

结冰环境下结冰/除冰过程的气动参数 测量实验技术

肖春华^{1,2}, 于昆龙¹, 陈辅政¹, 李明^{1,2}

- (1. 中国空气动力研究与发展中心 空气动力学国家重点实验室, 四川 绵阳 621000;
2. 中国空气动力研究与发展中心 低速空气动力研究所, 四川 绵阳 621000)

摘 要: 采用结冰风洞实验方法,在 $0.3\text{m}\times 0.2\text{m}$ 结冰风洞第二实验段对圆柱模型的结冰/除冰过程进行了气动参数测量实验。建立了电加热圆柱模型和适合低温高湿环境的五分量外式微量天平,获得了结冰气象环境下圆柱模型结冰/除冰过程的气动力/力矩随时间的变化规律。喷雾对载荷和动压的影响可以忽略,单位时间内模型受到喷雾的最大水平力、最大动压增量分别为 0.6% 和 0.2% 。基于结冰风洞低温高湿环境的测力实验技术可以捕捉结冰/除冰过程的气动力/力矩变化。结冰过程中,圆柱模型阻力系数随时间不断增大,呈现出近似线性增长趋势,而升力系数、俯仰力矩系数、偏航力矩系数、滚转力矩系数的变化可忽略不计。除冰过程中,前缘冰壳滑动改变了姿态,会造成阻力系数、偏航力矩系数、滚转力矩系数等迅速变化,其对气动性能的影响难以预测。

关 键 词: 结冰风洞; 除冰; 电热; 圆柱; 气动参数; 天平

中图分类号: V211

文献标志码: A

Test technique of aerodynamic parameters measurement during icing/de-icing process under icing environment

XIAO Chunhua^{1,2}, YU Kunlong¹, CHEN Fuzheng¹, LI Ming^{1,2}

- (1. State Key Laboratory of Aerodynamics,
China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang Sichuan 621000, China;
2. Low Speed Aerodynamics Institute,
China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang Sichuan 621000, China)

Abstract: Aerodynamics parameters measurement of the cylinder was studied in the secondary test section of $0.3\text{m}\times 0.2\text{m}$ icing wind tunnel during icing/de-icing process. The electrothermal cylinder model and five-component external balance for low temperature and high humidity environment were established. The variation of aerodynamics force/moment on cylinder was studied during icing/de-icing process under icing meteorological environment. The influence of spraying on loading and dynamic pressure can be ignored. The increments of maximum horizontal force and dynamic pressure on cylinder in unit time were 0.6% and 0.2% , respectively. The aerodynamics force measurement technique for low temperature and high humidity environment can capture the variation of aerodynamics force/moment during icing/de-icing process. The variation of resistance coefficient of cylinder became lar-

收稿日期: 2017-11-14

基金项目: 国家自然科学基金委员会资助面上项目(11572338); 国家重点基础研究计划(2015CB755804)

作者简介: 肖春华(1976—),男,副研究员,博士,主要从事结冰机理与防除冰应用研究。

引用格式: 肖春华,于昆龙,陈辅政,等. 结冰环境下结冰/除冰过程的气动参数测量实验技术[J]. 航空动力学报,2018,33(12): 2817-2826. XIAO Chunhua, YU Kunlong, CHEN Fuzheng, et al. Test technique of aerodynamic parameters measurement during icing/de-icing process under icing environment[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(12): 2817-2826.

ger and larger, showing an approximately linear increasing trend during icing process. And the variations of lift, pitching, yawing and rolling coefficient were small, which can be ignored. The ice shell slippage on the leading edge changed the position during de-icing process, resulting in the fast variation of resistance, yawing and rolling coefficient. Further it would bring about unpredictable influence on aerodynamics performance.

Key words: icing wind tunnel; de-icing; electrothermal; cylinder; aerodynamic parameters; balance

飞机在结冰气象条件下飞行时,环境温度低于冻结点或在冻结点附近,云层中悬浮的过冷水滴容易撞击到飞机的迎风面,在机翼、尾翼、进气道唇口、风挡玻璃、天线罩和仪表传感器等部件的前缘产生结冰^[1]。结冰破坏了飞机迎风表面的气动外形,改变了附近的绕流流场,破坏了空气动力性能,造成飞机的最大升力下降、飞行阻力上升、操纵和稳定性能降低^[2],因结冰而导致的飞行事故并不少见,严重结冰甚至会产生坠机事故^[3-5]。

结冰导致的后果是空气动力性能的严重下降。因此,结冰之后的空气动力学特性一直是研究的热点。1978年之前,结冰空气动力学问题的研究主要是集中在结冰对气动力/力矩的影响研究上,研究工作基本上通过常规低速风洞实验开展。1957年~1964年,Gray等通过低速风洞实验获得了结冰翼型阻力的相关性^[6-8],1979年,研究人员将实验数据拟合成与结冰外形尺寸、位置相关的最大升力损失经验曲线,即著名的 Brumby 曲线,目前这些曲线依然被采用^[9]。这些研究的前提是必须在结冰风洞中获取真实准确的结冰外形,并将其制作成全尺寸或缩比尺寸的冰模,安装于干净翼型表面进行常规低速风洞实验^[10-18]。因此,结冰外形的精确测量和模拟是关键,但由于实验技术的限制和研究人员水平的差异,并不总能获得完全精确的结冰外形和冰模,这就导致了实验研究结果的差异。鉴于此,研究人员一直在发展一种实验技术,即在结冰风洞中开展实验模型结冰过程的气动参数测量实验技术,这样可以缩减冰形测量和冰模制作两道环节,减少影响实验结果的误差源,更加真实的模拟结冰对飞机气动特性的影响。

结冰风洞是飞行器结冰研究的关键实验设备。目前,国外已有数十座结冰风洞,对飞机结冰进行了几十年的研究,取得了大量研究成果。航空工业发达的欧美均有利于研究和工程应用的结冰风洞,以美国为例,美国国家航空航天局(National Aeronautics and Space Administration,

