

「少年学者」

简易风洞的初探及性能优化实验——第三阶段

王一飞*

上海市晋元高级中学 上海

摘要：这是我 4 年来航空方面研究的第三个课题阶段，研究了一种简易的、封闭式的、吸气使用风洞，用于后续的航空研究。在这个研究中，我的对照组使用的是航空气动仿真软件 PROFILI 中的数据，在对 10 个翼型进行仿真后，选出了 NACA2412、NACA2415、NACA1412 三种翼型，将这三种翼型的升阻比数作为对照组。然后通过风洞的实际测试与仿真数据进行对比。研究结果显示，实际测试结果与仿真结果有一定的差异，但在最大升阻比的排序、对应迎角的先后排序等方面有一定的相似性。达到了本次研究的基础目的，但结果并不好，所以由此确定了下一阶段的目标。

关键词：简易；风洞；HX711；升阻比

1 前言

1.1 前期课题

在本课题前，我完成了两个阶段的前期研究，分别是牛奶盒简易风洞制作与优化，以及升力和阻力的简易测试。

第一阶段，我以吹风机为风力设备、带透明观察窗的饮料箱为风洞箱体，箱体一端开圆洞做进风口，另一端全剪开为出风口，还在蜂窝外侧用卡纸做漏斗保证进风效果；同时将泡沫塑料固定在厨房秤上，搭配牙签、吸管完成机翼的称重与固定，并用简易模型完成了风洞性能的优化研究。

第二阶段，我用电子秤和推拉力计搭建“散装”风洞，开展升力与阻力测试。升力测试时，用蓝丁胶将带支架的机翼模型固定在电子秤上并清零，忽略模型自重，将模型放入风洞后，升力抵消部分重力使电子秤显示负数，其绝对值即为对

应风速下的升力，若换算为牛顿，需将绝对值乘以 0.0098，然后进行计算。阻力测试时，我用铁架台固定 DISLab 力 A 传感器和细铁丝，再将打孔的一次性筷子以细铁丝为支点搭建等臂杠杆，筷子一端连传感器弯钩，另一端用蓝丁胶固定好预定迎角的机翼模型；风机吹风产生的阻力，会通过杠杆原理在传感器端形成反向等大的力，最终由传感器探测、收集器采集并在电脑显示数据。（图 1）

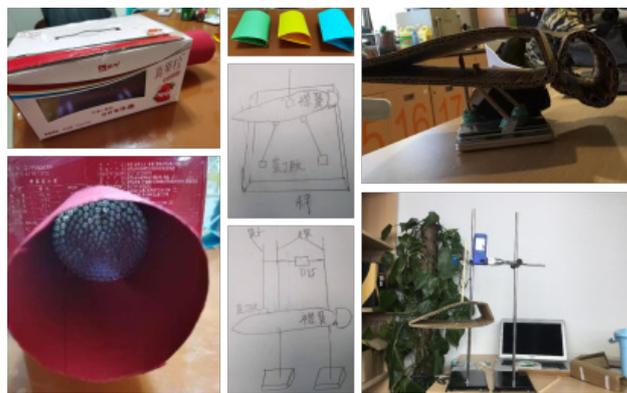


图 1 前两个研究的部分示意图

* 通讯作者：王一飞；单位：上海市晋元高级中学 上海

收稿日期：2025-12-03 录用日期：2026-02-10

DOI: <https://doi.org/10.58244/jie.263598>

1.2 研究背景与意义

风洞是能模拟空气流动的实验设备，在航空、汽车、建筑等领域的空气动力学研究和风险评估中应用广泛，能通过模拟不同速度、方向的气流，测试优化各类物体的气动性能，还能评估其在真实环境中的受力情况。过去风洞多是大型实验室、研究机构使用的高成本设备，让我们青少年想学习实践风洞技术受到了限制，不过随着技术进步和开源硬件的出现，现在用便宜、易得的材料和设备就能搭建简易风洞了。此前已有多位研究者开展了简易风洞相关设计研究，彭耀仟设计了基于 ATmega328P 的简易风洞控制系统，利用 VLX503 激光测距模块检测小球位置以实现其位置控制^[1]；王晨等人、徐国洪、王敏敏和王瑞鹏、胡进德和付晓军均以 MSP430 系列单片机为核心设计简易风洞控制系统，但都选择安装了较多且复杂的模块用于测量^[2-5]。这些与我设想的教学场景有一定差距，存在测试目标不一致，所以结构有很大差异。

