密度、喷口水压和喷口气压实现对平均液滴直径(D_{mv})和液态水含量(ρ_{lw})参数的调节,得到上述控制参数和目标参数的关系曲线.

在开展具体车次的结冰试验前,根据试验状态从关系曲线中插值 3 个喷口参数,并对风洞进行降温 and 调节压力,实现对试验状态点的模拟.当温度、压力达到试验状态值后,测量段前方的喷口开始喷射过冷水雾,同时开始计时,达到结冰要求时间后试验结束.在整个试验过程中,可以对压力(p)、速度(V)、攻角(α)和温度(t)等参数进行监控,风洞中也安装有高清视频采集设备记录试验件表面的结冰过程.

2.3 试验模型

为了降低风洞的阻塞度,提高试验结果准确性,对民机机翼的试验剖面进行了混合翼设计,利用混合翼模型模拟实际机翼的结冰外形.

在试验模型上对称设置了两个结冰冰形测量剖面(图 1),冰形获取如图 2 所示.

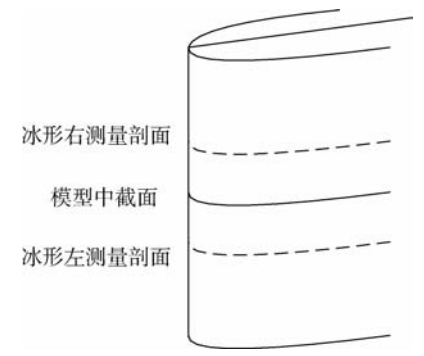


图 1 冰形测量位置

Fig. 1 Measurement location of ice shape



图 2 冰形获取

Fig. 2 Ice shape obtaining

3 冰形结果分析

某型号民机的机翼结冰试验状态如表 1 所示,表中 H 为高度, τ 为结冰时间.

图 3 为状态 1~状态 6 的冰形图,包括左、右两侧冰形测量位置获取的试验冰形和计算冰形.图中曲线标识 CA 表示干净翼型,LS 表示左剖面冰形,RS 表示右剖面冰形,NP 表示数值预测冰形.

根据图 3 可以看出,状态 1~状态 6 左、右剖面试验冰形均具有较好的一致性.

对比状态 1 和状态 2 的结冰条件,主要区别在于环境静温分别为 $-30\text{ }^{\circ}\text{C}$ 和 $-20\text{ }^{\circ}\text{C}$. 由于环境静温均较低,因此两个试验状态的冰形均为霜冰,

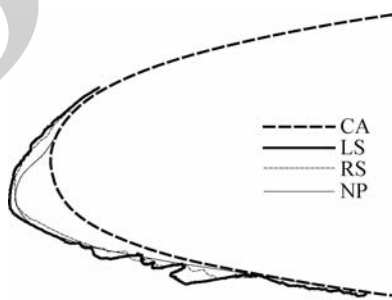
计算冰形与试验冰形吻合较好. 由于状态 2 的环境静温较状态 1 高,根据适航规章 CCAR25 部附录 C 中连续最大结冰气象条件 t_{amb} 和 D_{mv} 之间的关系限制(图 4),相同水滴直径条件下,环境静温较高时,液态水含量较大,因此状态 2 的结冰量较多,冰层较厚.

状态 3 和状态 4 结冰条件的主要区别在于平均液滴直径分别为 $30\text{ }\mu\text{m}$ 和 $40\text{ }\mu\text{m}$. 根据图 4,相

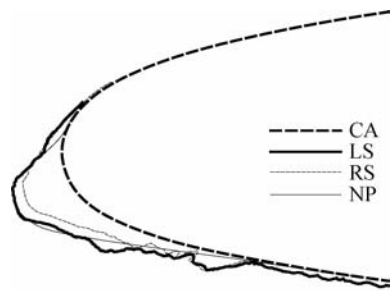
表 1 民机机翼试验状态

Table 1 Test states for civil aircraft wing

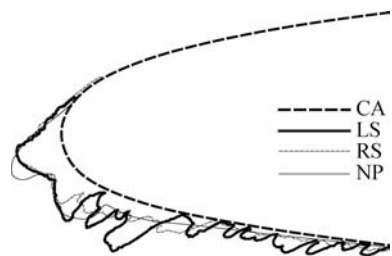
状态	H/m	$V/(\text{m/s})$	$\alpha/(^{\circ})$	$t_{\text{amb}}/^{\circ}\text{C}$	$D_{\text{mv}}/\mu\text{m}$	$\rho_{\text{tw}}/(\text{g}/\text{m}^3)$	τ/min
1	4877	129.7	6.1	-30.0	20	0.14	45
2	4877	129.7	6.1	-20.0	20	0.21	45
3	4877	150.0	6.2	-14.7	30	0.17	45
4	4877	150.0	6.2	-14.7	40	0.08	45
5	1524	119.0	3.3	-8.6	20	0.46	15
6	4877	155.0	2.2	-15.2	20	0.32	15



