

过冷大水滴条件下结冰相似准则

施 红¹, 王均毅¹, 陈佳敏¹, 丁媛媛², 张 彤³

(1. 江苏科技大学 能源与动力学院, 江苏 镇江 212003;

2. 中国商用飞机有限责任公司 上海飞机设计研究院, 上海 201210;

3. 南京航空航天大学 航空宇航学院, 南京 210016)

摘 要: 考虑到中国现有结冰风洞在过冷大水滴(SLD)结冰条件模拟能力方面的局限,发展 SLD 结冰风洞及其相应的缩比方法迫在眉睫。研究了大水滴运动机理,并依据绕流场相似、水滴运动和撞击特性相似、结冰过程热力学特性相似原理,提炼出 SLD 结冰条件下的 6 种相似缩比准则,利用结冰数值模拟软件 FENSAP-ICE 对所提相似缩比准则进行筛选与比较,从而基于结冰相似百分比量化判断准则找出给定条件下的最优准则法。结果表明:考虑 SLD 运动特性的撞击参数与 ONERA 法相耦合的方法以及撞击参数与 Ruff 法相耦合的方法的计算结果与实际成冰构型吻合良好;此外,撞击参数与 ONERA 法相耦合的方法在计算直径为 $171\mu\text{m}$ 的 SLD 时优于其他。

关 键 词: 过冷大水滴; 结冰相似准则; 缩比方法; 水滴收集系数; 结冰风洞

中图分类号: V211.3; V244.1⁺5

文献标志码: A

Icing scaling law at supercooled large droplet conditions

SHI Hong¹, WANG Junyi¹, CHEN Jiamin¹,

DING Yuanyuan², ZHANG Tong³

(1. College of Energy and Power Engineering,

Jiangsu University of Science and Technology, Zhenjiang Jiangsu 212003, China;

2. Shanghai Aircraft Design Research Institute,

Commercial Aircraft Corporation of China Limited, Shanghai 201210, China;

3. College of Aerospace Engineering,

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

Abstract: Considering the limits of icing wind tunnels in simulating the SLD (supercooled large droplet) conditions in China, a SLD icing wind tunnel is an urgent realistic problem and its scaled theory needs to be solved. According to the dynamic characteristics and icing mechanism of the supercooled large droplets, six SLD icing scaling laws were proposed with the similarity theory and dimensionless analysis method. Some typical SLD icing conditions were chosen for verifying the SLD scaling law. Based on the FENSAP-ICE software, the ice shapes and other icing parameters were obtained, and also compared for the reliability analysis. Results showed that the coupled approach of impact parameter and ONERA method and the coupled approach of impact parameter and Ruff method had certain superiority and were in good agreement with the reference ice shapes in the test. Besides, the coupled ap-

收稿日期: 2018-08-25

作者简介: 施红(1984—),女,副教授,博士,主要从事飞行器环境控制、船舶舱室环境控制研究。

引用格式: 施红,王均毅,陈佳敏,等. 过冷大水滴条件下结冰相似准则[J]. 航空动力学报,2019,34(5):1101-1110. SHI Hong, WANG Junyi, CHEN Jiamin, et al. Icing scaling law at supercooled large droplet conditions[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(5): 1101-1110.

proach of impact parameter and ONERA method was superior to the other methods when the median volumetric diameter was $171\text{ }\mu\text{m}$.

Key words: supercooled large droplets; icing scaling law; scaling method; droplet collection coefficient; icing wind tunnel

近年来飞机结冰问题日益受到关注,云层中存在过冷大水滴(SLD,直径大于 $50\text{ }\mu\text{m}$ 的过冷水滴)引发的结冰造成的后果更加严重。过冷大水滴由于其水滴直径和液态水含量较大,容易在撞击飞机表面后发生变形、破碎、飞溅和弹回等现象^[1],极易造成飞机结冰量和结冰覆盖面积大大增加,影响飞机飞行的稳定性与操纵性,从而引发飞机失事。所以对 SLD 条件下的结冰研究极为重要,而现有的国内外结冰风洞由于设备的尺寸与能力的限制无法完全模拟过冷大水滴自然结冰条件^[2-3]。以此同时,2015 年 1 月 5 日,FAA(Federal Aviation Administration)增加附录 O 和 25.1420,使得某些特定型号的飞机面临更加严苛的适航认证要求^[4]。因此发展 SLD 冰风洞及其相应的缩比准则重要性凸显。现 Ruff 提出的 Ruff 法^[5]与法国航空航天研究院(ONERA)提出的 ONERA 法^[6]在结冰缩比风洞中使用较多,其能进行 FAA 发布的运输类飞机适航条例的附录 C 结冰条件的缩比。但是在 SLD 条件下其未考虑水动力对冰积聚的影响^[7]。国内周志宏、桑为民、张辰等^[8-10]进行了过冷大水滴结冰过程中的动力学过程研究,目前由于国内对民用大飞机极大的投入和关注,对过冷大水滴条件下的结冰缩比准则研究也越来越重视。本文在 Ruff 和 ONERA 结冰缩比方法的基础上考虑表面水动力的影响,发展了几种适用于大水滴条件的结冰准则。同时,采用结冰数值模拟软件 FENSAP-ICE 在典型的 SLD 工况下对提出的准则进行了数值仿真验证及对比,旨在寻找 SLD 条件下的最优准则法,该研究方法有望进一步推进大水滴冰风洞及其实验方法的发展。

