基于仿生学设计的环翼螺旋桨降噪技术研究



2026 S.-T. Yau High School Science Award
仅用于2026丘成桐中学科学奖论文公示

参赛学生姓名：徐北宇 魏鑫成
中　　学：清华大学附属中学
省　　份：北京
国 家 / 地 区：中国
指导老师姓名：居重艳

参赛学生姓名: 徐北宇

魏鑫成

中　　学: 清华大学附属中学

省　　份: 北京

国　家/地　区: 中国

指导老师姓名: 居重艳

指导老师单位: 清华大学附属中学

论　文　题　目: 基于仿生学设计的环翼螺旋桨降噪技术研究

2026 S.-T. Yau High School Science Award
仅用于2026丘成桐中学科学奖论文公示

摘要

小型无人机螺旋桨在低空飞行时产生的噪声问题日益受到关注，仿生学设计为螺旋桨降噪提供了新思路。本研究基于美国麻省理工学院林肯实验室发布的开源环翼螺旋桨，通过分析静音鸮羽毛的静音特征，提出并优化了多种仿生环翼构型。

首先，针对翼根与翼尖线速度差异导致的攻角不匹配问题，设计了翼根扭转环翼，在翼根处平滑增大倾角，使各翼段以更优攻角面对来流。实验结果表明，翼根扭转环翼可以降低约 2% 的声压级噪声，综合推力与噪声表现较优，被选为后续仿生改进的基础翼型。其次，仿照静音鸮翅膀前缘的锯齿状结构，在翼面前缘设计了前缘大锯齿；同时参考静音鸮翅膀表面的沟槽结构和羽毛的梳状分布，在翼面增加扰流板和后缘大量小型锯齿，形成组合型仿生环翼。噪声-升力测试结果显示：双齿结构可在翼根扭转组基础上降低约 5% 的声压级噪声；升力相等条件下，环翼优化与仿生优化相结合最高可降低约 7% 的声压级噪声。

在实验基础上，本研究进一步采用 CFD 方法，基于 SST k-ω 湍流模型和 LES 大涡模拟，结合 FW-H 声学模型，对环翼螺旋桨的流场与声场进行了数值模拟，并开展了锯齿角度与密度的优化分析。仿真与实验结果表明：锯齿半夹角 tanA=0.6 时性能最佳，锯齿过小降噪能力不足，过大则附加噪声与阻力上升；锯齿密度 n=50 组在目标转速与升力区间内效能最高，噪声大致呈现 n70 > n30 > n50 的趋势，且满足“高速密齿、低速疏齿”的规律。仿生态实验还发现，前缘锯齿在低速区表现更佳，双齿结构在高速区表现更佳；未经优化的扰流板会降低性能，仍需进一步改进。

本研究验证了翼根扭转与多种仿生特征的协同降噪效果，为低噪声微型航空推进器设计提供了实验依据与理论参考。

关键词：环翼螺旋桨，仿生学，降噪，前缘锯齿，扰流板

2026 S.-T. Yau High School Science Award
仅用于2026丘成桐中学科学奖公示

目　录

第 1 章　引言 1

1.1　研究背景 1

1.2　国内外研究现状 1

1.3　本文主要研究内容与技术路线 2

第 2 章　环翼螺旋桨噪声机理与仿生降噪理论 3

2.1　螺旋桨噪声来源 3

2.2　环翼结构的优势 3

2.3　仿生学降噪机理 4

2.4　仿生学降噪综合模型 5

2.4.1　涡量与气动噪声模型 6

2.4.2　前缘锯齿模型：涡流发生器与分离抑制 6

2.4.3　后缘流纹模型：尾缘涡分割与相干性削弱 7

2.4.4　板状与梳状结构模型：展向流动抑制与翼尖涡削弱 8

2.4.5　综合模型 9

2.5　本章小结 9

第 3 章　基准环翼结构降噪实验研究 10

3.1　实验设计 10

3.1.1　实验方案与内容 10

3.1.2　实验对象 11

3.1.3　实验装置 12

3.1.4　实验流程 13

3.2　实验内容及结果 14

3.2.1　实验误差与重复性分析 14

3.2.2　环翼优化对比 14

3.3　本章小结 17

2026 S.T.Yau High School Science Award
仅用于2026正成桐中学科学奖论文公示

第 4 章　数值计算方法与仿真模型 19
4.1　数值计算方法 19
4.1.1　仿真平台 19
4.1.2　控制方程 19
4.1.3　湍流模型 20
4.1.4　声学模型 22
4.2　划分网格与无关性验证 23
4.2.1　划分网格 23
4.2.2　网格无关性验证 23
4.2.3　仿真模型的实验验证 25
4.3　求解器设置与边界条件 27
4.3.1　材料属性 27
4.3.2　计算方法及边界条件 27
4.3.3　求解器设置 28
4.3.4　初始化 28
4.3.5　时间步长与迭代次数 28
4.4　后处理方法 29
第 5 章　锯齿角度与密度优化 30
5.1　锯齿角度仿真结果及分析 30
5.2　锯齿密度实验结果及分析 33
5.3　本章小结 37
第 6 章　仿生形态组合实验与综合分析 38
6.1　前齿、后齿、双齿对比 38
6.2　扰流板影响 40
6.3　综合降噪效果 41
6.4　本章小结 42
第 7 章　结论 43
7.1　结论 43
7.2　展望 43

2026 Yat High School Science Award
仅用于2026年成利中学科学奖论文公示

参考文献……45
致　　谢……47

2026 S.-T. Yau High School Science Award
仅用于2026丘成桐中学科学奖论文公示

第 1 章　引言

随着无人机在物流配送、应急救援、军事侦察等领域的广泛应用，噪声问题成为制约其发展的关键因素。本研究小组提出了基于仿生学设计改进环翼螺旋的降噪优化方案。通过融合仿生学特征和环翼结构的螺旋桨改进，开展了多种环翼螺旋桨优化设计，为探索解决无人机环翼螺旋桨降噪与效率难以兼顾的技术难题提供了新的思路。

1.1　研究背景

近年来，无人机技术的快速发展使其在军事、民用等多个领域得到了广泛应用。然而，无人机的噪声问题却成为制约其进一步发展的关键因素。据中国电子网报道，常规无人机在一米外的噪声超过 75dB，这种高噪声水平在执行秘密任务时可能会暴露目标，甚至被反无人机武器压制击毁。在民用领域，20 米高处悬停的无人机噪声可以压过讲话声，亚马逊的无人机送货项目就曾因噪音问题遭到德克萨斯州居民的强烈抗议。此外，在野生动物保护方面，无人机的噪声可能会干扰动物的正常生活，甚至引发动物的攻击行为，例如在新疆赛里木湖，大天鹅因不堪无人机的噪音干扰而将其拍入水中。这些案例表明，无人机的噪声问题不仅影响其任务的执行，还对周边环境和生物造成了负面影响。

无人机降噪技术的研究具有重要的现实意义。从军事角度看，降噪可以使无人机在执行侦察、偷袭等任务时更加隐蔽，提高任务的成功率。在民用领域，降噪技术能够使无人机在小区内安静地配送快递，在对噪声敏感的鸟类/兽群附近进行航拍，甚至在夜晚执行搜救任务时不会掩盖求救声。此外，降噪技术还可以应用于低空无人机表演，提升观众的体验感。总之，无人机降噪技术的发展不仅能够提升无人机在物流配送、科研记录、军事国防、娱乐表演、抗灾救险等多个领域的应用价值，还将推动我国低空经济及基础设施建设的快速发展。

1.2　国内外研究现状

国际上，MIT Lincoln Laboratory（2022）提出的环形（环面）螺旋桨虽实现了特定频段的降噪，但存在翼尖失速与气流分离等缺陷，导致效率降低约 15%[1]。

2026 S.T. Yau High School Science Award
仅用于2026丘成桐中学科学奖公示

MIT Lincoln Laboratory 的 Toroidal Propeller Research Team（2023）在此基础上进一步开展翼型/几何优化，使效率提升约 8%，但未充分处理翼根湍流，噪声增加约 3 dB[2]。此外，已有面向工程应用的非学术综述对新型环形螺旋桨的性能与噪声评价进行了梳理[3]。吴继等（2024）系统研究了环面螺旋桨几何参数对效率与推力的影响[4]。Ion 和 Simion（2023）对小型多旋翼无人机用 3D 打印常规螺旋桨与环面螺旋桨的性能进行了对比评估[5]。

国内方面，吉林大学科研人员围绕鸮类羽毛仿生技术，验证了前缘锯齿与表面纹路的降噪能力，并将其应用于无人机螺旋桨降噪研究[6-8]。中国科学技术大学等单位基于猫头鹰翅膀结构，设计了包含前缘/后缘锯齿等特征的仿生翼型，结果显示无人机气动性能提升 8%–16%，实际降噪 4.1–4.9 dB[9-13]。乔渭阳等综述了仿生学气动噪声控制研究的历史、现状与进展[14]。

1.3 本文主要研究内容与技术路线

本研究将在 MIT Lincoln Laboratory 环形螺旋桨的基础上开展设计优化，并结合目前仿生降噪研究基础，开展基于仿生学设计的环翼螺旋桨降噪改进研究。

全文先开展基准环翼结构改进实验，对比翼根扭转、异化前折、异化后折和三环翼等方案，筛选出翼根扭转翼型作为基础构型；随后构建 CFD 仿真模型，开展锯齿角度与密度优化，遴选最佳锯齿参数；在此基础上，进一步开展前齿、后齿、双齿及扰流板的仿生形态组合实验，得到最佳构型与综合降噪效果；最后总结全文结论，并展望后续研究方向。

2026 S.-T. Yau High School Science Award
仅用于2026丘成桐中学科学奖论文公示

第 2 章　环翼螺旋桨噪声机理与仿生降噪理论

本章首先分析螺旋桨噪声的主要来源，明确湍流噪声与涡流噪声的产生机理；其次阐述环翼结构在涡流抑制方面的优势与不足；然后总结静音鸮等鸟类羽毛的静音特征，建立前缘锯齿、后缘流纹与板状结构的仿生降噪综合模型，为后续实验与仿真提供理论依据。

2.1　螺旋桨噪声来源

螺旋桨的噪声主要来源于翼面湍流噪声和翼尖涡流噪声。湍流噪声是由于螺旋桨翼面前缘空气分离，形成层流分离泡，并在分离泡下游转捩为湍流，形成脱落涡，这种特性导致上翼面出现较大扰动和涡流破碎，从而产生噪声。

另一方面，涡流噪声是由于翼尖涡流的形成以及下洗气流与叶片的相互作用产生的。根据伯努利原理，螺旋桨上表面弯曲，流速快，压强小；下表面则相反，压强大。当翼面具有一定攻角时，下翼面受挤压，压强更大，而上翼面压强更小。这种压强差导致气流绕过翼尖，从高压区流向低压区，形成翼尖涡流。翼尖涡流不仅会产生诱导阻力，降低螺旋桨的效率，还会在离开螺旋桨后与下一个叶面高速撞击，进一步加剧噪声。此外，仿真分析表明，传统旋翼螺旋桨的主要噪声来源是上表面和翼尖。因此，降低这些区域的噪声是螺旋桨降噪的关键。

2.2　环翼结构的优势

环翼结构在涡流噪声抑制方面展现出一定优势。研究表明[3]，传统四翼螺旋桨通过增加翼片数量可获得较大升力，但其四个独立翼尖会生成四组涡流结构，导致显著的涡流噪声；两翼构型虽将涡流数量减少至两组并降低噪声，却以牺牲升力性能为代价。与之相比，环翼螺旋桨通过环形结构将四个翼片整合为连续翼面，在保持四翼等效升力特性的同时，将翼尖涡流数量优化为两组，理论上实现了升力性能与噪声控制的协同提升。

进一步研究发现，环翼结构的降噪机制不仅体现于涡流数量控制，更涉及涡流强度的本质性削弱。类比环翼飞行器的翼尖涡消除原理，环翼螺旋桨的环形构型可有效抑制涡流的闭合环形成。即使在翼片大幅错位工况下，该结构仍能促使

2026 Qin Yu High School Science Award
仅用于2026年成都市科学奖公示

部分涡流提前转化为层流，通过破坏涡旋完整性实现能量耗散，从而显著降低涡流强度。



图 2.1　避免翼尖涡流的环翼飞机

需要指出的是，环翼结构在降噪的同时也带来新的技术挑战。由于环翼螺旋桨的桨叶前后接近，形状复杂，桨叶前缘和后缘区域会产生离心和向心复合气流，这种三维流动特征不仅导致气流水平迁移增强，还会进一步降低雷诺数。上述因素共同作用形成” 环翼效应”：在获得涡流噪声抑制收益的同时，造成翼面气动效能下降和湍流噪声增强，这种矛盾特性成为制约环翼螺旋桨噪效比进一步优化的关键瓶颈。

2.3　仿生学降噪机理

静音鸮、猫头鹰等鸟类通过特殊的羽毛结构实现了静音飞行。下面是它们翅膀关键特征及其降噪能力的总结。

1. **前缘锯齿结构**：猫头鹰和静音鸮的翅膀前缘通常具有锯齿状结构。该结构可延迟气流分离，削弱翼面压力脉动，从而降低气动噪声；其机理之一是将大尺度涡结构破碎为小尺度涡，降低叶片表面压力脉动幅值，总声压级最高可降低约 9 dB[15]。
2. **尾缘流纹结构**：翅膀尾缘的流纹/柔性边缘结构可分解后缘涡结构、降低气流波动，并减弱翼尖羽毛之间的相互作用，从而抑制翼尖涡脱落；在高攻角工况下通常更为有效[16]。

2026 STEM Yau High School Science Award
仅用于2026年成桐中学科学奖论文公示



图 2.2　具有静音飞行能力的长耳鸮的翼

3. **羽毛的梳状分布**：猫头鹰羽毛呈梳状分布，且羽毛根部具有锯齿状形态，可对近壁层气流起到“梳理”作用，促使流动由强紊流向相对有序的状态发展，进而降低紊流附面层的压力脉动强度[15]。
4. **表面沟槽或条纹结构**：长耳鸮等鸟类翅膀表面存在沟槽或条纹等微结构，可起导流与稳定边界层的作用，从而延迟附面层分离[15]。

这些鸮类的翅膀中锯齿状前缘和尾缘流纹结构能够有效控制气流分离和涡流的形成。前缘锯齿可以在高速飞行下强制转捩来流消除层流分离泡，并去除其相关噪声；处于低速也能增强附面层抗逆压梯度能力抑制气流分离。尾缘锯齿通过将大尺度尾缘涡破碎成小尺度涡，并减小湍流脉动和涡流展向相关性，从而降低气动噪声。羽毛的梳状分布和表面的沟槽结构能够对气流进行梳理，削减展向流动强度，从而削减翼尖涡强度。从而进一步降低了噪声。

我们在仿生设计时提取上述特征，采用前缘锯齿、下翼面条纹结构和后缘锯齿等设计。

2.4　仿生学降噪综合模型

翼尖涡流非定常性极大，翼尖角度极小的变化都可能产生显著的涡结构变化。与此相比，翼面气的流有较为成熟的控制方程描述其气流演化，转捩和涡流产生。

2026 CTYUN First School Science Award
仅用于2026年度科学实验公示

以下将从涡量和气动噪声关系出发，建立统一的理论研究翼面噪声行为。并逐一通过方程描述各结构影响。

2.4.1 涡量与气动噪声模型

小型螺旋桨桨尖马赫数较低（3000 rpm 时叶尖线速度约 22m/s，$Ma \approx 0.06 \sim 0.25$），流动可视为不可压缩。该条件下气动噪声主要来自涡量脉动及其与固壁的相互作用，可由 Howe 涡声方程描述：

$$\left(\frac{1}{c_0^2}\frac{\partial^2}{\partial t^2} - \nabla^2\right) p' = \rho_0 \nabla \cdot (\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{u}) \tag{2.1}$$

其中 p' 为声压脉动，$\boldsymbol{\omega} = \nabla \times \mathbf{u}$ 为涡量，c_0 为声速，ρ_0 为空气密度。该式表明：非定常涡量及其与速度的相互作用构成气动噪声的源项；定常、远离固壁的涡噪声辐射效率低，而强非定常涡与固壁干涉时辐射效率高。