(a) 算例1



(b) 算例2



(c) 算例3

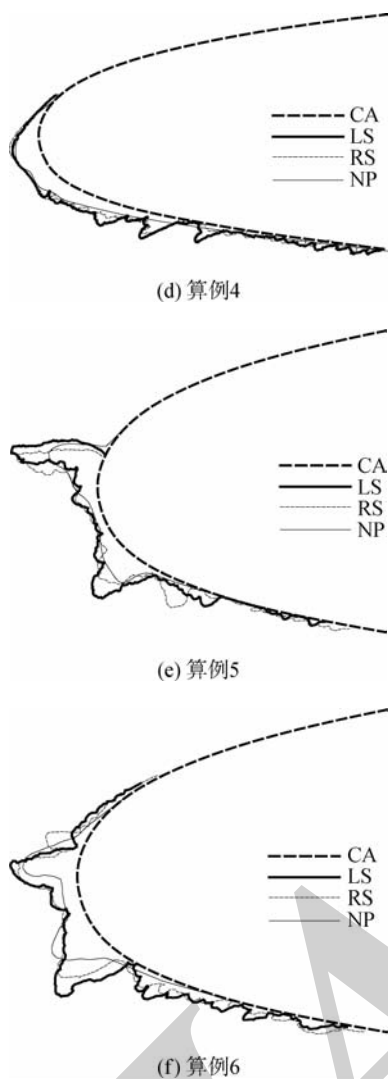
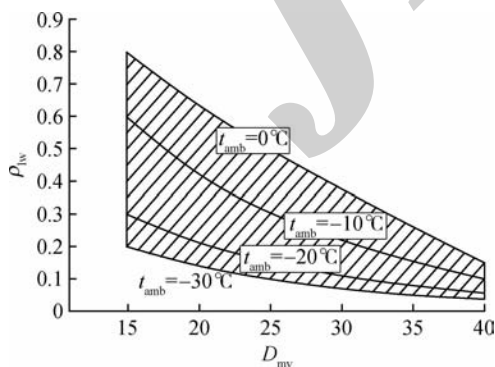


图 3 民机机翼冰形

Fig. 3 Ice shapes on civil aircraft wing

图 4 t_{amb} 和 D_{mv} 之间的关系Fig. 4 Relationship between t_{amb} and D_{mv}

同环境静温时,水滴直径增大,液态水含量减小.对比两个状态的试验结果可以看出,状态 3 ($D_{mv}=30\mu\text{m}$)的结冰情况较为严重.尽管较大水滴由于其惯性较强,导致状态 4 的结冰范围较大,

但随着水滴直径增大,由于液态水含量的影响使得状态 4 的结冰冰层厚度较小,同时结冰外形也更规则,翼型结冰后的气动损失随之降低.计算冰形很好地预测出了结冰范围和冰增长趋势.

状态 5 和状态 6 的结冰时间为 15 min,冰层厚度较小.其中,状态 5 的冰形显示出了非常明显的明冰特征,计算冰形虽然较好地预测出了结冰趋势,上、下翼面冰角位置预测准确,但冰角高度均小于试验冰形;状态 6 也为明冰冰形,计算冰形的下翼面冰角与试验结果的位置有所偏差,上、下翼面冰角高度略小于试验冰形.

4 结 论

本文描述了某型号民机的机翼冰风洞试验结果,并根据试验状态点开展了冰形数值预测,对试验冰形和数值预测冰形进行了对比分析.根据冰形对比情况,霜冰的试验和计算结果一致性较好,而明冰的计算冰形则与试验结果存在一定差异,分析其原因,包括计算和试验两方面的因素.

1) 结冰数值预测采用准定常假设,对于霜冰,随时间增加其结冰外形变化较小,对空气绕流流场的影响小,相应地每个时间步内冰增长的非定常效应带来的影响较小,因此准定常处理引起的误差也较小;而明冰会形成冰角,对绕流的影响较大,尤其是上翼面冰角会引起大的气流分离,每个时间步的冰增长会造成较大的空气流场变化,时间步内冰增长的非定常效应带来的影响较大,当结冰时间较长时,累积效应就比较可观.

2) 本文的结冰数值预测基于 Messinger 模型进行结冰热力学分析,该模型对实际的结冰热力学过程进行了简化,对于复杂的明冰结冰过程模拟存在一定的局限.

3) 明冰结冰过程中存在溢流现象,对于冰风洞设备的工作状况(例如水滴直径和液态水含量等参数存在一定范围的波动)和试验模型表面粗糙度等因素的影响,相比较霜冰更为敏感.