NASA)、美国阿诺德工程发展中心(Arnold Engineering Development Center, AEDC)、波音公司(Boeing Company)等机构都建有结冰风洞,其中仅波音公司就有3座。发达国家一直在利用结冰风洞探索飞行器部件结冰过程的气动力测量实验研究,其中,美国 IRT(Icing Research Tunnel) 结冰风洞和意大利 IWT(Icing Wing Tunnel) 结冰风洞都专门配备了相应的外式天平^[19-20],已经开展了飞行器结冰过程的气动力测量实验,但由于保密原因,至今为止还鲜见其公开报道过相关的研究成果。

国内结冰研究起步较晚,缺少专门用于飞机结冰研究的大型结冰风洞,结冰风洞设备的缺乏使得我国在这方面的实验研究工作还处于空白。目前,中国空气动力研究与发展中心已建成一座 $3\text{ m} \times 2\text{ m}$ 工程性结冰风洞,并正在借助于 $0.3\text{ m} \times 0.2\text{ m}$ 结冰风洞预先开展结冰过程的测力实验研究,对于大型结冰风洞的能力拓展具有积极的参考和借鉴意义,对后面的研究人员可以起到启发作用。

本文采用结冰风洞实验的研究方法,在 $0.3\text{ m} \times 0.2\text{ m}$ 结冰风洞主实验段中对圆柱模型的结冰、除冰过程进行了测力实验研究,获得了结冰云雾环境下圆柱实验模型结冰、除冰过程的气动力/力矩变化规律。研究结果对于结冰基础理论、结冰风洞实验方法和技术的发展具有参考价值和借鉴意义。

1 实验设备和装置

1.1 实验设备

本实验工作在中国空气动力研究与发展中心 $0.3\text{ m} \times 0.2\text{ m}$ 结冰风洞第二实验段中开展(图1)。这座结冰风洞是环流式、闭口、串列双实验段的特种低速风洞^[21](图2),第一实验段尺寸是 $0.48\text{ m} \times 0.32\text{ m} \times 0.9\text{ m}$ (宽×高×长),最大来流速度为 25 m/s 。第二实验段也即主实验段的尺寸

是 $0.3\text{ m}\times0.2\text{ m}\times0.65\text{ m}$ (宽 $\times$ 高 $\times$ 长),最大来流速度为 60 m/s 。风洞洞体长为 8 m ,宽为 3.2 m ,风洞的收缩比为 13.75 。在风洞的第三、第四拐角段之间安装有蒸发器,可将洞体内的热量带出到风洞外面,在第四拐角段后的稳定段安装有喷雾装置,可产生结冰实验所需的云雾参数,在第二拐角段前安装有防护网,可防止冰脱落对下游风机叶片的撞击。整个风洞洞壁外侧包裹有一层保温材料,可减少洞体内外之间的热交换。该风洞实验段的环境温度最低可达零下 $20\text{ }^{\circ}\text{C}$ 。



图 1 $0.3\text{ m}\times0.2\text{ m}$ 结冰风洞第二实验段

Fig. 1 Secondary test section of $0.3\text{ m}\times0.2\text{ m}$ icing wind tunnel

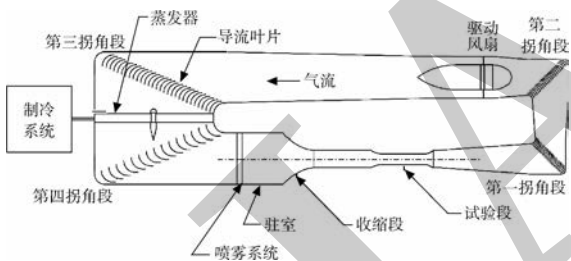


图 2 $0.3\text{ m}\times0.2\text{ m}$ 结冰风洞示意图

Fig. 2 Sketch of $0.3\text{ m}\times0.2\text{ m}$ icing wind tunnel

1.2 测力装置

测力天平为五分量外式微量天平,塔式结构。主要用于结/除冰过程实验模型气动/力矩的测量。首先采用计算流体力学方法对结冰后的实验模型气动参数进行了数值计算,确定天平量程分别是轴向力 N_x (26 N)、法向力 N_y (8.8 N)、偏航力矩 M_y ($3.5\text{ N}\cdot\text{m}$)、俯仰力矩 M_z ($0.13\text{ N}\cdot\text{m}$)、滚转力矩 M_x ($1.18\text{ N}\cdot\text{m}$) (见表 1)。以此为设计依据,并结合实验模型特点,研制了结冰专用五分量塔式微量天平,天平结构如图 3 所示。图 4 是天平坐标轴系示意图, x 、 y 、 z 轴满足右手系法则,方向如图 4 所示,其中粗线代表天平的悬臂梁位置,用于黏贴应变片,并感受空气动力作用于天平

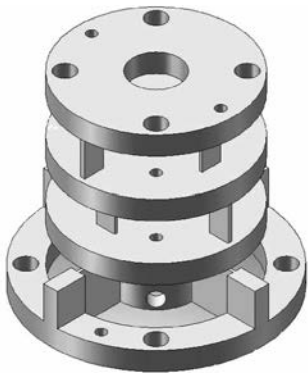


图 3 测力天平结构示意图

Fig. 3 Sketch of force measurement balance structure

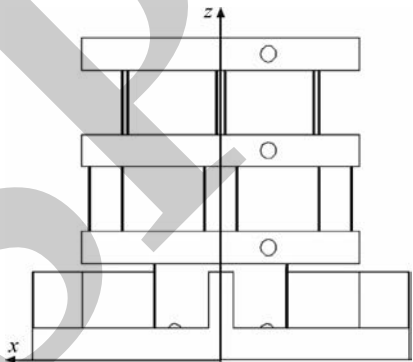


图 4 天平坐标轴系示意图

Fig. 4 Sketch of balance coordinate axis

了研制隔热装置外,还对天平进行了温度补偿。天平工作温度可从 $-20\sim25\text{ }^{\circ}\text{C}$,温度补偿效果明显,能够满足实验要求。针对微量天平的结构特点,设计专用微量天平加载装置。图 5 是天平的静校装置,在进行结冰风洞实验前,采用该静校装置对专用天平进行了静态校准。测力天平中部留有足够的走线空间,允许信号测量引线与电加热线通过天平保护罩并引至实验段外部。