对于机翼与螺旋桨，尾缘涡脱落噪声是主要噪声源之一，其声压均方满足如下标度关系：

$$\overline{p'^2}_{\mathrm{TE}} \propto \frac{\rho_0^2 U^5 L_c \delta}{c_0 r^2} \tag{2.2}$$

其中 U 为当地相对速度，L_c 为尾缘涡展向相关长度，δ 为边界层厚度，r 为观测距离。式2.2说明，降低噪声的主要途径是减小 L_c 与 δ。这为理解猫头鹰羽毛结构的降噪机制提供了统一出发点。

2.4.2 前缘锯齿模型：涡流发生器与分离抑制

猫头鹰翅膀前缘的锯齿状结构可视为等间距排列的同向旋转涡流发生器。设锯齿高度为 h，齿距为 s，当地边界层厚度为 δ。每个锯齿诱导一个流向涡，其涡量量级为：

$$\omega_x \sim \frac{U}{h} \tag{2.3}$$

流向涡将外层高动量流体卷入边界层，使边界层形状因子 $H = \delta^*/\theta$ 降低，从而增强其抵抗逆压梯度的能力。分离点位置 x_s 可近似写为：

2026 S. T. Yau High School Science Award
仅用于2026丘成桐中学科学奖论文公示

$$x_s \propto \frac{h}{s} Re_\theta^{1/4} c \tag{2.4}$$

其中 Re_θ 为动量厚度雷诺数，c 为弦长。分离推迟直接削弱了层流分离泡的强度。层流分离泡噪声声压均方近似为：

$$\overline{p'^2}_{\mathrm{LSB}} \propto L_s^2 U^6 \tag{2.5}$$

其中 L_s 为分离泡长度。前缘锯齿使 L_s 减小，故可抑制层流分离噪声。实验表明，猫头鹰前缘锯齿被移除后，前缘后方立即出现明显流动分离，流动转捩为湍流，噪声显著增大；带有锯齿时，流动在整个外翼段保持附着，湍流边界层噪声因而降低。

锯齿自身亦会产生附加涡脱落噪声，唯象地写为：

$$P_{\mathrm{serr}} \propto U^5 \frac{h}{s} \tag{2.6}$$

因此前缘锯齿应取“适度大”：过小不足以破碎大涡、延迟分离；过大则附加噪声与阻力上升。

2.4.3 后缘流纹模型：尾缘涡分割与相干性削弱

后缘流纹/柔性边缘结构位于边界层已充分发展处，其主要作用是分割尾缘涡结构、减小涡的展向相关长度。研究表明，后缘锯齿可明显降低翼型中低频范围内的噪声，4000 Hz 以下窄带噪声最多降低约 16 dB。其机理可概括为：抑制层流边界层引起的涡脱落，减弱尾缘处的低频湍流脉动与涡量，并降低尾缘附近涡的展向相关性。

设后缘总长为 L_e，齿数为 n，则齿距 $s = L_e/n$。尾缘涡脱落频率为：

$$f_s = St \frac{U}{s} \tag{2.7}$$

其中 St 为斯特劳哈尔数。展向相关长度近似为：

$$L_c \sim \min(s, \delta) \tag{2.8}$$

2026 S.-T. Yau High School Science Award
仅用于2026丘成桐中学科学奖论文公示

当 $s < \delta$ 时，$L_c \sim s$。代入式2.2，尾缘噪声近似满足：

$$\overline{p'^2}_{\mathrm{TE}} \propto \frac{U^5}{n}\,\frac{\delta}{r^2} \tag{2.9}$$

即齿数越多，尾缘涡展向相关长度越小，尾缘噪声越低。但齿数过多会引入附加齿噪声：

$$P_{\mathrm{add}} \propto U^4\, n \tag{2.10}$$

总噪声近似为：

$$P_{\mathrm{tot}} = A\,\frac{U^5}{n}\,\delta + B\,U^4\, n \tag{2.11}$$

其中 A, B 为与几何和声学常数有关的系数。对 n 求极值，可得最优齿数：

$$n^* \propto U\,\sqrt{\frac{A\,\delta}{B}} \tag{2.12}$$

式2.12表明：低速时宜用较大、较疏的锯齿；高速时宜用较小、较密的锯齿。后缘流纹结构还允许上下翼面气流的局部混合，从而抑制噪声涡的形成。

2.4.4 板状与梳状结构模型：展向流动抑制与翼尖涡削弱

猫头鹰翅膀表面的沟槽/条纹结构及羽毛的梳状分布，可抽象为沿展向布置的板状导流结构，其核心作用是限制展向流动、削弱翼尖涡强度。

翼尖涡环量近似为：

$$\Gamma = \oint \mathbf{u}\cdot \mathrm{d}\mathbf{l} \approx \frac{1}{2}\,C_L\,U\,c \tag{2.13}$$

其中 C_L 为升力系数。翼尖涡噪声声压均方满足：

$$\overline{p'^2}_{\mathrm{tip}} \propto \Gamma^2\, U^3 \tag{2.14}$$

板状结构使展向速度分量 v_z 减小，从而降低 Γ，削弱翼尖涡噪声。同时，沟槽结构可稳定边界层、降低压力脉动。梳状分布可对近壁层气流起到“梳理”作用，使流动趋于有序，降低紊流附面层的压力脉动强度。

2026 S. T. Yau High School Science Award
仅用于2026丘成桐中学科学奖论文公示

板状结构亦会增加湿面积与摩擦阻力：

$$D_f = \frac{1}{2}\rho_0 U^2 C_f S_w \tag{2.15}$$

其中 C_f 为摩擦系数，S_w 为湿面积。因此板高不宜过大，宜取当地边界层厚度量级，间距取 $5\delta \sim 10\delta$，以“导流、破涡”为主。

2.4.5 综合模型

综合前缘锯齿、后缘流纹与板状结构，总声压级可唯象写为：

$$\mathrm{SPL} \simeq 10\log_{10}\left[C_1 \frac{U^5 \delta}{n} + C_2 U^4 n + C_3 \Gamma^2 U^3 + C_4 U^2 S_w\right] \tag{2.16}$$

其中第一项为尾缘涡分割收益，第二项为附加锯齿噪声，第三项为翼尖涡噪声，第四项为摩擦阻力代价。最优设计满足：

$$\frac{\partial \mathrm{SPL}}{\partial n} = 0, \qquad \frac{\partial \mathrm{SPL}}{\partial h} = 0, \qquad \frac{\partial \mathrm{SPL}}{\partial A_{\mathrm{plate}}} = 0 \tag{2.17}$$

2.5 本章小结

据此，可归纳出对仿生环翼螺旋桨设计具有指导意义的结论：

1. 前缘锯齿机构：起涡流发生器作用，通过诱导流向涡延迟分离、抑制层流分离泡噪声。高度宜取 $0.1\delta \sim 0.3\delta$，齿距使流向涡覆盖分离起始区。
2. 后缘流纹/锯齿结构：通过分割尾缘涡、降低展向相关长度 L_c 来降低尾缘噪声。低速时宜用较大、较疏的锯齿；高速时宜用较小、较密的锯齿。
3. 板状/沟槽结构：通过抑制展向流动降低翼尖涡环量 Γ，削弱翼尖涡噪声。高度宜取 δ 量级，间距 $5\delta \sim 10\delta$。
4. 转速适配：低速段可用较大、较疏的锯齿；高速段应转向较小、较密的锯齿，以避免附加噪声和阻力上升。

以上模型从涡量管理角度统一解释了猫头鹰三类羽毛结构的降噪机制，并为后续仿生环翼设计——前缘大锯齿、后缘小锯齿与扰流板的选型与布置——提供了理论依据。

2026 CTYUN High School Science Award
仅用于2026年度青少年科学奖论文公示

第 3 章　基准环翼结构降噪实验研究

本章以 MIT 环翼原稿为基础，设计翼根扭转、异化前折、异化后折和三环翼等改进方案，开展转速-升力-噪声实验，以噪推比与效率为主要表征量，对比各方案的降噪效果与气动性能，最终筛选出综合表现最优的基准环翼翼型，为后续仿生改进提供基础。

3.1　实验设计

3.1.1　实验方案与内容

声压级噪声是指用声压级来度量噪声强弱的一种描述方式。声压级是声压有效值与基准声压之比的常用对数乘以 20，其与人耳感受到的噪声强度成正比。单位为分贝（dB），其表达式为：

$$L_p = 20\lg\frac{p}{p_0} \tag{3.1}$$

此外，式中，L_p 为声压级（dB）；p 为实际声压有效值（Pa）；p_0 为基准声压，通常取 20 μPa。在噪声测量中，考虑到人耳对不同频率声音的敏感程度不同，常对声压级进行频率计权，得到 A 计权声压级，记作 dB(A)。中国的 GB 42590-2023《民用无人驾驶航空器系统安全要求》明确规定，旋翼类无人机的噪声测量指标为 A 计权声压级。本文所称声压级噪声，如无特殊说明，均指用声级计或分贝仪测得的 A 计权声压级。声压级噪声是指用声压级来度量噪声强弱的一种描述方式。声压级是声压有效值与基准声压之比的常用对数乘以 20，其与人耳感受到的噪声强度成正比。单位为分贝（dB），其表达式为：

$$L_p = 20\lg\frac{p}{p_0} \tag{3.2}$$

此外，式中，L_p 为声压级（dB）；p 为实际声压有效值（Pa）；p_0 为基准声压，通常取 20 μPa。在噪声测量中，考虑到人耳对不同频率声音的敏感程度不同，常对声压级进行频率计权，得到 A 计权声压级，记作 dB(A)。中国的 GB 42590-2023《民用无人驾驶航空器系统安全要求》明确规定，旋翼类无人机的噪声测量指标为 A 计权声压级。本文所称声压级噪声，如无特殊说明，均指用声级计或分贝仪测得的 A 计权声压级。

2026 S. - T. Yau High School Science Award
仅用于2026年丘成桐中学科学奖论文公示

与声压级不同，声强 I 是描述声波能量传递强弱的物理量，定义为单位时间内通过垂直于声传播方向单位面积的平均声能，单位为瓦每平方米（W/m^2）。对于平面波或自由场中的球面波，声强与声压有效值 p 之间满足

$$I = \frac{p^2}{\rho c}, \tag{3.3}$$

式中，ρ 为媒质密度（kg/m^3）；c 为声速（m/s）；ρc 为媒质的特性阻抗（$Pa \cdot s/m$）。

由声压级定义式（5.2）可得

$$p = p_0\, 10^{L_p/20}. \tag{3.4}$$

将式（3.4）代入式（3.3），即得声强 I 与声压级 L_p 的换算关系：

$$I = \frac{p_0^2}{\rho c}\, 10^{L_p/10}. \tag{3.5}$$

声压级代表的是与人耳感受的声音大小，更贴合人类体验；声强则代表了螺旋桨噪音输出功率大小，物理意义更明确。两者有各自的指代意义。常常同时作为噪声大小指标用于评估。

噪推比是指设备或系统在运行过程中，其产生的噪声声压级与推力之间的比值关系，用于表征单位推力所伴随的噪声水平。其定义可表示为：

$$NTR = \frac{L_p}{F} \tag{3.6}$$

式中，NTR 为噪推比，单位 dB/N；L_p 为设备运行时的声压级，单位 dB；F 为对应工况下的推力，单位 N。噪推比越小，说明单位推力产生的噪声越低，该设备或系统的声学性能越好。

3.1.2 实验对象

实验将针对五种不同翼型的环翼开展:

（1）MIT 环翼原稿：采用美国麻省理工学院林肯实验室发布的开源环翼螺旋桨，除必要的等比例缩放和适配马达孔的设计外，没有其他改动。

（2）翼根扭转环翼：在原稿基础上，平滑增大了翼根倾角。

改进思路：由于翼根线速度小，翼尖线速度大，机翼以不同速度面对来流也应当使用不同的攻角：在靠近翼尖处小角度，靠近翼根处大角度。有公式表述：

$$\alpha = \frac{W}{\frac{1}{2}\rho V^2 S C_{L\alpha}} - \frac{C_{L0}}{C_{L\alpha}} \tag{3.7}$$

2026 Qi Lu High School Science Award 仅用于2026年成都中学科学奖论文公示

而与此相比，没有攻角优化的原稿内圈气流迎角合适时，外圈将会气流分离，出现较大阻力和较小推力，并会产生较大摩擦噪声。

（3）异化前折环翼：螺旋桨环翼中先迎气流的翼面被“拉直”，翼面面积变小、变平直。

改进思路：螺旋桨前翼面会干扰后翼面正常升力，这一影响在环翼中由于翼尖相接被放大（即前面提到的“环翼效应”）。我们猜想如果使一个翼面成为“主翼”，削减另一个翼面的面积和弯曲程度可能可以降低环翼效应的副作用，从而提升降噪效果和环翼效能。

（4）异化后折环翼：螺旋桨环翼中后迎气流的翼面被“拉直”，翼面面积变小、变平直。

改进思路：同上。

（5）三环翼：将环翼个数增为三个并调整翼根重叠区域，保证表面平滑。

改进思路：我们推测随着翼面数量增多，环翼螺旋桨效率会降低，同等升力下噪声应当会更小。但其效率降低程度是否可接受我们不得而知，我们希望通过实验分析这一路线是否经济。

遴选依据：以定功率工况下的噪声/推力比（噪推比）为主要表征量，并综合参考不同功率下的效率、转速等变量；最终择取噪推比最小且效率最高的螺旋桨。

3.1.3 实验装置

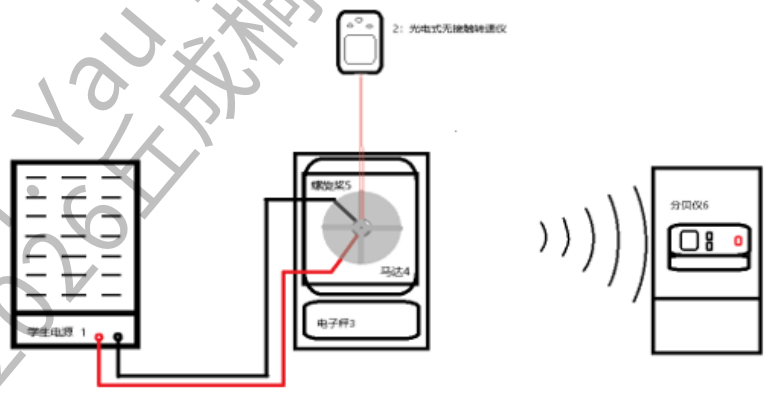


图 3.1 装置示意图

本研究选择可调功率学生电源给螺旋桨马达供电，分别利用自制升力仪、转速仪和分贝仪测量不同功率下螺旋桨的升力、转速和噪声，实验装置简图如上，其中：

2026 S.T. Yau High School Science Award
仅用于2026丘成桐中学科学奖论文公示

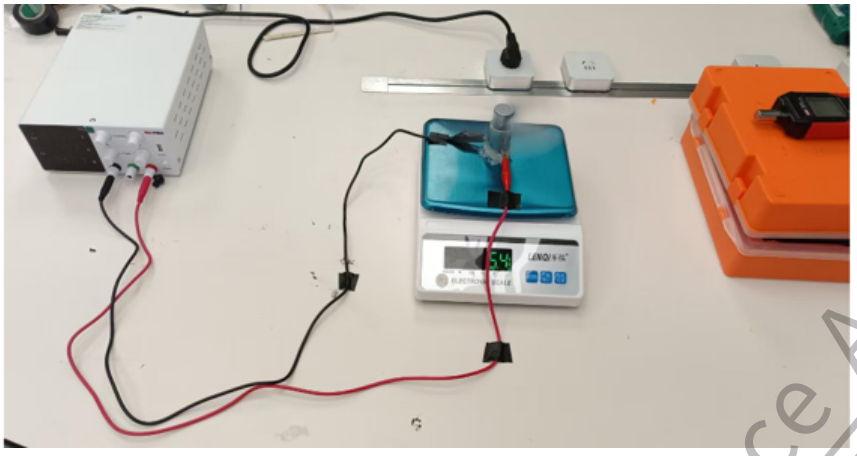


图 3.2　装置实物图

- 可调功率直流学生电源（SPSW305）：对马达供电，功率 0 20W 可调节。供电电线由电工胶带固定到电子称，防止电线晃动影响电子称读数。
- 激光测转速仪（VC6236P）：测量螺旋桨转速。由实验人员手持斜向下 45° 测量，通过测量螺旋桨反射片反射次数，获得转速实时数据。
- 自制升力测量仪器：测量螺旋桨升力。由固定马达的电子秤改装而成，电子秤方盘量程 5kg，分度值 0.1g。通电前对固定马达与螺旋桨的电子秤归零，通电后测量螺旋桨工作时对电子秤压力引起的读数变化，获得螺旋桨升力。升力的计算如下式：

$$F_{升} = \Delta m_{测} g \tag{3.8}$$

- 马达（365 通用版）：用于驱动螺旋桨转动。实验前将马达柔性固定于秤盘中心位置，以减小震动干扰。
- 螺旋桨：实验对象。实验前在螺旋桨转轴外侧贴反光片一片，用于转速测量。
- 分贝仪（TA650A）：测量噪声的声压级，可自动计算测量噪声平均值。实验时将分贝仪置于螺旋桨轴心距离 30cm 处。