1 大水滴运动相似理论

1) 水滴形变的控制方程为^[8]

$$F - \zeta x - d \frac{dx}{dt} = m \frac{d^2 x}{dt^2} \quad (1)$$

式中 ζ 为恢复力; x 为变形位移量; d 为阻尼力。 m 为质量; F 为流场动压。

且

$$\frac{F}{m} = C_f \frac{\rho_a u_d^2}{\rho_d r} \quad (2)$$

$$\frac{\zeta}{m} = C_k \frac{\sigma}{\rho_d r^3} \quad (3)$$

$$\frac{d}{m} = C_d \frac{\mu_d}{\rho_d r^2} \quad (4)$$

式中系数 $C_f = 1/3$; $C_k = 8$; $C_d = 5$ 。 r 为未发生变形前的液滴半径。 ρ_a 为空气密度, ρ_d 为液滴密度, u_d 为水滴与空气之间的相对速度, σ 为水滴的表面张力系数。

根据式 π 定理,将式(1)进行无量纲化,可得

$$f(x) = F(\rho_d, u_d, r, \sigma) \quad (5)$$

则可得到

$$\pi = \Phi\left(\frac{\sigma}{\rho_d u_d^2 r}\right) \quad (6)$$

$$\pi_1 = \frac{\sigma}{\rho_d u_d^2 r} = \frac{1}{We} \quad (7)$$

其中 π 、 π_1 、 We 为无量纲变量。

因此水滴韦伯数可以用来表示水滴运动过程中的变形程度^[11]

$$We_d = \frac{u_d^2 D_{mv} \rho_d}{\sigma} \quad (8)$$

式中 D_{mv} 为水滴直径。

2) 过冷大水滴产生的飞溅现象,飞溅的发生取决于撞击参数 K_{imp} , 定义如下^[12]:

$$K_{imp} = Oh \cdot Re^{1.25} = \left(\frac{\rho_d^3 D_{mv}^3 v_n^5}{\sigma_d^2 \mu_d}\right)^{0.25} \quad (9)$$

式中 Oh 是 Ohnesorge 数,其值为 $\mu_d / \sqrt{\rho_d \sigma d}$ 。 v_n 是水滴撞向壁面的法向速度, Re 为雷诺数。

3) Anderson、Bartlett、Oleskiw 等^[13-16]经过实验认为在某些工况下水滴会产生向机翼后缘流动的现象而并不会全部立即冻成冰,水的表面张力是造成这种现象的原因。因此用壁面韦伯数 We_1 作为准则数,定义为

$$We_1 = \frac{V_\infty^2 L \rho_d}{\sigma} \quad (10)$$

式中 L 为特征尺寸, V_∞ 为水滴撞击速度。

2 建立 SLD 缩比准则

本文拟在 Ruff 法与 ONERA 法的基础上考

考虑大水滴撞击的水动力特性,从而来获得大水滴条件下的缩比准则。

2.1 Ruff 法

Ruff 法中缩比尺寸和速度可自由选择,各参数表达式为

$$\left\{ \begin{aligned} L_s &= [\quad] \\ V_s &= [\quad] \\ p_s &= p_0 \\ T_s &= T_r + \frac{V_{\infty,r}^2 - V_{\infty,s}^2}{2c_p} \\ D_{mv,s} &= D_{mv,r} \left(\frac{L_s}{L_r} \right)^{\frac{1}{2-k}} \left(\frac{V_{\infty,s}}{V_{\infty,r}} \right)^{\frac{1-k}{k-2}} \left(\frac{p_s}{p_r} \right)^{\frac{k}{2-k}} \left(\frac{T_s}{T_r} \right)^{\frac{k}{k-2}} \\ C_{lw,s} &= C_{lw,r} \frac{h_{c,s}}{h_{c,r}} \cdot \frac{V_{\infty,r}}{V_{\infty,s}} \cdot \frac{\theta_s}{\theta_r} \\ t_s &= t_r \frac{L_s}{L_r} \cdot \frac{C_{lw,r}}{C_{lw,s}} \cdot \frac{V_{\infty,r}}{V_{\infty,s}} \end{aligned} \right. \quad (11)$$

式中 p 为压力, V 为速度, L 为特征尺寸, T 为温度, k 表示阻力系数随雷诺数变化的指数, t 为时间, θ 为空气传递势能, h_c 驻点处的传热系数, c_p 为比定压热容, C_{lw} 为液态水含量, $[\quad]$ 表示参数自定义。下标 s 代表缩比模型, r 代表原模型。

2.2 ONERA 法

此法中缩比尺寸和速度同样可自由选择,各参数表达式为

$$\left\{ \begin{aligned} L_s &= [\quad] \\ V_s &= [\quad] \\ p_s &= p_0 \\ D_{mv,s} &= D_{mv,r} \left(\frac{L_s}{L_r} \right)^{\frac{1}{2-k}} \left(\frac{V_{\infty,s}}{V_{\infty,r}} \right)^{\frac{1-k}{k-2}} \left(\frac{p_s}{p_r} \right)^{\frac{k}{2-k}} \left(\frac{T_s}{T_r} \right)^{\frac{k}{k-2}} \\ C_{lw,s} &= C_{lw,r} \left(\frac{L_s}{L_r} \right)^{-0.5} \left(\frac{V_{\infty,s}}{V_{\infty,r}} \right)^{-0.5} \left(\frac{p_s}{p_r} \right)^{0.5} \left(\frac{T_s}{T_r} \right)^{0.3} \\ t_s &= t_r \frac{L_s}{L_r} \cdot \frac{C_{lw,r}}{C_{lw,s}} \cdot \frac{V_{\infty,r}}{V_{\infty,s}} \\ T_s &= T_r + \frac{\theta_r - \theta_s}{b} + \frac{V_{\infty,r}^2 - V_{\infty,s}^2}{2c_p} \end{aligned} \right. \quad (12)$$

式中 b 为相对热因子。

2.3 SLD 法

1) 速度选取

采用以下 3 种方法对速度进行计算^[17-18]