所以，我的研究意义是：设计一个简易风洞通过使用更便宜和易于获得的材料和设备，为同学们和爱好者提供了一个低成本的学习平台，深入理解空气动力学的原理和应用。可以用于验证和验证气动模型的准确性。通过将已知的气动模型放置在风洞中进行测试，可以比较实际测量结果与理论预测之间的差异，从而验证模型的准确性和适用性。

1.3 研究目标

我的研究目标是搭建简易风洞，测试风速、流动稳定性等基础风力运转参数，保证风洞能正常工作；再用 PROFILI 软件模拟典型机翼的升力、阻力性能曲线，确定流速、迎角等模拟参数，把风洞实验测得的升力阻力数据和软件模拟结果做对照，分

析二者的差异与一致性，以此探究这款简易风洞的准确性和可靠性。

1.4 研究思路

研究思路是借助 HX711 模块的高精度测量能力，准确测出机翼的升力与阻力，更精准地掌握小型航空模型的性能特点；同时将这套装置用于小型航空模型测试，还能用喷雾器制造可视化气流，直观展示机翼周围的气流状态，这套研究方案应用范围广，有着不错的实用性和推广价值。

2 研究设计与过程

2.1 研究材料

表 1 基础材料

材料	数量
HX711	2 个
arduino uno	1 个
面包板	1 个
SG90	1 个
连接线	多条
PVC水管	2 米
PVC转接口	1 个
蜂窝板	1 个
亚克力板	1 块
实木板	4 块
管道风机	1 台

2.2 研究步骤

2.2.1 原型设计与搭建

设计简易风洞前，我先规划好了整体结构，为保证风洞的结构稳定和密封性，选用实木板制作外壳，经精准测量、切割让结构更牢固，还能防止气

体泄漏。管道和风机的连接部分，我选了 PVC 水管做管道材料，在老师的帮助下完成水管的切割与和风机的连接，确保气流能顺畅通过并被风机吸入。为测量风洞内的气流压力变化，我用到了 HX711 传感器，先在 SOLIDWORKS 软件里设计出适配的垂直测力支架，再用 3D 打印机按图纸打印，保证支架的形状、尺寸贴合设计，且强度和稳定性达标。把打印好的支架装在风洞上后，我将两个 HX711 传感器相互垂直地安装在支架上，让传感器能同时感知气流竖直和水平方向的压力变化。之后我用 ARDUINO 和 MIXLY 软件激活传感器的测试功能，连接好电路、编写好对应代码，实现传感器输出数据的实时监测与处理分析。最后在老师的指导下，用标准砝码对 HX711 传感器做校准，通过和已知重量的砝码比对，调整传感器读数，让它能准确反映气流的力的变化。（图 2）

2.2.2 原型基础测试与优化

我先做了第一版风洞，箱体尺寸 40 cm×40 cm，用塑料吸管做整流工具优化气流，可测试后发现箱体太大，管道风机开到最大功率，中央气流速度也只有 2.6 m/s。我用风速仪测量后，还发现气流稳定性差。

之后我完成了第二版改进设计，把箱体缩到 20 cm×20 cm 适配管道直径，减少气流的无规则变化，同时加长了观察段，留出更多观察空间。我还在观察段两侧加了蜂窝板整流格栅，进一步让气流均匀流动，减少湍流和涡旋，让观察段内风速更稳定。也仔细检查了箱体接缝，用密封胶带等做好密封，防止气流泄漏影响流动稳定性。另外，我把风机升级成更高功率的，保证实验所需的风量和压力，进一步提高气流流速。（图 3）