3.1.4　实验流程

在实验中我们针对每个螺旋桨，开展 1W、3W、5W 和 7W 功率下的螺旋桨升力、转速、噪声实验并记录实验数据，实验具体流程见下图：

补充：电源输出功率精度 0.001 W，但受限于电压自然浮动和螺旋桨工况，实际约 0.05 W；电子秤精度 0.001 N；分贝仪分辨率 0.1 dB；背景噪声为 36.1 ~ 36.9 dB。

2026 Qiu High School Science Award
仅用于2026丘成桐中学科学奖公示

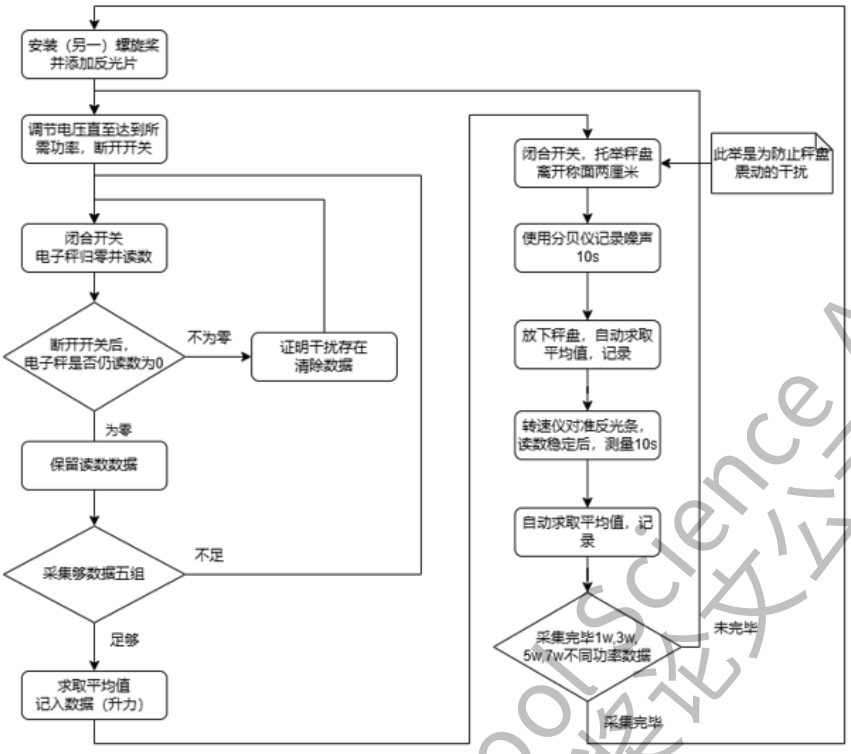


图 3.3　实验实施流程图

由于不同轮次背景噪声有所区别，本文取 36.5 dB 作为基准值，并对结果进行修正：

$$L_{p,\text{终}} = 10\lg\left(10^{L_{p,\text{测}}/10} - 10^{L_{p,\text{背景}}/10} + 10^{L_{p,\text{基准}}/10}\right) \tag{3.9}$$

3.2　实验内容及结果

3.2.1　实验误差与重复性分析

为验证实验数据的可靠性，排除偶然误差，本研究在 3W 功率下进行了多次重复测量。测量结果（见下表3.1）显示，升力测量的标准差为 ±0.084N，相对误差约 0.5%；噪声测量的标准差为 ±0.38dB，相对误差约 0.6%。较低的相对误差表明本实验装置具有良好的稳定性和测量精度。标准差计算公式如下：

$$\sigma = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^{N}\left(x_i - \bar{x}\right)^2}{N-1}} \tag{3.10}$$

3.2.2　环翼优化对比

五类环翼螺旋桨实验测得的转速–升力–噪声数据如表3.2所示。由表3.2可见，对于所有环翼螺旋桨构型，随着电源输入功率增大，螺旋桨转速、升力和噪声均增

2026 S.-T. Yau High School Science Award
仅用于2026丘成桐中学科学奖论文公示

表 3.1　3W 测量结果

序号	升力（N）	噪声（dB）
1	16.8	62.8
2	16.9	62.3
3	16.8	63.2
4	16.9	62.3
5	17.0	62.5
平均值	16.88	62.62
标准差（1σ）	$\pm$0.084	$\pm$0.38
测量结果取值	16.88 ± 0.084	62.62 ± 0.21

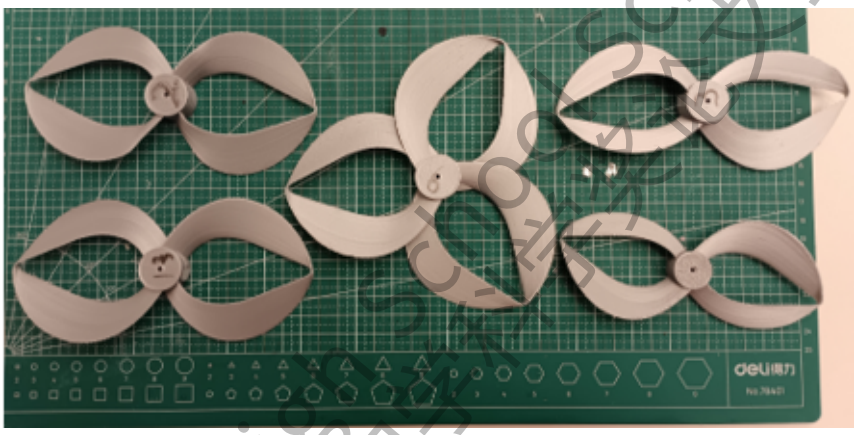


图 3.4　环翼螺旋桨改进实验中的螺旋桨实物图（左上：翼根扭转环翼；左下：MIT 原稿环翼；中：三环翼；右上异化前折环翼；右下：异化后折三环翼环翼）

大，而效率与噪推比（噪声/推力）下降。

根据实验数据绘制功率–升力图，见图3.5。可以看到，在相同功率下，翼根扭转优化翼型升力最大；MIT 原稿翼型升力高于其他翼型；异化后折翼型升力最低。

根据实验数据绘制转速-噪声图，见图3.6。不难看出，相同转速条件下，翼根扭转优化翼型的噪声最低，MIT 原稿翼型优于其他改进翼型。需要注意的是图中有隐藏信息，翼根优化翼型实际上阻力比其他组要小，因为折线起始点对应了相同最低功率的转速，由于其对应点最右，同等功率下转速最快，因此，其运行时受到的阻力会比其他组要偏小。

根据实验数据绘制升力-噪声图，见图3.7。不难看出，相同升力条件下，三环翼翼型的噪声最低，翼根扭转翼型优于其他翼型。根据升力-噪声图，我们可以把研究对象分成三个梯队，最优的为三环翼，此图中三环翼能非常有效的降低同等推

2026 S.T. Yau High School Science Award
仅用于2026正式提交前公示

表 3.2　不同环翼螺旋桨设计下的转速-升力-噪声实验数据

	功率/w	推力值/g	升力/N	转速/rpm	转速/rps	声压级/dB	效率	噪推比	噪效比	功速比
MIT 原版	1	7.8	0.076	1529	25.5	45.4	76.00%	59.737	59.737	0.0298
	3	18	0.176	2325	38.8	55.6	58.67%	31.591	94.773	0.04536
	5	24.8	0.243	2710	45.2	59.8	48.60%	24.609	123.045	0.05376
	7	29.8	0.292	2989	49.8	62.7	41.71%	21.473	150.308	0.05863
翼根优化	1	7.4	0.073	1578	26.3	44.9	73.00%	61.507	61.507	0.02776
	3	18.5	0.181	2469	41.2	54.7	60.33%	30.221	90.663	0.04393
	5	25.1	0.246	2952	49.2	59	49.20%	23.984	119.919	0.05
	7	30.8	0.302	3220	53.7	61.2	43.14%	20.265	141.854	0.05624
异化后折	1	5.4	0.053	1439	24	44.7	53.00%	84.34	84.34	0.02208
	3	13.1	0.128	2192	36.5	56.6	42.67%	44.219	132.656	0.03507
	5	18.6	0.182	2621	43.7	60.6	36.40%	33.297	166.484	0.04165
	7	22.6	0.221	2955	49.3	64	31.57%	28.959	202.715	0.04483
异化前折	1	7.4	0.073	1354	22.6	43.4	73.00%	59.452	59.452	0.0323
	3	17	0.167	2067	34.5	54.2	55.67%	32.455	97.365	0.04841
	5	23.7	0.232	2428	40.5	58.2	46.40%	25.086	125.431	0.05728
	7	28.7	0.281	2673	44.6	60.9	40.14%	21.673	151.708	0.063
三环翼	1	6.8	0.067	1185	19.8	41.7	67.00%	62.239	62.239	0.03384
	3	16	0.157	1852	30.9	51.2	52.33%	32.611	97.834	0.05081
	5	23.4	0.229	2173	36.2	55.5	45.80%	24.236	121.179	0.06326
	7	28.7	0.281	2440	40.7	58.3	40.14%	20.747	145.231	0.06904

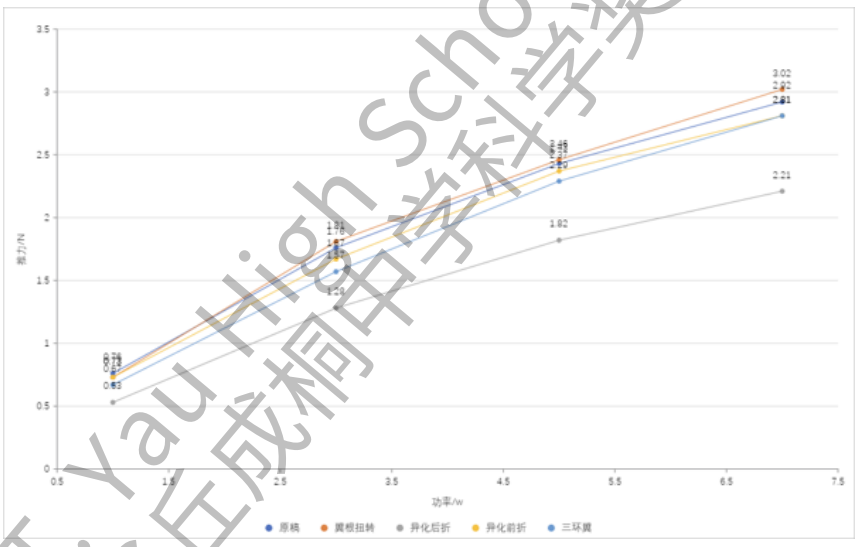


图 3.5　环翼螺旋桨改进实验功率-升力图

力下的噪声，这与常识相符（翼面增多，升力应当变大，但效率降低），由表3.2可知，3W 情况下三环翼比翼根优化情况的效率降低 8%. 第二梯队包括 MIT 原稿、异化前折、翼根优化三种翼型，随着推力升高，翼根优化组的噪声优势会逐渐显现。第三梯队为异化后折翼型，同等推力下噪声最高，我们推测可能由于滑流明显，推力过低导致推力低噪声大。

综上，我们遴选翼根优化作为最佳组，因为其综合来讲有最大的推力，最低的噪声。其中三环翼虽然噪声比推力指标优秀，但效率偏低，随着转速进一步升高，

2026 S.T. Yau High School Science Award
仅用于2026丘成桐中学科学奖比赛

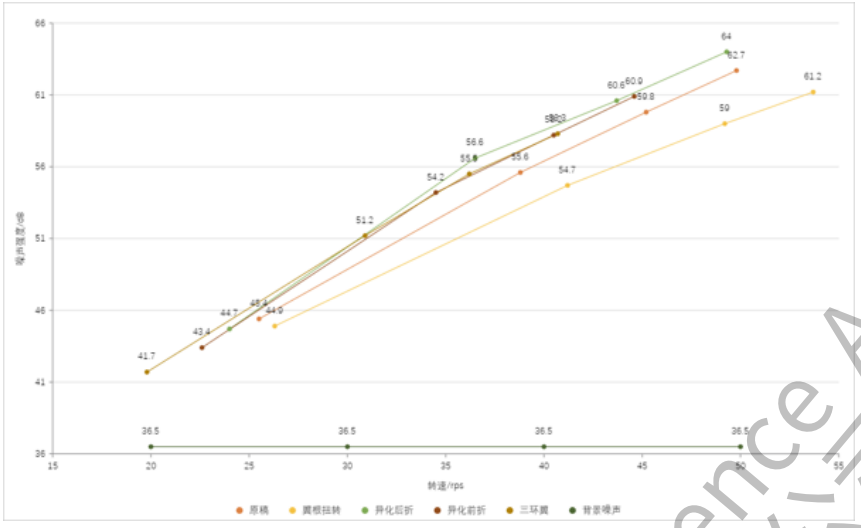


图 3.6　环翼螺旋桨改进实验转速-噪声图

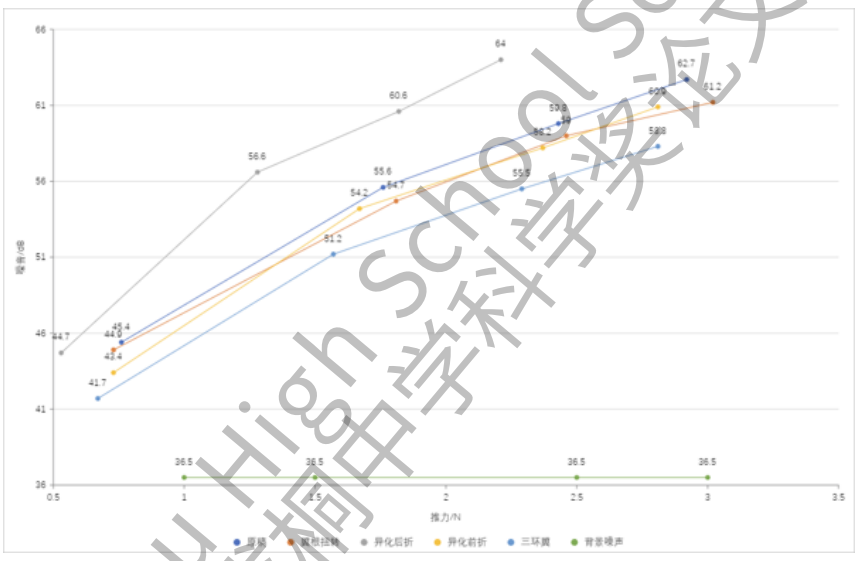


图 3.7　环翼螺旋桨改进实验升力-噪声图

这一影响也将越来越大。综合上述考虑，我们将翼根转型优化翼型作为原型进行仿生学改进。

3.3　本章小结

本章针对传统环翼螺旋桨在降噪与效率难以兼顾的技术瓶颈，开展了基准环翼结构改进实验，得到以下结论：

1. 环翼的翼根扭转、三环翼改进均有降噪效果。
2. 相同转速条件下，翼根扭转优化翼型的噪声最低。
3. 相同升力条件下，三环翼翼型的噪声最低，但效率偏低；翼根扭转翼型综合

