

文章编号:1000-8055(2013)07-1467-08

引射式结冰风洞内圆柱结冰试验

孟繁鑫, 陈维建, 梁青森, 张大林
(南京航空航天大学 航空宇航学院, 南京 210016)

摘 要: 设计并建造了用于结冰研究的小型引射式结冰风洞试验系统, 对其结冰气象条件参数进行了标定, 给出了试验段水雾均匀区范围, 验证了试验冰形的可重复性. 在霜状冰和瘤状冰条件下, 对直径为 25.4 mm 和 50.8 mm 的圆柱在所建的结冰风洞内进行了结冰试验. 试验结果表明: 在所研究的结冰条件和结冰时间范围内, 霜状冰与瘤状冰的结冰厚度均随时间推进而线性增长; 在满足结冰相似准则的情况下, 冰形相似性结果良好, 无量纲厚度的最大偏差约为 10%.

关 键 词: 飞机结冰; 结冰试验; 结冰风洞; 圆柱结冰; 结冰相似准则

中图分类号: V245.3⁺43; TK124

文献标志码: A

Experiment on cylinder icing in injection driven icing wind tunnel

MENG Fan-xin, CHEN Wei-jian, LIANG Qing-sen, ZHANG Da-lin
(College of Aerospace Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: Small injection driven icing wind tunnel was designed and built for icing research. Icing atmospheric conditions were calibrated and the uniformity range of icing cloud was given. Tests were conducted to validate the repeatability of ice accretions. Ice shapes on 25.4 mm and 50.8 mm cylinders were measured experimentally under rime and glaze icing conditions in present icing wind tunnel. Results show that the thickness of rime ice and glaze ice is linearly increased with time under the test conditions and within the icing time range. Good ice shape similarity is achieved by applying scaling equations and the maximum deviation of dimensionless thickness is about 10%.

Key words: aircraft icing; icing experiment; icing wind tunnel; cylinder icing; icing similarity criterion

飞机穿越低温云层时, 过冷水滴撞击机翼前缘、发动机唇口等迎风面会产生结冰现象. 结冰会恶化飞机气动和操控性能, 影响飞行安全^[1-3].

在结冰风洞内进行结冰试验研究有助于了解结冰机理, 改进结冰模拟数学模型, 评估冰形对飞机性能的影响, 验证防冰系统的可靠性等. 由于自然结冰条件下的飞行试验耗时久、成本高且危险性大, 故结冰风洞试验成为重要的研究手段^[4].

NASA 刘易斯研究中心建造了闭式(回流式)结冰风洞研究飞机结冰现象^[5-6]; 意大利宇航研究中心(CIRA)拥有世界最大、最先进的结冰风洞, 可以对飞机大型部件进行结冰试验^[7]. 这些结冰风洞规模大、成本高, 很难由中、小型科研院所和高校建设使用. 此外, 对于结冰机理研究或冰形预测软件的有效性验证, 也无需建造过大规模的结冰风洞. 法国发动机测试中心设计了试验段

收稿日期: 2012-07-11

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20130711.1810.201307.1467_008.html

作者简介: 孟繁鑫(1983—), 男, 山西阳泉人, 博士生, 主要从事飞机防、除冰研究.

截面 $200\text{ mm} \times 200\text{ mm}$ 的小型结冰风洞^[8],但详细的设计方法鲜见报道.国内易贤等^[9]对运输机翼型进行了结冰试验,但相关试验冰形数据较少.

本文设计并建立了一种用于结冰研究的引射式结冰风洞,对结冰气象参数进行了标定,在结冰风洞内对直径分别为 $25, 4, 50, 8\text{ mm}$ 的圆柱进行结冰试验.

1 引射式结冰风洞

1.1 冰风洞工作原理

引射式结冰风洞结构相对简单、可实现能量回收利用,能够模拟较大范围的结冰气象条件.所建结冰风洞的试验段截面为 $200\text{ mm} \times 100\text{ mm}$ 的矩形,设计最大风速为 90 m/s ,模拟的结冰气象参数能力为:温度范围为 $0 \sim -30\text{ }^{\circ}\text{C}$,过冷水滴平均体积直径(mean volume diameter, MVD, 量符号记为 D_{mv})为 $15 \sim 40\text{ }\mu\text{m}$,液态水含量(liquid

water content, LWC, 量符号记为 C_{lw})为 $0.5 \sim 2\text{ g/m}^3$.结冰风洞系统工作原理如图1所示.

其具体工作原理是:压缩空气经干燥过滤、制冷机组预冷后,分为冷却气路 and 主引射气路.冷却气路通过冷却涡轮降压再冷却,由散流器均匀的供入保温室,降低保温室的环境温度,通过调整冷却涡轮的膨胀比可以控制环境温度,进而实现试验段内空气温度的调节.主引射气路经过调节阀,以设定压力进入引射器,引射保温室内空气,使之在试验段内达到一定的速度,调节引射器的主引射压力可以实现试验段空气流速的控制.