根据水滴变形程度相似

$$We_{d,s} = We_{d,r} \quad (13)$$

$$V_s = V_r \left(\frac{D_{mv,r}}{D_{mv,s}} \right)^{0.5} \quad (14)$$

根据水滴飞溅相似

$$K_{imp,s} = K_{imp,r} \quad (15)$$

$$V_s = V_r \left(\frac{D_{mv,r}}{D_{mv,s}} \right)^{0.6} \quad (16)$$

根据水滴溢流相似

$$We_{l,s} = We_{l,r} \quad (17)$$

$$V_s = V_r \left(\frac{L_r}{L_s} \right)^{0.5} \quad (18)$$

2) 压力的选取

压力选取为海平面压力 $p_0=101\,325\text{ Pa}$ 。

3) 水滴直径的选取

根据变形

$$D_{mv,s} = D_{mv,r} \left(\frac{L_s}{L_r} \right)^{\frac{2}{3-k}} \left(\frac{p_s}{p_r} \right)^{\frac{2k}{3-k}} \left(\frac{T_s}{T_r} \right)^{\frac{2k}{k-3}} \quad (19)$$

根据飞溅

$$D_{mv,s} = D_{mv,r} \left(\frac{L_s}{L_r} \right)^{\frac{5}{7-2k}} \left(\frac{p_s}{p_r} \right)^{\frac{5k}{7-2k}} \left(\frac{T_s}{T_r} \right)^{\frac{5k}{2k-7}} \quad (20)$$

根据溢流

$$D_{mv,s} = D_{mv,r} \left(\frac{L_s}{L_r} \right)^{\frac{1}{2-k}} \left(\frac{V_{\infty,s}}{V_{\infty,r}} \right)^{\frac{1-k}{k-2}} \left(\frac{p_s}{p_r} \right)^{\frac{k}{2-k}} \left(\frac{T_s}{T_r} \right)^{\frac{k}{k-2}} \quad (21)$$

式中 $k=0.35^{[19]}$ 。

4) 温度的选取

Ruff 法温度选取

$$T_s = T_r + \frac{V_{\infty,r}^2 - V_{\infty,s}^2}{2c_p} \quad (22)$$

ONERA 法温度选取

$$\phi_s - \phi_r = \frac{\theta_r - \theta_s}{b} \quad (23)$$

其中 ϕ 为水滴传递势能。

$$T_s = T_r + \frac{\theta_r - \theta_s}{b} + \frac{V_{\infty,r}^2 - V_{\infty,s}^2}{2c_p} \quad (24)$$

5) 积冰时间的选取

结冰时间可表示为

$$t_s = t_r \frac{L_s}{L_r} \cdot \frac{C_{lw,r}}{C_{lw,s}} \cdot \frac{V_{\infty,r}}{V_{\infty,s}} \quad (25)$$

根据上文分析,结合水滴动力学特点,考虑选择 6 种组合进行分析。分别是 ① We_l -Ruff; ② K_{imp} -Ruff; ③ We_d -Ruff; ④ We_l -ONERA; ⑤ K_{imp} -ONERA; ⑥ We_d -ONERA。

3 大水滴条件下的结冰数值仿真计算

3.1 程序可靠性验证

由于实验条件的限制,本文采用结冰数值模

拟软件 FENSAP-ICE 对缩比准则进行结冰验证。为了验证程序的正确性,选择 D_{mv} 大于 $50\text{ }\mu\text{m}$ 的工况进行分析计算,选用的是弦长 $C=0.533\text{m}$ 的 NACA0012 翼型,缩比尺寸为 0.5,攻角为 0° 。参数如表 1 所示。

表 1 中 v 表示水滴速度, T_e 表示环境温度。

基于上述缩比准则,表 1 工况条件下冰形计算结果如图 1~图 4 所示,图中 x/C 、 y/C 分别表

表 1 典型参考结冰条件设计参数

Table 1 Design parameters in typical reference icing condition

参数	数值
C/m	0.533
$v/(\text{m/s})$	51
T_e/K	265.2
$D_{mv}/\mu\text{m}$	200
$C_{lw}/(\text{g/m}^3)$	1.2
t/s	426