2026 S.-T. Yau High School Science Award
仅用于2026上成桐中学科学奖论文公示

表现较优。

4. 综合推力、噪声与效率，遴选翼根扭转环翼作为后续仿生改进的基础翼型。

锯齿的角度、密度和位置也是影响升力和噪声的重要因素。由于实验器械限制，提高转速会明显增加测力装置的不稳定性，且受制于底噪影响，对锯齿角度做出的改进产生的结果可能不方便测量。拟使用 CFD 计算流体力学开展较为详细的验证。具体的仿真结果将在第五章进行分析。在进行过锯齿优化后，可以采用该锯齿尺寸制作相应规格的前缘锯齿，后缘锯齿，前后缘锯齿，以及相应的带扰流板版本。具体的实验结果将在第六章进行分析。

2026 S.-T. Yau High School Science Award
仅用于2026丘成桐中学科学奖论文公示

第 4 章　数值计算方法与仿真模型

螺旋桨的气动噪声与升力特性是决定微型无人机飞行性能与环境友好性的核心要素。正如前文所述，飞行器的飞行噪音与螺旋桨转速的 6 至 8 次方成正比，而其升力与转速的平方成正比。这种强烈的非线性关系意味着，在追求高升力的同时，转速的增加会导致噪声急剧恶化。因此，针对本研究所关注的约 60g 级小型无人机，如何在不牺牲气动升力的前提下实现有效降噪，是本文的核心目标。鉴于实验测量在捕捉复杂流场细节和参数化研究方面的局限性，本章将引入数值计算方法，系统构建适用于微型无人机环翼螺旋桨的 CFD 仿真模型。本章将详细阐述控制方程、湍流模型、声学模型以及网格划分与边界条件等关键数值设置，旨在为后续章节中锯齿结构的优化设计及降噪机理分析提供可靠的计算平台与理论依据。

4.1　数值计算方法

4.1.1　仿真平台

针对复杂流场的求解，本章采用计算流体力学（CFD）方法，基于有限体积法将控制方程离散求解。选用 FLUENT 软件作为仿真平台，其集成了前处理、求解器与后处理模块，能高效模拟流体流动问题。

4.1.2　控制方程

Fluent 仿真过程是用控制方程计算的。首先流体流动中质量守恒，因此我们可以使用流体流动的连续性方程来进行计算：

$$\frac{\partial u_i}{\partial x_i} = 0 \tag{4.1}$$

近年来，CFD 在风力机领域的应用研究主要围绕 Navier-Stokes 方程组的数值求解展开。该方程组作为描述流体运动的核心控制方程，在构建过程中采用质量、动量与能量守恒定律作为理论基础，能够完整表征流体的运动特性与连续性特征[17]。研究表明，螺旋桨旋转过程中，其叶片周围流场的空气动力学特征具有典型的低速流动特性。通过数值分析可以发现，即使在叶尖区域通常具有最大相对速度，其马赫数仍维持在较低水平（3000rpm 时叶尖线速度约 22m/s）（0.06M≤0.25）。该流动特性使得研究过程中可采用不可压缩流动假设。在此假设下，不可压缩的 Navier-Stokes

2026 S.-T. Yau High School Science Award
仅用于2026丘成桐中学科学奖论文公示

方程可表示为以下偏微分形式[18]：

$$\frac{\partial u_i}{\partial t}+\frac{\partial\left(u_i u_j\right)}{\partial x_i}=-\frac{1}{\rho}\frac{\partial p}{\partial x_i}+\mu\frac{\partial^2 u_i}{\partial x_j^2}-\frac{\partial}{\partial x_j}\left(\overline{u_i' u_j'}\right) \tag{4.2}$$

其中 u_i 为速度分量（m/s），p 为静压（Pa），ρ 为空气密度（取 1.225 kg/m³），$\nu=\frac{\mu}{\rho}$ 为运动黏度（m^2/s），常温空气运动粘度 $\nu\approx 1.5\times10^{-5}m^2/s$。

4.1.3 湍流模型

湍流是流体的流动状态，其不稳定，难以通过简单的公式直接分析。一般用雷诺数（Reynolds Number）来表示流体流动的状态，其定义为流体中惯性力与粘滞力的比，是无量纲数，公式如下：

$$Re=\frac{\rho U_{tip}c}{\mu}=\frac{U_{tip}c}{\nu} \tag{4.3}$$

$$U_{tip}=\pi nD/60 \tag{4.4}$$

其中 n 为转速，rpm；D 为桨径。ν 为常温空气运动粘度，取 ν≈1.5×10−5 m²/s 本研究所用模型特征长度取螺旋桨半径 70% 位置的叶片弦长，约 20mm，算得雷诺数约 3 万，属于湍流。

湍流是流体中常见的非定常、无规则运动，具有突出的耗散性和扩散性。在湍流充分发展区域，湍流涡旋可在不同尺度上进行持续演变。湍流对平均流场的影响尤为重要，因此，针对湍流的数学描述和简化方法应运而生。常见的湍流模型包括 S-A 一方程模型、k-ϵ 模型和 SST k-ω 模型等，这些模型旨在有效地模拟湍流的复杂行为，并对湍流的影响进行合理近似[18]。本文采用 SST k-ω 模型。

SST k-ω 模型 为了提升 CFD 在复杂流动条件下的预测精度，特别是在流动分离明显且受强逆压梯度影响的湍流场中，Menter（1994）提出了剪切应力输运（Shear Stress Transport, SST）k-ω 湍流模型[19]。该方法有效结合了 k-ε 和 k-ω 模型的优势，其中 k-ω 湍流模型在具有逆压梯度的边界层流动预测中表现出良好的适用性，然而 k-ω 模型在尾流区及自由剪切流等流动特征的模拟精度相对有限。而 k-ε 模型在远离壁面区域的流动预测中展现出更优越的性能。SST 湍流模型通过引入混合函数 SST 湍流模型通过引入混合函数，在壁面附近采用 k-ω 形式，而在远离壁面的

2026 S-T Cup Tsinghua University School Science Award
仅用于2026年清华大学科学奖论文公示

区域逐渐过渡至 k-ε 形式，从而兼顾两者的优势。该模型不仅能够准确识别并模拟壁面附近的边界层流动，还能在不同流动区域之间实现自适应切换，从而显著提升了复杂流场的整体预测精度。本文采用雷诺平均方程 SST k-ω 模型。其控制方程可表述如下[20]：

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t}+\frac{\partial(\rho U_i k)}{\partial x_i}=\tilde{P}_k-\beta^*\rho k\omega+\frac{\partial}{\partial x_i}\left[(\mu+\sigma_k\mu_t)\frac{\partial k}{\partial x_i}\right] \tag{4.5}$$

$$\begin{aligned}\frac{\partial(\rho\omega)}{\partial t}+\frac{\partial(\rho U_i\omega)}{\partial x_i}&=\alpha\rho S^2-\beta\rho\omega^2+\frac{\partial}{\partial x_j}\left[(\mu+\sigma_\omega\mu_t)\frac{\partial\omega}{\partial x_j}\right]\\&\quad+2(1-F_1)\rho\sigma_{\omega^2}\frac{1}{\omega}\frac{\partial k}{\partial x_i}\frac{\partial\omega}{\partial x_i}\end{aligned} \tag{4.6}$$

式中：μ 为湍流黏度，k 为湍流动能，ω 为比耗散率，ρ 为流体密度，p_k 为粘性力引起的湍流生成项；混合函数定义为：

$$F_1=\tanh\min\left[\max\left(\frac{\sqrt{k}}{\beta^*\omega d_w},\frac{500\nu}{d_w^2\omega}\right),\frac{4\sigma_\omega^2 k}{CD_{k\omega}\omega d_w^2}\right]^4 \tag{4.7}$$

式中，$CD_{k\omega}=\max\left(2\rho\sigma_{\omega^2}\frac{1}{\omega}\frac{\partial k}{\partial x_i}\frac{\partial\omega}{\partial x_i},10^{-10}\right)$，$d_w$ 为计算点到壁面的距离。湍流涡粘性系数 ν_t（SST 修正形式）定义为：

$$\nu_t=\frac{\alpha_1 k}{\max\left(\alpha_1\omega,SF_2\right)} \tag{4.8}$$

式中，S 是应变变化率张量，$\alpha_1=0.31$[18]。

湍动能 k 运输方程有如下标准形式：

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t}+\frac{\partial(\rho k u_i)}{\partial x_i}=\tilde{P}_k-\beta^*\rho k\omega+\frac{\partial}{\partial x_i}\left[\left(\mu+\sigma_k\mu_t\right)\frac{\partial k}{\partial x_i}\right] \tag{4.9}$$

比耗散率 ω 输运方程：

$$\frac{\partial(\rho\omega)}{\partial t}+\frac{\partial(\rho\omega u_i)}{\partial x_i}=\frac{\gamma}{\nu_t}\tilde{P}_k-\beta\rho\omega^2+\frac{\partial}{\partial x_i}\left[(\mu+\sigma_\omega\mu_t)\frac{\partial\omega}{\partial x_i}\right]+2(1-F_1)\frac{\rho\sigma_{\omega2}}{\omega}\frac{\partial k}{\partial x_i}\frac{\partial\omega}{\partial x_i} \tag{4.10}$$

LES 控制方程

大涡模拟控制方程 LES 模型的控制方程是 Navier-Stokes 方程在波数空间和物理空间进行过滤得的。过滤的过程去掉比过滤宽度或给定物理宽度小的涡旋，从而得到大涡旋的控制方程为[21]：

2026 S.T. Yau High School Science Award
仅用于2026丘成桐中学科学奖论文公示

$$\frac{\partial \rho}{\partial t}+\frac{\partial(\rho \bar{u}_i)}{\partial x_i}=0 \tag{4.11}$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \bar{u}_i)+\frac{\partial}{\partial x_j}(\rho \bar{u}_i \bar{u}_j)=\frac{\partial}{\partial x_j}\left(\mu \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j}\right)-\frac{\partial \bar{p}}{\partial x_j}-\frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j} \tag{4.12}$$

式中 $\tau_{ij}=\rho\overline{u_i u_j}-\rho \bar{u}_i \bar{u}_j$ 为亚格子应力 (SGS)。

亚格子涡黏模型（Smagorinsky 模型，Fluent 中常用）：

$$\tau_{ij}^{\mathrm{sgs}}-\frac{1}{3}\tau_{kk}^{\mathrm{sgs}}\delta_{ij}=-2\nu_{\mathrm{sgs}}\bar{S}_{ij} \tag{4.13}$$

$$\nu_{\mathrm{sgs}}=(C_s\Delta)^2|\bar{S}| \tag{4.14}$$

其中 $\bar{S}_{ij}=\frac{1}{2}\left(\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j}+\frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i}\right)$ 为滤波后的应变率张量，$|\bar{S}|=\sqrt{2\bar{S}_{ij}\bar{S}_{ij}}$，$\Delta=(\Delta x\Delta y\Delta z)^{\frac{1}{3}}$ 为滤波尺度，C_s 为 Smagorinsky 常数（取 0.1）。

4.1.4 声学模型

FLUENT 中采用 Ffowcs Williams 和 Hawkings 提出的 FW-H 方程模拟声音的产生和传播，此方程中采用了 Lighthill 的声学近似模型。噪声模块的噪声处理主要采用 FW-H 式，由连续性方程与 N-S 方程导出，具体形式如下[21]：

$$\begin{aligned}\frac{1}{c_0^2}\frac{\partial^2}{\partial t^2}-\frac{\partial^2}{\partial x_i^2}p'(x,t)=&\frac{\partial}{\partial t}\left(\left[\rho_o v_n\right]+\rho\left(u_n-v_n\right)\delta(f)\right)\\&-\frac{\partial}{\partial x_i}\left(\left[p_j' n_j\right]+\rho u_i\left(u_n-v_n\right)\delta(f)\right)+\frac{\partial^2}{\partial x_i x_j}\left(H(f)T_{ij}\right)\end{aligned} \tag{4.15}$$

式中：ρ、u_i、p_{ij}' 分别表示密度，速度和应力张量。其中 $T_{ij}=-P_{ij}'+\rho u_i u_j-c^2\rho'\delta_{ij}$ 是 Lighthill 应力张量，δ_{ij} 是克罗内克符号。$H(f)$ 是亥维塞德函数，$\delta(f)$ 是狄拉克函数。FW-H 方程包含了流场所有的声源的影响。式中等号右边的三项分别表示单极子声源、偶极子声源和四极子声源。

FW-H 的微分形式可合并为如下：

$$\left(\frac{1}{c_0^2}\frac{\partial^2}{\partial t^2}-\nabla^2\right)p'(\mathbf{x},t)=\frac{\partial^2}{\partial x_i \partial x_j}\left[T_{ij}H(f)\right]-\frac{\partial}{\partial x_i}\left[F_i\delta(f)\right]+\frac{\partial}{\partial t}\left[Q\delta(f)\right] \tag{4.16}$$

式中，p' 为远场声压脉动（Pa）；c_0 为环境声速（m/s）；$H(f)$ 为 Heaviside 函数（$f=0$ 表示固体表面）；F_i 为叶片表面单位面积载荷力（偶极子声源）；Q 为质量流量（单极子声源）；$T_{ij}=\rho u_i u_j+P_{ij}-c_0^2(\rho-\rho_0)\delta_{ij}$ 为 Lighthill 应力张量（四极子声源）。

2026 全国大学生 Top Science 论文公示
仅用于 2026 年成都中学奖论文公示

对于低马赫数（$Ma < 0.3$）的小型螺旋桨，偶极子项（叶片载荷噪声）占主导，四极子项可忽略。Fluent 通过求解上述方程的积分形式，将 LES 得到的叶片表面瞬态压力作为输入，计算远场观测点的声压时程。

人们结合声音物理性质中设定了相关声音评价指标，声音评价指标是用来量化和具化噪音水平，是对人类健康和福祉的影响的一系列参数。这些指标综合考虑了声音的物理特性，如强度和频率，和时间因素、环境背景和人类对声音的主观感受。

声压级：是声压的对数表示，反映了声波到达某一点时产生的压力变化的大小，通常以分贝（dB）为单位。声压级是基于一个参考声压（通常是 20μPa，即人耳听觉阈值）计算得出的[22]：

声压级（SPL）公式：

$$L_p = 20 \log_{10} \left(\frac{p_{\text{rms}}}{p_{\text{ref}}} \right) \tag{4.17}$$

其中，$p_{\text{rms}} = \sqrt{\frac{1}{T} \int_0^T p'^2(t)\, \mathrm{d}t}$ 为声压有效值，$p_{\text{ref}} = 2 \times 10^{-5}$ Pa 为参考声压。

4.2 划分网格与无关性验证

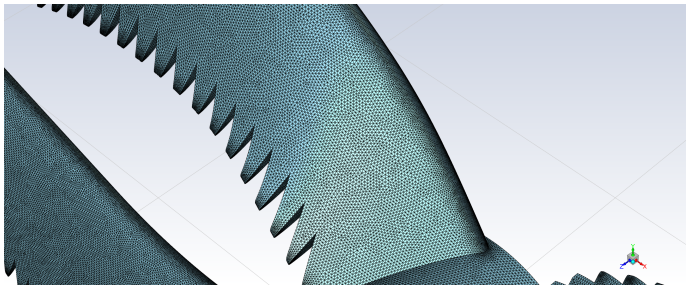
4.2.1 划分网格

本研究利用 Fluent Meshing 划分计算网格。为了更好地生成网格，将流体域拆分为旋转域和静止域，分别划分网格的方法。本研究主要关注螺旋桨周围的流场，为了在有限的算力中实现更精确的计算效果，因此静止域的网格较为稀疏，并且对螺旋桨附近网格进行加密处理。其中体网格采用六面体核心 Poly-hexcore 网格，这是比较可靠的体网格划分方法。另外本研究设置了 10 层的边界层，其网格增长率为 1.1。在靠近边界层的区域存在黏性，因此网格需要加密。由于体网格是立体的，因此展示面网格。六面体核心网格是依据面网格划分的，因此使用面网格能体现网格划分情况。面网格划分情况如下：

