

面向于大孔隙圆盘绕流的试验验证技术

屈霄, 程蕾

沈阳航空航天大学 航空宇航学院, 辽宁 沈阳 110136



摘要: 以风为传播媒介的植物(如蒲公英、婆罗门参)种子因其大孔隙度圆盘结构而备受仿生学界关注, 该类结构对开发新型仿生飞行器具有潜在价值。现有研究多基于数值模拟和传统风洞中的粒子图像测速(PIV)技术间接分析流场与气动力, 但 these 方法成本高, 且传统水平风洞难以满足垂直气流试验需求。因此, 发展一种低成本、高效、精准的气动力测量方法尤为必要。本文针对大孔隙度圆盘结构的气动力测量技术展开研究, 设计并搭建了垂直流场测试平台, 研制了一款高精度、高灵敏度的盒式六分量天平。为避免垂直气流对天平测量精度及流场品质的干扰, 借鉴风洞拐角导流技术, 设计了带环形导流片的叶栅结构, 引导竖直向上气流至水平方向。通过计算流体力学(CFD)方法分析了导流片对气流偏转的影响, 结果表明, 在特定安装角下, 气流偏转均匀且趋于水平, 对测试平台流场影响较小。为验证平台准确性, 将14 mm蒲公英种子模型放大18倍, 对不同孔隙度的简化模型进行数值模拟与风洞试验, 阻力数据拟合良好, 表明该平台在所考虑误差范围内具有较高的测量精度。

关键词: 测量平台; 盒式六分量天平; 环形导流片; 大孔隙度圆盘; 试验与数值模拟

中图分类号: V211.71

文献标识码: A

DOI: 10.20118/j.issn2097-258X.2025.05.004

随着仿生学与空气动力学交叉研究的深入, 大孔隙度圆盘结构的气动力特性成为探究其飞行机理的核心内容。目前, 学界对该类结构的研究多依赖数值模拟和传统风洞中的粒子图像测速(PIV)技术^[1-7]。2018年, Cummins等^[8]对自然界蒲公英种子自由飘落的飞行进行测试, 并将简化过的冠毛模型固定在垂直风洞中进行了PIV试验。在蒲公英的冠毛上方发现了一个分离的涡环。该涡环与模型的孔隙度密切相关。2020年, 沈阳航空航天大学邱福生团队^[9-10]将冠毛结构简化为多孔圆盘模型, 主要用数值模拟来证实其飞行模型原理, 并研究孔隙度变化对涡环特性的影响。数值模拟方法虽能构建流场的虚拟模型, 但受限于网格划分精度和湍流模型假设, 其结果与真实流场存在一定偏差。PIV技术通过追踪流场中粒子的运动轨迹反演气流特性, 进而间接推导气动力参数, 然而该方法设备成本高昂, 数据处理流程复杂, 难以直接获取精确的力和力矩信息, 且任何飞行器的设计都离不开风洞试验, 对其进行风洞试验可为飞行器的设计提供精确的气动数据支撑以及优化后的气动布局。因此, 为得到大孔隙圆盘较为精确的气动力数据, 一种适用于

大孔微型仿生飞行器的气动力测量技术是必不可少的。

目前, 微型仿生飞行器的气动力测量技术研究主要聚焦于水平风洞中扑翼飞行器的气动特性研究。2021年, 吉林大学腾帅^[11]等对微型扑翼飞行器的气动力测量技术展开研究, 研制了能够测量扑翼飞行器空间六分量上试验平台及天平。2023年, 电子科技大学张晏玮^[12]在对仿生微型扑翼飞行器的气动力特性分析中, 同样在水平风洞中通过六维力传感器对其气动力进行测量, 并通过PIV技术对流场特性进行分析。传统水平风洞主要适用于水平气流环境下的气动测试, 而大孔隙度圆盘结构在自然传播过程中常面临垂直方向的气流扰动, 如上升气流的托举作用对其滞空时间影响显著, 因此, 传统试验装置难以满足垂直气流环境下的精准测量需求, 极大地制约了对该类结构气动特性的深入解析。

目前, 虽然已有立式风洞^[13-14], 但造价较高且多应用于大型装置, 对微型模型的气动力测量并不精准。因此, 本文主要聚焦大孔隙度圆盘结构的气动测试需求, 通过设计专用试验平台与测量装置, 构建了垂直气流环

收稿日期: 2025-08-03 返修日期: 2025-09-13

引用格式: 屈霄, 程蕾. 面向于大孔隙圆盘绕流的试验验证技术[J]. 气动研究与试验, 2025, 3(5): 45-58.

Qu Xiao, Cheng Lei. Test verification technology for flow around high-porosity discs[J]. Aerodynamic Research & Experiment, 2025, 3(5): 45-58. (in Chinese)

境下的气动力测量体系，可直接测量出不同孔隙度圆盘的气动力数据，为后续圆盘结构仿生飞行器的设计提供重要的数据支撑。

1 测量平台

1.1 测量平台的设计要求及工作原理

1.1.1 测量平台的设计要求

大孔隙度圆盘结构的飞行机制主要源于在垂直气流的影响下所产生的分离涡环阻力^[8]，以此减缓下落的时间，其中，蒲公英是典型的大孔隙度圆盘结构，如图1所示，分离涡环在垂直气流的影响下得以产生，且位于结构正上方。根据相对性原理，针对此类模型的流场方向应是自下往上的垂直均匀流。



图1 自然状态下的蒲公英
Fig.1 Dandelions in their natural state

根据模型测量的需要，测量装置需要固定在模型上方，但不应对流场产生干扰，且能够精确测量出数据。因此，对大孔隙度圆盘气动力测量技术的设计要求为：
(1) 流场应为自下而上；(2) 在流场上端具有多分量测力装置；(3) 垂直向上的气流不影响测力装置的精确度；(4) 测量平台不应干扰模型上方涡环的产生。

1.1.2 测量平台的工作原理

根据上文所述的设计要求，测量平台的风扇轴线应是竖直方向，为平台提供竖直向上的气流，以此模拟自

然情况下的自然来流。将模型固定至流场中，由上方的测量装置进行气动力的测量。六分量天平是风洞中常用来测量气动力的装置，能够精准地测量模型在空间中所受到的6个分量上的力，本文所研制的测力天平是一种应变式六分量盒式天平，具有高精度、高灵敏度的特点。为减少垂直气流对固定在上方的测力天平的影响，本文参考风洞对拐角流动的处理，通过拐角导流片将向上的气流引导至四周以避免对测力天平的冲击。根据上述的要求分析，本文所研制的测量平台是由六分量测量天平、风扇、环形叶栅进行一体化设计，如图2所示。

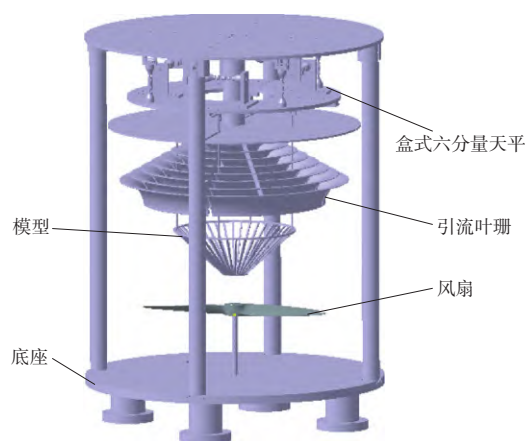


图2 测量平台示意图

Fig.2 Schematic diagram of the measurement platform

将风扇置于平台底部，产生向上的气流作用于模型，固定在平台上方的测力天平是平台的核心部件，通过柔性丝线将模型悬挂至流场中，且与上方环形导流片保持一定间距以避免对模型流场的干扰，环形导流片可将经过模型的气流引导至径向以减少对流场、天平测量数据的干扰。

