

一种仿生学减阻螺旋桨设计

组长: 李嵩瑞

组员: 刘恬、葛新瑞、田甜、陈紫京、李源、梁志鹏、刘晓伟

学院: 动力与能源学院

专业: 飞行器动力工程

摘 要

本研究采取仿生学原理，基于座头鲸的鳍状肢设计具有凹凸前缘的减阻螺旋桨。分为 CFD 仿真三种直翼型、螺旋桨设计、螺旋桨强度设计、螺旋桨建模。螺旋桨 3D 打印四步进行从基础直翼型的设计与选型到三维螺旋桨的设计和研究。并最终进行了简单的实验验证。得出正弦前缘有较好减阻性能和仿生螺旋桨有较高效率的结论。

关键词：仿生螺旋桨 凹凸前缘 CFD

Abstract

In this study, the drag reduction propeller with serrated leading edge is designed based on the bionics principle-the fin of humpback whale. It is divided into 4 steps, CFD simulation of three kinds of straight airfoil, propeller design, propeller strength design, propeller modeling, propeller 3D printing, from the design and selection of the foundation straight airfoil to the design and research of the three-dimensional propeller. In the last step, a simple experimental verification was carried out. Finally, a conclusion is drawn that the standard-sin leading edge airfoil shows a better characteristic line and the bionics propeller possesses a higher proficiency.

Key words: Bionic propeller; Serrated trailing edge; CFD simulation.

目录

第 1 章 绪论

- 1.1 课题研究背景及意义
- 1.2 国内外对前缘凹凸结构的研究现状
 - 1.2.1 问题起源
 - 1.2.2 减阻方面的研究
 - 1.2.3 降噪方面的研究
- 1.3 本文主要研究内容

第 2 章 直翼型的 CFD 仿真模拟

- 2.1 直翼型的建模
- 2.2 网格
- 2.3 边界条件
- 2.4 计算结果
- 2.5 计算结果分析
- 2.6 本章小结

第 3 章 螺旋桨设计

- 3.1 螺旋桨设计思路
- 3.2 螺旋桨设计数据
- 3.3 螺旋桨建模方法

第 4 章 螺旋桨强度分析

- 4.1 螺旋桨强度分析方法
- 4.2 螺旋桨强度分析结果

第 5 章 螺旋桨制造与实验

- 5.1 螺旋桨制造
- 5.2 螺旋桨实验
 - 5.2.1 实验方案
 - 5.2.2 桨实验结果

结论

参考文献

第一章 绪论

1.1 课题研究背景及意义

螺旋桨的发展和飞机的发展史息息相关，在相当的一段时间里，活塞式螺旋桨发动机一直是飞机发动机的主要形式，即使在涡喷发动机出现以后，涡轮螺旋桨发动机以其独有的低油耗、经济型好的特点一直被使用。而近些年无人机得到的大力发展更是催生了进一步的螺旋桨研究。由于工况不同，人们设计出多种特种螺旋桨，如对转螺旋桨、可调螺距螺旋桨、串列螺旋桨等。

飞机螺旋桨的工作环境位于机头后流场之中，前机身流场的干扰导致螺旋桨的工作流场十分复杂。为了保证螺旋桨在不同工况下都能拥有较高的推进效率，人们进行了多种多样的探索，在螺旋桨的流动控制设计上进行了无数次尝试。而桨叶形状可以通过仿生方法模拟相关生物外形进行优化。鸟类和海洋生物经历了几百年甚至几亿年的进化，它们的外形结构以及运动方式极为适应环境。伴随着残酷的自然选择，它们已经进化出了高效的水动力或气动机构及微型表面结构，这些外形体现出较低的压差阻力和摩擦阻力，并且鸟类和鱼类的生活环境及工作状况极为复杂，运动形式多样，它们可以良好的适应各种复杂来流及自身的自由运动。很多年前学者们就开始了仿生研究，并解析它们的气动性能，尝试着提出许多仿生推进器的创新方案。