改进后的风洞测试效果好了很多，风机开到最



图 2 风洞原型的搭建



图 3 第一版（左上）与第二版（右侧二图）对比

大风力时，观察段内风速能稳定在 5-6 m/s，风速的提升能为实验提供更准确可靠的数据，助力后续的研究工作。

2.2.3 对照样本选择

NACA 翼型是美国国家航空咨询委员会提出的标准翼型系列，阻力低、升力性能好。NLF 翼型是追求自然层流流动的翼型，在一定迎角范围内能保持低湍流阻力，升力效率高。最终我挑选了 NACA2412、NACA2415、NACA1412、NACA24-14、NACA23016、NACA97、NLF0415、NLF0-416、NLF0213 这 9 种翼型作为基础样本。并在 PROFILI 里进行选择，这个软件是一款专业的飞行器翼型性能分析模拟软件，输入机翼几何形状、流速等参数后，就能模拟机翼性能。我在软件中输入风洞的模拟数据，模拟高度 100 m、风洞中心风速 5 m/s、模拟机翼翼弦 15 厘米的参数后，得出对应的雷诺数为 50942。通过雷诺数对应的性能，得出最佳的三种翼型为 NACA2412、NACA2415、NACA1412，因此选择这三种翼型的数据作为对照

组。(图 4)

2.2.4 制作实物样本

我选了 EPP 泡沫和装修用隔热保温材料两种样本，二者硬度都适配航模尺寸。选这两种材料，是想把它们制成翼型，通过风洞测试其升力、阻力，对比模拟数据看二者翼型性能差异，以此验证风洞的实际效果。(图 5)

为切割翼型，我自制了切割工具，参考多个视频后选定镍铬丝作为切割材料，用木头做框架来固定支撑镍铬丝。但切割测试时发现，镍铬丝加热会热膨胀变长，让工具两端失稳，我就用棍子撑开工具两端，加热时能稳住镍铬丝，解决了这一问题。

翼型切割时，我先用激光雕刻技术，切出翼型剖面。再把翼型剖面夹在泡沫材料两侧，让切割更稳定准确。接着用可调电源加热镍铬丝，通过调节温度和电流控制加热程度，待镍铬丝达到合适温度，沿着翼型剖面轮廓移动，切割出立体翼型。

2.2.5 实物样本测试

把翼型放进风洞测试时，我发现结果特别反常：和理论预想的不一样，升力会跟着阻力的上升而上升，就算迎角到了 45 度，升力也没有下降，这明显不符合认知，让我特别疑惑。为了找出原因，我查了很多资料，还反复测试了 HX711 称重传感器，却一直没找到合理的解释。后来我终于发现了问题的根源：我用一根带线头的木棍，分别在机翼上下表面测试，看到机翼表面的气流特别混乱，这才意识到是翼尖涡流在影响。翼尖涡流会让机翼下表面的空气从两侧翼尖绕到上表面，降低了上表面的负压，这就导致传感器测出了错误的升力数据。(图 6)

这时候我也想到，很多机翼测试中，会在机翼两侧套上圆盘，让机翼从前缘到后缘的尺寸保持一

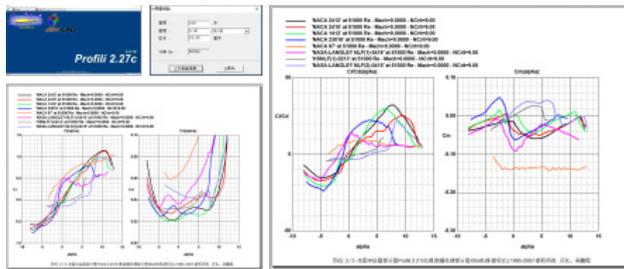


图 4 选择最佳对照样本



图 5 制作实物样本



图 6 实物样本测试

致，就是为了避免翼尖涡流产生、减少升力损失；飞机表面也常会装导流片，这类部件能改变气流流动方式，维持正常的气动性能，而我的测试里少了导流片，才让气流流动异常，出现了错误的升力读数。之后我还用舞台烟雾机制造烟雾，直观观察机翼表面的气流情况，不仅确认了导流片对提升机翼升力的效果特别明显，还能清晰看到气流分离的现象。到此，我完成了基础的风洞箱体和样本的制作。