系统末端加装了折流板以去除试验段内流出的空气中残余水滴,主流空气经扩压段减速后进入折流板,由于水滴惯性较大,绝大部分水滴撞击折流板壁面后冻结.去除水滴的低温空气一部分由保温室的排气孔排出室外,另一部分进入再循环.

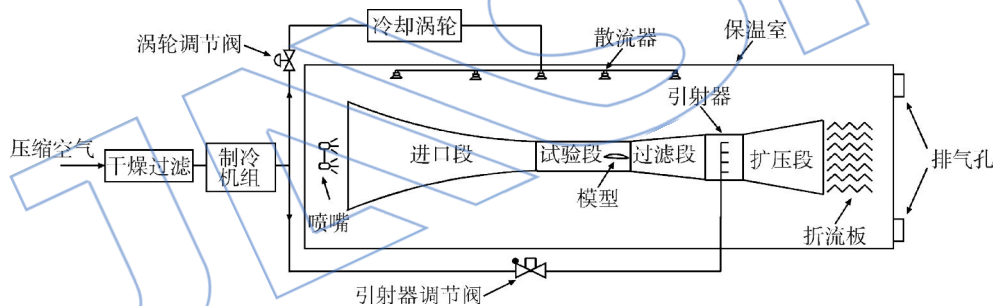


图1 结冰风洞原理图

Fig. 1 Schematic diagram of icing wind tunnel

1.2 喷水系统

如图2所示,喷水系统由气路和水路组成.水路由压缩空气驱动水流从不锈钢水箱流出,经过过滤器、质量流量计和加热器后进入喷嘴,其压力由压缩空气路上的压力调节阀控制;气路空气压力由调节阀减压调节,经电加热器后供入喷嘴,在喷嘴内与水相互掺混并将其雾化.气、液两路加热器用来提高空气和水的进口温度,防止水路冻结及过冷水滴结晶.高精度的质量流量计用来监测水路的质量流量.旁通阀可在试验结束后清除水管和喷嘴内残留的水.

水滴 MVD 是重要的结冰气象参数,其大小依赖于喷嘴的性能,本系统中采用了池内公司的两相流微雾喷嘴,能产生 $15 \sim 100\text{ }\mu\text{m}$ 的水滴,通过调整气、液两路压力比可控制喷雾量及液滴直径,从而模拟结冰条件所需的 MVD 和 LWC.

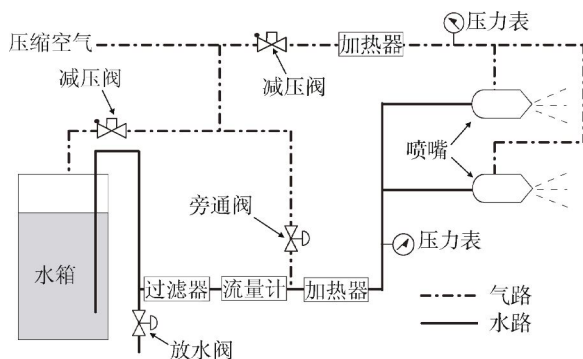


图2 喷水系统原理图

Fig. 2 Schematic diagram of water spray system

2 结冰气象参数测量方法

2.1 试验段风速标定

为方便试验段风速控制,本文在 $-5\text{ }^{\circ}\text{C}$ 条件下,对引射器不同供气压力所对应的试验段风速

进行了标定. 风速由标准皮托管测量, 图 3 给出了试验段风速标定曲线.

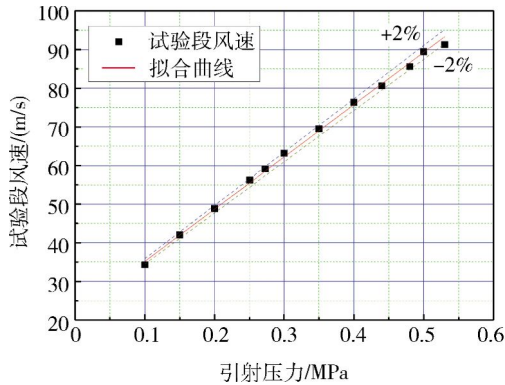


图 3 试验段风速标定曲线

Fig. 3 Calibration curves of air velocity in test section

2.2 液态水含量(LWC)测量

试验段液态水含量采用标准冰刀法^[10]进行测量. 冰刀长为 100 mm, 宽为 20 mm, 厚为 3 mm, 材料为铝, 结构图如图 4 所示. 为保证冰刀冻结系数为 1, 标定过程需在霜状冰条件下进行. 当积冰厚度 H 和宽度 W 满足: $1.6 \text{ mm} \leq H \leq 4.8 \text{ mm}$ 和 $W \leq 5 \text{ mm}$ 时, 冰刀收集系数可认为恒定^[10].