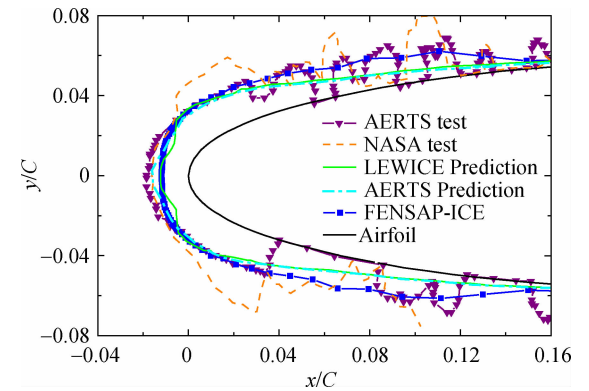


图 1 冰形轮廓对比图

Fig. 1 Comparison diagram of ice shapes

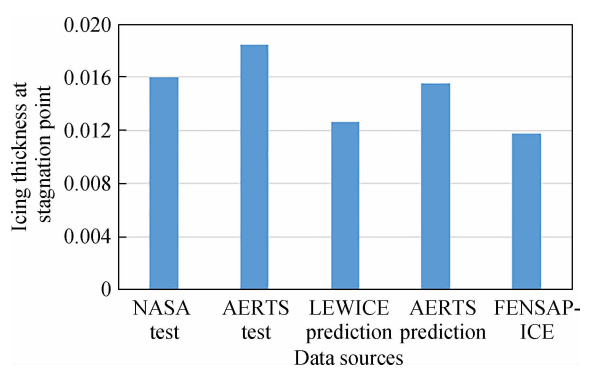


图 2 驻点处结冰厚度

Fig. 2 Comparison diagram of icing thickness at stagnation point

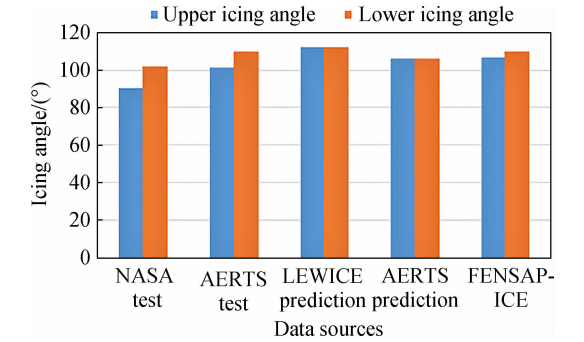


图 3 结冰角度对比图

Fig. 3 Comparison diagram of the icing angles

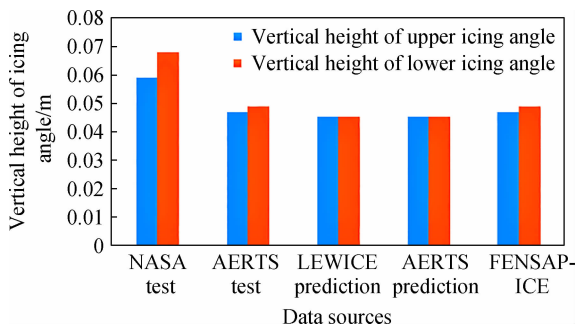


图 4 冰角垂直高度对比图

Fig. 4 Comparison diagram of vertical height of icing angle

示机翼截面 x 、 y 坐标与弦长的比值。

使用结冰相似百分比差异来给出量化的相似结果,定义如下^[19]:

$$\Delta X_i = \left| \frac{X_c - X_g}{X_c} \right| \times 100\%$$

(26)

式中 X_i 为冰形的几何参数,下标 c 为参考模型,下标 g 为对比模型。

将式(26)得到的数据代入式(27)

$$\overline{\Delta X_i} = \sum_{i=1}^n \Delta X_i / n$$

(27)

将结冰厚度、冰角和冰角垂直高度进行平均化得到参考冰形平均数,并将这些数据代入式(26)、式(27)中,得到各组冰形相似差异结果为表 2 所示。

表 2 FENSAP-ICE 仿真结果相似差异率
Table 2 Deviation rate of FENSAP-ICE results

参数	差异率/%	参数	差异率/%
驻点厚度	24.4	上冰角垂直高度	4
上结冰角度	5	下冰角垂直高度	6
下结冰角度	2	综合量化结果	8.48

由表 2 可知,综合量化结果为 8.48%。当差异率小于 15%可认为是合理的误差范围^[20]。因此可认为 FENSAP-ICE 结冰软件在大水滴直径为 50 μm 以上时仿真结果是可信的。

3.2 SLD 条件下结冰缩比准则对比

采用 6 种缩比方法得到的参数进行进一步分析计算,参数如表 3 所示^[20]。

表 3 中 p_s 为外界压力。

第 1 组工况下缩比模型的水滴收集系数对比图如图 5 所示。

由图 5 可知,3 种 Ruff 法和 3 种 ONERA 法在同样的水滴直径和来流速度下水滴收集系数相差无几,反映了水滴直径和来流速度势影响水滴收集系数的重要影响因素。

第 1 组工况下机翼表面液态水含量分布图如图 6 所示。

由图 6 可知,ONERA 法和 Ruff 法的水滴遮蔽区位置接近相似,在机翼截面 x 坐标与弦长的比值为 0.06~0.10 之间大水滴的分布面积很大,较之附录 C 中的撞击面积和质量要大。由图 6

可知,在 We_d -Ruff 法下液态水含量因为水滴在边界层处的变形和破碎,在机翼弦长方向先逐渐增大,在其余相似准则数下都在起初保持不变,随之,有一个快速增长后再快速下降。在 6 种相似准则下的结冰形状与宾夕法尼亚州立大学 AERTS (Adverse Environment Rotor Test Stand)实验室的研究结果^[21]进行对比,如图 7 所示。

由图 7 可知,计算得到的结冰冰形轮廓与实验结果和其他数值仿真方法接近。

对以上 6 种结冰情况与实验结果进行对比,结果如表 4 所示。

由表 4 可知,上述综合量化结果差异率均小于 15%,其中差异率最小的是 We_d -ONERA 法,因此该方法较其他方法更适用于这种结冰条件。

为进一步证明以上结冰缩比方法的通用性,选取第 2 组结冰条件进行验证,计算参数如表 5 所示^[20]。

几种缩比方法在未结冰机翼上的水滴收集系数结果如图 8 所示。

表 3 第 1 组结冰条件下的设计参数
Table 3 Design parameters of icing condition in first group

C/m	$v/(m/s)$	T_e/K	$D_{mv}/\mu m$	$C_{lw}/(g/m^3)$	t/s	备注
0.533	51	265.2	200	1.2	426	参考条件
0.267	72	264.9	114.8	1.28	141	We_1 -Ruff
0.267	70.8	264.9	115.5	1.30	141	K_{imp} -Ruff
0.267	66.2	265.0	118.7	1.39	142	We_d -Ruff
0.267	72	264.4	114.8	1.43	127	We_1 -ONERA
0.267	70.8	264.4	115.6	1.44	128	K_{imp} -ONERA
0.267	66.2	264.6	118.7	1.49	133	We_d -ONERA

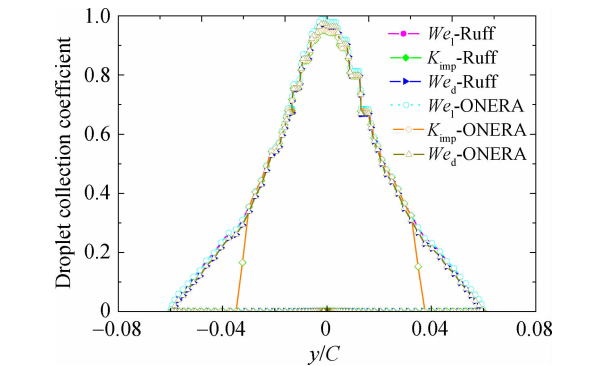


图 5 第 1 组工况下缩比模型的水滴收集系数对比图
Fig. 5 Droplet collection coefficient comparison diagram of scaled models in first group