在测量阻力工况下，盒式天平的固定框通过螺栓固定在测试平台上端圆盘，浮动框通过柔性丝线与仿蒲公英飞行器连接。

初始状态下，Z轴上传感器测出的数据为仿蒲公英飞行器的重力 g_1 ，试验过程中Z轴上读取数据为 g_2 ，则测出飞行器所受到的阻力，即模型的重力与试验过程中传感器所测数值的差即为所测模型气动阻力

$$D = g_1 - g_2 \quad (1)$$

阻力系数为

$$C_D = \frac{D}{\frac{1}{2} \rho v^2 S} \quad (2)$$

式中, ρ 为空气密度 ($\rho=1.225 \text{ kg/m}^3$), v 为风扇旋转所提供竖直向上的气流速度。 S 为仿蒲公英飞行器在水平面的投影面积。

在测量其他分量的工况下, 需将导流片取下, 将模型固定在天平的浮动框上。

1.2 测力天平

1.2.1 六分量盒式天平的测量原理

六分量天平按照测力原理不同可以分为应变式天平、压电式天平和机械式天平。应变式天平是把载荷作用下而发生的弹性变形转化为应变片的阻值变化, 通过电桥失衡, 转变为电压增量, 由数据采集系统转化为对应的力与力矩。应变式天平受到载荷作用后响应速度快, 体积小重量较轻, 且灵敏度高。本文所研制的六分量盒式天平属于应变式天平, 其测量原理如图3所示。

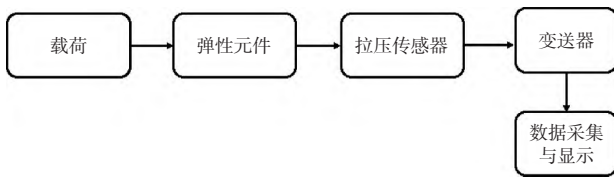


图3 测量原理图

Fig.3 Measurement schematic diagram

模型在受到载荷时, 弹性元件将载荷传递至拉压传感器, 传感器是对力较为敏感的弹性元件, 在受到载荷后发生变形, 应变大小与所受到的外力成正比, 并通过在弹性元件发生最大应变区域粘贴的应变片来收集应变变化, 并产生一定的电阻变化, 由惠斯通电桥转化为电压变化, 后通过变送器及数据采集系统进行收集及计算, 最终得到浮动框上所受到的载荷情况。

1.2.2 六分量盒式天平的分解原理

多分量的测力天平在使用过程中各分量会产生或多或少的相互干扰与耦合, 因此, 需要对天平所受到的力与力矩进行分解, 一般会对其进行机械分解以及电气分解, 机械分解指天平通过特殊结构形式, 使作用在天平上的力与力矩进行分解, 仅对各分量上的力敏感, 实现对各个方向上的力与力矩精确测量^[15]。电气分解指通过应

变传感器中应变的传感器的粘贴位置以及全桥电路, 使传感器对其他方向上的力与力矩不敏感, 从而实现力与力矩的分解^[16]。本文设计的六分量盒式天平主要由浮动框、固定框、连接板、8根弹性连杆及与之固连的8个拉压传感器组成, 其结构如图4所示。天平通过弹性连杆上的柔性铰链实现结构上的机械分解, 电气分解由S形拉压传感器的应变片及组成的惠斯通电桥实现。

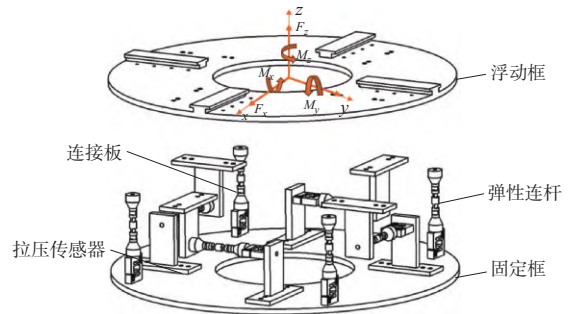


图4 天平结构示意图

Fig.4 Structure schematic diagram of the balance

将作用在飞行器上三个方向上的力与力矩分别定义为 F_x 、 F_y 、 F_z 、 M_x 、 M_y 、 M_z , 符合右手法则。盒式六分量天平的受力图如图5所示, 其中, f_n 表示 n 号传感器在对应方向上所受到的力值大小, 竖直方向上的弹性连杆位于水平方向上连杆的延长线的交点上, f_x 、 f_y 、 f_z 对应各自方向的值, M_x 分量主要体现在沿 Z 方向上所对应的4个传感器受力, M_y 与 M_x 的测量原理相同, M_z 分量主要体现在沿 X 轴、 Y 轴上的4个传感器受力。

将1号传感器与2号传感器的距离记为 L_x , 1号传感器与3号传感器的距离记为 L_y , 则天平测的六分量的计算公式为

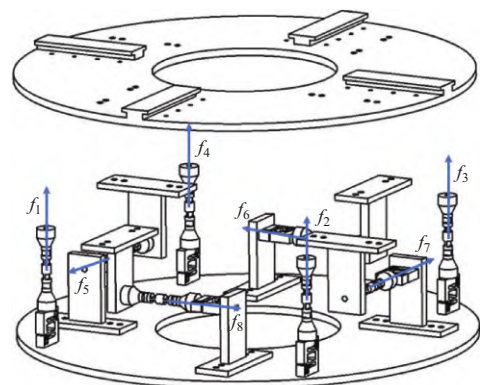


图5 天平受力图

Fig.5 The force diagram of a balance

$$\begin{cases} F_x = f_5 - f_7 \\ F_y = f_6 - f_8 \\ F_z = f_1 + f_2 + f_3 + f_4 \\ M_x = \frac{-L_y}{2} f_1 - \frac{L_y}{2} f_2 + \frac{L_y}{2} f_3 + \frac{L_y}{2} f_4 \\ M_y = \frac{-L_x}{2} f_1 + \frac{L_x}{2} f_2 + \frac{L_x}{2} f_3 - \frac{L_x}{2} f_4 \\ M_z = \frac{L_x}{2} f_5 - \frac{L_y}{2} f_6 + \frac{L_x}{2} f_7 - \frac{L_y}{2} f_8 \end{cases} \quad (3)$$

f_n 记为 n 号拉压传感器所受到的力。写出矩阵形式为

$$\begin{bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \\ M_x \\ M_y \\ M_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 1 \\ 1 & 1 & 1 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ \frac{-L_y}{2} & \frac{-L_y}{2} & \frac{L_y}{2} & \frac{L_y}{2} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ \frac{-L_x}{2} & \frac{L_x}{2} & \frac{L_x}{2} & \frac{-L_x}{2} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{L_x}{2} & \frac{-L_y}{2} & \frac{L_x}{2} & \frac{-L_y}{2} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} f_1 \\ f_2 \\ f_3 \\ f_4 \\ f_5 \\ f_6 \\ f_7 \\ f_8 \end{bmatrix} \quad (4)$$

1.3 环形叶栅

在风洞中，导流片常用来引导气流以均匀、较低的能量损失通过拐角段，如图6所示。

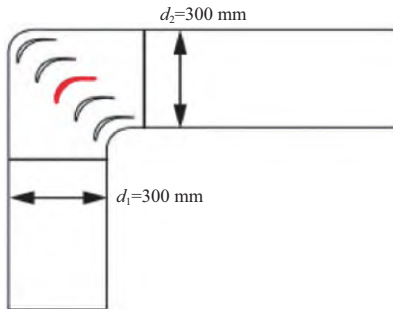


图6 风洞拐角示意图^[13]

Fig.6 Schematic diagram of the wind tunnel corner^[13]

本文参考文献[17]中对风洞拐角处翼型导流片的设计，设计了一种环形叶栅，能够将向上的气流引导至水平方向以不影响测试平台的流场。目前，针对风洞导流片的研究已经较为成熟，但本文所设计的导流片是环形的，结构形式会有所不同，因此，本文通过数值计算，以优化导流片的安装角，使气流能够较为均匀地疏散至水平方向而不影响测力天平的精准。