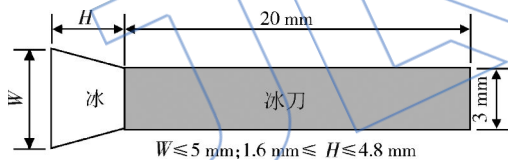


图 4 标准冰刀尺寸

Fig. 4 Dimensions of standard icing blade

液态水含量根据积冰厚度 H 和积冰时间 τ ,

由式(1)计算得到. 为避免积冰融化, H 需使用预冷的千分尺进行测量.

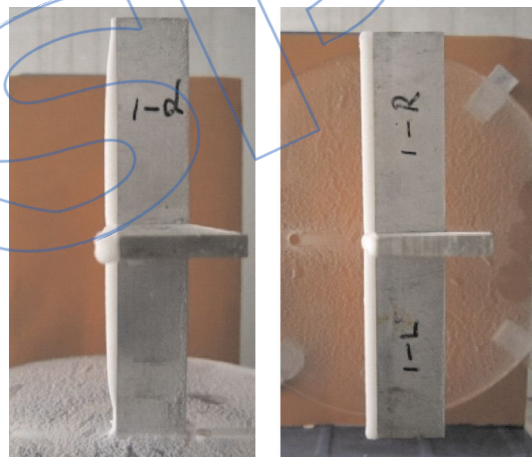
$$C_{lw} = \frac{\rho_i \cdot H}{\beta \cdot V \cdot \tau} \quad (1)$$

式中 β 为冰刀收集系数; ρ_i 为冰的密度; V 为试验段内风速. 风洞运行调试中, 保持 $D_{mv} = 20 \mu\text{m}$, 对各种风速下不同液态水含量所对应的喷水量进行了标定.

2.3 液态水含量分布均匀性测试

试验段内空气的 LWC 均匀性采用“十”字形冰刀进行评估. 利用千分尺测量冰刀横向、纵向积冰厚度, 可得出试验段内液态水含量分布情况. 图 5 是速度为 60 m/s、液态水含量为 0.5 g/m^3 时, “十”字形冰刀所形成的霜状冰试验结果照片.

图 6 给出了积冰厚度分布的测量结果, 括号



(a) 垂直方向

(b) 水平方向

图 5 喷水均匀性

Fig. 5 Water spray uniformity

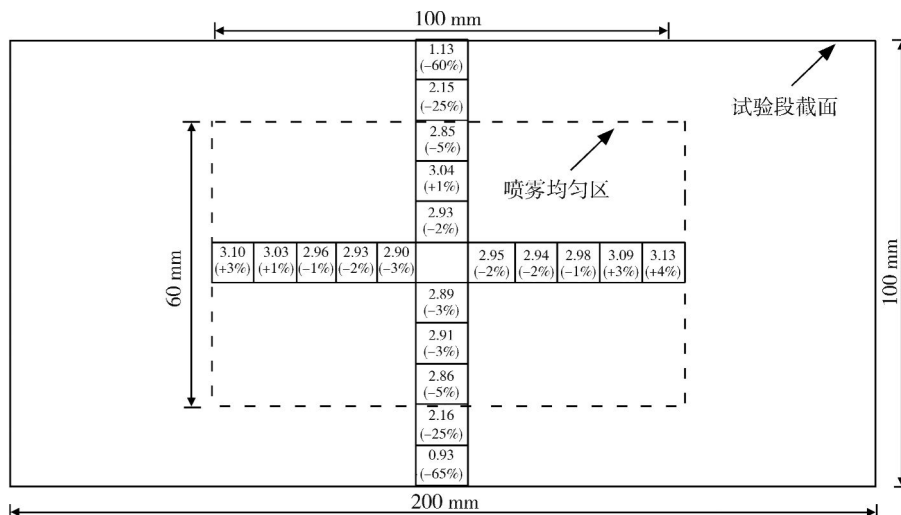


图 6 冰刀结冰厚度分布

Fig. 6 Distribution of ice thickness on icing blade

内数据为该点相对水平冰刀平均厚度的偏差百分比。由图可知:液态水含量在虚线区域中分布均匀,偏差在5%以内,由于洞壁的影响,试验段洞壁附近液态水含量较低,反映在垂直方向冰刀的上下两端结冰厚度较小。