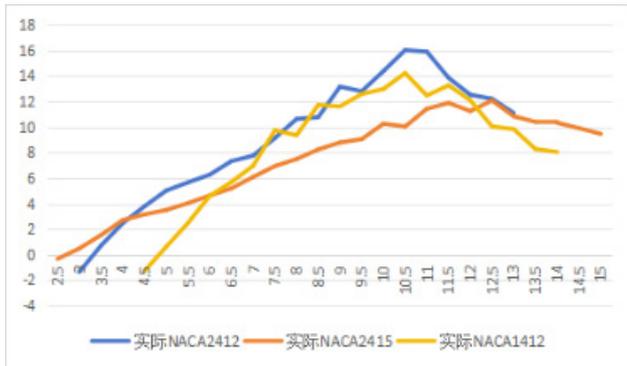


图 7 三个实物样本的升阻比数据

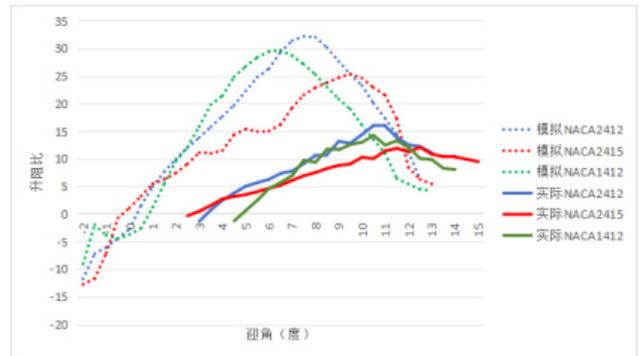


图 8 两类样本对比

3 研究结果与分析

3.1 实物样本测试结果

HX711 称重传感器无法直接测出升力系数和阻力系数，需要借助重力加速度完成数值换算，将称重数值转换成力的大小，地球重力加速度约 9.8 米 / 平方秒，物理实验里的拉力计，也是依靠这类换算原理，将测得的拉力转换成标准力的单位。然后通过升力比阻力，得出升阻比。

完成多次测试、逐一获取升力和阻力数据后，就能得到初步测试结果。图表里的数据出现不稳定的情况，大概率是机翼受风力作用时持续振动，这种振动会干扰 HX711 模块的测量，让升力、阻力数据出现偏差。（图 7）

为了提高数据准确性、减小误差，我按每 0.5 度为一个测试间隔，每个角度先停留 5 秒，再在该角度下完成 10 次数据采集，之后把这 10 个数据求平均值，得到对应角度下的升力、阻力和升阻比。我通过这种方法，获取了各角度下准确的气动性能数据。

3.2 实物样本数据与模拟样本数据对比

我将三种模拟翼型和三种实际测试翼型的结果放在同一张图中对比，发现实际测试结果的整

体形态和模拟结果有一定相似性，三个翼型的最大升阻比排序、出现的先后顺序也相对统一。但 NACA1412 和 NACA2412 的最大升阻比出现位置存在差异，且实际测试中二者的最大升阻比数值比较接近。同时 NACA1412 的最大升阻比，因测试时采集频率偏大、机翼振动较明显，没能测出相对准确的结果。（图 8）

3.3 可能导致偏差的原因

实际测试与模拟数据存在差异，我认为可能是受多方面因素影响：

风速方面，风洞实际风速若与模拟软件设定值不一致，会直接改变翼型所受气动力和流动特性，影响升力、阻力与升阻比。而且实际流动中的湍流本就普遍存在，且风洞实验与模拟软件的湍流强度存在差异，湍流强度越大，翼型流动结构越复杂，差距越大。

环境条件上，温度、湿度、气压等也会造成测试结果不同。同时，风洞中的墙面与风的摩擦、边界层带来的流动变化会改变翼型表面流动特性，影响升阻表现。而且，模型支撑会干扰气流分布和流线，影响气动性能，而模拟软件能更好排除这类干扰。

还有就是手工制作的问题，实际制作的翼型表

面存在微小凹凸、光滑度达不到理想状态,哪怕是细微的表面不均匀,也会影响气流流动细节,进而导致实际测试与模拟数据出现差异。

4 结论与展望

4.1 结论

通过制作简易风洞,并使用 Profili 的翼型气动仿真功能,我模拟了三种翼型的气动数据,并将这些仿真数据作为对照组来验证我制作的风洞的准确性和可靠性。

通过与仿真数据的对比分析,我得出了以下结论:三种翼型的最大升阻比的大小排序在仿真和实际测试中规律上基本一致。这表明我的风洞在模拟不同翼型的气动性能时具有一定的准确性。实际测试结果的三种翼型的最大升阻比略小于仿真数据,这可能是由于环境差异、风洞自身弊端、操作误差等导致了这个结果。由于风洞中的风使机翼产生振动,实际测试结果的曲线并不平滑。这可能会对测试结果的准确性产生一定的影响。