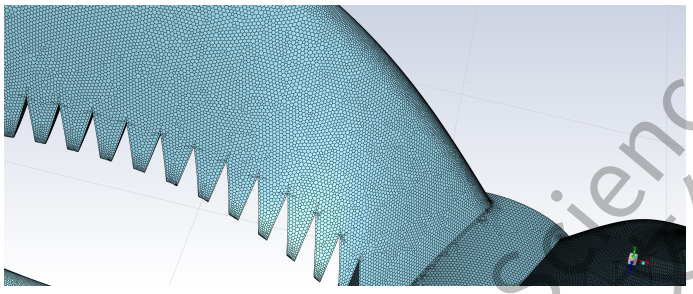
4.2.2 网格无关性验证

网格一般而言是该密的地方越密越好，本研究中网格数量均为 620 万左右，算较多的了。因为计算能力受限，因此没能使用更多的网格数量。但是这个量级的网格已经足够支持本研究目标，且较好的通过了如下的网格无关性验证。网格数量在一定程度上影响计算结果，为了保证计算结果的准确性和严谨性，需要进行网

2026 STEM High School Science Award
仅用于2026全国青少年科学论文公示



(a) 面网格部分图像



(b) 体网格表面部分图像

图 4.1　tan0.2n70 网格图像

格无关性验证。网格过少会导致计算结果失真，但网格过多需要耗费巨量算力，十分浪费。因此，需要对同一模型划分不同网格数量，分别进行仿真，对比仿真结果。

升力网格敏感性验证

本研究对锯齿 tan0.2n70 网格粗化到原来的约 0.75 倍，从原先的约 620 万网格粗化到约 471 万个六面体核心网格，最小网格大小从原先的 0.1mm 变为 0.2mm。以下为升力对比：

表 4.1　加密网格和粗化网格的升力

网格名称	升力
tan0.2n70 加密网格	0.138N
tan0.2n70 粗化网格	0.131N
绝对差值	0.007N

可见加密前后升力基本一致。据此，可以认为粗化网格数量已经足够支撑本研究的研究目标——探究不同锯齿对螺旋桨的升力及噪音影响（其并不需要各个数值极端精确，误差容忍度较大）。但为了确保能捕捉到锯齿的细小面和曲率较大的部分，本研究采用加密后网格数量进行计算。由于其余螺旋桨模型和本模型也基本相同，本研究参考这个 tan0.2n70 加密网格参数对其它模型进行网格划分。据此，可以合理推断认为其余模型也均通过了网格无关性验证。

噪声网格敏感性验证

2026 S.-T. Yau High School Science Award
仅用于2026丘成桐中学科学奖公示

为进一步验证数值模拟中噪声计算结果的可靠性，针对锯齿构型 tan0.2n70 开展噪声网格敏感性验证。选取 470 万和 620 万两套网格进行对比，在保持计算模型、边界条件、时间步长及声学接收器布置等参数一致的条件下，分别进行瞬态流场计算，并采用 Fluent 中的 FFT 后处理功能获取各接收器的 OverallSound Pressure Level (SPL) .

在计算域中布置 12 个噪声接收器，分别提取各接收器的声压级，并统计最大声压级以及去除最大值和最小值后的算术平均声压级。

表 4.2　加密网格和粗化网格的噪音

网格名称	最大声压级噪音	平均声压级噪音
tan0.2n70 加密网格	75.9270dB	75.9092dB
tan0.2n70 粗化网格	76.1470dB	76.0677dB
绝对差值	0.2200dB	0.1585dB

计算结果表明，470 万网格与 620 万网格对应的最大声压级分别为 76.1470dB 和 75.9270dB，差值为 0.2200dB; 去除最大值和最小值后的平均声压级分别为 76.0677dB 和 75.9092dB, 差值为 0.1585 dB。

进一步对比 12 个接收器的计算结果发现，两套网格对应接收器的声压级差值均小于 0.23dB，平均绝对差值为 0.1635dB，表明网格数量由 470 万增加至 620 万后，各接收器的噪声计算结果变化较小。

综合上述结果，两套网格得到的噪声计算结果具有较好的一致性，表明在本研究所考察的网格分辨率范围内，tan0.2n70 构型的噪声计算结果对网格变化不敏感，620 万网格能够提供较为稳定的噪声计算结果。

4.2.3　仿真模型的实验验证

为验证本文建立的 CFD 数值模型及边界条件设置的准确性，选取 3000 转/分钟工况，将仿真得到的升力均值（约 0.19N）与实验测量值（0.195N）进行对比。结果显示相对误差仅为 2.59%，证明仿真模型具有较高的置信度，可准确预测螺旋桨的气动特性，为后续的锯齿参数化仿真优化（第 5 章）奠定了坚实基础。

2026 年 Yau Hing School Science Award 仅用于 2026 年度科学论文公示

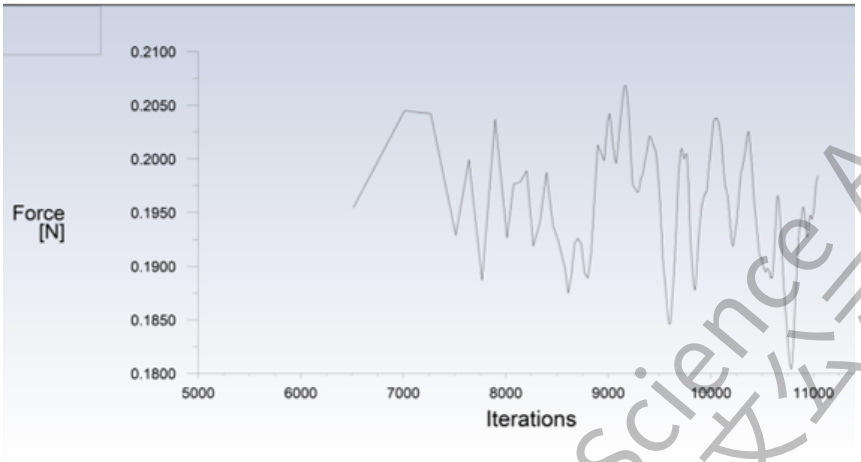


图 4.2　3000 转/分钟情况下升力仿真结果



图 4.3　3000 转/分钟情况下升力实验测量值

2026 S. Tung Hau High School Science Award
仅用于2026年成桐中学科学奖论文公示

4.3 求解器设置与边界条件

4.3.1 材料属性

本研究模型中, 螺旋桨由旋转壁面 (Moving wall) 模拟, 流体域内只存在空气一种流体，故此处只说明气体材料属性。本研究中流体域内流体为空气，取自 Fluent 材料库中的默认空气，其密度 ρ 为 1.225 kg/m^3，动力黏度 μ 为 1.7894×10 Pa · s。本研究假设空气是均匀的同时不可压缩的：螺旋桨尖端线速度最大约 22 m/s，按 20 ℃ 下空气中声速约 343m/s 计算，全场最大马赫数仅约 0.064，远小于 0.3，空气压缩性的影响可以忽略，不可压缩假设成立。为简化计算并保证计算稳定性，本研究直接采用 Fluent 默认空气的物性参数，计算全程保持不变。

4.3.2 计算方法及边界条件

利用有限元软件 Fluent 对螺旋桨的流场和声场进行了数值模拟，先采用稳态求解器, 使用 MRF 方法, 模型采用 SST k-ω 模型，选择 coupled 算法进行计算, 初步求解升力后，切换至瞬态求解器并采用大涡模拟 (LES) 模型, 同样选择 coupled 算法进行噪音计算。本次模拟采用压力入口 pressure-inlet、和压力出口 pressure-outlet 以及 Moving wall 无滑移 No slip 壁面边界条件。对计算域选用三维非结构网格划分方案。[21]

MRF 介绍 其中 Fluent 的 MRF（Multiple Reference Frame，多重参考系）方法是一种用于模拟旋转机械的稳态近似方法，又称” 冰冻转子法”。

核心原理

MRF 方法将计算域划分为多个子区域，每个区域可采用不同的参考系（静止或旋转），网格在计算中保持固定。在区域交界面处，通过局部参考系变换将速度换算为绝对速度进行流场信息交换, 标量（如压力、温度）直接传递无需特殊处理。该方法本质上是将旋转部件” 冻结” 在某一瞬态位置求解稳态流场，类似于观察转子在特定位置的瞬时流场。本研究将计算域分为两个区域：旋转域 (fluid-rot，靠近螺旋桨的流体域)、静止域 (fluid-static，包绕旋转域外部的流体域)。

设置步骤

几何与网格划分： 将旋转部件周围流体区域单独划分为旋转域，静止结构为静止域，两域之间需创建交界面（Interface）。

交界面设置 ： 在 Fluent 中通过 Boundary Conditions 将交界面类型设

2026 "Yau Hing Soon" Science Award
仅用于2026年成绩中学科学奖论文公示

为”interface”，确保交界面两侧网格节点匹配。

旋转参数定义： 在 Cell Zone Conditions 中勾选”Frame Motion”，设置旋转轴方向向量、轴原点位置及转速，旋转方向遵循右手螺旋法则。

求解器设置： 选择稳态计算模式。

适用场景与限制：MRF 适用于转子与定子间相互作用较弱的场景，如离心风机、搅拌器、螺旋桨等旋转机械的稳态性能预测。低转速下与滑移网格结果接近，转速越高偏差越大，MRF 计算效率高但无法捕捉瞬态特性。

本研究使用 MRF 方法初步求解升力，后切换为瞬态求解器，LES 模型计算噪音。

4.3.3 求解器设置

Fluent 中求解器分为密度基求解器（Density-Based）和压力基求解器 (Pressure-Based)。密度基的求解其适用于高速可压缩流体，压力基适用于低速不可压缩流体。由于本研究中的螺旋桨尖端线速度约 22m/s（Ma = 0.065 < 0.3），属于典型的低速不可压缩流，适用压力基求解器。Fluent 中压力求解器主要为：压力速度耦合流场的求解方法（Semi-Implicit Method for Pressure-Linked Equation, SIMPLE），SIMPLE C（一种基于 SIMPLE 改进的算法，SIMPLE-Consistent），PISO（Pressure Implicit with Splitting of Operators）和 Coupled。其中 Coupled 算法使用耦合式解法，其余的则均使用分离式解法。经比对，本研究发现应用 Coupled 时收敛性较好，故选择 Coupled 算法。

4.3.4 初始化

初始化为计算提供了初值条件（时间边界），是控制方程有确定解的必要条件。Fluent 中初始化分混合初始化（Hybrid Initialization）和标准初始化（Standardized Initialization）。采用混合初始化时，Fluent 通过求解拉普拉斯方程进行速度场和压力场设置，其流域内各个位置速度不同；标准初始化中流域内速度场合压力场则均是一致的。本研究中的稳态 MRF 计算均采用混合初始化 +fmg 初始化的方法。其收敛程度较好。

4.3.5 时间步长与迭代次数

本研究设置时间步长为 1×10^{-5} s（即 1e−5 s），计算总时间步数为 1 万步，每个时间步内最大迭代次数为 20 步。本研究的目的在于获得流场的噪声特性，关注

2026 S.-T. Yau High School Science Award
仅用于2026丘成桐中学科学奖论文公示

量为声压脉动，对时间分辨率的要求较高。

小时间步长由目标分析频段的采样定理所决定。气动噪声的能量分布覆盖较宽频段。若时间步长过大，相当于对压力脉动信号进行欠采样，高频声源将发生频谱混叠（aliasing），被错误地折叠至低频段，导致声压级及频谱特性严重失真。此外，Fluent 求解器中声波以当地声速传播，显式时间推进格式的稳定性受 CFL 数约束，$CFL = \frac{(u+c)\Delta t}{\Delta x} < 1$，声速 c 的存在使得步长被进一步压缩。故此处选择时间步长 1×10^{-5} s。

大时间步数由声信号的统计特性所决定。湍流脉动及声压信号本质上是随机过程，单次脉动的幅值与相位不可预测，必须通过长时间采样获得具有统计意义的结果。为保证频谱估计的可靠性：其一，总采样时长 $T = N \cdot \Delta t$ 需覆盖足够多的湍流大涡 turnover 时间，以排除初始瞬态及个别随机脉动的干扰；其二，计算域的最低可分辨频率为 $\Delta f = 1/T_{total}$，采样时长不足将导致低频段频谱分辨率过粗；其三，按 Welch 平均法进行谱估计时，通常需将信号划分为若干段并采用 50% 重叠平均，若总时长过短则无法实现有效的分段平均，频谱曲线将呈现严重的随机毛刺。上述三方面要求共同决定了计算步数至少需要数千步，综合算力考量，选择计算 1 万步，即 5 个旋转周期。

综上所述，本研究采用” 小时间步长 + 大时间步数” 的设置，前者保证对高频声压波动的时间解析精度，后者保证声压级与频谱结果的统计收敛性，二者共同构成噪声瞬态计算结果可信度的基础。需要说明的是，该设置确实带来了较大的计算开销；但考虑到本研究旨在提取螺旋桨噪声，这一开销在物理上不可避免。

4.4 后处理方法

升力使用 Fluent 中的 TUI 命令：/report/forces/wall-forces 获得 wall 上的力。

噪音主要使用 Fluent 自带的快速傅里叶变换 (FFT) 功能实现声压级的输出。同时可以看到不同频率的声压级的大小。

2026 S. T. Yau High School Science Award
仅用于2026丘成桐中学科学奖论文公示

第 5 章　锯齿角度与密度优化

基于第四章建立的数值计算模型与仿真方法，本章开展锯齿结构的优化设计与分析。针对环翼螺旋桨的边缘噪声问题，本章通过改变锯齿夹角设计六组不同规格的螺旋桨模型，并严格控制锯齿密度（边缘均匀分布 70 个齿节）以排除变量干扰；随后开展锯齿密度实验，探究锯齿密度对升力与噪声的影响规律，以期为后续仿生形态组合实验提供最佳锯齿参数。

5.1　锯齿角度仿真结果及分析

我们根据不同的锯齿夹角设置六组不同规格的锯齿螺旋桨。我们控制锯齿密度不变，我们锯齿密度在整个边缘曲线最大能均匀铺满 70 个齿节。在此约束下，齿节尽可能深。同时删去由于边缘严重畸变的齿节（锯齿夹角越大畸变越严重，删除后导致不满 70 个）齿节外侧朝向来流。如图5.1所示：

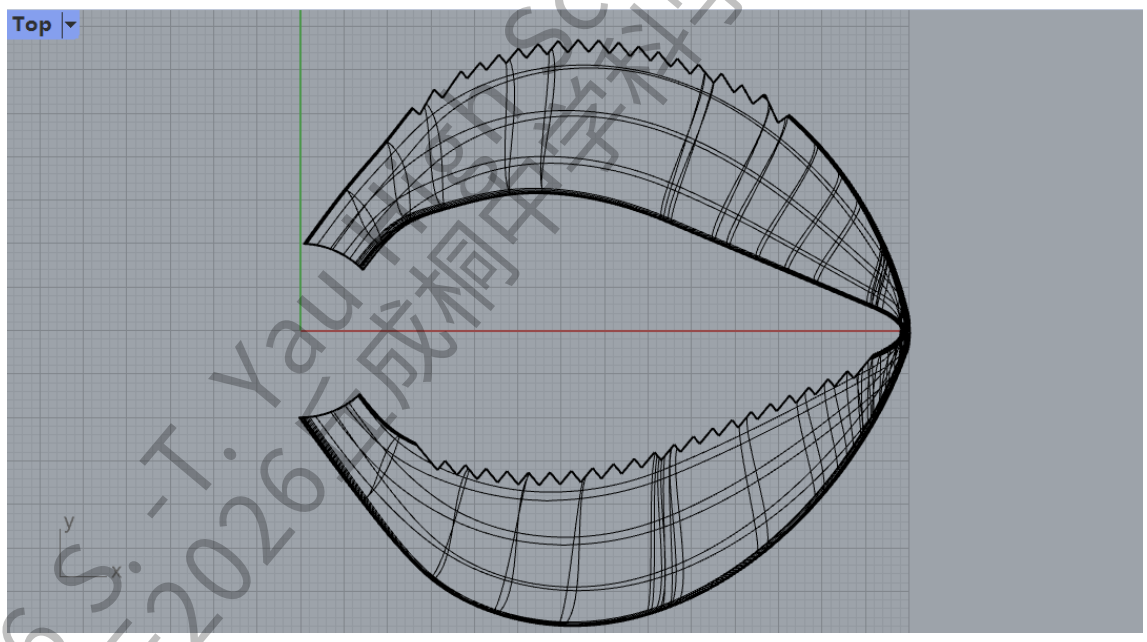


图 5.1　tan0.35n70 锯齿顶视图

六组锯齿角度角度分别为 A1,A2,A3,A4,A5,A6。其中：tanA1=0.2,tanA2=0.3,tanA3=0.4，tanA4=0.5，tanA6=0.6，tanA5=0.7。仿真软件使用 ANSYS Fluent，采用双精度仿真。螺旋桨转速 3000rev/min，在旋转平面上，距离旋转中心 140mm 的圆上，均匀布置 12 个噪音接收器。接收器位置如图5.2所示：