2.4 水滴平均体积直径(MVD)的确定

图7给出了两相流喷嘴的特性曲线,纵坐标表示压缩空气在标准大气压下的体积,其中 p_a , p_w 分别为喷嘴雾化空气压力和液体压力(均为仪表示数), Q_a/Q_w 为气、液体积流量比,椭圆内数字表示采用激光多普勒法所测的水滴平均体积直径。由图可知:调整气、液相压力比可得到理想的水滴直径。本文试验水滴平均体积直径为 $20\mu\text{m}$,灰色阴影区为喷嘴颗粒直径控制区。

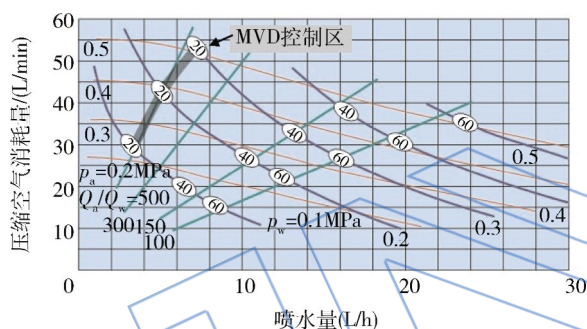


图7 喷嘴特性曲线

Fig. 7 Spray nozzle characteristic curve

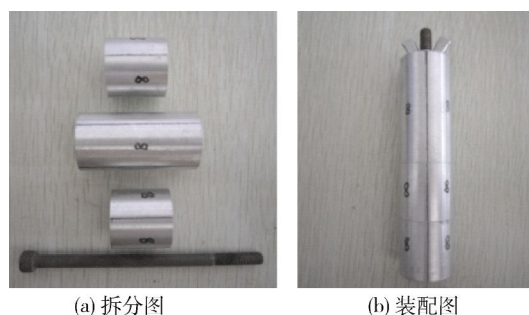
3 试验件及试验方法

3.1 试验件装配及冰形采集

本文试验模型是直径为25.4, 50.8 mm、长度为100 mm的实心圆柱,材料为铝。为方便模型拆分,获取相应截面冰形,圆柱由两段25 mm和一段50 mm长的圆柱轴向螺接而成,如图8所示。圆柱外表面绘有编号、轴向标线,用来辨别试验件及撞击极限位置。

冰形采集过程为:利用“热刀”(1 mm厚的可加热铜板)将圆柱表面所结冰在装配处切断,松开螺钉分离圆柱,然后使用数码相机采集切面冰形,利用图像识别软件数字化冰形。图9是风速为60 m/s、温度为 -15°C 、液态水含量为 0.5 g/m^3 、结冰时间为300 s时,装配件和拆分件的冰形照片。试验件截面编号形式为“试验件号-截面位置”,例如“3-1/2”为3号试验件的1/2截面,即中心截面,如图9(a)为方便对不同冰形进行比较,图9(b)定义了最大积冰厚度 H 和宽度 W 。 H 为圆柱

前缘的冰厚, W 为圆柱上、下撞击极限的垂直距离。

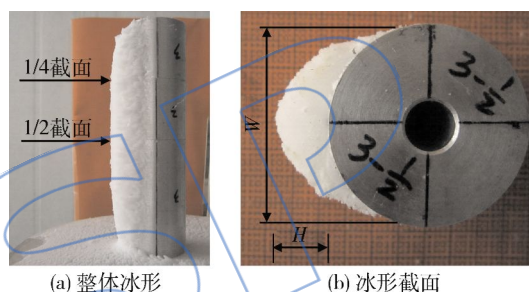


(a) 拆分图

(b) 装配图

图8 试验模型

Fig. 8 Test model



(a) 整体冰形

(b) 冰形截面

图9 冰形截面采集

Fig. 9 Method for getting ice shape section

3.2 试验方法

试验中首先调节试验段的空气温度和来流风速,改变冷却涡轮和引射器的进口压力可分别控制试验段内的空气温度和流速。温度由进口段外安装的热电偶和高精度水银温度计相互验证测定,风速由皮托管测量并与标定曲线对比验证。根据结冰试验要求的MVD和LWC值,调节喷嘴气、液压力,使其保持在喷嘴特性曲线的MVD控制区内。当所测喷水量达到标定值时,开始用冰刀测量试验段内的LWC,若与要求值有偏差时,对喷嘴的气、液压力进行微调。待各结冰参数达到试验要求并稳定后,安装试验件并开始计时(模型安装仅需1~2 s),达到预定结冰时间后,取出试验模型,采集试验冰形,并导入计算机进行数字化处理。

4 试验结果与分析

4.1 冰形时间推进试验

研究冰形随时间的推进过程,可以了解结冰特征的变化规律(如瘤状冰冰角的形成、冰表面粗糙元的演化等),也可为冰形数值预测的网格更新时间步长提供试验依据。

时间推进冰形由直径为 25.4 mm 的圆柱多次测量获得,试验风速为 30 m/s,液态水含量为 1.2 g/m^3 ,过冷水滴直径为 $20 \mu\text{m}$,空气静温为 $-15, -4.5^\circ\text{C}$,结冰时间分别为 100, 200, 300 s.