2 测量天平的总体设计

本文所设计的测量平台主要由测量天平、环形导流

片等结构组成。下面对其进行一一设计。

2.1 应变式六分量盒式天平的结构设计

天平的量程是由作用在模型上的载荷及模型质量所决定，根据所测模型的测量要求，设计的天平的各分量量程见表1。

表1 天平设计量程

Table 1 Design range of the balance

力/N			力矩/(N·m)		
F_x	F_y	F_z	M_x	M_y	M_z
±20	±20	±40	±1.6	±1.6	±1.6

圆盘带孔结构主要受竖直方向上的阻力，且体现在天平的 Z 方向上，为提高天平在 Z 方向的灵敏度，在 Z 方向布置4个传感器，为便于测量增加控制装置后的姿态控制力与力矩，在天平 X 、 Y 方向均布置两个传感器，盒式六分量天平的总体设计如图7所示。

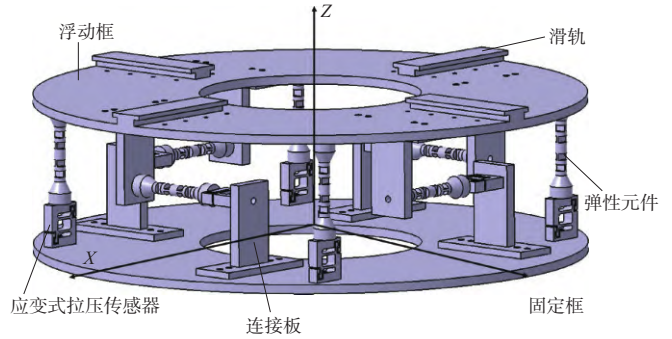


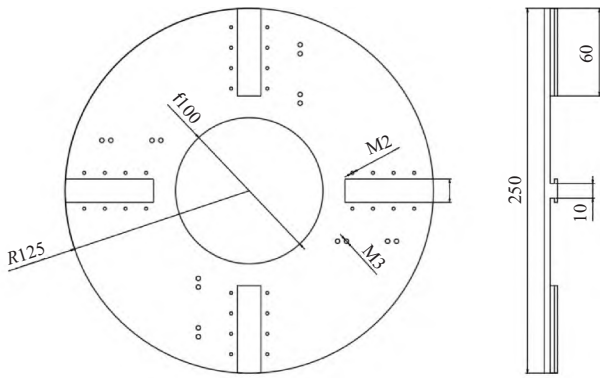
图7 天平总体设计

Fig.7 Overall design of the balance

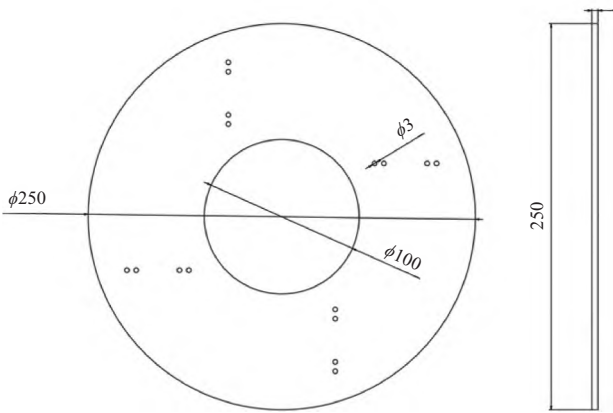
考虑到测试平台的导流片穿过测量天平固定在测试台的顶部圆盘，对浮动框、固定框进行开孔处理，如图8所示为浮动框、固定框设计尺寸。

由于测量模型的尺寸并不固定，因此，在浮动框上增加4条滑轨，滑块在滑轨上移动来适应不同的模型，模型通过柔性丝线与滑块连接。同时，在后续测量力矩的试验中，便于飞行器固定在浮动框上，如图9所示。

在固定框与浮动框中间布置8个拉压传感器以及8个弹性连杆，均通过M3螺栓进行固连，弹性连杆是六分量天平实现机械分解的关键部件，弹性连杆上下端的柔性铰链提供径向的自由度来实现机械解耦。柔性铰链一般可分为双孔十字梁方杆、宽双层十字梁方杆、窄双层十字梁圆杆、单层十字梁圆杆和宽双层十字梁圆杆，为方



(a) 浮动框尺寸



(b) 固定框尺寸 (单位: mm)

图8 浮动框、固定框尺寸(单位: mm)

Fig.8 Size of the floating box and fixed box (Unit: mm)

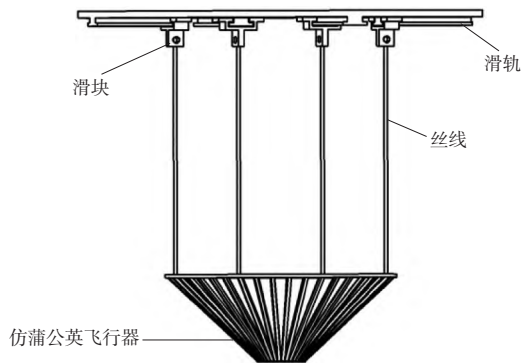


图9 Z方向测力试验的连接方式

Fig.9 Connection methods of the force measurement experiment in the Z direction

便对弹性元件的制造加工, 本文所设计的弹性连杆为窄双层十字梁圆杆, 由于马氏体时效钢易生锈, 在进行加工时进行镀铬处理, 弹性连杆的结构如图10所示。

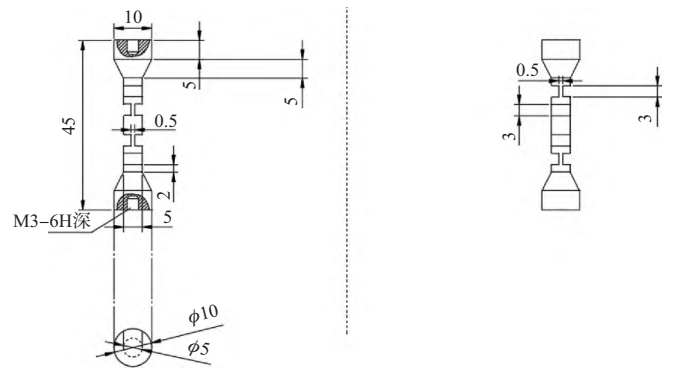


图10 弹性连杆尺寸(单位: mm)

Fig.10 Dimensions of elastic connecting rod (Unit: mm)

拉压传感器是六分量天平的测量元件, 本文所选用的拉压传感器是电阻应变片式传感器, 为了减少研制周期及标定, 本文选择成熟的商用S形拉压传感器及数据采集软件, 图11为应变式拉压传感器实物图, 测量灵敏度为0.01%, 满足对仿蒲公英飞行器载荷的测量要求, 应变式拉压传感器的参数见表2。

表2 传感器设计参数

Table 2 Sensor design parameters

量程/kg	0~10	材质	F141
灵敏度/%	0.01	阻抗/ Ω	350
非线性/%	0.10	安全超载/%	150

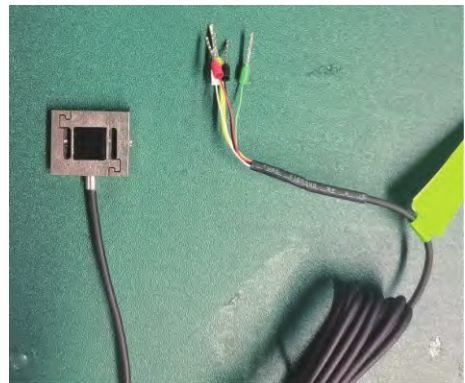


图11 应变式拉压传感器

Fig.11 Strain type tension and compression sensor

数据采集系统主要功能是将电阻应变片因变形产生的电阻变化通过惠斯通电桥、放大器、数据采集卡, 显示至计算机上为电压变化, 并通过软件内部计算, 最终呈现出力的变化。为便于采集, 本文采用商用小电压变送器(见图12)对信号进行放大, 可以将微小的直流电流输入, 根据所设计的测量天平, 输出范围在-10~10 V,



图12 变送器

Fig.12 Transmitter

放大倍数为500倍，输出的电压输送给软件，经过处理后在可视化窗口显示对应力值大小。

为了分析测量天平在测量载荷过程中各分量之间的干扰情况及满载下的受力情况，将天平的三维模型导入有限元分析软件进行分析，依次在浮动框上施加六分量上的满程载荷，并在固定框下添加固定约束，天平受力分析结果如图13所示。