2026 S.-T. Yau High School Science Award
仅用于2026年成桐中学科学奖论文公示

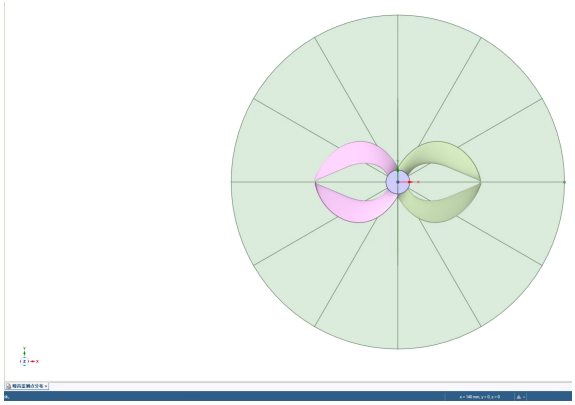


图 5.2　噪音接收器分布图

收集所有 12 个采样点的噪声值，去掉噪音的最大值和最小值，取平均值为该翼型的参考噪声。同时记录其升力，结果如表5.1所示：

表 5.1　不同锯齿大小的升力和噪音

螺旋桨	升力	充分计算后最大噪音	充分计算后平均噪音
原稿	0.204	84.5	84.1
锯齿 tan0.2n70	0.135	75.9270	75.9092
锯齿 tan0.3n70	0.139	76.5046	76.4482
锯齿 tan0.4n70	0.145	76.7398	76.7005
锯齿 tan0.5n70	0.147	76.7927	76.7647
锯齿 tan0.6n70	0.148	76.8631	76.8285
锯齿 tan0.7n70	0.144	76.5971	76.5244

如表5.1所示，整体上呈现升力与噪声同步上涨的规律。但锯齿 tan0.7n70 出现了升力和噪音都下降的情况。

如图 5.3从左向右锯齿依次增大，我们可以将其连接为一条曲线进行分析，假设锯齿角度连续变化，其真实性能应如图所示。其中 tanA6=7 组出现升力与噪音皆下降的现象，其性能严重退化，而且要求函数图像往回倒退，该点已被剔除。我们发现了两个高性能区间：前期锯齿小的时期（约 tanAn=4 以前）该图像变化率较大，向“左”演化呈现噪音更快变小的趋势。说明在锯齿极小区有较好的降噪效果。在约 tanA5=0.6 区域，原先较为平缓的变化率开始增大。即该点是图像“凹陷区”，相对性能更强。

对比 tanA5≈0.6 和 tanA1<0.1 两个区间。我们通过作噪音预测线来对比，我们认为噪音大小与转速六次方成正比，升力与转速平方成正比。即

2026 S.T.Yau High School Science Award
仅用于2026正风桐申学科学奖公文公示

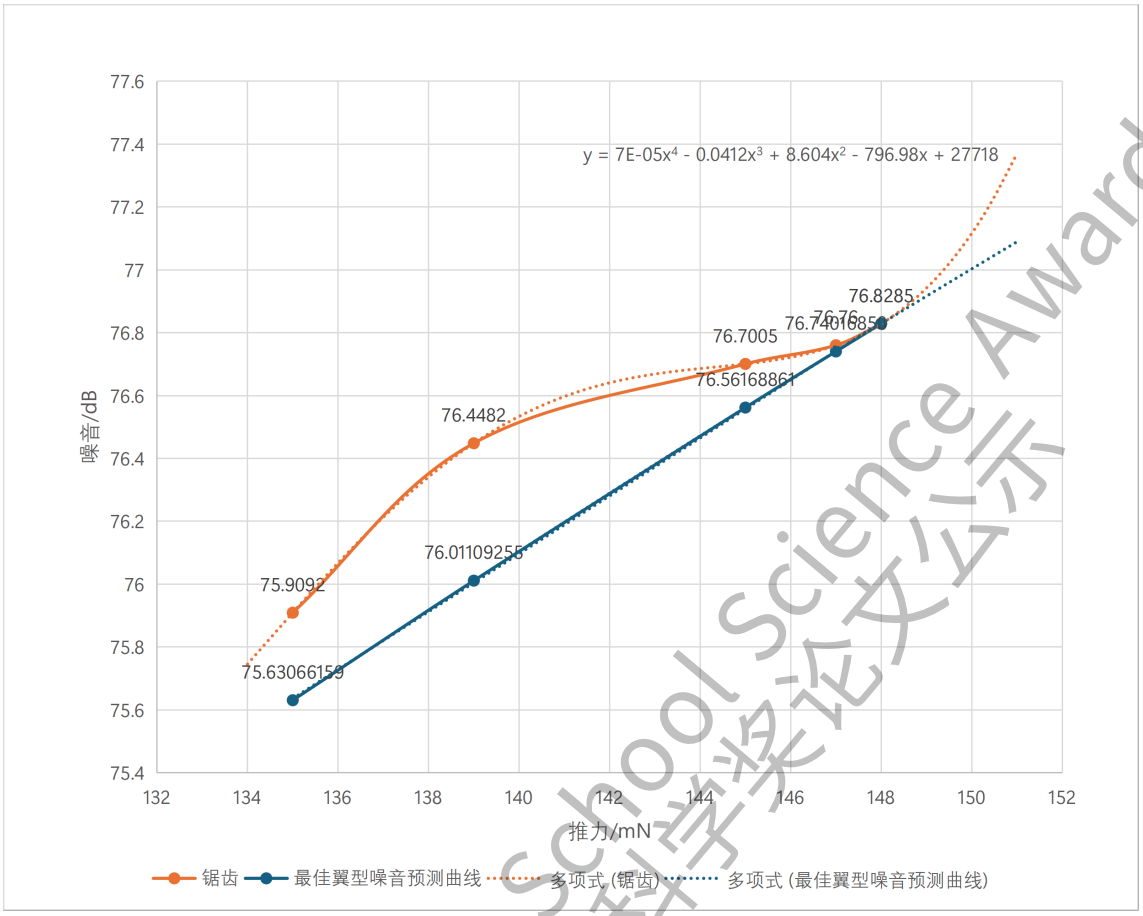


图 5.3　不同锯齿的性能比较

$$kF^3 = I \tag{5.1}$$

其中 F 为升力，I 为噪音声强，k 是与螺旋桨有关的常数。通过某组的数据求出 k，并与其他升力三次方相乘可以求出预测噪声。即

$$I_2 = \frac{F_2^3 I_1}{F_1^3} \tag{5.2}$$

以 tanA5=0.6 为基准拟合 k，代入其他翼型的升力得到预测噪声。若其他翼型的实测噪声高于预测值，说明其噪声效率低于 tanA5=0.6。

将其他锯齿角度组的实测噪声与该预测线对比可以发现：所有其他角度组的实测噪声均高于预测线，即它们在同等升力下发出的噪声大于 tanA5=0.6 组。其中，锯齿角度小于 tanA5=0.6 的组别，其实测噪声明显高于预测线，说明其降噪能力不足；锯齿角度大于 tanA5=0.6 的组别（如 tanA6=0.7），不仅实测噪声高于预测线，

2026 S. T. Yau High School Science Award
仅用于2026丘成桐中学科学奖论文公示

而且出现升力与噪声同时下降的性能退化现象，说明锯齿过大已开始引入附加噪声与阻力。因此，在本文所研究的锯齿角度区间内，tanA5=0.6 组在同等升力下的噪声最低，综合性能最优，可判定为该区间的最佳锯齿角度。

5.2 锯齿密度实验结果及分析

在锯齿角度实验中我们不难发现，$\tan A5 = 0.6$ 组别效果最佳。之前提到，锯齿的效果应当受到角度和密度的影响。下面我们将探究锯齿密度对实验的影响，我们开展锯齿密度遴选。使用先前的实验器械和实验配置测量升力和噪声之间的关系，绘制噪声–升力二相图。

实验对象包含三种不同的 $tanA5 = 0.6$ 后缘锯齿螺旋桨，密度分别为 30 个锯齿每边缘、50 个锯齿每边缘、70 个锯齿每边缘。为方便起见，我们简记为 $n = 30$、$n = 50$、$n = 70$ 三组。为达到密布，$n = 30$ 组齿节最大，$n = 50$ 居中，$n = 70$ 锯齿齿节最小。

我们建立模型预测实验结果：后缘长度为定值 L_e，则三组齿距和齿高可写为：

$$s_n = \frac{L_e}{n}, \qquad h_n = s_n \tan\theta = \frac{L_e \tan\theta}{n}. \tag{5.3}$$

因此，密度 n 越大，齿距 s_n 越小，齿高 h_n 也越小。

这里需要先建立一个更合理的物理模型。后缘锯齿并不直接改变主流雷诺数，而是改变尾缘涡量分布和涡的展向相干性。螺旋桨局部相对速度为：

$$W_r = \sqrt{V_\infty^2 + (\Omega r)^2}, \tag{5.4}$$

局部雷诺数为：

$$Re_r = \frac{\rho W_r c_r}{\mu}, \tag{5.5}$$

其中 V_∞ 为来流速度，Ω 为转速，r 为当地半径，c_r 为当地弦长。转速升高时，W_r 增大，Re_r 也增大。后缘锯齿的作用，是把原本展向相干的大尺度尾缘涡分割为小尺度涡，从而改变尾缘噪声的辐射效率。定义尾缘涡展向相关长度：

2026 S. T. Yau High School Science Award
仅用于2026丘成桐中学科学奖公示

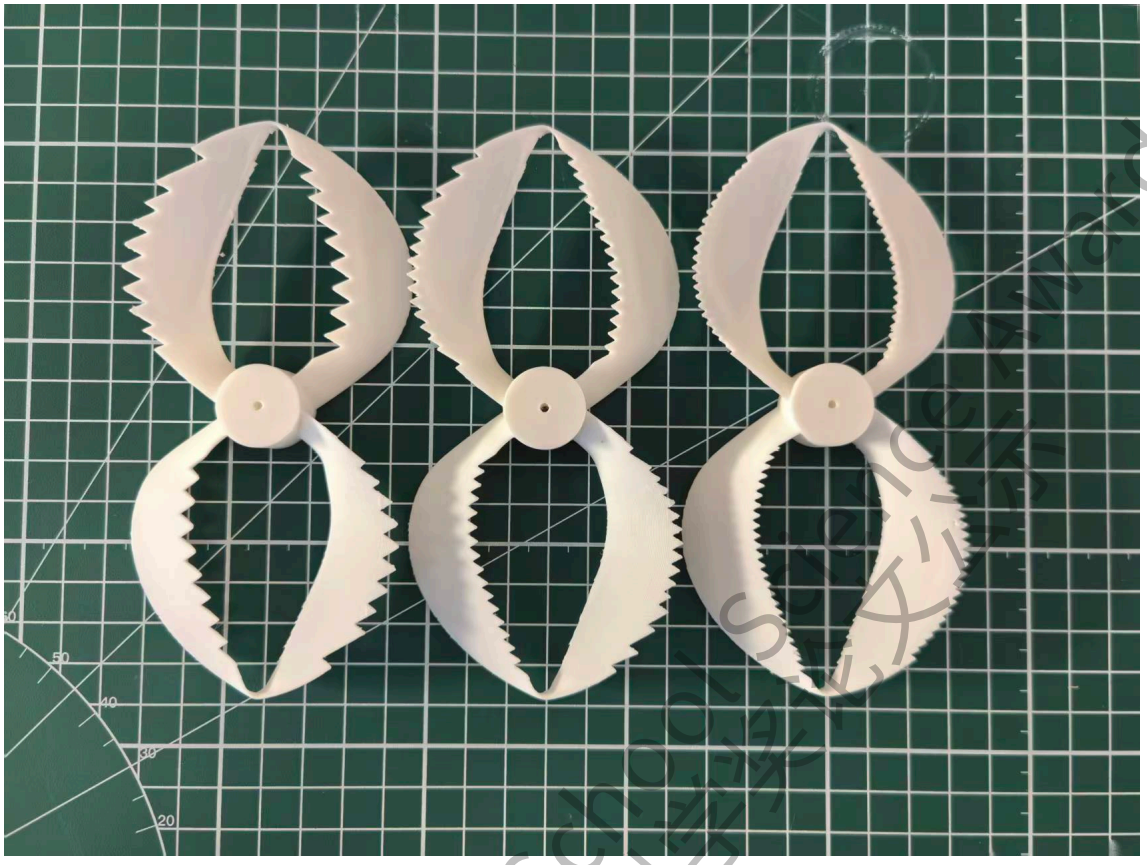


图 5.4　三种不同锯齿密度的环翼桨

$$L_c \sim \min(s_n, \delta), \tag{5.6}$$

其中 δ 为当地边界层厚度。尾缘涡脱落频率可近似写为：

$$f_s = St\,\frac{W_r}{s_n}, \tag{5.7}$$

其中 St 为斯特劳哈尔数。尾缘宽频噪声近似满足：

$$P_{TE} \propto \frac{\rho W_r^6 L_c}{c^3}, \tag{5.8}$$

其中 c 为声速。当 $s_n < \delta$ 时，$L_c \sim s_n = L_e/n$，故尾缘宽频噪声随密度增加而下降，近似有：

2026 S.-T. Yau High School Science Award
仅用于2026丘成桐中学科学奖论文公示

$$P_{TE} \propto \frac{\rho W_r^6 L_e}{n c^3}. \tag{5.9}$$

但锯齿自身也会产生附加涡脱落噪声。密度越大，齿数越多，附加涡脱落源也越多。若将其唯象写为：

$$P_{\text{serr}} \propto \rho W_r^4 n, \tag{5.10}$$

则总噪声可表示为：

$$SPL \sim 10 \log_{10} \left(\alpha \frac{W_r^6}{n} + \beta W_r^4 n \right), \tag{5.11}$$

其中 α, β 为与几何和声学常数有关的系数。对 n 求极值：

$$\frac{\partial}{\partial n} \left(\alpha \frac{W_r^6}{n} + \beta W_r^4 n \right) = 0, \tag{5.12}$$

可得最优密度：

$$n^* = W_r \sqrt{\frac{\alpha}{\beta}}. \tag{5.13}$$

可见，对于特定转速，锯齿过大和过小都会导致降噪效能下降。这说明：最优锯齿密度随局部速度升高而增大，换而言之，转速越高，锯齿大小应当越小。低速时 W_r 较小，n^* 较小，大齿距、大齿高更有利；高速时 W_r 较大，n^* 较大，小齿距、小齿高更有利。

据此，我们提出假设：$n = 30$ 大锯齿能在低速区表现更好，$n = 70$ 小锯齿可能在高速区表现更好，$n = 50$ 在两者的优势区间之间中的某个区域获得优势区间。但在实验探究的 $< 4000\,\text{RPM}$ 的转速区间，究竟哪组性能最佳，我们不得而知。根据对常见锯齿桨的外形观测，我们初步估计 $n = 50$ 规格在环翼翼型上也能获得优势。

经实验，我们得到了升力–噪声二相图，如图5.5所示。由于该三翼型的螺距和翼面积几乎一致，我们一阶近似认为锯齿不会显著影响整体气流偏转，各翼型每一转排风量基本一致，因此可认为升力相同时转速应基本接近。更严格地说，我们比