图 10 为霜状冰条件下 (-15°C) 冰形随时间的推进过程. 图中 x, y 轴为相对圆柱直径 D 的无量纲坐标,上方给出相应条件下各试验冰形照片,下方为合并后的冰形比较图. 由图可知:100, 200, 300 s 对应的无量纲最大结冰厚度 H/D 分别为 0.10, 0.19, 0.29, 可见冰层随时间推进几乎呈线性增长.

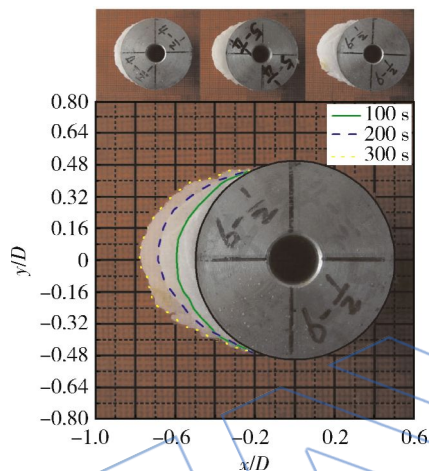


图 10 冰形时间推进过程(霜状冰)

Fig. 10 Time advance process of ice shape (rime)

图 11 为瘤状冰条件下 (-4.5°C) 冰形随时间的推进过程. 100, 200, 300 s 对应的无量纲最大结冰厚度分别为 0.08, 0.16, 0.25. 其前缘冰厚变化规律与霜状冰类似, 即冰厚随时间推进而线性增长. 对比图 10 霜状冰结冰可知: 瘤状冰由于存

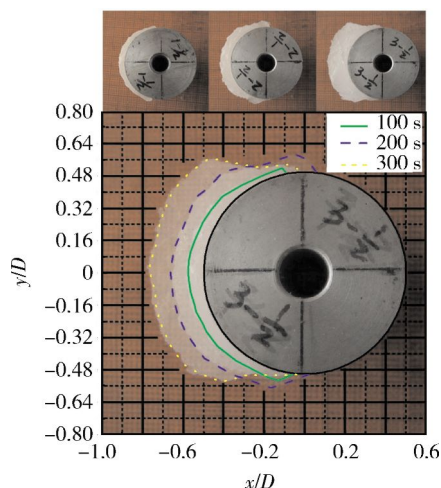


图 11 冰形时间推进过程(瘤状冰)

Fig. 11 Time advance process of ice shape (glaze)

在表面回流水, 相同结冰时间的前缘厚度小于霜状冰厚度, 结冰范围较霜状冰更大.

4.2 相似方法与试验结果

相似试验是根据“参考”模型的尺寸和气象条件, 应用结冰相似法则, 计算“缩比”模型的尺寸和条件, 以得到相似的冰形结果. 当结冰风洞内风速、液态水含量、水滴直径等参数的试验能力不能满足所需气象条件或由于试验段尺寸限制不能进行全尺寸试验时, 需进行结冰相似试验. 结冰相似试验可以扩展现有结冰风洞的试验模型尺寸和气象条件范围.

为获得相似的冰形, 需使结冰模型的几何形状、外流场、水滴撞击特性、收集水量、结冰能量方程和水膜动力特性等分别相似. 国外学者进行了诸多结冰相似性研究后给出了结冰相似准则数^[11]: 水滴惯性参数 K 、收集水量参数 A_c 、前缘冻结系数 n_0 和韦伯数 We , 并根据相似准则数提出了一些相似试验参数的选取方法^[12-14].

4.2.1 霜状冰相似

1) 液态水含量与结冰时间乘积为常数

该方法是一种用于液态水含量和结冰时间缩比的简单方法^[12]. 其模型尺寸 D 、风速 V 、压力 p 、静温 t_s 和水滴大小 δ 与参考条件一致, 故水滴撞击特性相似. 根据收集水量相似准则数

$$A_c = \frac{C_{lw} V \tau}{\rho_i D} \quad (2)$$

可知, 冰形相似需使 $C_{lw} \times \tau$ 为常数.