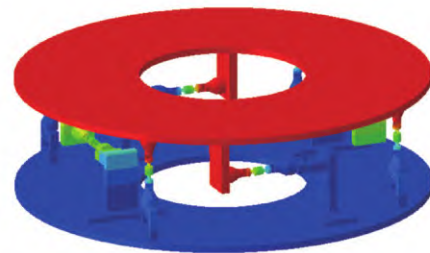
为了制作方便，将各个零部件分开进行加工，对应力变化较为明显的弹性连杆选用F141材料，并采用电火花线切割进行加工。对应力变化不敏感的浮动框、固定框通过光固化3D打印机进行制作，加工完成后，将各个零部件通过M3螺纹进行固连，装配好后的实物照片如图14所示。

在装配时，为避免在测力试验时因测力天平的晃动而影响测力值，因此，对天平施加一定的预紧载荷来消除部件之间的间隙，以增加天平的整体刚度，预紧力的大小往往能够决定天平的精度及灵敏度。本文主要通过紧固件弹性变形来为天平提供预紧力，同时在螺纹连接时，增加放松螺母以防止螺丝松动。

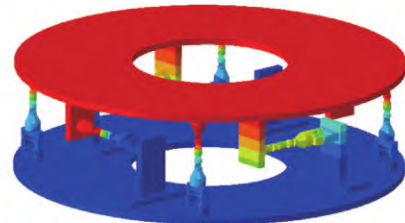
2.2 环形导流片的数值模拟与结构设计

2.2.1 数值计算原理

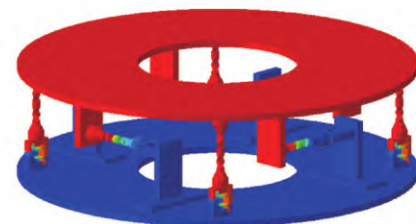
本文对导流片的数值模拟，本质上是弯曲管道内部的逆压梯度流动，且导流片的模型实际上是翼型，故选用 $k-\omega$ SST湍流模型，此湍流模型由Menter发展，结合了 $k-\epsilon$ 和 $k-\omega$ 模型的优点^[18]，在近壁面区域采用 $k-\omega$ 模型，在近壁面区域能够很好地考虑黏性底层和过渡层，



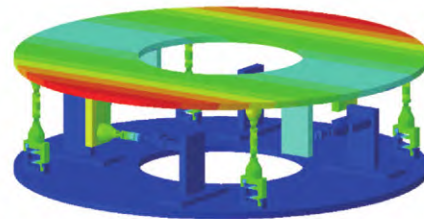
(a) $F_x=20\text{ N}$



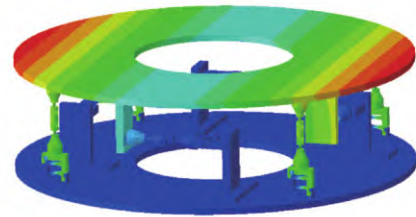
(b) $F_y=20\text{ N}$



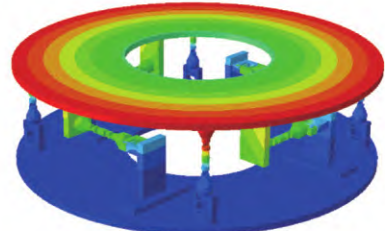
(c) $F_z=40\text{ N}$



(d) $M_x=1.6\text{ N}\cdot\text{m}$



(e) $M_y=1.6\text{ N}\cdot\text{m}$



(f) $M_z=1.6\text{ N}\cdot\text{m}$

图13 天平受力分析

Fig.13 Force analysis of the balance

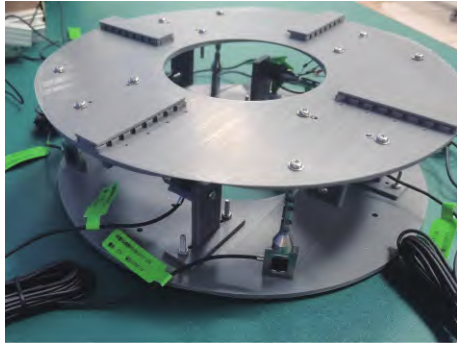


图14 天平装配图

Fig.14 Assembly drawing of the balance

准确捕捉边界层内的流动细节；远离壁面的区域使用 $k-\varepsilon$ 模型，综合了 $k-\omega$ 模型在近壁面处理的优势和 $k-\varepsilon$ 模型在远离壁面区域计算效率较高、对自由流模拟较好的优点^[19]。

$k-\omega$ SST模型中，湍动能 k 的输运方程为^[19]

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_j k)}{\partial x_j} = \tau_{ij} \frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \beta^* \rho \omega k + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\mu + \sigma_k \mu_t) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] \quad (5)$$

式中， ρ 为流体密度， δk 为湍动能 k 的湍流普朗特数， μ 为分子黏性系数， τ_{ij} 为应力张量， β^* 为模型系数， ω 为比耗散率， μ_t 为湍流黏性系数。

比耗散率 ω 的输运方程为

$$\frac{\partial(\rho \omega)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_j \omega)}{\partial x_j} = \alpha \frac{\omega}{k} \tau_{ij} \frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \beta \rho \omega^2 + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\mu + \sigma_\omega \mu_t) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] + 2(1 - F_1) \rho \sigma_{\omega 2} \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \quad (6)$$

式中， σ_ω 为 ω 的湍流普朗特数， F_1 为混合函数，用 ϕ 代表两式中任一常数 ($\sigma_k, \sigma_\omega, \beta, \beta^*, \omega$)，则 ω 可以计算为^[19]

$$\phi = F_1 \phi_1 + (1 - F_1) \phi_2 \quad (7)$$

组合函数 F_1 定义为

$$F_1 = \tanh \left\{ \left| \min \left[\max \left(\frac{\sqrt{k}}{\beta \omega y}, \frac{500\nu}{y^2 \omega} \right), \frac{4\rho \sigma_{\omega 2} k}{C_{D_{k\omega}} y^2} \right] \right|^4 \right\} \quad (8)$$

式中， $C_{D_{k\omega}} = \max \left(2\rho \sigma_{\omega 2} \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j}; 10^{-20} \right)$ ， $C_{D_{k\omega}}$ 为阻力系数， y 为最小离壁距离。

2.2.2 计算模型及网格划分

在对风洞导流片的数值模拟中，主要分析导流片的

安装角、稠度和拐角出/入口扩张比对流场的影响，目的是提高流场的品质，使气流以均匀、低偏转角、低能量损失地通过拐角，而本文所设计环形导流片的目的是将向上的气流向四周扩散，注重于气流的均匀、偏折情况，因此，仅对不同导流片安装角的影响进行数值模拟。

将拐角出/入口扩张比定义为出口截面面积与进口截面面积的比值，本文设计的导流片在拐角出/入口扩张比为1的拐角处进行数值模拟。文献[20]中，在对拐角处导流片的安装数量以及弦长的研究试验，给出了三种情况下叶片数目的选择。

标准数量的导流片

$$n_{BZ} = 2.13 \left(\frac{r}{b_0} \right)^{-1} - 1 = 2.13 \left(\frac{S}{C} \right) - 1 \quad (9)$$

减少数量的导流片

$$n_{JS} = 1.4 \left(\frac{r}{b_0} \right) = 1.4 \left(\frac{S}{C} \right) \quad (10)$$

最少数量的导流片

$$n_{ZS} = 0.9 \left(\frac{r}{b_0} \right)^{-1} = 0.9 \left(\frac{S}{C} \right) \quad (11)$$

式中， C 为导流片弦长， b 为拐角进口宽度， r 为拐角倒圆半径 ($r = C/\sqrt{2}$)， S 为拐角对称线位置宽度。

标准数量的导流片可较快获得较为均匀的速度。根据本文中偏转后的气流不影响试验流场的设计要求，选用标准数量导流片进行安装，经计算，设计导流片的安装数量为9，二维导流片的设计参数如图15所示。设计导流片弦 $C=26$ mm，选用翼型 SA070.61^[21]。将安装角 η 定义为进口轴线与弦长的夹角。分别选取 40° 、 45° 、 50° 三个不同导流片安装角，通过数值分析安装角对流场的影响，以选取导流片的最佳安装角。