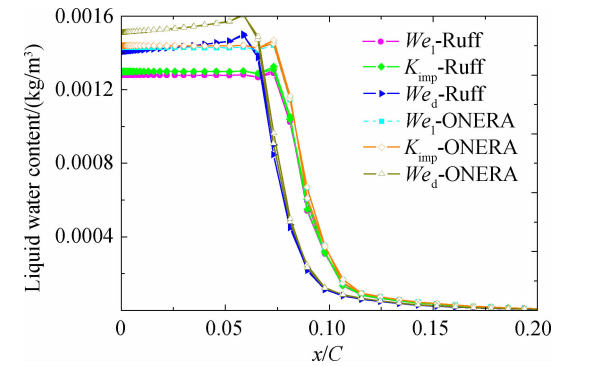


图 6 第 1 组工况下机翼表面液态水含量分布图
Fig. 6 Liquid water content distribution on the wing surface in first group

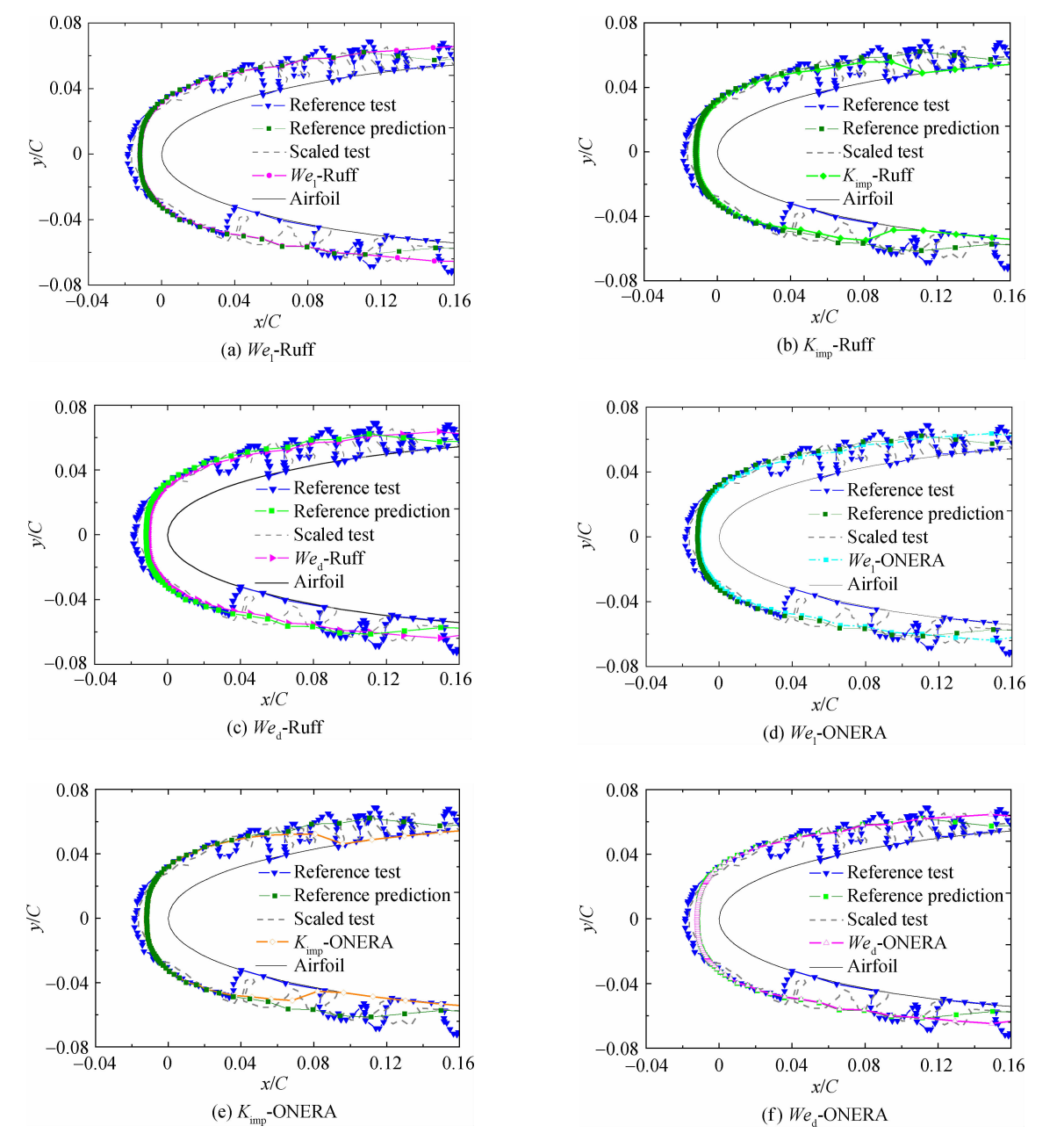


图 7 第 1 组工况下不同缩比模型结冰形状对比图

Fig. 7 Icing shapes of the different the scaled models in first group

表 4 第 1 组工况下缩比模型差异率

Table 4 Deviation rate of the scaled models in first group

缩比方法	差异率/%
We_1 -Ruff	8.58
K_{imp} -Ruff	8.32
We_d -Ruff	13.8
We_1 -ONERA	10.36
K_{imp} -ONERA	9.4
We_d -ONERA	6.82