参考文献:

- [1] Wright W B, Oh B P. A summary of validation results for LEWICE 2. 0[R]. AIAA 99-16161, 1999.
- [2] Wright W B. LEWICE 2. 2 capabilities and thermal validation[R]. AIAA-2002-0383, 2002.
- [3] Wright W B. Validation results for LEWICE 3. 0[R]. AIAA-2005-1243, 2005.
- [4] Beaugendre H, Morency F, Habashi W G. FENSAP-ICE's three-dimensional in-flight ice accretion module, ICE3D

- [J]. Journal of Aircraft, 2003, 40(2): 239-247.
- [5] Beaugendre H, Morency F, Habashi W G. FENSAP-ICE: roughness effects on ice shape prediction[R]. AIAA-2003-1222, 2003.
- [6] Baruzzi G, Tran P, Habashi W G. Actuator disk implementation in FENSAP-ICE, a 3D Navier-Stokes in-flight icing simulation system[R]. AIAA-2003-619, 2003.
- [7] 易贤, 朱国林. 考虑传质传热效应的翼型积冰计算[J]. 空气动力学学报, 2004, 22(4): 490-493.
- YI Xian, ZHU Guolin. Computation of glaze ice accretion on airfoil[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2004, 22(4): 490-493. (in Chinese)
- [8] 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)
- [9] 陈维建, 张大林. 瘤状冰结冰过程的数值模拟[J]. 航空动力学报, 2005, 20(3): 472-476.
- CHEN Weijian, ZHANG Dalin. Numerical simulation of glaze ice accretion process[J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20(3): 472-476. (in Chinese)
- [10] 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): 1010-1017.
- CHEN Weijian, ZHANG Dalin. Numerical simulation of ice accretion on airfoils[J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20(6): 1010-1017. (in Chinese)
- [11] 鲁天, 桑为民, 刘晓宇, 等. 三维翼面结冰过程及其影响数值研究[J]. 航空动力学报, 2014, 29(6): 1339-1345.
- LU Tian, SANG Weimin, LIU Xiaoyu, et al. Numerical simulation of icing accretion and influence on three-dimensional wing configuration[J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(6): 1339-1345. (in Chinese)
- [12] 张强, 曹义华, 钟国. 飞机机翼表面霜冰的三维数值模拟[J]. 航空动力学报, 2010, 25(6): 1303-1309.
- ZHANG Qiang, CAO Yihua, ZHONG Guo. Three-dimensional numerical simulation of rime ice accretions on an aircraft wing[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(6): 1303-1309. (in Chinese)
- [13] 张强, 高正红, 傅林. 非结构网格在积冰数值模拟中的应用[J]. 航空动力学报, 2011, 26(5): 977-983.
- ZHANG Qiang, GAO Zhenghong, FU Lin. Application of unstructured grids in numerically simulating ice accretions[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(5): 977-983. (in Chinese)
- [14] 钟国, 曹义华. 多段翼积冰的数值模拟及防冰预测[J]. 北京航空航天大学学报, 2011, 37(1): 36-40.
- ZHONG Guo, CAO Yihua. Numerical simulation of ice accretion on multiple element airfoil and prediction on anti-ice situation[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2011, 37(1): 36-40. (in Chinese)
- [15] 易贤, 朱国林, 王开春, 等. 结冰风洞试验水滴直径选取方法[J]. 航空学报, 2010, 31(5): 877-882.
- YI Xian, ZHU Guolin, WANG Kaichun, et al. Selection of water droplet diameter in icing wind tunnel test[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2010, 31(5): 877-882. (in Chinese)
- [16] 易贤, 桂业伟, 杜雁霞, 等. 结冰风洞水滴直径标定方法研究[J]. 实验流体力学, 2010, 24(5): 36-41.
- YI Xian, GUI Yewei, DU Yanxia, et al. Study on the method of droplet diameter calibration in icing wind tunnel[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2010, 24(5): 36-41. (in Chinese)
- [17] 易贤, 朱国林, 桂业伟. 一种改进的积冰试验相似准则及其评估[J]. 实验流体力学, 2008, 22(2): 84-87.
- YI Xian, ZHU Guolin, GUI Yewei. Modification and evaluation of an icing scaling law[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2008, 22(2): 84-87. (in Chinese)
- [18] 易贤, 朱国林, 桂业伟. 结冰风洞高度模拟能力评估[J]. 科技导报, 2009, 27(9): 65-68.
- YI Xian, ZHU Guolin, GUI Yewei. Evaluation of the simulation capability of an icing wind tunnel[J]. Science and Technology Review, 2009, 27(9): 65-68. (in Chinese)

(编辑: 陈 越)