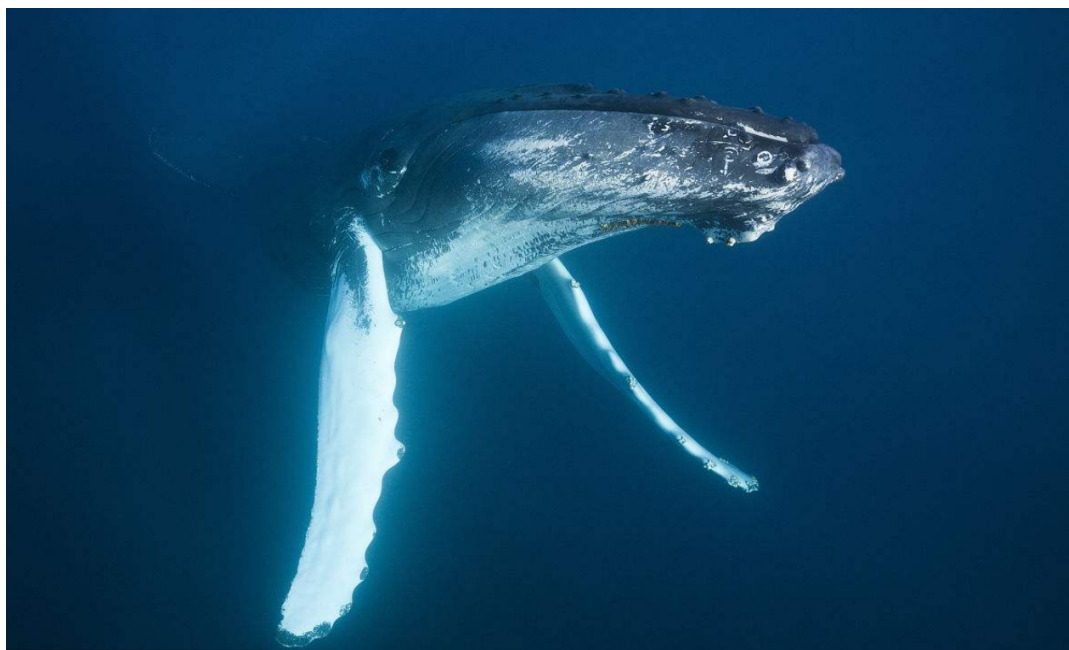


图 1：座头鲸鳍状肢

与此同时，仿座头鲸的锯齿形前缘研究成为了当前的热点问题。座头鲸通过其独特的带有凹凸结节的鳍状肢获得了令人惊叹的回转动力和水动力性能。人们发现，具有锯齿形前缘的翼型有良好的升阻比性能，也可以起到降低气动噪声的作用，这和螺旋桨的性能要求不谋而合。本文着眼这些研究结果来探讨能否将这项技术应用到小型无人机的螺旋桨中。

1.2 国内外对前缘凹凸结构的研究现状

1.2.1 问题起源

很多生物学家对座头鲸的运动习性产生了兴趣，其中它们的捕食行为尤其奇怪：座头鲸追逐猎物并即将靠近时，会猛然间拉远与猎物的距离，而后迅速反身回游出一个“U”形急转弯吞下猎物，而这个回转弯的回转半径仅是它自身长度的1~2倍；而且座头鲸可以在复杂水域做高速的上浮回转运动，通过头顶气孔圈住鱼群，随后进行捕食，这都体现了座头鲸这种庞然大物的灵巧身姿；但是同样的水中航行器，船舶往往需要船长十倍以上的回转半径才能完成流畅回转，而机动性能特别好的战斗机回转半径也是机体长20倍左右。座头鲸这种庞大的水中生物竟然体现出如此令人惊讶的高敏捷性，转弯性能如此之高，令科学家们咂舌，他们分析它的这种特性来源于它带有凹凸结节的鳍状肢，这个鳍状肢的升力为它提供了如此之高的回转动力。因此，针对于模拟座头鲸鳍状肢的仿生学叶片凹凸前缘减阻降噪技术成为近期研究的热点。