由图 8 可知,在机翼截面 y 坐标与弦长比值在 ± 0.06 时 We_1 法的水滴撞击极限最大。图 9 是沿机翼表面的液态水含量分布。

由图 9 可知,液态水含量在机翼弦长方向有一个快速增长后再快速下降。 We_1 准则法获得的 C_{lw} 分布范围小于其他。

数值计算结冰外形对比如图 10 所示。

由图 10 可知,水滴飞溅相似条件下得到的结冰外形较其他准则数下与实验结果吻合较好。进一步,其量化结果误差如表 6 所示。

由表 6 可知,6 种方法中 K_{imp} -Ruff 和 K_{imp} -ONERA 两种方法满足误差要求。

表 5 第 2 组结冰条件下设计参数

Table 5 Design parameters of icing condition in second group

C/m	$v/(m/s)$	T_e/K	$D_{mv}/\mu m$	$C_{lw}/(g/m^3)$	t/s	备注
0.533	51	262.2	110	1.03	564	参考条件
0.267	72	261.9	63	1.13	182	We_1 -Ruff
0.267	70.8	261.9	63.6	1.15	182	K_{imp} -Ruff
0.267	66.2	262.0	65.3	1.21	184	We_d -Ruff
0.267	72	261.3	63.2	1.22	168	We_1 -ONERA
0.267	70.8	260.95	63.6	1.23	170	K_{imp} -ONERA
0.267	66.2	261.6	65.3	1.28	176	We_d -ONERA

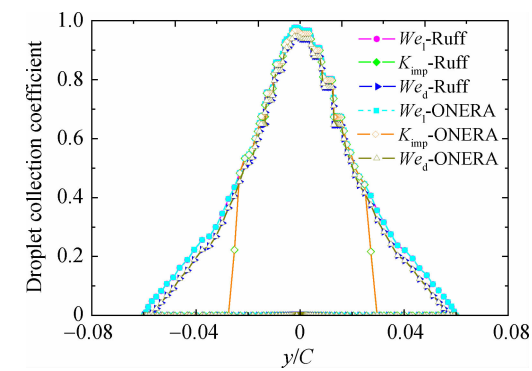


图 8 第 2 组工况下缩比模型的水滴收集系数对比图

Fig. 8 Droplet collection coefficient comparison diagram of the scaled models in second condition

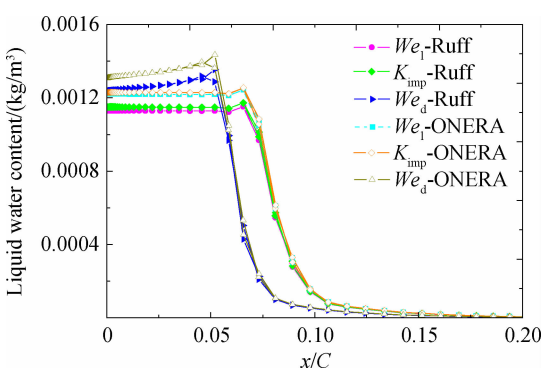
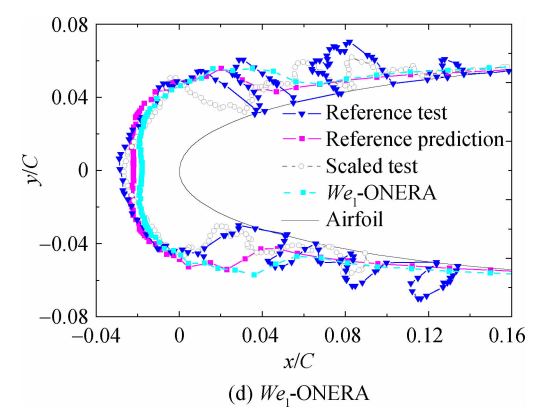
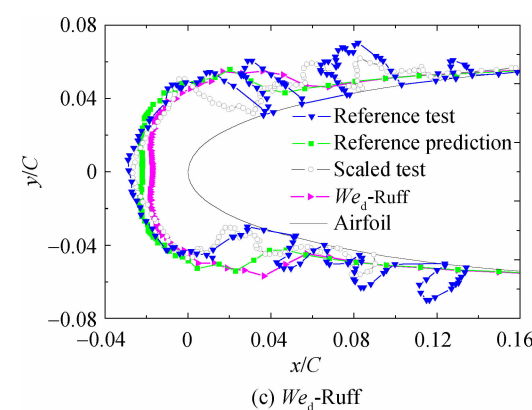
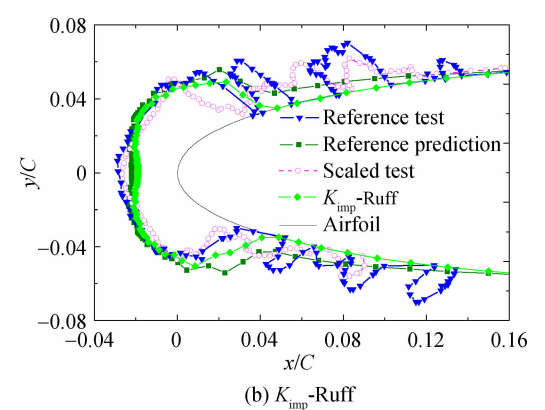
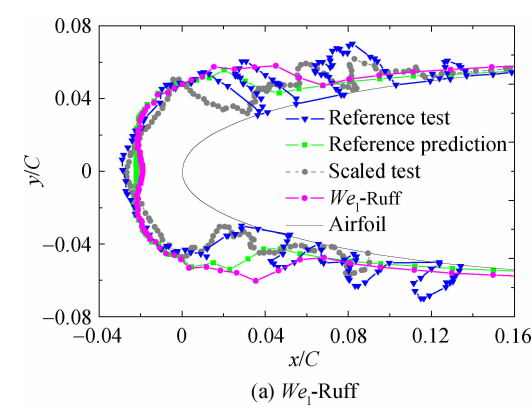