2) Swedish-Russian 方法

该准则由前苏联和瑞典的飞行安全研究组提出^[13], 在霜状冰条件下可获得良好的相似冰形^[14]. 用户指定模型尺寸和风速, 水滴直径根据水滴惯性准则计算, 结冰时间由收集水量准则确定. 液态水含量、静温与参考条件保持一致. 由于大多数结冰风洞(包括美国航空航天局的结冰风洞)并不能控制静压, 故试验压力有环境压力和风速决定. 缩比条件试验参数选择方法如下:

D_s 为可选参数

V_s 为可选参数

$$\delta_s = \delta_r \left(\frac{D_s}{D_r} \right)^{0.5} \left(\frac{V_s}{V_r} \right)^{-0.5} \quad (3)$$

$$(C_{lw})_s = (C_{lw})_r \quad (4)$$

$$\tau_s = \tau_r \left(\frac{D_s}{D_r} \right) \left(\frac{V_s}{V_r} \right)^{-1} \quad (5)$$

$$t_{st,s} = t_{st,r} \quad (6)$$

p_s 由环境压力和风速决定

其中下标 s, r 分别表示缩比条件和参考条件。

文献[15]试验研究表明:当满足

$$(\beta_0 A_c)_s = (\beta_0 A_c)_r \quad (7)$$

准则时,水滴直径在 $15 \sim 55 \mu\text{m}$ 内变化,不会对主冰形造成显著影响,仅使水滴撞击极限有所差异(式中 β_0 为前缘收集系数)。本文应用该方法,保持 δ 不变,将式(3)和式(5)条件调整为

$$\delta_s = \delta_r \quad (8)$$

$$\tau_s = \tau_r \left(\frac{D_s}{D_r} \right) \left(\frac{V_s \beta_{0,s}}{V_r \beta_{0,r}} \right)^{-1} \quad (9)$$

4.2.2 瘤状冰相似

Kind 等^[11]采用直径为 $45, 20 \text{ mm}$ 的圆柱对瘤状冰相似准则进行试验评估,试验缩比条件相似准则 K, A_c, n_0 与参考条件保持一致,结果表明

1) 当缩比条件的来流静温 t_{st} 与参考条件一致时,来流速度 V_s 在 $V_r \leq V_s \leq 1.5V_r$ 范围内变化可获得良好的相似冰形。

2) 用于计算前缘冻结系数的努塞尔数 $Nu = A \cdot Re^B$ 式中的指数 B 对冰形影响较小(文中取

0.5 和 0.805),液态水含量在一定范围内变化可得到相似的冰形。

根据上述结论,本文确定了两种瘤状冰相似试验参数选取方法。方法一:保持缩比模型的尺寸、风速、静温、静压及水滴直径与参考条件一致,液态水含量根据不同的 B 指数取值($B_r=0.8, B_s=0.5$)由 $n_{0,s}=n_{0,r}$ 准则进行计算,结冰时间根据式确定;方法二:取缩比模型直径为 50.8 mm ,风速在 $V_r \leq V_s \leq 1.5V_r$ 范围内选择,静温、静压及水滴直径与参考条件一致,液态水含量和结冰时间分别根据 $n_{0,s}=n_{0,r}$ 和 $(\beta_0 A_c)_s = (\beta_0 A_c)_r$ 准则确定。

4.2.3 试验结果

采用以上相似方法并结合结冰风洞试验能力,本文选取霜状冰和瘤状冰条件下圆柱相似结冰的试验模型尺寸及气象条件见表 1。其中,霜状冰试验 1 的条件根据液态水含量与结冰时间乘积为常数的方法确定,试验 2 的条件根据 Swedish-Russian 方法确定。瘤状冰试验 1 与试验 2 参数分别由上述两种瘤状冰试验参数选取方法确定。

表 1 相似试验的模型尺寸及条件

Table 1 Model dimensions and conditions of similar test

试验类型			D/mm	$t_{\text{st}}/^{\circ}\text{C}$	$V/(\text{m/s})$	$\delta/\mu\text{m}$	$C_{\text{lw}}/(\text{g/m}^3)$	τ/s
霜状冰	试验 1	参考	25.4	−15	60	20	0.5	200
		缩比	25.4	−15	60	20	1.0	100
	试验 2	参考	50.8	−15	45	20	0.5	950
		缩比	25.4	−15	60	20	0.5	300
瘤状冰	试验 1	参考	25.4	−6.8	60	20	0.7	300
		缩比	25.4	−6.8	60	20	1.0	210
	试验 2	参考	50.8	−6.8	45	20	1.4	600
		缩比	25.4	−6.8	60	20	1.0	210

图 12 给出 $C_{lw} \times \tau = 0.5 \text{ g/m}^3 \times 200 \text{ s} = 1.0 \text{ g/m}^3 \times 100 \text{ s}$ 时的冰形比较图,由图可知两种条件的无量纲结冰厚度和宽度无明显差别,结冰总量和分布均有良好的相似性。因此,在模型尺寸、风速及水滴直径相同的情况下,利用液态水含量与结冰时间乘积为常数的方法可以通过调节结冰时间来扩展结冰风洞的液态水含量试验范围。