将二维示意图绕旋转轴旋转 360° 得到环形导流盘的计算模型 (见图16)。

本文主要对计算域进行非结构六面体网格划分。为排除网格数量对结果的影响，对网格进行无关性验证，分别采用了350万、492万、530万和580万网格量对同一个模型进行数值计算，对比速度云图可知，492万的网格量已满足计算，网格细节展示如图17所示。

设置入口速度为 10 m/s 分别对导流片安装角为 40° 、 45° 和 50° 的模型进行数值计算，得到不同安装角下

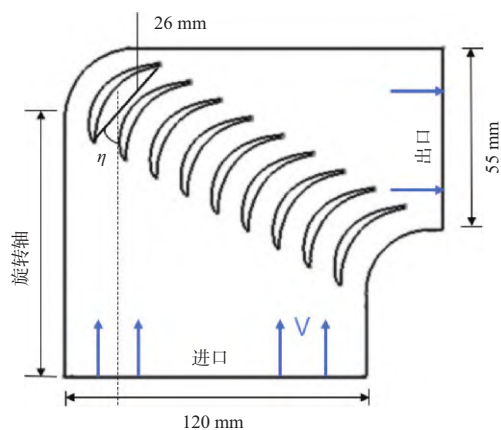


图15 二维导流片设计参数

Fig.15 Design parameters of the two-dimensional guide vane disc

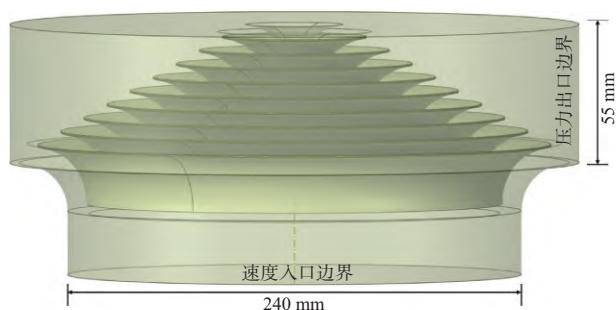


图16 计算域

Fig.16 Computational domain

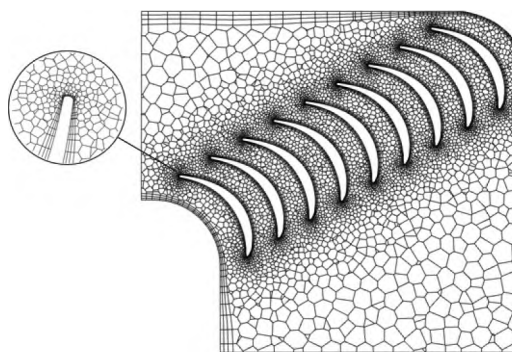


图17 XY剖面处网格

Fig.17 The mesh at the XY cross-section

的进口对称面速度云图（见图18）。其中黑色箭头代表速度方向。

通过研究发现，随着安装角的增大，气流有向内侧管道偏转的趋势，其中，安装角为 40° 的模型，在出口处气流流出最为均匀，另外，随着安装角的增大，导流片通道之间头部的间距增大，进入通道内部的速度减小，从流场分布来看，随安装角增大，气流流进管道更为

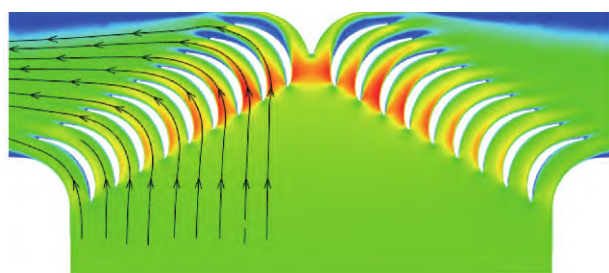
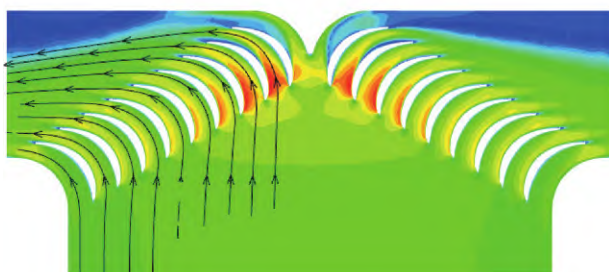
(a) 40° (b) 45° (c) 50°

图18 进口对称面速度云图

Fig.18 Velocity contour map of the inlet symmetric plane

平顺。

为进一步分析拐角导流片出口位置处的气流偏折情况，引入气流偏折角（气流偏折方向与出口中心线的夹角），图19为三种不同安装角的情况下，气流偏折角随气流速度变化曲线图。可见，在 40° 导流片安装角下，气流偏折角几乎为 0° 。

2.2.3 环形导流片的结构设计

根据本文风洞对导流片的设计要求：偏转后的气流均匀、平顺。综合考虑下选取 40° 为本文导流叶栅的导流片安装角，环形导流片的结构设计如图20所示。

2.3 测量平台的装配

根据流场的风速需要，选用风扇的参数见表3。风扇由1200 kV的无刷电机带动风扇旋转，控制系统输出PWM值控制电调输出值以改变无刷电机转速，从而改变风扇风速。为测量电机转速与风速间的关系，在风扇上

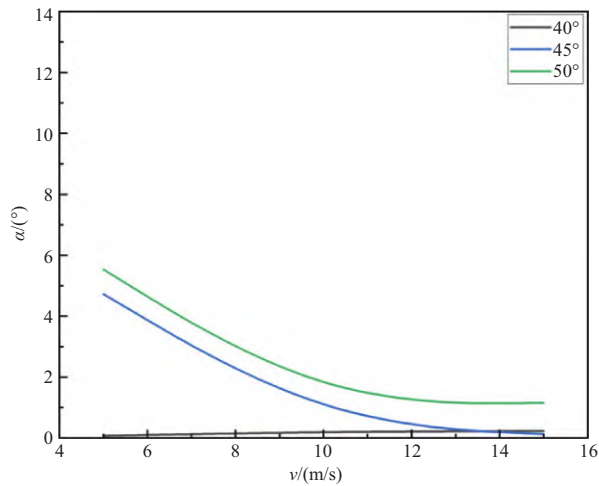


图19 气流偏折角变化趋势

Fig.19 The variation trend of airflow deflection angle

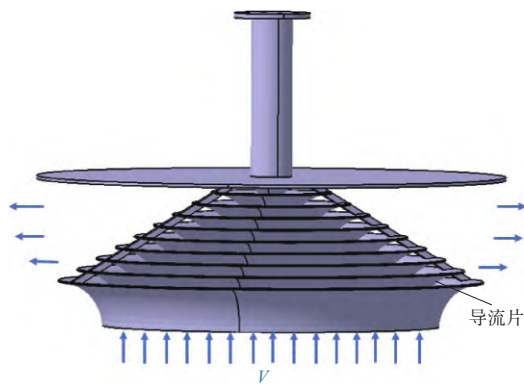


图20 导流叶栅的结构设计

Fig.20 Structural design of the flow guide vane

表3 风扇参数

Table 3 Fan parameters

参数	参数设置
扇叶材料	尼龙
扇叶尺寸/mm	25.4
电机标准电压/V	12
最大转速/(r/min)	8100
PWM 调速	支持

150 mm 处放置皮托管进行测速, 依次改变油门量改变电机转速, 风速测量量见表4。由表4可知, 最大风速达15.1 m/s, 所测风速达到测试平台的设计要求, 确定选用该风扇。小型风洞的外部骨架均由3D打印进行制作, 装配图如图21所示。