图 9 第 2 组工况下沿机翼表面液态水含量分布图

Fig. 9 Liquid water content distribution on the wing surface in second condition



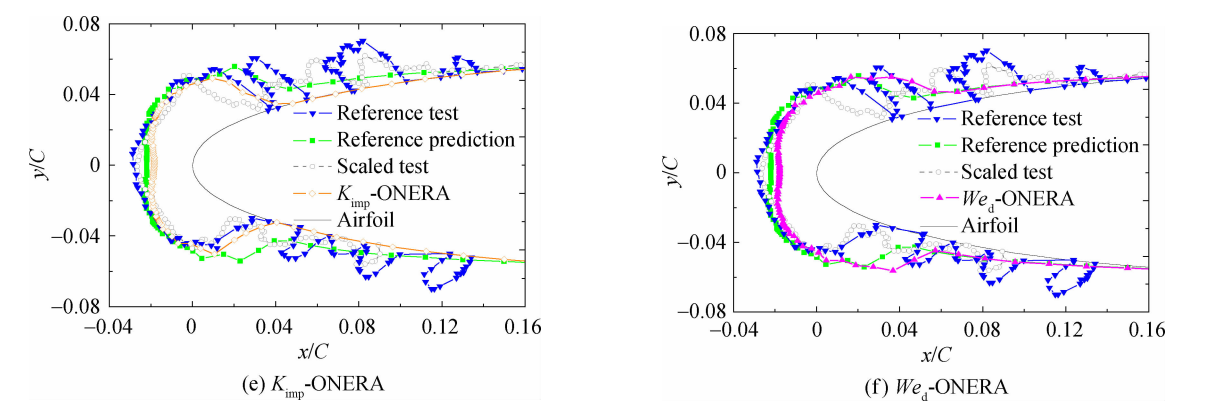


图 10 第 2 组工况下不同缩比模型结冰形状对比

Fig. 10 Icing shapes of the different the scaled models in second SLD condition

表 6 第 2 组工况下缩比模型差异率	
Table 6 Deviation rate of the scaled models in second condition	
缩比方法	差异率/%
We_1 -Ruff	22.06
K_{imp} -Ruff	11.7
We_d -Ruff	20.74
We_1 -ONERA	37.48
K_{imp} -ONERA	10.9
We_d -ONERA	38.06

为进一步论证上述两种方法的差异性,选取参考模型选取为弦长为 1.828 m 的 NA-CA0012 翼型,计算参数如表 7 所示,冰形计算结果如图 11 和图 12 所示,相似缩比差异率如表 8 所示。

由表 8 可知, K_{imp} -ONERA 法在上述两种工况下均能满足设计要求。值得注意的是在水滴尺寸大于 $84\text{ }\mu\text{m}$ 时, K_{imp} -Ruff 法不满足要求。因此,综上所述, K_{imp} -ONERA 更具有优异性。

表 7 第 3 组、第 4 组模型设计参数

Table 7 Design parameters of the models in the third and fourth group

C/m	$v/(\text{m/s})$	p_s/Pa	T_e/K	$D_{mv}/\mu\text{m}$	$C_{lw}/(\text{g/m}^3)$	t/s	备注
1.828	50.93	101325	265.98	84	1.2	1392	第 3 组参考条件
1.828	50.93	101325	265.088	171	1.35	1116	第 4 组参考条件

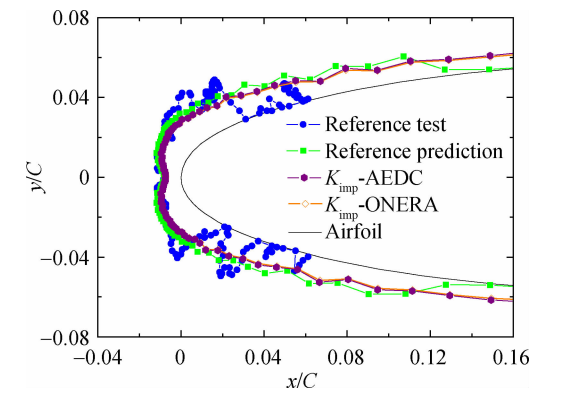


图 11 第 3 组冰形

Fig. 11 Icing shapes in the third group

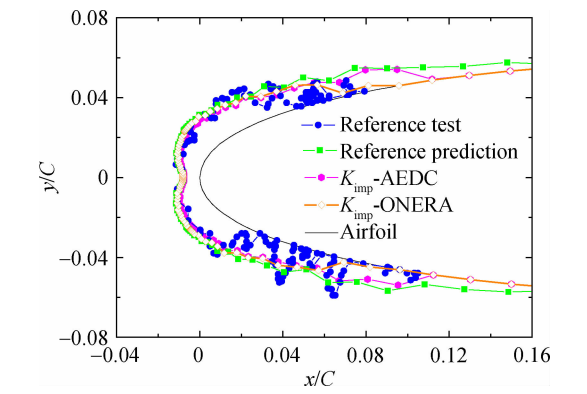


图 12 第 4 组冰形

Fig. 12 Icing shapes in the fourth group

表8 第3组、第4组缩比模型差异率

Table 8 Deviation rate of the scaled models in the third and fourth group

缩比方法	差异率/%
K_{imp} -ONERA(第3组)	15
K_{imp} -Ruff(第3组)	15
K_{imp} -ONERA(第4组)	11.98
K_{imp} -Ruff(第4组)	21.94

4 结 论

FAA 和 EASA (European Aviation Safety Agency) 最新发布的适航规章对 SLD 条件下的结冰认证提出了新的要求,发展 SLD 条件下新的缩比准则已成为发展趋势。本文在 ONERA 法和 Ruff 法的基础上,分析了大水滴的形变、飞溅及撞击特性,提出了 6 种 SLD 结冰条件下的相似缩比准则,并基于 FENSAP-ICE 研究了不同水滴尺度下所提相似缩比准则的可靠性,得出以下结论。