2026 S.-T. Yau High School Science Award
仅用于2026丘成桐中学科学奖论文公示

较的是相同升力水平下的噪声。我们针对转速小于 4000 RPM 区间进行性能测定，结果如图所示：

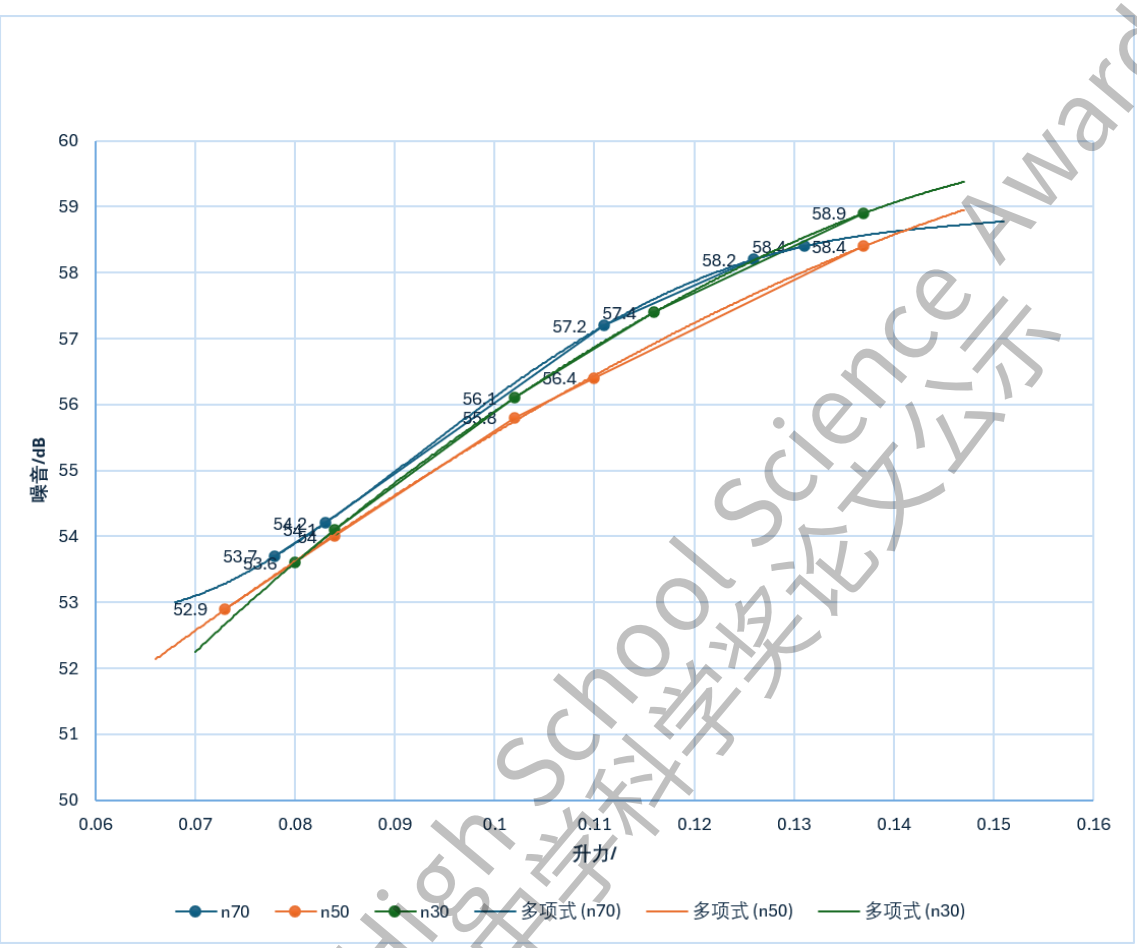


图 5.5　角度 tan30 翼型三种不同锯齿密度的噪音图-升力

结果显示，在目标转速与升力区间，$n = 50$ 组效能最高，其在相同升力水平下形成的噪声更小。整体上，噪声大致呈现 $n70 > n30 > n50$ 的状态。其变化趋势与上述模型一致。在高速区，$n70$ 组噪声增长率下降，穿过 $n30$ 的噪声–升力线；且通过五次多项式拟合的趋势曲线来看，锯齿最小的 $n70$ 噪声将会在高速区低于 $n50$ 组。相反，$n30$ 组在低速区曲线穿过 $n50$ 组，成为最低噪声组。

结果表明，大锯齿在低速区的工作效能更高，在更高的转速下小锯齿工作效能更高，结果支持了“最优密度随速度升高而增大”的定性模型。虽然高速区结论仍属于趋势外推，但该结果初步验证了我们的物理模型的正确性。同时遴选了当前工况的最佳构型为 n=50 翼型。

与此同时，我们经过验证的结论可以指导新的优化方向：或许后续我们可以将翼尖锯齿缩小，将翼根锯齿放大来获得特定转速下整个旋翼各个部分都达到最

2026 STEAM High School Science Award
仅用于2026年成都中学科学奖论文公示

佳工作状态来获得极低噪音水平。通过牺牲旋翼在宽谱转速下的适应能力，来求取较窄转速范围内的较高降噪效能。我们可以将该思路称之为转速专化改进，其具体实施方式是锯齿大小梯度歧化。

5.3 本章小结

本章通过锯齿角度仿真和锯齿密度实验，得到以下结论：

1. 锯齿半夹角 tanA=0.6 时性能最佳，锯齿过小降噪能力不足，过大则附加噪声与阻力上升，甚至出现升力和噪声同时下降的性能退化现象。
2. 锯齿密度 n=50 在目标转速与升力区间内效能最高，噪声大致呈现 n70 > n30 > n50 的趋势。
3. 研究支持“高速密齿、低速疏齿”的规律，即转速越高，锯齿应越小、越密；转速越低，锯齿应越大、越疏。
4. 后续可进一步开展锯齿梯度化设计，将翼尖锯齿缩小、翼根锯齿放大，使旋翼各部位都达到最佳工作状态。

本章遴选出的最佳锯齿参数 tanA=0.6、n=50，将作为第六章仿生形态组合实验的基础。

2026 S.-T. Yau High School Science Award
仅用于2026丘成桐中学科学奖论文公示

第 6 章　仿生形态组合实验与综合分析

锯齿的角度和密度遴选得到了最佳组。但锯齿可以摆放于前端和后端。甚至可以摆放于前后双侧。我们认为前缘锯齿可以制造湍流提高效能。后缘锯齿有助于破碎尾涡。我们无法知晓哪种带来的收益更大。将两者一起使用是会互相干扰损失性能能还是可以一同工作进一步降低噪音。为此我们开展了仿生形态实验，探究前齿、后齿、双齿以及扰流板对环翼螺旋桨降噪性能的影响，并在此基础上给出综合降噪效果。

6.1　前齿、后齿、双齿对比

锯齿的角度和密度遴选得到了最佳组，但锯齿可以摆放于前端和后端，甚至可以摆放于前后双侧。我们认为前缘锯齿可以制造湍流提高效能，后缘锯齿有助于破碎尾涡。我们无法知晓哪种带来的收益更大，将两者一起使用是会互相干扰损失性能，还是可以一同工作进一步降低噪声。为此我们开展了仿生态实验。

首先，我们用 tanA5=0.6、n=50 的锯齿规格，分别置于翼面前缘、后缘，以及前后两侧，制作了三种仿生态形态的锯齿环翼。其实物如图6.1所示。

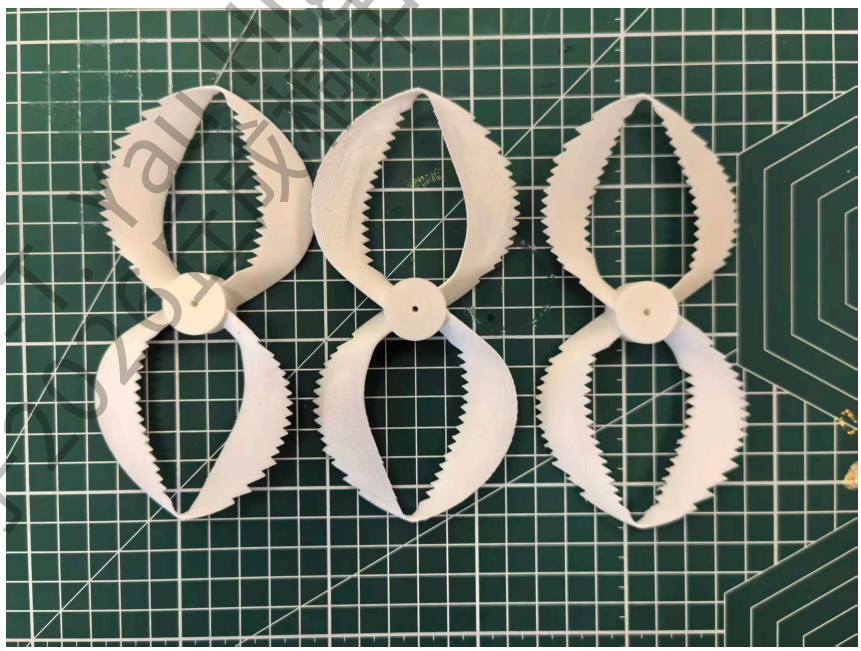


图 6.1　三种仿生形态的锯齿环翼

从实验结果表6.1及图6.2、图6.3可以看出：

2026 S. Brainish School Science Award
仅用于2026年校园科学奖公文公示

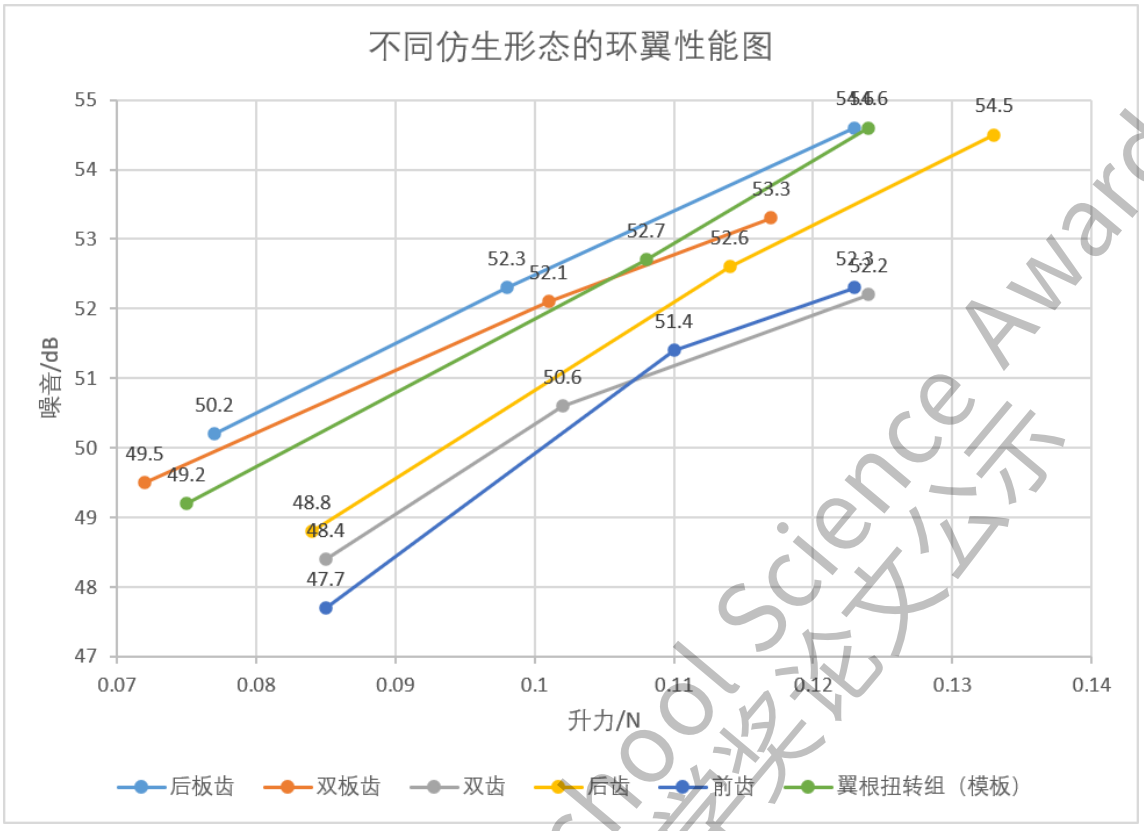


图 6.2　声压级噪声性能

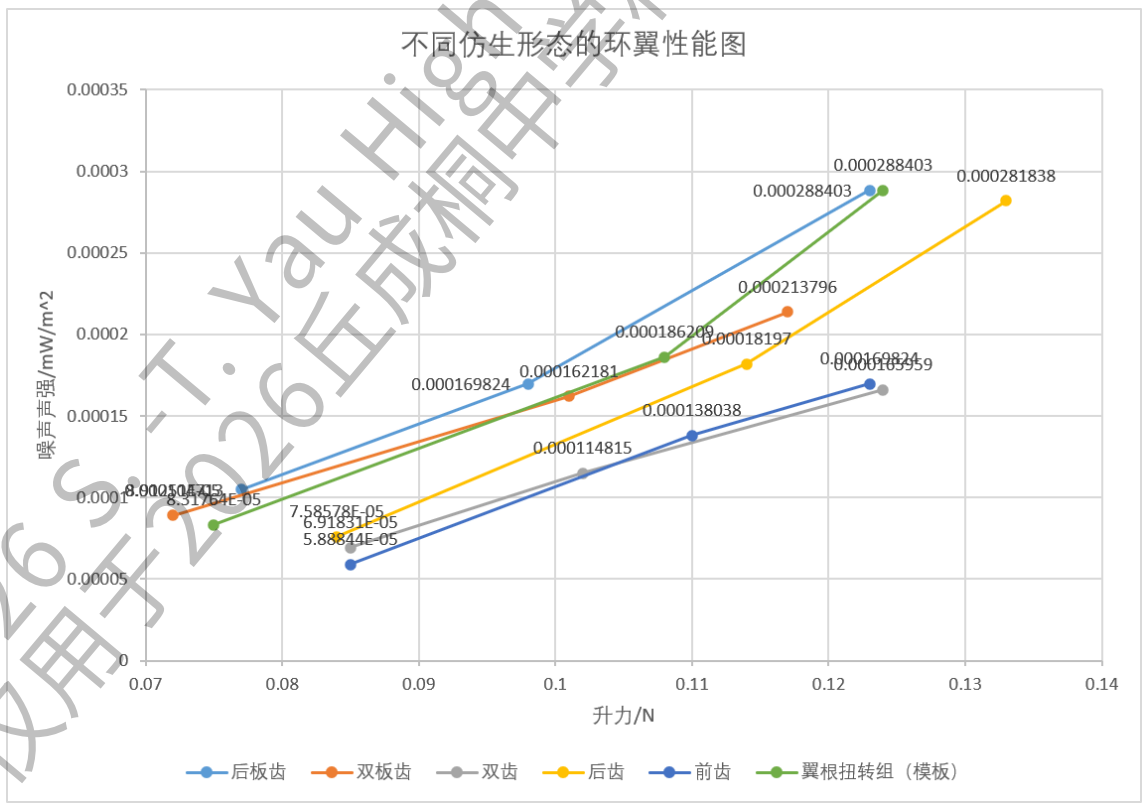


图 6.3　声强噪声性能

2026 S.T. Yau High School Science Award
仅用于2026丘成桐中学科学奖论文公示

表 6.1　不同组合下的升力和噪音

分类	升力 (g)	噪音 (dB)
后板齿	7.7	50.2
后板齿	10	52.3
后板齿	12.3	54.6
双板齿	7.2	49.5
双板齿	8.1	52.1
双板齿	10.8	53
双齿	8.5	48.4
双齿	10.2	50.6
双齿	12.4	52.2
后齿	8.4	48.8
后齿	11.4	52.6
后齿	13.3	54.5
前齿	8.5	47.7
前齿	9.6	48.8
前齿	11	51.4
前齿	12.3	52.3

1. 后齿性能最低。不论是否添加扰流板，后齿都比双齿性能低。这说明仅在后缘布置锯齿，虽然可以破碎尾缘涡，但对整体降噪的贡献有限，甚至可能因为附加齿噪声而抵消部分收益。
2. 前齿在低速区表现更佳。前缘锯齿可以起到涡流发生器的作用，延迟气流分离，在低速区降噪效果较好。
3. 双齿在高速区表现更佳。前后缘同时布置锯齿，可以同时控制前缘分离和后缘涡脱落，在高速区降噪优势更明显。