天平主要性能参数见表 1。

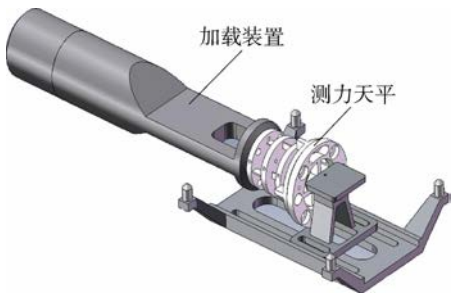


图 5 天平静校装置示意图

Fig. 5 Sketch of balance calibration device

为了降低实验过程中天平温度效应影响,除

表 1 天平主要性能参数

Table 1 Main capability parameters of balance

参数	设计载荷	校准载荷	精密度/%	准确度/%
N_y/N	8.8	8	0.02	0.20
N_x/N	26	24	0.01	0.10
$M_z/(N \cdot m)$	0.13	0.12	0.15	0.20
$M_y/(N \cdot m)$	3.5	3.36	0.01	0.10
$M_x/(N \cdot m)$	1.18	1.15	0.01	0.05

1.3 实验模型

实验模型为一端开口、另一端封闭的空心圆柱模型(图 6),材料为航空铝。模型外径为 30 mm、内径为 10 mm、长为 200 mm,模型质量为 0.35 kg,重心在空心圆柱的轴线上、距端面 100 mm 左右。实验模型内部空腔装有圆柱形电加热棒(图 6),用于实验模型的除冰。为保证导热的效果,加热棒与模型间采用导热胶填充。实验模型安装于 0.3 m×0.2 m 结冰风洞第二实验段中心,其轴线垂直于风洞上、下壁面(图 6)。为最大限度降低测力天平的温度效应,采用隔热装置将测力天平与外部空间有效隔离开。外式天平置于天平保护罩内,整体安装于结冰风洞实验段外,固定端通过保护罩、隔热垫与实验段上顶盖板相连;浮动端通过隔热装置与圆柱模型相连。

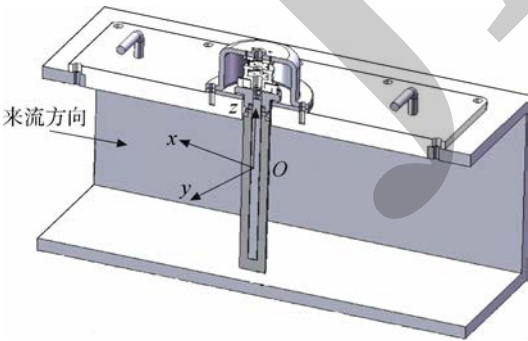


图 6 实验模型安装示意图

Fig. 6 Sketch of test model installation

1.4 其他测量仪器

采用高清数码相机对实验模型结冰的过程进行拍摄,用于对结冰外形的记录。相机的最高分辨率 5 184 像素×3 456 像素,有效像素为 1 800 万,焦距为 18~55 mm,快门速度为 30~1/4 000 s,满足实验模型表面结冰过程的记录要求。

2 实验方法和数据处理

2.1 实验内容

实验的主要目的是研究圆柱实验模型在结冰过程中的气动特性变化。因此,实验内容为:①低温条件下干净模型测力,也即不启动喷雾系统,启动制冷系统,进行干净实验模型的测力实验;②喷雾结冰过程模型测力,也即启动喷雾系统和制冷系统,进行实验模型结冰过程的实验模型测力实验;③停止喷雾的电热除冰过程模型测力,也即启动电热除冰装置,进行电热除冰过程的实验模型测力实验。根据实验目的和内容,确定实验条件:来流速度为 20~40 m/s、结冰环境温度约为-5℃、结冰和除冰时间分别为 180 s,平均水滴直径为 40 μm,液态水含量约为 0.7 g/m³,实验条件见表 2。

表 2 实验条件

Table 2 Test condition

实验段	来流速度/ 温度/℃	液态水含量/ (m/s) (g/m ³)	水滴平均 直径/μm	结冰、除冰 时间/s
—5	20	0.7	40	180,180
—5	30	0.7	40	180,180
—5	40	0.7	40	180,180

2.2 实验方法

实验前,启动结冰风洞风机和制冷系统,建立并稳定所需的流场(如来流速度、温度等),使模型表面温度和流场环境温度达到平衡。然后,调节喷雾系统的水压、气压和水温,使结冰云雾参数(如液态水含量和水滴平均直径等)达到实验要求,开启喷雾系统,在所需的流场和结冰云雾参数条件下进行结冰风洞实验。利用五分量微量外式天平对实验模型结冰过程进行气动力/力矩测量,并采用数码相机记录实验模型表面结冰外形的变化。完成结冰过程测力实验后,关闭喷雾系统,保持结冰风洞风机和制冷系统,开启电加热装置对实验模型进行除冰,利用外式天平对除冰过程中模型气动力/力矩进行测量,直至实验模型表面的冰层脱落。最后,整理气动力/力矩实验数据,清理模型表面剩余的冰渣和水膜,将实验模型表面擦干,准备下一次实验。

2.3 数据处理

2.3.1 气动参数计算

在本实验中,由于实验模型为有限长度的圆

柱,没有支架,因此可忽略支架干扰的修正。参考常规低速风洞的数据处理方法,本文的数据处理包括初读数的扣除、天平公式计算、数据轴系和力矩中心的转换、阻塞效应修正、升力效应修正、水平浮力修正、无量纲化等步骤^[22]。