近些年国内外对凹凸结节形前缘的研究主要分为两大方向：减阻方面和降噪方面。

1.2.2 减阻方面的研究

凹凸结节形前缘减阻方面是最初研究的问题，也是现今研究的主流。

1.2.2.1 国外研究

1980年E.Fish首次由座头鲸的雕像发现了其鳍状前肢上均匀布置着凹凸结节，接着E.Fish组建研究团队对此现象进行了长达20年的研究，在研究中E.Fish和同事们发现鳍状前肢与光滑的前肢相比具有更优越的性能。2004年，D.S Miklosovic和E.Fish等在原有研究的基础上制作了2个座头鲸鳍状前肢模型，在Frank Fish实验室对座头鲸鳍状肢和普通鳍状肢进行风洞试验，通过实验结果分析得出，当外界其他条件都相同的情况下，具有凹凸结节的鳍状肢可以使其升

力提高 8%，阻力减少 32%，失速角比标准的鳍状肢提高 40%。2007 年，Miklosovic 和 Murray 在 NACA 翼型上布置凹凸结节，并将其设置为正弦曲线，通过实验证明正弦曲线形状的凹凸导缘失速角比较缓和，可以使升力提高、阻力降低。2008 年哈佛大学 Van Nierop 和 Ernst A 将凹凸导缘上的结节振幅增大，实验结果发现：升力曲线变得更加平缓。夏威夷大学的 Pedro 等人在此基础上运用数值模拟方法验证了凹凸结节可以有效延缓失速的问题，并验证了数值模拟方法在研究凹凸结节提高翼型动力性能方面的可行性，为凹凸导缘减阻技术提供了一个强有力的基础。2010 年 Weber 等人开始对凹凸导缘减阻技术应用在船用舵上的水动力性能进行研究。与机翼问题不同的是，它不仅需要考虑凹凸结节减阻，还要考虑到舵设备所特有的空泡现象。通过多次试验，研究人员发现在雷诺数较小的情况下，展弦比小的船用舵在使用凹凸导缘之后空泡现象开始得更早一些，发生位置得到了改善，也就证明了低雷诺数的情况下凹凸导缘对舵的水动力性能有较大的影响。2010 年加拿大科学家研制出水下机器人 AQUA，采用仿生学原理将机翼做成凹凸导缘形状进行推进，有效地提高了其操纵性，具有广泛的应用前景。美国麻省理工学院的研究人员也利用凹凸导缘的原理研发了一种新型水下机器人，它可以灵活、迅速地完成任务，并且能有效地完成科考任务。

1.2.2.2 国内研究

2009 年，吉林大学的李伟杰^[1]等将凹凸导缘减阻技术投入到 NACA 三维机翼的研究中，通过数值模拟技术，模拟了原始 NACA63 - 210 三维机翼的升力、阻力等，并将结果与模型试验结果对比分析得到两组数据基本相同，验证了数值模拟技术的有效性，经数值模拟结果得出凹凸导缘减阻技术可以有效地改善机翼的气动力性能。2011 年，北京大学的张瑞奎^[2]等将凹凸导缘减阻技术引入到了风轮机叶片研究中。在研究过程中，张瑞奎等将风轮机的叶片导缘设置为正弦曲线形状，通过数值模拟技术研究人员发现，使用凹凸导缘的风轮机叶片较原始叶片相比，在高风速的情况下扭矩得到了有效地提高。2014 年马群毅^[4]等人着眼于前缘结节状的内流叶片，对 Aachen 透平的静叶栅进行了结节造型，并对其在不同攻角情况下的流动特性进行数值模拟，分析了结节造型内流叶片抑制大负攻角时流动分离的机理。结果表明：在大负攻角工况下，结节叶片可将均匀来流

沿展向分割成几部分，每部分气流由两个旋向相反的小涡组成，并沿流向逐渐融合，避免了常规叶片在压力面侧沿整个展向大涡的形成与发展，降低了流动损失，提高了流动效率。基于上面论文，2016 年 3 月，上海交通大学郑覃^[3]，朱铭敏^[5]，等人申请了“基于座头鲸鳍状肢的压气机仿生学静叶及其实现方法”的专利。该仿生学静叶包括依次积叠的三个叶型，其中：三个叶型的中弧线长为等差数列；第一叶型和第三叶型的前缘部分的形状为周期变化的波浪型曲线，所述的等差数列的差值为该波浪形曲线的波幅。本发明利用局部几何修改造型技术，在静叶前缘应用有降低阻力的一定波幅和波长的波浪型曲线，控制静叶吸力面的流动分离，从而提高叶片气动性能。