3 拟合验证

本节主要对所研制的小型测量平台所测数据的准确性进行验证。蒲公英作为典型的圆盘带孔结构, 业界对

表4 风速测量

Table 4 Wind speed measurement

组号	转速/(r/min)	风速/(m/s)
1	1000	1.10
2	2300	3.21
3	3900	6.13
4	4500	8.95
5	6400	11.90
6	8100	15.10

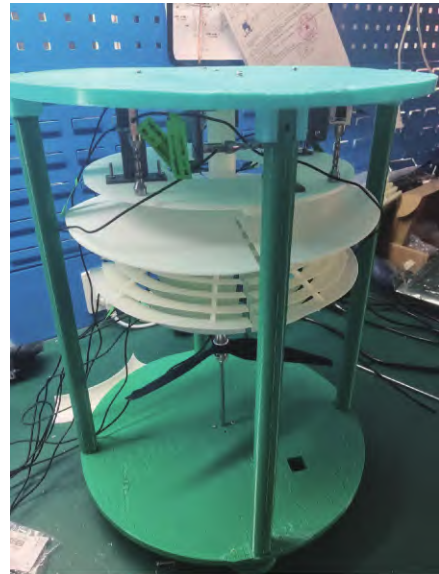


图21 测量平台装配图

Fig.21 Assembly drawing of the test platform

其已进行了大量的数值分析, 且本课题组已对蒲公英简化模型进行了大量仿真, 在此领域的理论研究较为成熟。本文将14 mm 真实蒲公英尺寸放大18倍, 简化后的放大模型进行数值模拟与测量平台试验, 通过对比两组数据的拟合程度以验证测量平台的合理性。

3.1 计算模型

在自然界中, 蒲公英种子一般由冠毛、种子以及连接二者的细杆构成^[2], 如图22所示, 国内外研究者并没有直接对真实种子进行试验研究, 而是将蒲公英种子简化为带有细杆的扁平圆盘模型进行数值模拟。

Cummins 等^[8]研究表明, 具有42根圆柱形细杆的扁平圆盘足以模仿蒲公英种子。孔隙度在0.75~0.92之间, 分离涡环得以产生, 符合蒲公英种子在真实状态下的飞行特性, 在本课题组之前的研究工作中^[9], 也证实了42根细杆的模型表现出良好的气动特性, 在后续的研究中, 随后又证实了细杆与圆盘之间存在120°夹角时气动



图22 自然状态下的蒲公英结构

Fig.22 The structure of dandelion in its natural state

特性更优^[10]。基于现实中直径为 14 mm 的蒲公英种子，本文将其等比例参数放大 18 倍，由扁平圆盘，细杆组成，且圆盘与细杆的夹角设计为 120°，完成建模，考虑到实物加工的难易，将细杆设计为矩形细杆，如图 23 所示。

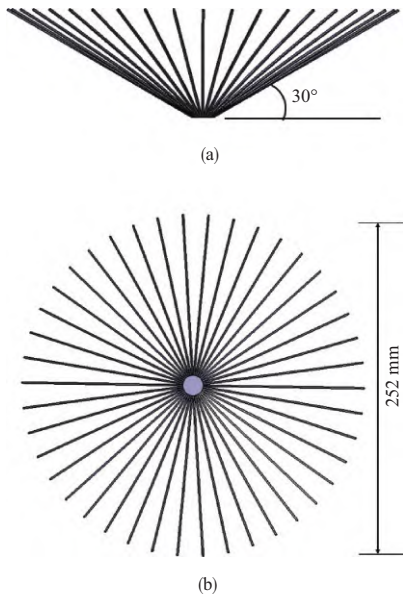


图23 模型尺寸

Fig.23 Dimensions of the model

为方便展开研究，将圆盘的孔隙度定义为

$$\varepsilon \approx 1 - \frac{2n(D-d)d' + \pi d^2}{\pi D^2} \quad (12)$$

式中， D 与 d 分别为模型的直径与中心圆盘的直径， d' 为细杆的边长， n 为细杆根数，本文中 $n = 42$ 。

蒲公英种子的气动特性也与雷诺数有关。因此，需设定一个基于细杆直径的雷诺数

$$Re = \frac{Ud'}{\nu} \quad (13)$$

式中， U 为给定的速度条件， ν 为运动黏度。

为验证测试平台的合理性，本节针对不同孔隙度的模型进行数值模拟与测量平台试验，得出大尺寸下蒲公英简化模型的阻力变化规律，并将两组数据进行拟合分析。

3.2 数值模拟

将模型导入网格绘制软件进行前处理设置边界条件(见图24)，并进行六面体非结构网格划分，网格数量为390万，在本课题组之前的研究中，此种规模的网格数量已能够有效计算出其特性，网格细节如图25所示。

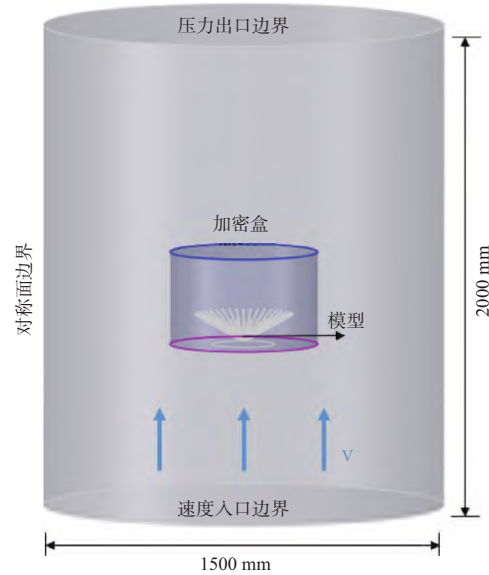


图24 计算域

Fig.24 Computational domain

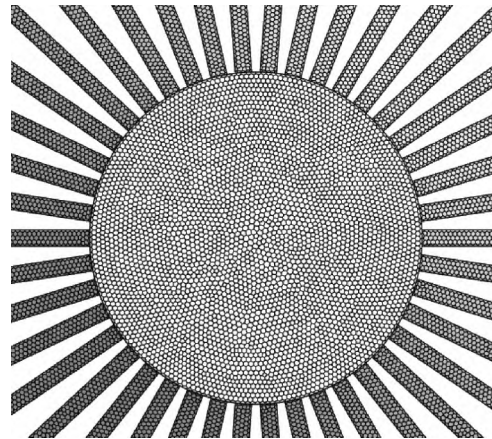


图25 模型面网格

Fig.25 Model surface mesh

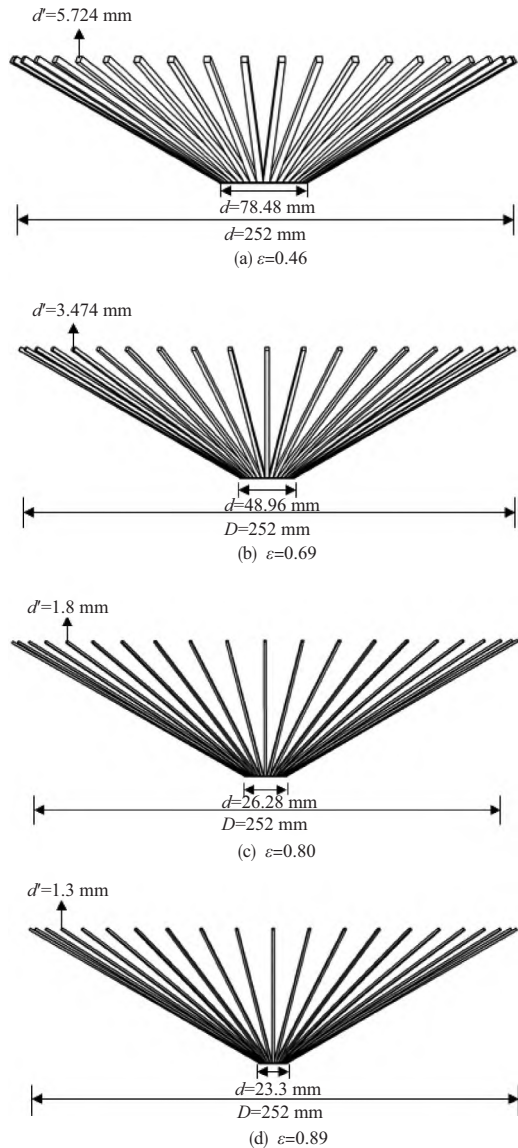


图26 不同孔隙度模型尺寸
Fig.26 Sizes of models with different porosities

计算域是一个直径为 1500 mm、高为 2000 mm 的圆柱体，圆柱底部设置为速度入口边界，顶部设置为压力出口边界，为防止圆柱表面对流场的干扰，圆柱流场表面设置为对称边界。模型位于圆柱中心，为能够精确分析出模型周围流场，在模型周围进行加密，围绕圆盘与细杆均生成边界层网格，其近场网格增长率为 1.17。以稳态压强-速度耦合模型求解不可压缩 RANS 方程。