实验获得的气动力参数包括阻力系数 C_d 、升力系数 C_l 、俯仰力矩系数 m_z 、滚转力矩系数 m_x 、偏航力矩系数 m_y 。无量纲气动力参数定义如下:

$$C_d = \frac{F_d}{\frac{1}{2}\rho U^2 LD} \quad (1)$$

$$C_l = \frac{F_l}{\frac{1}{2}\rho U^2 LD} \quad (2)$$

$$m_z = \frac{M_z}{\frac{1}{2}\rho U^2 LD^2} \quad (3)$$

$$m_x = \frac{M_x}{\frac{1}{2}\rho U^2 L^2 D} \quad (4)$$

$$m_y = \frac{M_y}{\frac{1}{2}\rho U^2 L^2 D} \quad (5)$$

其中 F_d 、 F_l 、 M_z 、 M_x 、 M_y 分别是实验模型所受到的阻力、升力、俯仰力矩、滚转力矩和偏航力矩, ρ 是空气密度, U 是来流速度, L 是实验模型的有效长度, D 是圆柱模型的直径。

首先将天平载荷从天平体轴转到实验模型体轴,然后再进行实验模型体轴系转换风轴系的处理,最后,将气动力参数转化到实验模型体轴。轴系原点 O 放在实验模型重心位置, Ox 轴沿着来流的反方向,气动力在该轴上的分量为阻力,阻力与坐标轴方向相反为正; Oy 轴在实验模型纵对称平面内、面向来流向右,气动力在该轴上的分量为升力,升力与坐标轴方向一致为正; Oz 轴垂直于 Oxy 平面,按右手法则指向右,气动力在该轴上的分量为侧力,侧力与坐标轴方向一致为正。

2.3.2 喷雾的影响

1) 喷雾对载荷的影响

喷雾过程中,较小直径的过冷水滴由于自身质量小、随气流运动的跟随性较好,对实验模型的冲击载荷较小,可根据空气密度的变化来估算模型受到的荷载。较大直径的过冷水滴由于惯性力大,对实验模型会造成一定冲击力,相当于众多质点冲击到模型产生了附加载荷^[23-26]。假设所有过冷水滴都冲击到实验模型表面,并且水滴撞击到模型表面后速度为零,根据动量定理,得到过冷水

滴对实验模型的冲击力。

$$F_x = W \cdot U_x$$

$$F_y = W \cdot U_y \quad (6)$$

其中 F_x 是过冷水滴对实验模型的水平冲击力, F_y 是过冷水滴对实验模型的垂直冲击力, W 为单位时间内模型表面收集的过冷水滴质量, U_x 、 U_y 分别是过冷水滴沿水平方向和垂直方向的速度分量。

本文实验模型为有限长度的圆柱,阻力系数约为 0.75,因此,由空气引起的圆柱模型气动阻力通过下式计算:

$$F_d = \frac{1}{2}\rho U^2 \cdot A \cdot C_d \quad (7)$$

其中 A 是圆柱模型的表面积。

根据式(6)和式(7),过冷水滴冲击实验模型引起的模型受力增量 ΔF 为

$$\Delta F = \frac{F_x}{F_y + F_d} \times 100\% \quad (8)$$

根据表 2 中的实验条件,可计算出单位时间内模型受到的最大水平力增量为 0.6%。由于垂直速度分量非常小,在垂直方向上冲击到实验模型的水滴非常少,所以,单位时间内模型受到的最大垂直力增量比水平力增量小得多,可以忽略不计。

2) 喷雾对动压的影响

本文实验的过冷水滴平均直径为 $40\ \mu\text{m}$,液态水含量约为 $0.7\ \text{g/m}^3$,大气压为 $1.01 \times 10^5\ \text{Pa}$ 时,环境温度为 $-10\ ^\circ\text{C}$ 时空气密度为 $1.343\ \text{kg/m}^3$,将直径为 $40\ \mu\text{m}$ 的过冷水滴平均分散到 $1\ \text{m}^3$ 的空气中,结冰风洞实验段的空气密度增量仅为 0.05%。

根据美国联邦航空条例 FAR(Federal Aviation Regulation)25 部附录 C 和附录 O 的最大液态水含量为 $3\ \text{g/m}^3$ 、最大平均水滴直径为 $300\ \mu\text{m}$ 。将这些过冷水滴平均分散到 $1\ \text{m}^3$ 的空气中,实验段的空气密度增量也仅为 0.2%。喷雾引起的结冰风洞实验段内的空气密度变化非常小,因此,喷雾对动压的影响可忽略不计^[23-26]。

3 实验结果和分析

3.1 重复性验证

针对文中第 2.1 节实验内容①,在不喷雾的低温环境下,本文对不同来流速度条件下的干净实验模型进行了气动参数重复性实验,分别获得了 20、30、40 m/s 来流速度下圆柱实验模型的阻

力系数曲线(10 次重复性实验),由图 7 可知,阻力系数曲线较平整,说明测量结果的重复性较好。其中,图中横坐标 No. 代表实验状态编号,纵坐标 C_d 代表阻力系数, U 是来流速度, t_i 是结冰环境温度。

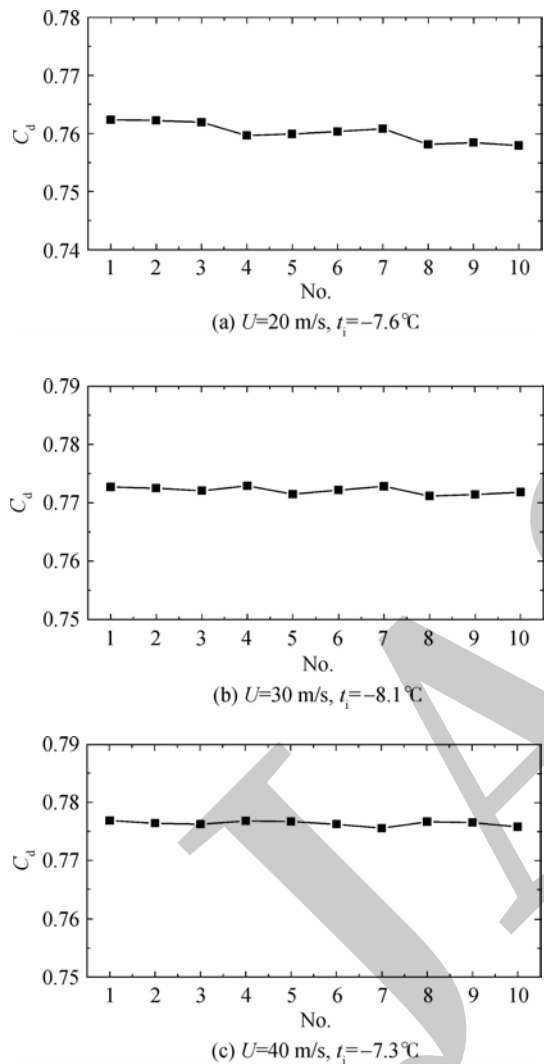


图 7 实验模型的阻力系数

Fig.7 Resistance coefficient of test model

本文采用重复测量所得气动系数的方均根误差来衡量重复性实验精度,计算公式如下:

$$\sigma_x = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^K (X_i - \bar{X})^2}{K}} \tag{9}$$

式中 K 是同一条件的实验次数, X_i 为第 i 次实验测量的气动力参数值, $\bar{X}$ 为 K 次实验测量的气动力参数算术平均值, σ_x 为该气动力参数测量的方均根误差。

经过计算,可以获得 20、30、40 m/s 来流速度条件下圆柱实验模型的阻力系数方均根误差分别

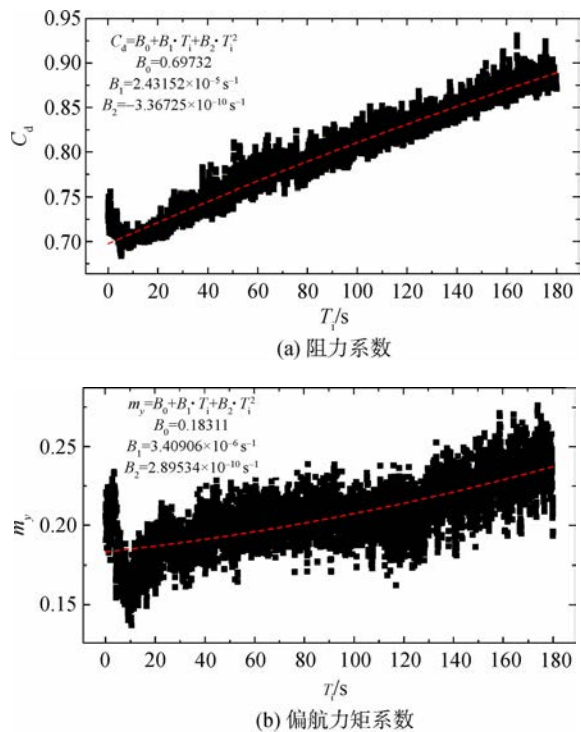
为 0.0016、0.0006、0.0004。可以看出,相同来流速度条件下圆柱模型的阻力系数差异非常小,说明本实验的结果重复性较好,可以开展实验研究工作。

根据式(7),在本文的圆柱模型尺寸(直径为 30 mm)和来流速度(20、30、40 m/s)条件下,圆柱实验模型的理论阻力系数约 0.75,而结冰风洞实验获得的阻力系数分别是 0.763、0.772、0.777,实验结果与理论值的相对误差分别是 1.7%、2.9%、3.6%,相对误差小于 5%,说明阻力系数的准度和精度都满足要求。

3.2 气动参数结果

在本文实验条件(表 2)的流场和云雾场条件下,分别对不同来流速度条件下圆柱实验模型在结冰和除冰过程中的气动参数进行了实验,总的结冰时间 T_i 和除冰时间 T_d 分别均为 180 s。

图 8 是来流速度为 30 m/s、环境温度为 -6.8°C 、喷雾时间为 180 s 条件下圆柱实验模型各个气动参数随时间变化的曲线。由图可知,阻力系数 C_d 随时间呈近似线性的增长,这是由于随着结冰时间的增长,圆柱实验模型表面的冰层越来越厚,使得模型受到的阻力和相应的阻力系数也越来越大,阻力系数与结冰厚度之间呈近似线性的关系。相似的,偏航力矩系数 m_y 随时间也呈近似线性的增长,这是因为过冷水滴重力的影响,使得水滴运动轨迹往下偏移,更多的撞击到圆