图 13 为霜状冰条件下不同尺寸圆柱的相似试验冰形对比图,试验条件由 Swedish-Russian 方法确定。为方便比较,图中将两圆柱缩放至相同大小。由图可知:该相似条件下前缘无量纲结冰厚度 H/D 相同, 50.8 mm 圆柱的无量纲撞击极限

位置 $x/D = -0.25$ 小于 25.4 mm 圆柱的撞击极限 $x/D = -0.05$,这是由于根据式考察冰形相似性时,撞击极限附近冰形会有差异,但并不影响主冰形的相似性。利用 Swedish-Russian 方法可以扩展现有结冰风洞的试验模型尺寸和试验风速。

图 14 和图 15 给出瘤状冰条件下的相似性试验结果,试验参数根据文献[11]确定。由图 14 可知:缩比冰形的无量纲结冰厚度 H/D 、宽度 W/D 及结冰总量均与参考条件基本一致。结果说明:保证 $\beta_0 A_c, n_0$ 和静温一致,在一定范围内改变液态水含量 C_{lw} 可获得相似的冰形。该方法能够扩展结冰风洞瘤状冰条件下的液态水含量测试范围。

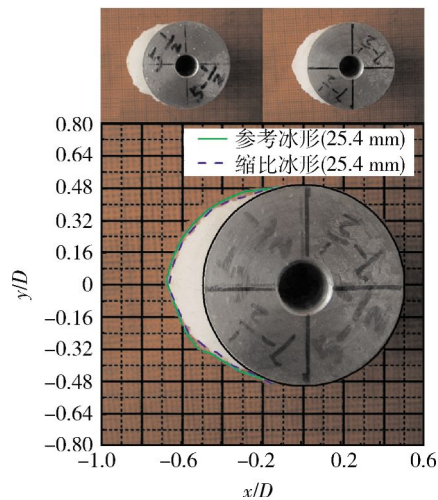


图 12 霜状冰相似试验(试验 1)

Fig. 12 Similar test of rime ice(test 1)

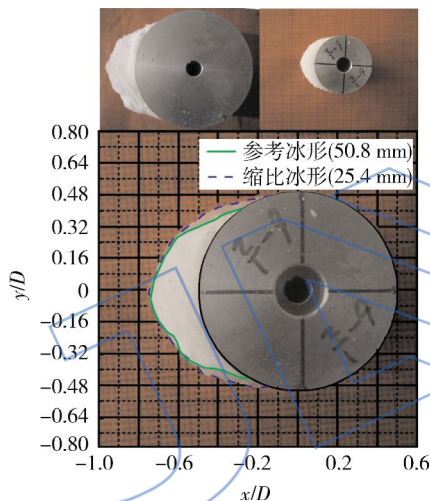


图 13 霜状冰相似试验(试验 2)

Fig. 13 Similar test of rime ice(test 2)

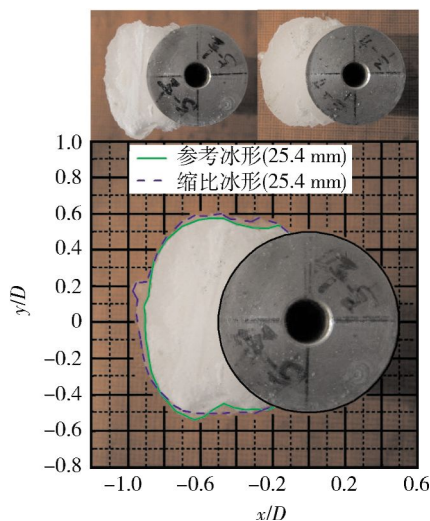


图 14 瘤状冰相似试验(试验 1)

Fig. 14 Similar test of glaze ice(test 1)

图 15 给出瘤状冰条件下不同模型尺寸和风速的相似性试验冰形比较图. 由图可知:参考冰形与缩比冰形的结冰总量基本相同,但参考条件前缘结冰较厚而两侧结冰量偏少,且表现出明显的混合冰特征(前缘为透明的瘤状冰,撞击极限附近为奶白色的霜状冰). 这是因为参考模型的尺寸较大,试验段阻塞比变大,风速的增加促使传热系数加大,提高了结冰表面冻结系数. 两冰形的无量纲厚度 H/D 相差 0.07, 相对于平均无量纲厚度 $\bar{H}/D$ 偏差 10%, 在液态水含量标定误差范围内, 冰形相似结果可以接受. 该方法可以扩展冰风洞试验风速及结冰模型尺寸.