因此，前齿和双齿各有优势区间：低速时前齿更优，高速时双齿更优。这一结果与第二章仿生降噪理论中“前缘控制分离、后缘破碎尾缘涡”的组合原则一致。

6.2　扰流板影响

参考静音鸮翅膀表面的沟槽结构和羽毛的梳状分布，我们在翼面增加扰流板，实验性地探究其效果，以指导下一期扰流板优化的开展。两种仿生形态的锯齿环翼加扰流板实物如图6.4所示。

实验结果表明：目前没有经过优化的扰流板只会降低性能。不论是在前齿、后齿还是双齿结构上添加扰流板，噪声水平均高于未添加扰流板的对应构型。我们推测，这是因为当前扰流板的高度、间距和位置尚未经过系统优化，扰流板虽然可以抑制展向流动、削弱翼尖涡，但同时也增加了湿面积和摩擦阻力，甚至可能干扰

2026 S-T Youth School Science Award 仅用于2026丘成桐中学科学奖论文公示

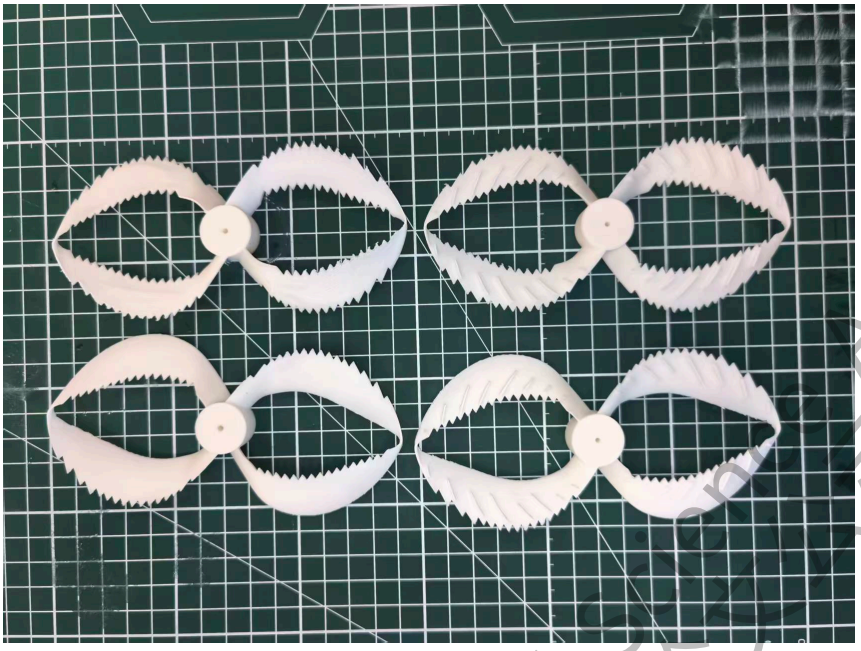


图 6.4　两种仿生形态的锯齿环翼加扰流板

主流，导致附加噪声上升。

因此，扰流板并非“加上就降噪”，其高度宜取当地边界层厚度量级，间距宜取 5δ～10δ，以“导流、破涡”为主，而非完全阻断气流。后续需要针对扰流板开展专门的参数优化。

6.3　综合降噪效果

将第三章翼根扭转环翼、第五章锯齿角度与密度优化、第六章仿生形态组合实验的结果综合起来，可以得到本研究的最佳构型及其降噪效果。

在基准环翼结构改进实验中，翼根扭转环翼可以降低约 2% 的声压级噪声、约 30% 的声强，综合推力与噪声表现较优，被选为后续仿生改进的基础翼型。

在锯齿角度与密度优化中，锯齿半夹角 tanA=0.6、锯齿密度 n=50 为当前工况下的最佳参数。锯齿过小降噪能力不足，锯齿过大则附加噪声与阻力上升；密度过大或过小都会导致降噪效能下降，满足“高速密齿、低速疏齿”的规律。

在仿生形态组合实验中，双齿结构可在翼根扭转组基础上降低约 5% 的声压级噪声。升力相等条件下，环翼优化与仿生优化相结合最高可降低约 7% 的声压级噪声。

综合来看，本研究的最佳构型为：翼根扭转环翼 + tanA=0.6 + n=50 + 双齿结构。该构型在保持升力水平的同时，实现了较为明显的降噪效果，验证了翼根扭转

2026 CTYU High School Science Award
仅用于2026年度全国中学科学奖论文展示

与多种仿生特征的协同降噪效果。

6.4 本章小结

本章通过仿生形态组合实验，得到以下结论：

1. 前齿在低速区表现更佳，双齿在高速区表现更佳，后齿性能最低。
2. 双齿结构可在翼根扭转组基础上降低约 5% 的声压级噪声。
3. 升力相等条件下，环翼优化与仿生优化相结合最高可降低约 7% 的声压级噪声。
4. 未经优化的扰流板会降低性能，说明扰流板设计仍需进一步改进。
5. 本研究的最佳构型为：翼根扭转环翼 + tanA=0.6 + n=50 + 双齿结构。

本章实验结果与第二章仿生降噪理论、第三章基准环翼实验、第五章锯齿优化结果相互印证，为第七章结论与展望提供了完整的实验依据。

2026 S.-T. Yau High School Science Award
仅用于2026丘成桐中学科学奖公示

第 7 章　结论

7.1　结论

针对传统环翼螺旋桨在降噪与效率难以兼顾的技术瓶颈，本研究通过环翼结构改进与仿生学特征优化相结合的方法，开展了多组对照实验与数值仿真验证，得到以下主要结论：

1. **翼根扭转环翼具有明显降噪效果**。在基准环翼结构改进实验中，翼根扭转环翼可以降低约 2% 的声压级噪声，综合推力与噪声表现较优，被选为后续仿生改进的基础翼型。
2. **锯齿角度存在最佳值**。通过六组不同锯齿夹角的仿真对比，发现锯齿半夹角 tanA=0.6 时性能最佳。锯齿过小降噪能力不足，锯齿过大则附加噪声与阻力上升，甚至出现升力和噪声同时下降的性能退化现象。
3. **锯齿密度存在最优区间**。在目标转速与升力区间内，锯齿密度 n=50 组效能最高，噪声大致呈现 n70 > n30 > n50 的趋势。研究支持“高速密齿、低速疏齿”的规律，即转速越高，锯齿应越小、越密；转速越低，锯齿应越大、越疏。
4. **仿生形态组合方式影响最终性能**。在仿生形态实验中，前缘锯齿在低速区表现更佳，双齿结构在高速区表现更佳。双齿结构可在翼根扭转组基础上降低约 5% 的声压级噪声；升力相等条件下，环翼优化与仿生优化相结合最高可降低约 7% 的声压级噪声。
5. **数值仿真与实验相互验证**。本研究采用 CFD 方法，基于 SST k-ω 湍流模型和 LES 大涡模拟，结合 FW-H 声学模型，对环翼螺旋桨的流场与声场进行了数值模拟。仿真结果与实验趋势基本一致，验证了仿生降噪机理的合理性。

综上所述，本研究验证了翼根扭转与多种仿生特征的协同降噪效果，说明仿生环翼螺旋桨可以在保持升力水平的同时有效降低噪声，为低噪声微型航空推进器设计提供了实验依据与理论参考。

7.2　展望

本研究仍存在一些不足和可进一步探索的方向：

1. 锯齿梯度化设计。目前锯齿的角度和密度在全翼面是均匀分布的，但螺旋桨

2026 ST Yinzhi School Science Award
仅用于2026年度银河科学奖论文公示

翼根和翼尖的线速度不同，最优锯齿尺寸也应不同。后续可将翼尖锯齿缩小、翼根锯齿放大，使旋翼各部位都达到最佳工作状态，即“转速专化改进”，以牺牲宽转速范围的适应性来换取特定转速下更低的噪声。

2. 扰流板优化。本研究中未经优化的扰流板只会降低性能，说明扰流板的高度、间距和位置仍需系统优化。后续可参考边界层厚度确定扰流板尺寸，以“导流、破涡”为主，避免过度阻断气流带来额外阻力。
3. 噪声网格无关性验证。受算力限制，本研究仅对升力进行了网格无关性验证，未对噪声结果开展网格无关性验证。后续可在算力允许的条件下补充噪声网格无关性验证，以进一步提高仿真结果的可靠性。
4. 更宽转速范围的验证。本研究的实验与仿真主要集中在 4000 RPM 以下的转速区间，高速区结论仍属于趋势外推。后续可拓展转速范围，验证“高速密齿、低速疏齿”规律的普适性，并探索前后缘锯齿组合方式在不同工况下的最优配置。

2026 S.-T. Yau High School Science Award
仅用于2026丘成桐中学科学奖论文公示

参考文献

[1] MIT Lincoln Laboratory. Toroidal propeller[Z]. 2022.

[2] Toroidal Propeller Research Team. Toroidal propeller[Z]. 2023.

[3] 关于新型环形螺旋桨的性能和噪声评价 - 知乎[EB/OL]. [2026-09-05].

[4] 吴继, 王庆春, Deasy H, 等. 环面螺旋桨参数对效率和推力影响的研究[J/OL]. Energies, 2024, 17(23): 5938. DOI: 10.3390/en17235938.

[5] Ion G, Simion I. Performance of 3d printed conventional and toroidal propeller for small multirotor drones[J]. Journal of Industrial Design and Engineering Graphics, 2023, 27(1): 28-32.

[6] 廖庚华. 长耳鸮翅膀气动与声学特性及其仿生应用研究[D]. 吉林大学, 2013.

[7] 陈坤. 三种鸮形态学、飞行运动学特征规律及其仿生研究[D]. 吉林大学, 2012.

[8] 杜天宇. 基于仿生流动控制的无人机螺旋桨降噪研究[D]. 吉林大学, 2022.

[9] 卫玉梁. 基于猫头鹰羽毛特征的无人机旋翼仿生降噪研究[D]. 中国科学技术大学, 2022.

[10] 王兵. 小型无人机旋翼的仿生降噪[D]. 中国科学技术大学, 2018.

[11] 兰天. 小型旋翼无人机仿生降噪研究[D]. 国防科技大学研究生院, 2020.

[12] 闫清东, 王东升, 高普, 等. 无人机系列化旋翼气动噪声特性对比研究[J/OL]. 北京理工大学学报自然版, 2023, 44(5): 468. DOI: 10.15918/j.tbit1001-0645.2023.126.

[13] 胡海涛. 低噪声无人机螺旋桨前缘锯齿设计与分析[D]. 哈尔滨工业大学, 2020.

[14] 乔渭阳, 仝帆, 陈伟杰, 等. 仿生学气动噪声控制研究的历史、现状和进展[J]. 空气动力学学报, 2018, 36(1): 98-124.

[15] 谭竞男, 王存岩, 汪龙腾, 等. 仿鸟翼结构叶片的降噪研究进展[J]. 风机技术, 2022(06).

[16] 研究人员通过研究揭开猫头鹰能够无声飞行的气声机制[EB/OL]. [2026-09-05].

[17] Sanderse B, Pijl S P, Koren B. Review of computational fluid dynamics for wind turbine wake aerodynamics[J]. Wind Energy, 2011, 14(7): 799-819.

[18] 于晓晴. 基于 CFD 与机器学习的翼型气动特性预测研究[D/OL]. 兰州理工大学, 2025. DOI: 10.27206/d.cnki.ggsgu.2025.001228.

[19] Menter F R. Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications[J]. AIAA Journal, 1994, 32(8): 1598-1605.

[20] Menter F R, Kuntz M, Langtry R. Ten years of industrial experience with the sst turbulence model[C]//Turbulence, Heat and Mass Transfer 4. 2003: 625-632.

2026 S-T Yau High School Science Award 仅用于2026年成绩申请科学奖论文公示

[21] 郑文军, 沈壮志, 王英瑞. 基于 FLUENT 的空化噪音模拟[C]//2017 中国西部声学学术交流会论文集. 《声学技术》编辑部, 2017: 29-32.

[22] 付翔飞. 淮南地区某高校宿舍室内物理环境研究[D/OL]. 安徽理工大学, 2024. DOI: 10.26918/d.cnki.ghngc.2024.001023.

2026 S.-T. Yau High School Science Award
仅用于2026丘成桐中学科学奖论文公示

致　　谢

我（徐北宇）和魏鑫成是清华附中波音牛顿飞行学院的学生，两年的学习与探索，为我们推开了科研世界的大门。

从踏进波音牛顿飞行学院开始，老师就鼓励我们动手做项目。我在 B 站刷视频时，看到了用电子天平测螺旋桨升力的做法，觉得很好玩，便想自己也做一个。我组建了一支团队研究静音桨，而彼时魏鑫成正在研究斜翼机，主要用 CFD 仿真。我的静音桨研究做得有模有样，魏鑫成的 CFD 仿真技术也日益精进。

我带着静音桨项目参加了清华大学挑战杯、宋庆龄少年儿童发明展的展示，得到了很多专家的点评。他们鼓励我在这个课题上继续精进，给了我很多中肯的建议，希望我做进一步的研究，可以借助 CFD 仿真。这也促成了后来魏鑫成的加入，最终完成了这个课题。

首先，我们要感谢波音牛顿飞行学院居重艳老师的指导。她教会了我们做科研的基本思路，让我们慢慢学会发现问题、设计实验、整理分析结果；她也教会了我们流体力学的计算、CFD 模拟这些核心知识，这些积累是这次课题研究的重要基础。在本篇论文的形成过程中，她全程跟进，从实验到仿真，再到论文写作，都给予了很多指导。

我们也要感谢焦亦锴，感谢他在 3D 建模方面给予的帮助。如果当时没有他的帮助，恐怕这个项目不会诞生，我也没有办法凭借建模技能走这么远。

我们还要感谢曾经为这个项目做出过贡献的同学们。不少同学满怀热情加入我们的项目组，但随着时间推移和学业压力增大，有不少伙伴频繁请假并逐渐淡出。我们特在此感谢所有为了这个项目一起欢笑、一起踌躇的同学们，不论贡献多少，他们是：何念熹、沈士清、赵天一、周士郡及程贺同学。

还有，我们也要感谢学校为我们新添置的一台电脑。为了计算我们这形状奇异的螺旋桨流场，这台电脑连续 2 个月几乎没有过休息。CPU 一共 20 个核心，有 18 个核心是昼夜不停地在计算。同时因为我们选择了更密的网格，总数约 620 万，导致电脑的内存虽然有 64G，但计算时还是会耗掉 58G 左右。虽然这台电脑不是一台超算，但我们的研究的确离不开这台电脑的贡献。

最后，衷心感谢各位助力本项研究工作走得更远的专家学者，虽然我们并不

2026 S.T. Yau High School Science Award
仅用于2026年丘成桐中学科学奖公示

知道你们的姓名!

作者介绍:

徐北宇，男，清华大学附属中学本部高中三年级学生。曾获得丘成桐中学科学奖全国二等奖（2025 年），第二十届宋庆龄少年儿童发明奖银奖（2025 年）、第二十一届宋庆龄少年儿童发明奖铜奖（2026 年）。

魏鑫成，男，清华大学附属中学上地学校高中三年级学生。曾获海淀区科技创新大赛二等奖。

项目分工:

徐北宇负责初期的项目选题、文献调研、3D 建模和打印以及实验部分；魏鑫成负责后期的 CFD 仿真部分。论文部分也按照此分工合作完成。

AI 使用情况:

2026 年 7 月，使用了 DeepSeek 专家模式，用于 Fluent 计算的后处理，分析声压级大小。因 Fluent 自带的 FFT 输出的声压级和采用.ard 文件计算的声压级不相同，所以询问 DeepSeek 以解答这个不相同的差异来源。

2026 年 7 月，使用了夸克浏览器的 Qwen3.7，用于回答计算螺旋桨噪音时应使用 SST k-ω 模型还是 LES。

2026 年 8 月，使用了 DeepSeek 专家模式，用于解答 Fluent 求解器密度基和压力基的区别。因为网上不同教学视频中采用了不同的求解器。我希望知道计算螺旋桨适用哪种求解器。

2026 年 9 月，使用了 Kimi 快速模式，用于搜索应该向论文中添加哪些公式以说明 CFD。

2026 S.-T. Yau High School Science Award
仅用于2026丘成桐中学科学奖论文公示