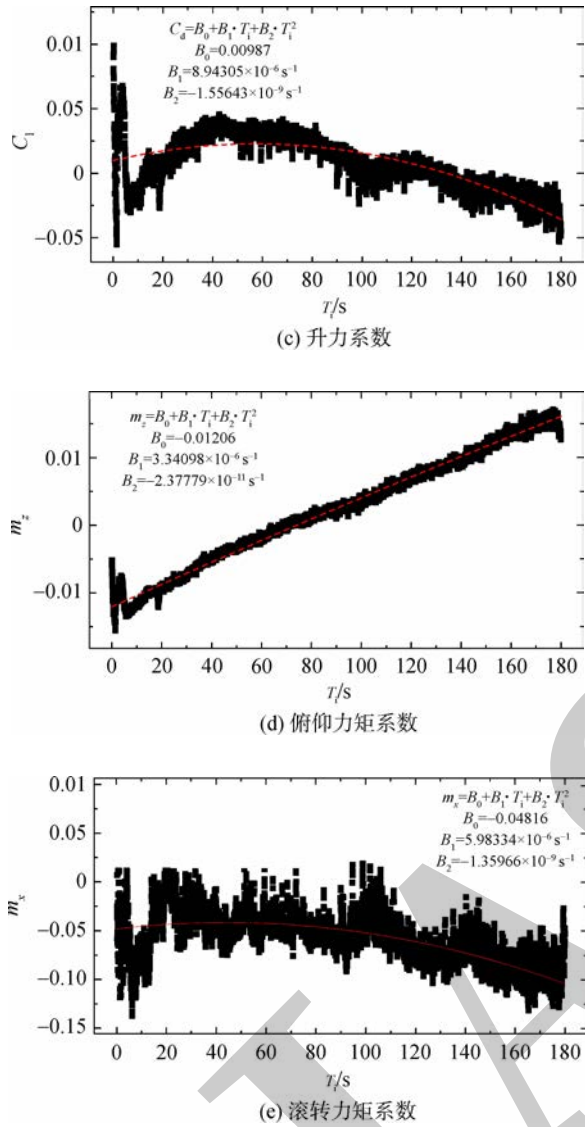


图 8 结冰过程模型的气动参数

Fig. 8 Aerodynamics parameters of model during icing process

柱实验模型的下方,当圆柱下方所结冰逐渐比上方所结的冰更厚时,会产生越来越大的偏航力矩,如果过冷水滴的运动轨迹不因其重力产生偏移的话,该偏航力矩系数理论上应该为零。升力系数 C_l 、俯仰力矩系数比阻力系数和偏航力矩系数小一个数量级,两个系数均属小量,其变化可忽略不计。圆柱左右对称、流场对称,理论上其所结的冰也应左右对称,但实际结冰会有一些差异,这些差异产生的升力很小,使得升力仍然是小量。升力系数呈先增大后减小的趋势,说明结冰过程中圆柱表面左、右侧的结冰外形随时间发生了变化。俯仰力矩也是由于圆柱表面所结的冰不对称所造成,理论上应该等于零。滚转力矩系数 m_x 呈先减小后增加的趋势,但其幅值始终在零附近振荡,

由于模型受到的升力非常小,因此其滚转力矩也相应很小。升力系数和滚转力矩系数关系紧密,一是两者的幅值均较小,二是两者的变化趋势均不太剧烈。升力与圆柱半径的乘积,直接影响到滚转力矩,因此两条曲线的变化趋势较为相似。

针对以上获得的圆柱实验模型结冰过程的各个气动参数,本文采用二次多项式对实验数据进行了拟合,公式如下:

$$f = B_0 + B_1 \cdot T_i + B_2 \cdot T_i^2 \quad (10)$$

其中 B_0 是截距, B_1 是一次项系数(单位为 s^{-1}), B_2 二次项系数(单位为 s^{-2}), T_i 是结冰时间变量(单位为 s), f 是气动参数(在本文可以是 C_d 、 m_y 、 C_l 、 m_z 、 m_x)。

其中,图 8 中横坐标 t 代表结冰时间,纵坐标 C_d 、 m_y 、 C_l 、 m_z 、 m_x 分别代表阻力、偏航力矩、升力、俯仰力矩、滚转力矩系数。

图 8 显示二次多项式拟合关系式能较好的反映出结冰阶段气动参数变化。初始时刻的结冰会对气动参数产生比较剧烈的变化,这是由于干净圆柱表面突然增加了附着物引起的。

理论上,圆柱模型表面的结冰应该左右对称,但实际上并不是。即使风洞流场是均匀的,水滴在流场中也会产生扰动。而现实中,风洞流场也并不绝对均匀,左右两侧会有非常轻微的差别,不是完全的对称状态。因此,造成了结冰增长的左右差别,造成周围流场脉动和波动,这就反映在阻力系数、偏航力矩系数和滚转力矩系数曲线上的波动变化。

在图 8 结冰实验条件的基础上,本文采用电加热装置对圆柱实验模型进行了除冰实验,实验条件:圆柱模型表面热流为 25 kW/m^2 、环境温度为一 6.8°C 、除冰时间为 180 s ,获得了除冰过程圆柱实验模型各个气动参数随时间变化的曲线(如图 9 所示)。

在圆柱实验模型除冰过程的各个气动参数的基础上,本文采用玻耳兹曼函数式对实验数据进行拟合,公式如下:

$$f = \frac{A_1 - A_2}{1 + e^{(T_d - T_{d,0})/dT_d}} + A_2 \quad (11)$$

其中 A_1 是初值, A_2 是终值, $T_{d,0}$ 是中心点(单位为 s), dT_d 是时间常数(单位为 s), T_d 是除冰时间变量(单位为 s), f 是气动参数在本文可以是 C_d 、 m_y 、 C_l 、 m_z 、 m_x)。

由图 9(a)可发现,在 $0 \sim 70 \text{ s}$ 除冰时间内,表面结冰的圆柱实验模型阻力系数维持在 0.883 左

右,参见图 9(a)中阻力系数曲线最末端值,图中第 1 张照片是刚开始除冰时($T_d=0$ s)的结冰外形。在 70~75 s 内,实验模型的阻力系数突然有一个较大的跃升,明显高于原来一直稳定的阻力系数,说明圆柱实验模型表面所结的冰开始融化并发生滑动,导致附着在圆柱实验模型的冰壳姿态发生了改变。在 75~145 s 内,模型的阻力系数先是发生剧烈下降,然后又逐渐增加,说明此时前缘冰壳已经开始从模型表面剥离,其形状和姿态均发生了较大变化,图中第 2 张照片是除冰时间 $T_d=105$ s 时的前缘冰壳外形,由于冰壳发生了滑动,其姿态变化导致了气动参数发生了难于预料的变化。

在 145~180 s 内,圆柱实验模型的阻力系数又逐渐稳定下来,恢复到没有结冰的干净圆柱模型阻力系数值,说明此时圆柱实验模型表面所结的冰已从模型表面剥离,图中第 3 张照片是除冰