1.2.2.3 总结

综上，国外学者对凹凸前缘进行了开创性的研究，并且经过大量实验和理论研究，国外对于凹凸导缘减阻技术已经开始投入使用。而国内对于凹凸导缘减阻问题的研究相对于国外起步比较晚而且发展速度也比较缓慢，到目前为止在实际工程中还没有得到使用。而且基本上都停留在研究阶段，一般主要以模型试验和计算机仿真为主要研究手段，通过对比分析得出凹凸导缘可以有效减小阻力的实验结果。

通过以上研究和应用我们也不难看出，这种仿生减阻技术可以有效地改善原有设备的操纵性能；不仅是飞机螺旋桨领域，此技术具有广泛的应用前景，值得我们去研究和探讨并应用到各种工程实践中。

1.2.3 降噪方面的研究

1.2.3.1 国外研究

1971 年 NASA 的 AS Hersh 和 RE Hayden^[6]比较了有前缘锯齿和没有前缘锯齿的升力面的气动声辐射（aerodynamic sound radiation）性能。1973 年 SB Kazin, JE Paas^[7]等人对一个应用锯齿前缘转子的 1.5 压比低叶尖速度涵道风扇进行了噪声测试，他们声称在起飞推力下，前缘噪声有效降低（3-4 PNdb），但后缘边线在进场推力和起飞推力时最大噪声有了较大提升（2PNdb）。

1.2.3.2 国内研究

2016 年，西北工业大学乔渭阳教授^[8]进行了前缘锯齿对边界层不稳定噪声的影响研究。研究了低雷诺数到中等雷诺数不同攻角状态下 9 种前缘锯齿结构对叶片层流边界层不稳定噪声的影响。并且提出了可能的理论解释。

1.2.3.3 总结

国外对锯齿前缘对噪音的影响早于须鲸鳍状肢作用的发现。但是在 NASA 研究院做完一些研究后国外研究终止，而在对鳍状肢的仿生学研究中，国外也只注重于减阻方面，在降噪方面并没有涉及。国内虽然在 2016 年以前没有很充分的研究，但乔教授的研究使得国内在鳍状肢降噪方向非常出彩。但是，对于凹凸前缘降噪的问题还不是非常充分，也没有应用实例。

1.3 本文主要研究内容

本研究通过 CFD 手段首先对以往结论进行验证，再根据此理论设计出凹凸前缘的螺旋桨。

第二章 直翼型的 CFD 仿真模拟

2.1 直翼型的建模

选用标准翼型。导入标准翼型曲线，导入前缘正弦曲线数据，扫描

标准正弦的曲线 $z=0.5*9.3133*\sin(0.3373*y)$

不标准的 $y=0-18.5 \quad 28-74.5 \quad z=0.5*9.3133*\sin(0.3373*y)$

$y=18.5-28 \quad 74.5-84 \quad z=9.3133*\sin(0.3373*y)$

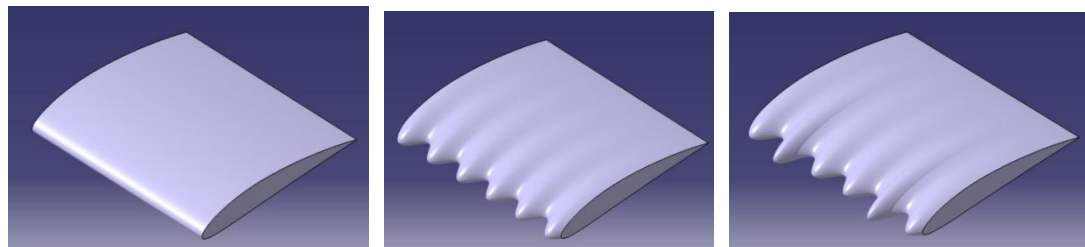


图 2：直翼型的建模

2.2 网格

gambit 结构化网格

本文中三维机翼的划分采用结构化网格，网格数量超过百万，满足计算精度要求。下图所示为标准三维机翼的网格划分，网格节点布置在展长方向加密，特别是翼型截面小的地方，保证网格光顺过渡。不同参数的正弦前缘网格划分