- 1) 当 SLD 尺寸为 $200\text{ }\mu\text{m}$ 时,所提的 6 种缩比方法均在设计的量化要求范围内。
- 2) 当 SLD 尺寸为 $110\text{ }\mu\text{m}$ 时,考虑 SLD 运动特性的 K_{imp} -ONERA 法和 K_{imp} -Ruff 法与已有的实验数据相对比,吻合性较好并优于其他。
- 3) 当水滴尺寸为 $171\text{ }\mu\text{m}$ 时,加入大水滴运动模型的缩比准则与实验的吻合性较低,从结冰相似百分比的量化指标可知, K_{imp} -ONERA 法在此工况下仍能满足设计要求,而 K_{imp} -Ruff 法此时已经不能满足设计要求。
- 4) 从上述分析可知, K_{imp} -ONERA 法的普适性更强。因此, K_{imp} -ONERA 法可望发展成为准确预测 SLD 结冰条件下成冰构型的一种缩比方法。

参考文献:

[1] 桑为民,蔡旻,鲁天. 变形破碎特性对 SLD 结冰过程影响[J]. 航空动力学报,2017,32(7):1537-1544.

SANG Weimin, CAI Yang, LU Tian. Effect of deformation and breakup characteristic on supercooled large droplet icing process[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(7): 1537-1544. (in Chinese)

[2] 符澄,宋文萍,彭强,等. 结冰风洞过冷大水滴结冰条件模拟能力综述[J]. 实验流体力学,2017,31(4):1-7.

FU Cheng, SONG Wenping, PENG Qiang, et al. An overview of supercooled large droplets icing condition simula-

tion capability in icing wind tunnels[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2017, 31(4):1-7. (in Chinese)

[3] 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. (in Chinese)

[4] 丁媛媛,蒋彦龙,施红,等. 国外运输类飞机最新结冰适航规章差异初步研究与分析[J]. 民用飞机设计与研究, 2016, 123(4):35-39.

DING Yuanyuan, JIANG Yanlong, SHI Hong, et al. Study and analysis of the latest foreign icing airworthiness regulation's differences on the transport category airplanes [J]. Civil Aircraft Design and Research, 2016, 123(4):35-39. (in Chinese)

[5] RUFF G A. Analysis and verification of the icing scaling equations[R]. Arnold Engineering Development Center, AEDC 96-0636, 1985.

[6] ARMAND C, CHARPIN F, FASSO G, et al. Aircraft icing techniques and facilities used at the ONERA modane centre for icing tests[R]. Advisory Group for Aeronautical Research and Development, AGARD-127, 1997.

[7] ANDERSON D. Effect of velocity in icing scaling tests [R]. AIAA-2000-236, 2000.

[8] 周志宏,易贤,桂业伟,等. 考虑水滴动力学效应的结冰试验相似准则[J]. 实验流体力学,2016,30(2):20-25.

ZHOU Zhihong, YI Xian, GUI Yewei, et al. Icing scaling law with the dynamic effects of water droplets[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2016, 30(2):20-25. (in Chinese)

[9] 桑为民,胡少华,鲁天. 过冷大水滴动力学特性对结冰影响数值研究[J]. 空气动力学学报,2016,34(5):549-555.

SANG Weimin, HU Shaohua, LU Tian. Numerical investigation of ice accretion effects at supercooled large droplet conditions[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2016, 34(5): 549-555. (in Chinese)

[10] 张辰,孔维梁,刘洪. 大粒径过冷水滴结冰模拟破碎模型研究[J]. 空气动力学学报,2013,31(2):144-150.

ZHANG Chen, KONG Weiliang, LIU Hong. An investigation on the breakup model for icing simulation of supercooled large droplet[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2013, 31(2):144-150. (in Chinese)

[11] KIND R J, POTAPCZUK M G. Experimental and computational simulation of in-flight icing phenomena[J]. Progress in Aerospace Science, 1998, 34(1):275-345.

[12] TAN C, PAPADAKIS M. Droplet breakup, splashing and re-impingement on an iced airfoil [R]. Toronto: AIAA Theoretical Fluid Mechanics Meeting, 2005.

[13] ANDERSON D, TSAO J C. Additional results of ice accretion scaling at SLD conditions[R]. AIAA-2003-390, 2003.

[14] BARTLETT C S. Icing scaling considerations for air craft engine testing[R]. AIAA 88-0202, 1988.

[15] BARTLETT C S. An analytical study of icing similitude for aircraft engine testing[R]. Arnold Engineering Development Center, AEDC TR-86-26, 1986.

[16] OLESKIW M M, FABRIZIO D G, BIAGIO E. The effect of altitude on icing tunnel airfoil icing simulation[R]. Washington: FAA International Conference on Aircraft In-flight Icing, 1996.

[17] BILANIN A J. Proposed modifications to ice accretion/icing scaling theory[J]. Journal of Aircraft, 1988, 28(6): 353-359.

[18] ANDERSON D N. A preliminary study of ice accretion scaling for SLD conditions[R]. AIAA-2002-0521, 2002.

[19] 丁媛媛. 运输类飞机结冰适航审定方法及 SLD 关键技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2018.

DING Yuanyuan. Research on icing airworthiness certification methods and sld key technology for transport category airplanes[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2018. (in Chinese)

[20] 周志宏, 易贤, 郭龙, 等. 一种结冰外形相似度评估方法[J]. 空气动力学学报, 2016, 34(5): 556-561.

ZHOU Zhihong, YI Xian, GUO Long, et al. Quantitative method for ice accretions comparison[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2016, 34(5): 556-561. (in Chinese)

[21] ROCCO E T, HAN Y, PALACIOS J, et al. Super-cooled large droplet ice accretion reproduction and scaling law validation[R]. AIAA-2016-3279, 2016.

(编辑: 王碧琚)