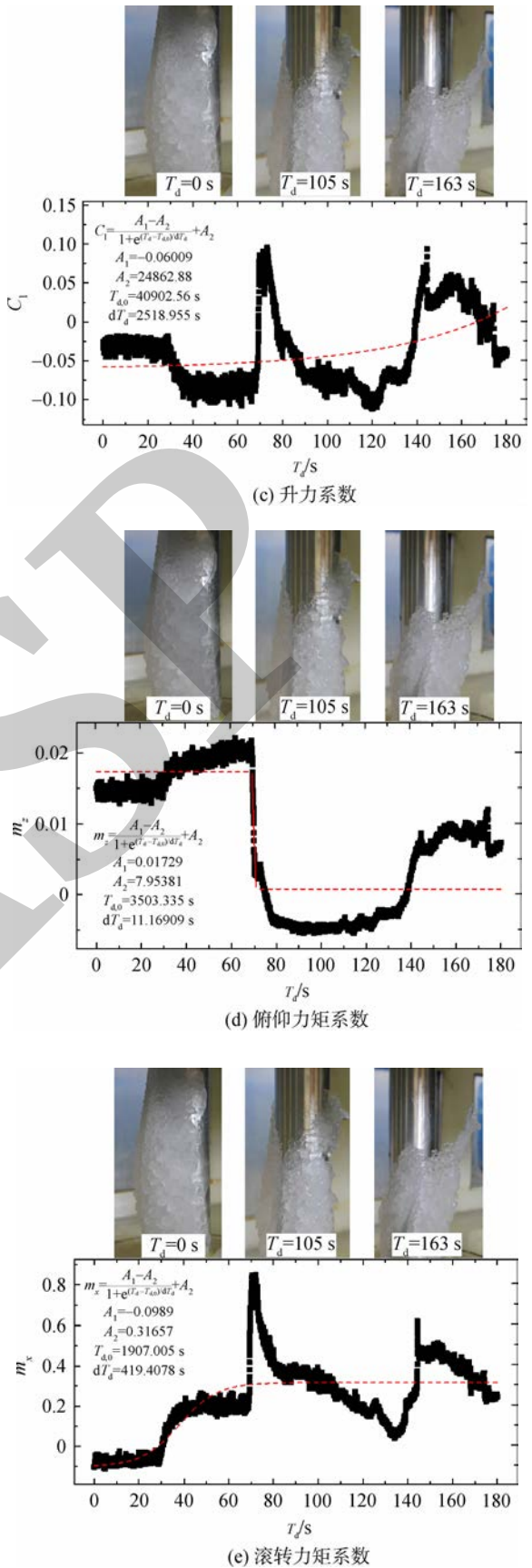
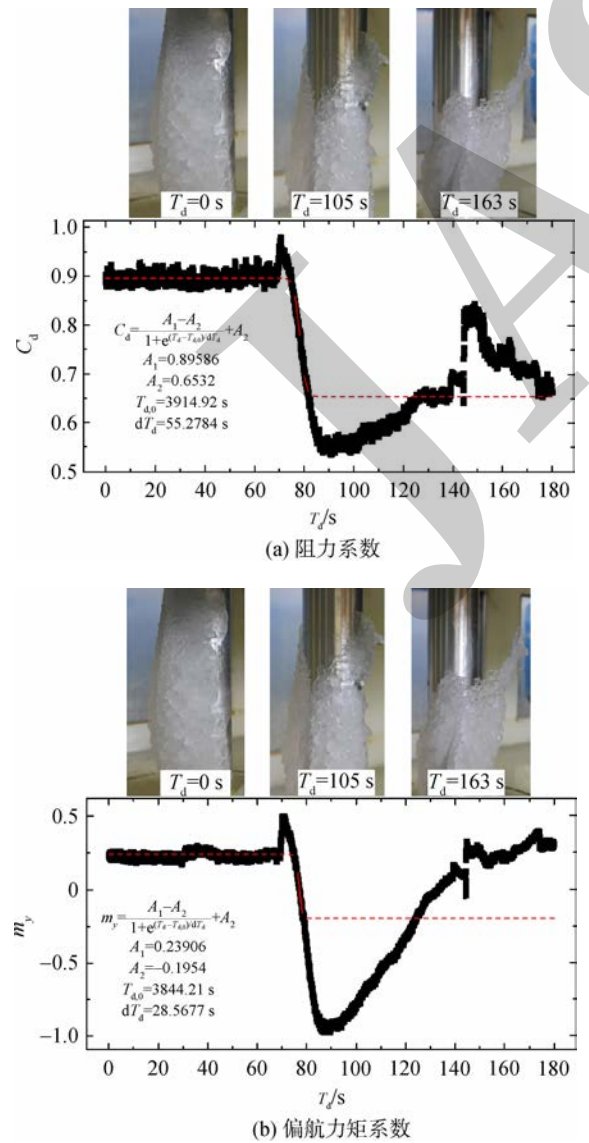


图 9 除冰过程模型的气动参数
Fig. 9 Aerodynamics parameters of model during de-icing process

时间 $T_d = 163\text{ s}$ 时的前缘冰壳外形,此时冰壳与模型表面间的黏附界面完全融化,冰基本上从模型表面剥离,但冰壳并没有发生完全的脱落,少部分冰仍与实验模型表面相接触,此时气动参数虽然逐渐的稳定下来,但还存在轻微的波动现象。

同样的,由图 9(b)可发现,在 $70 \sim 75\text{ s}$ 除冰时间内,实验模型的偏航力矩系数也突然有较大增加,明显高于一直保持的偏航力矩系数,这也可以说明圆柱实验模型表面所结的冰开始融化和滑动,圆柱实验模型表面的冰壳发生了姿态改变,使偏航力矩突然增加。由图 9(c)~图 9(d)均可看出,在 $70 \sim 75\text{ s}$ 除冰时间内,气动参数发生了剧烈变化,滚转力矩系数发生了很大跃升,这种变化会影响飞机部件的气动性能,从而影响飞行的操纵和飞行性能。

从图 9 可看出,玻耳兹曼函数拟合关系式具有分段的特性,在一定程度上可以反映结冰和除冰这两个阶段气动参数的变化,但由于冰脱落过程非常复杂,每个实验的冰脱落都会使气动参数的变化呈现出不同的规律,因此,冰脱落对气动参数的影响难以用一种关系式描述。

圆柱模型前缘表面所结的冰覆盖区域较大,包裹住前缘驻点线区域,从而形成了前缘冰壳现象。当电热除冰时,即使冰壳和前缘固壁间的黏附界面完全融化,前缘冰壳始终在空气动力的作用下,像迎风的帽子紧贴在固壁表面难以脱落。前缘冰壳会大大延长除冰的时间,使飞机部件较长时间处于较差的空气动力性能。