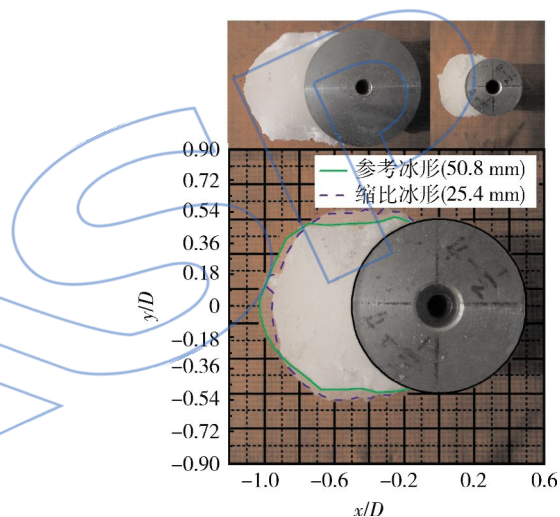


图 15 瘤状冰相似试验(试验 2)

Fig. 15 Similar test of glaze ice(test 2)

5 结 论

本文设计并搭建了引射式结冰风洞试验系统,对系统结冰气象条件参数进行了标定,给出了试验段水雾均匀区范围,在标定范围内进行了冰形时间推进试验和相似性研究.

冰形随时间推进试验结果表明:在所研究的结冰条件和结冰时间范围内霜状冰与瘤状冰的结冰厚度均随时间推进而线性增长. 由于不同时间的冰形剖面由多次试验得到,故也验证了试验具有良好的可重复性.

在霜状冰和瘤状冰气象条件下,对 25.4, 50.8 mm 的圆柱进行了相似试验. 结果表明:霜状冰条件下,根据液态水含量与结冰时间乘积为常数和 Swedish-Russian 方法确定相似试验参数可获得良好的相似冰形;瘤状冰条件下,当缩比条件的水滴惯性参数、收集水量参数、前缘冻结系数和

来流静温与参考条件一致时,在一定范围内选取缩比条件风速、液态水含量等参数,可得到良好的冰形相似结果。

冰形相似性研究结果增强了本文结冰风洞试验设备及方法的可信性,为后续结冰研究奠定了基础;验证了利用结冰相似准则可以扩展现有结冰风洞的试验模型尺寸和气象条件范围,增强结冰试验能力。

参考文献:

- [1] Lynch F T, Khodadost A. 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] Addy H E, Potapczuk M G, Sheldon D W. Modern airfoil ice accretions[R]. AIAA 97-0174, 1997.
- [4] Kind R J, Potapczuk M G, Feo A, et al. Experimental and computational simulation of in-flight icing phenomena[J]. Progress in Aerospace Sciences, 1998, 34(5/6): 275-345.
- [5] Shin J, Bond T. Results of an icing test on a NACA 0012 airfoil in the NASA Lewis Icing Research Tunnel[R]. NASA TM-105374, 1992.
- [6] Shin J, Bond T. Experimental and computational ice shapes and resulting drag increase for a NACA0012 airfoil[R]. NASA TM-105743, 1992.
- [7] Vecchione L, De Matteis P, Leone G. An overview of the CIRA Icing Wind Tunnel[R]. AIAA-2003-0900, 2003.
- [8] Henry R C, Guffond D, Garnier F, et al. Heat transfer coefficient measurement on iced airfoil in small icing wind tunnel[J]. Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 2000, 14(3): 348-354.
- [9] 易贤, 桂业伟, 朱国林, 等. 运输机翼型结冰的计算和实验[J]. 航空动力学报, 2011, 26(4): 808-813.
YI Xian, GUI Yewei, ZHU Guolin, et al. Experimental and computational investigation into ice accretion on airfoil of a transport aircraft[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(4): 808-813. (in Chinese)
- [10] Ide R F. Liquid water content and droplet size calibration of the NASA Lewis Icing Research Tunnel[R]. NASA TM-102447, 1990.
- [11] Kind R J, Oleskiw M M. Experimental assessment of a water-film-thickness Weber number for scaling of glaze icing[R]. AIAA-2001-0836, 2001.
- [12] Anderson D N, Ruff G A. Scaling methods for simulating aircraft in-flight icing encounters[R]. NASA TM-107538, 1997.
- [13] Ingelman-Sundberg M, Trunov O K, Ivaniko A. Methods for prediction of the influence of ice on aircraft flying characteristics[R]. Norrköping, Sweden: Swedish-Soviet Working Group on Flight Safety, 6th Meeting, Report No. JR-1, 1977.
- [14] Anderson D N. Rime-, mixed- and glaze-ice evaluations of three scaling laws[R]. AIAA 94-0718, 1994.
- [15] Anderson D N. Acceptable tolerances for matching icing similarity parameters in scaling applications[R]. AIAA-2001-0832, 2001.