本文选用孔隙度为 0.46、0.69、0.80 和 0.89 的模型进行数值模拟，各孔隙度模型尺寸如图 26 所示。

Ledda 等^[7]的研究表明，雷诺数也是影响蒲公英飞行特性的主要因素之一，因此，本文选定孔隙度 $\epsilon = 0.89$ 的

模型进行不同雷诺数分析（通过改变速度以得到不同雷诺数， $\epsilon = 0.89$ 是真实蒲公英种子冠毛的平均孔隙度），得到阻力-速度曲线如图 27 所示。

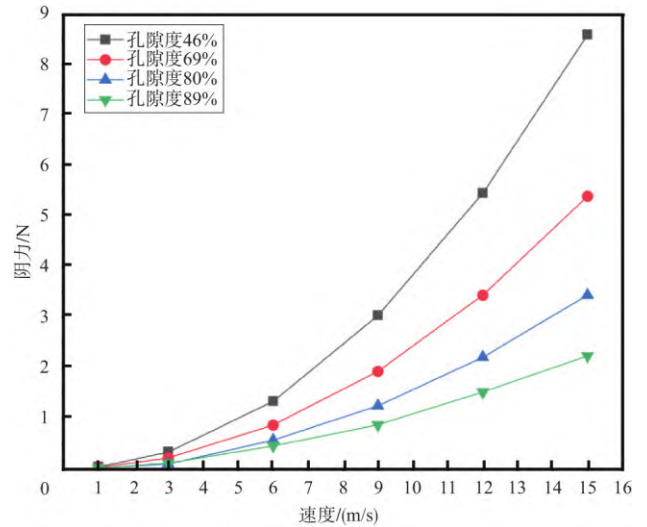


图 27 阻力-速度曲线(数值模拟)
Fig.27 Drag-velocity curve (numerical simulation)

3.3 测量平台试验

实物模型的细杆由轻木制作，中心圆盘由树脂进行 3D 打印，分别绘制出 0.46、0.69、0.80、0.89 不同孔隙度的模型，将细杆尺寸生成图纸导入激光切割机，切割出 42 根尺寸一致的细杆与中心圆盘连接，通过胶水进行粘连固定。实物模型如图 28 所示。

为了与前文所做的数值计算做对照，将不同孔隙度模型置入测量平台，依次改变流场速度，并记录可视化

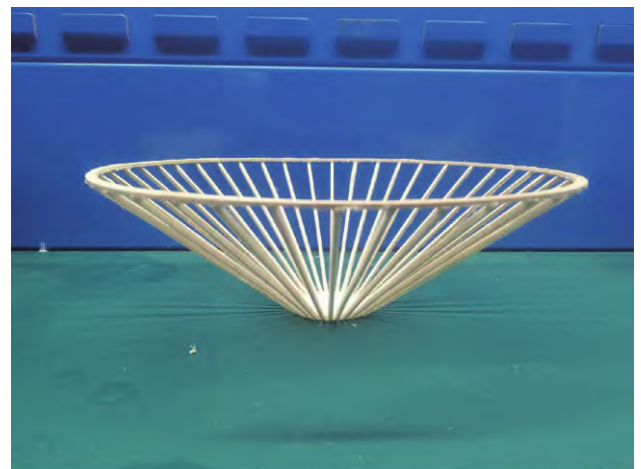


图 28 0.80 孔隙度试验模型
Fig.28 Experimental model with a porosity of 0.80

窗口的数值, 得到不同孔隙度随速度变化阻力曲线图, 如图29所示。

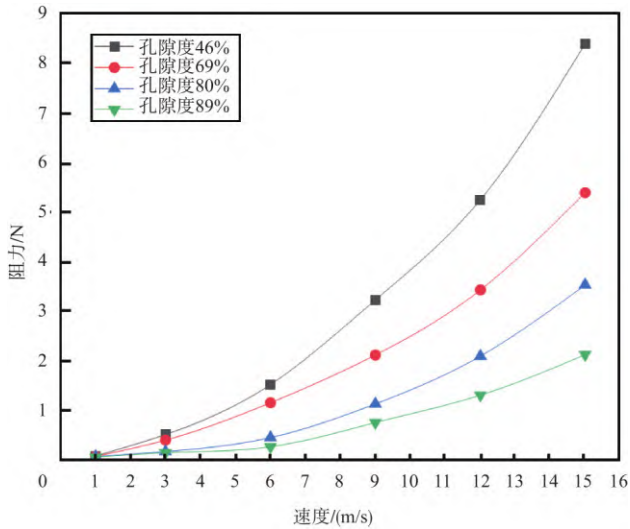


图29 阻力-速度曲线(测量平台试验)

Fig.29 Drag-velocity curve (test platform experiment)

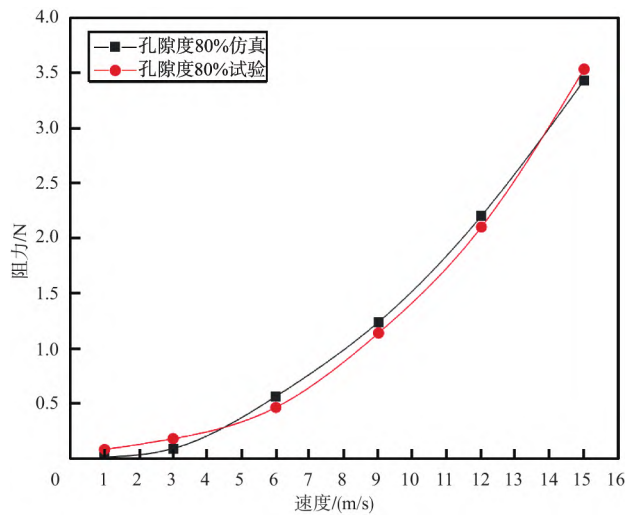


图30 平台试验与数值模拟的阻力-速度曲线($\epsilon = 0.8$)

Fig.30 Drag-velocity curves of the platform experiment and numerical simulation($\epsilon=0.8$)

将不同孔隙度模型的数值模拟与平台试验数据进行拟合验证。0.8孔隙度的模型阻力数据如图30所示, 本文选定的拟合评估指标为均方误差MSE, 计算公式为

$$MSE = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n (\tilde{y}_i - y_i)^2 \quad (14)$$

式中, \tilde{y}_i 为模拟数据, y_i 为风洞试验数据。

经计算测得的MSE的值见表5。可见, 孔隙度为0.46的模型MSE最大, 最大值为0.034, 可以认为仿真数

表5 MSE数值

Table 5 MSE value

孔隙度	MSE
0.46	0.034
0.69	0.029
0.80	0.016
0.89	0.0157

据与试验数据相互拟合。

3.4 结果讨论

在3.3节通过测量平台对模型进行试验后, 得到的数据基本与数值模拟结果相互拟合, 但数据整体比数值模拟所得数据要小, 经分析, 误差原因可能有以下几个方面: (1) 木制模型在加工制造时, 部分尺寸存在误差, 加工精度不高; (2) 由于风扇旋流的存在, 导致流场内部与外部流场分布不均; (3) 拉压传感器在组合为天平使用时, 测量精确性存在偏差; (4) 数值模拟时边界条件的简化以及湍流模型的误差。