4 结 论

本文采用结冰风洞实验方法,在 $0.3\text{ m} \times 0.2\text{ m}$ 结冰风洞主实验段对圆柱实验模型的结冰、除冰过程进行了气动参数测量实验,获得如下结论:

1) 基于结冰风洞低温高湿环境的测力实验技术可以捕捉到实验模型结冰/除冰过程的气动力/力矩变化,是值得研究的结冰风洞实验技术。

2) FAR 25 部附录 C 和附录 O 的最大液态水含量条件下,喷雾对载荷和动压的影响可以忽略,单位时间内模型受到喷雾的最大水平力、最大动压增量分别为 0.6% 和 0.2% 。

3) 结冰过程中,圆柱实验模型阻力系数随结冰时间不断增大,呈现出近似线性增长的趋势,而升力系数、滚转力矩系数、俯仰力矩系数是小量,幅值接近于零,其变化可以忽略不计。

4) 除冰过程中,当黏附界面完全融化,前缘

冰壳滑动导致了姿态的不断改变,会造成模型阻力系数、偏航力矩系数、滚转力矩系数等迅速变化,这对于气动性能的影响更加难以预测。

结冰风洞实验段云雾参数均匀区只有 60% 面积,因此,在靠近实验段壁面的模型表面结冰不太准确,结冰外形与模型中截面位置的结冰外形会有一些差异,这也是下一步研究值得注意和研究的问题。

致谢:

感谢中国空气动力研究与发展中心的王政高级工程师、康洪铭助理工程师在结冰风洞实验过程中的帮助。感谢中国空气动力研究与发展中心低速所结冰与防除冰研究团队的支持。

参考文献:

- [1] LYNCH F T, KHODADOUST A. Effects of ice accretions on aircraft aerodynamics[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2001, 37(8): 669-767.
- [2] 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.
- [3] KEVIN R P, CAROL D J. A statistical review of aviation airframe icing accidents in the U. S[R]. Washington D C: National Transportation Safety Board (NTSB), 2004.
- [4] COLE J A, SAND W R. Statistical study of aircraft icing accidents[R]. AIAA 91-0558, 1991.
- [5] BRAGG M B, BROEREN A P, BLUMENTHAL L A. Iced-airfoil aerodynamics[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2005, 41(5): 323-362.
- [6] GRAY V H. Correlations among ice measurements, impingement rates, icing conditions, and drag coefficients for unswept NACA 65A004 airfoil[R]. National Advisory Committee for Aeronautics, NACA TN-4151, 1958.
- [7] GRAY V H, VONGLAHN U H. Aerodynamic effects caused by icing of an unswept NACA 65A004 airfoil[R]. National Advisory Committee for Aeronautics, NACA TN-4155, 1957.
- [8] GRAY V H. Prediction of aerodynamic penalties caused by ice formations on various airfoils[R]. NASA TN D-2166, 1964.
- [9] BRUMBY R E. Wing surface roughness; cause and effect[J]. Flight Approach, 1979, 32: 2-7.
- [10] BRAGG M B. Rime ice accretion and its effect on airfoil performance[D]. Columbus, Ohio State University, 1981.
- [11] BRAGG M B, GREGOREK G M. Aerodynamic characteristics of airfoils with ice accretions[R]. AIAA 82-0282, 1982.
- [12] BRAGG M B. Predicting airfoil performance with rime and glaze ice accretions[R]. AIAA 84-0106, 1984.
- [13] BRAGG M B, GREGOREK G M, SHAW R J. Wind tunnel

investigation of airfoil performance degradation due to icing[R]. AIAA 82-0582,1982.

[14] ZAGULI R J,BRAGG M B,GREGOREK G M. Results of an experimental program investigating the effects of simulated ice on the performance of the NACA 63A415 airfoil with flap[R]. NASA CR-168288,1984.

[15] LEE S,BRAGG M B. Investigation of factors affecting iced-airfoil aerodynamics[J]. Journal of Aircraft,2003,40(3):499-508.

[16] BHARGAVA C,LOTH E,POTAPCZUK M. Simulating the aerodynamics of the NASA John H. Glenn Icing Research Tunnel[J]. Journal of Aircraft,2005,42(3):671-684.

[17] BRAGG M B,GREGOREK G M,LEE J D. Airfoil aerodynamics in icing conditions[J]. Journal of Aircraft,1986,23(1):76-81.

[18] DE G F,ESPOSITO B,MINGIONE G,et. al. Experimental and computational aerodynamics applications for an icing wind tunnel design[R]. Trondheim,Norway: The Fluid Dynamics Panel Symposium,1996.

[19] SOEDER R H,SHELDON D W,ANDRACCHIO C R,et. al. NASA Lewis Icing Research Tunnel user manual[R]. NASA TM-107159,1996.

[20] VECCHIONE L,DEMATTEIS P,LEONE G. An overview of the CIRA Icing Wind Tunnel[R]. AIAA-2003-900,2003.

[21] 肖春华,桂业伟,杜雁霞,等. 电热除冰传热特性的结冰风洞实验研究[J]. 实验流体力学,2010,24(4):22-24.

XIAO Chunhua,GUI Yewei,DU Yanxia,et. al. Experimental study on heat transfer characteristics of aircraft electrothermal deicing in icing wind tunnel[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics,2010,24(4):21-24. (in Chinese)

[22] BARLOW J B,RAE W H,POPE A. Low-speed wind tunnel testing[M]. New York:John Wiley and Sons Incorporation,1966.

[23] BILANIN A J. Scaling laws for testing airfoils under heavy rainfall[J]. Journal of Aircraft,1987,24(1):31-37.

[24] THOMPSON B E,JANG J,DION J L. Wing performance in moderate rain[J]. Journal of Aircraft,1995,32(5):1034-1039.

[25] HASTINGS E C,MANUEL G S. Scale-model tests of airfoils in simulated heavy rain[J]. Journal of Aircraft,1985,22(6):536-540.

[26] HAINES P,LUERS J. Aerodynamic penalties of heavy rain on landing airplanes[J]. Journal of Aircraft,1983,20(2):111-119.

(编辑:王碧珺)