通过与仿真数据的对比分析,我的风洞在测试翼型的气动性能方面具有一定的准确性。

4.2 创新点

采用木头制作外壳和 PVC 水管连接件,更为简易,相比传统材料和结构更具创新性。使用普通风机作为风力来源,简化了实验装置的搭建过程,降低了成本和复杂度。采用 HX711 测力原件作为测试工具,能够准确测量力的大小,提供更精确的实验数据。

4.3 展望

我将进一步比较实际测试和模拟数据的实验条件,确保二者尽可能一致。如果存在差异,我将进行相应的修正。同时,我将深入了解风洞的特性和影响,并研究相应的修正或校正方法。对翼型制造和准备过程进行优化,以减小与模拟数据的差异。

参考文献

- [1]. 彭耀仟. 基于ATmega 328P的简易风洞控制系统的设计[J]. 电气传动自动化,2018,40(06):26-28.
- [2]. 王晨,吴凡,王晓娜. 一种简易风洞模拟控制系统设计[J]. 大学物理实验,2016,29(03):39-43.
- [3]. 徐国洪. 基于MSP430单片机的简易风洞控制系统设计[J]. 自动化应用,2016,(04):48-50.
- [4]. 王敏敏,王瑞鹏. 简易风洞测控系统设计[J]. 电子世界,2016,(07):85-86.
- [5]. 胡进德,付晓军. 基于MSP430F5529的简易风洞控制系统设计[J]. 微型机与应用,2016,35(06):88-90.

致谢

我诚挚地感谢所有参与本研究工作的人,没有他们的支持和帮助,我无法顺利完成这项研究。我要感谢所有参与本研究,并帮助我的老师们、同学们和朋友们,他们给予我宝贵的建议、指导和鼓励。他们的支持和合作使我能够克服困难,顺利完成研究工作。

Preliminary Exploration and Performance Optimization Experiment of a Simple Wind Tunnel: Phase III

Wang Yifei

Abstract: This work constitutes the third phase of my four-year research in the aerospace field, where a simple, closed-type, suction-based wind tunnel was developed for subsequent aerospace research. In this study, data from the aerospace aerodynamic simulation software PROFILI were used as the control group. After simulating 10 airfoils, three types—NACA2412, NACA2415 and NACA1412—were selected, and their lift-drag ratios were taken as the control data. Actual tests were then conducted using the self-developed wind tunnel, with the results compared against the simulation data. The findings indicate that there are certain discrepancies between the actual test results and the simulation data, yet similarities exist in aspects such as the ranking of maximum lift-drag ratios and the sequence of corresponding angles of attack. While the basic objectives of this research phase were achieved, the overall results were unsatisfactory, thus defining the research goals for the next phase.

Keywords: Simple wind tunnel; HX711; Lift-drag ratio

导师点评

张立新，阳泉煤矿高级技工学校 选题尚可，结构基本合理，摘要部分逻辑衔接不够紧密。文献综述较为合理，研究方法得当，数据充足，语言通顺，有少量不足不通顺之处有待加强。期待该同学进一步的研究成果。

许军，淮阴师范学院 基础研究是打开自然科学研究的引擎和根基，简易风洞的初探实验过程数据真实，能通过实物样本制作和测试进行对照样本实验分析难能可贵，期许作者能在原有研究积累基础上深耕探索，坚守科学研究规律，树立：“原理引导，方法创新”正确观念，乐研乐探，做颗星星！

王爽，贵阳市第一实验小学 本文是一篇非常用心的学生论文，研究的整体脉络清晰，从牛奶盒风洞一路做到第三阶段，连续研究的精神十分可贵，发现问题和解决问题的能力突出，数据采集客观，方法严谨，如若对湍流影响的分析再深入一些，将提高研究深度。