在后续的研究中应从以下几个方面进行改进, 以提高测量平台的精确性: (1) 提高模型的加工精度, 或改用精度较高且表面光滑程度较高的3D打印技术; (2) 增加整流栅或采用多阵列式风扇, 提高流场均匀性; (3) 对六分量盒式天平的模式进行分析, 以及进行标定, 并对每组数据测量时进行不确定性评估。

4 结论

本文围绕大孔隙度圆盘结构(如蒲公英、婆罗门参种子)的气动力精准测量需求, 针对传统研究方法成本高、垂直气流试验条件缺失的问题, 开展了测试平台设计、测量装置研制及试验验证研究。通过研究, 得出以下结论:

(1) 经过对模型的数值模拟与平台试验, 验证了所测数据的精确性。所设计的测量平台可以作为研究大孔隙度圆盘结构气动力的测试工具。

(2) 根据模型所需测量的气动数据, 研制了一种应变式六分量盒式天平, 通过弹性连杆上的柔性铰链在结构上实现了机械分解, 后对天平受力进行分析, 验证了天平各分量间互相干扰及耦合较少。

(3) 参考风洞导流片的设计, 本文提出一种环形叶栅的设计, 可将向上的气流均匀向四周散开。本文通过

数值计算, 确定了导流片的安装角为 45° 时, 气流能够均匀地向四周散去。

参考文献

- [1] Holm L. World weeds: Natural histories and distribution[M]. New York: John Wiley & Sons, 1997.
- [2] Sheldon J, Burrows F. The dispersal effectiveness of the achene pappus units of selected compositae in steady winds with convection[J]. *New Phytologist*, 1973, 72(3): 665-675.
- [3] Seale M, Nakayama N. From passive to informed: mechanical mechanisms of seed dispersal[J]. *New Phytologist*, 2020, 225(2): 653-658.
- [4] Ran N, Katul G, Horn H, et al. Mechanisms of long-distance dispersal of seeds by wind[J]. *Nature*, 2002, 418(6896): 409-413.
- [5] Middleton C. Dandelion seeds are optimized for wind-based travel[J]. *Physics Today*, 2019, 72(1): 17-19.
- [6] Kanso E, Eva K, Vincent L, et al. Holes stabilize freely falling coins[J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 2016, 801: 250-259.
- [7] Ledda P, Siconolfi L, Viola F, et al. Flow dynamics of a dandelion pappus: a linear stability approach[J]. *Physical Review Fluids*, 2019, 4(7): 071901.
- [8] Cummins C, Seale M, Macente A, et al. A separated vortex ring underlies the flight of the dandelion[J]. *Nature*, 2018, 562(7727): 414-418.
- [9] Fu Shengqiu, Tian Baohe, Wen Yubao. Effect of porosity on separated vortex rings of dandelion seeds[J]. *Physics of Fluids*, 2020, 32(11): 113104.
- [10] Fu Shengqiu, Bo Wenwang, Yi Mingdu. Numerical investigation on the flow characteristics of model dandelion seeds with angles of attitude[J]. *Physics of Fluids*, 2021, 33(11): 113107.
- [11] 滕帅. 适用于微型扑翼飞行器的应变天平的研制[D]. 长春: 吉林大学, 2021.
Teng Shuai. Development of strain gauge balance for micro flapping-wing air vehicles[D]. Changchun: Jilin University, 2021. (in Chinese)
- [12] 张晏玮. 仿生微型扑翼飞行器的气动特性分析与不确定性优化设计[D]. 成都: 电子科技大学, 2023.
Zhang Yanwei. Aerodynamic characteristics analysis and uncertainty-based optimization design of bionic micro flapping-wing air vehicles[D]. Chengdu: University of Electronic Science and Technology of China, 2023. (in Chinese)
- [13] 马清东. 基于风洞试验的垂直轴风力机载荷及流场特性研究[D]. 兰州: 兰州理工大学, 2024.
Ma Qingdong. Study on load and flow field characteristics of vertical-axis wind turbines based on wind tunnel experiments [D]. Lanzhou: Lanzhou University of Technology, 2024. (in Chinese)
- [14] 刘江涛, 廖威, 孔鹏, 等. 立式风洞新型方向场动压场组合测量装置[J]. *兵工自动化*, 2024, 43(2): 28-34.
Liu Jingtao, Liao Wei, Kong Peng, et al. Novel combined measurement device for directional field and dynamic pressure field in vertical wind tunnels[J]. *Ordnance Industry Automation*, 2024, 43(2): 28-34. (in Chinese)
- [15] 许晓斌. 新型应变天平地轴系校准系统研制与应用研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2005.
Xu Xiaobin. Development and application research of a novel strain gauge balance calibration system for earth axes[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2005. (in Chinese)
- [16] 潘华焯. 应变式铰链力矩天平及部件天平研制与应用[D]. 合肥: 中国科学技术大学, 2013.
Pan Huanye. development and application of strain-type hinge moment balance and component balance[D]. Hefei: University of Science and Technology of China, 2013. (in Chinese)
- [17] 刘沛清, 陈阅, 张瑾, 等. 拐角扩张比与导流片安装角对 BHAW 风洞流场品质影响的数值研究[J]. *空气动力学学报*, 2023, 41(9): 82-95.
Liu Peiqing, Chen Yue, Zhang Jin, et al. Numerical study of the effects of corner expansion ratio and installation angle of guide vanes on flow fields in BHAW wind tunnel[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2023, 41(9): 82-95.
- [18] Menter F. Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications[J]. *AIAA Journal*, 1994, 32(8): 1598-1605.
- [19] 周光炯, 严宗毅, 许世雄, 等. 流体力学[M]. 2版. 北京: 高等教育出版社, 2000.
Zhou Guangjiong, Yan Zongyi, Xu Shixiong, et al. Fluid mechanics[M]. 2nd ed. Beijing: Higher Education Press, 2000. (in Chinese)
- [20] 易星佑. 低阻损拐角导流片技术研究[D]. 合肥: 中国空气动力

力研究与发展中心, 2009.

Yi Xingyou. Research of corner vanes technique on low pressure loss[D]. Hefei: China Aerodynamics Research and Development Center, 2009.(in Chinese)

[21] Sanz J. Improved design of subcritical and supercritical cascades using complex characteristics and boundary layer correction[J]. AIAA Journal, 1984, 22(7):950-956.

Test Verification Technology for Large Porosity Flow Around High-Porosity Discs

Qu Xiao, Cheng Lei

School of Aeronautics and Astronautics, Shenyang Aerospace University, Shenyang 110136, China

Abstract: In recent years, wind-dispersed plant seeds (e. g., dandelion and salsify seeds) have attracted considerable attention in the bionics field due to their high-porosity disc structures, which hold potential value for the development of new bionic aircraft. Most existing studies rely on numerical simulations and particle image velocimetry (PIV) technology in traditional wind tunnels to indirectly analyze flow fields and aerodynamic forces. However, these methods are costly, and traditional horizontal wind tunnels fail to meet the experimental requirements for vertical airflow. Therefore, it is particularly necessary to develop a low-cost, efficient, and accurate aerodynamic force measurement method. This study focuses on investigating the aerodynamic force measurement technology for high-porosity disc structures. A vertical flow field test platform was designed and built, and a high-precision, high-sensitivity box-type six-component balance was developed. To avoid the interference of vertical airflow on the measurement accuracy of the balance and the flow field quality, a cascade structure with annular guide vanes was designed by drawing on wind tunnel corner flow guiding technology, which guides the vertically upward airflow to the horizontal direction. The influence of the guide vanes on airflow deflection was analyzed using the computational fluid dynamics (CFD) method. The results show that under a specific installation angle, the airflow deflection is uniform and tends to be horizontal, exerting little influence on the flow field of the test platform. To verify the accuracy of the platform, a 14 mm dandelion seed model was scaled up by 18 times, and numerical simulations and wind tunnel experiments were conducted on simplified models with different porosities. The drag force data showed good agreement, indicating that the platform has high measurement accuracy within the considered error range.

Key Words: test platform; box-type six-component balance; annular guide vane assembly; large porosity disks; experimental and simulation