与标准三维机翼的相同，均采用局部加密的方法，特别是正弦曲线波波峰波谷处，结构化网格节点布置应贴合曲线。

将流域分为大域和小域，三维机翼位于小域里面。。这种划分模式既满足三维机翼周围的网格加密条件，又降低网格数量并节约计算成本。

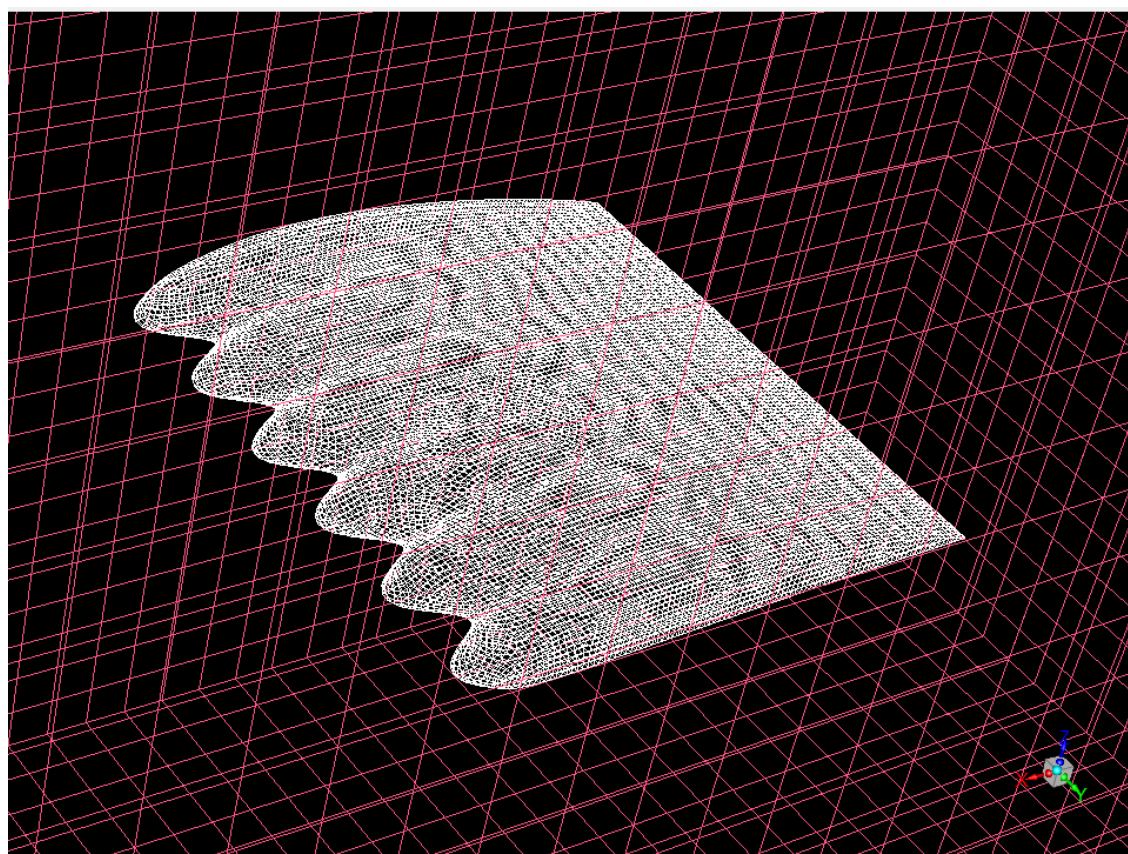


图 3：三维机翼网格

2.3 边界条件

模拟低马赫数下流动状况，改变速度攻角进行多次模拟。流体性质设为理想气体；数值模拟选用分离涡进行迭代计算，模拟非定常工况下的三维机翼绕流。SIMPLE 迭代算法，采用空间离散化的二阶压力项，提高计算精度，其他项默认设置即可。迭代时间步长设置为 0.000 1，计计算开始时易出现溢出现象，可以适当调小松弛因子。

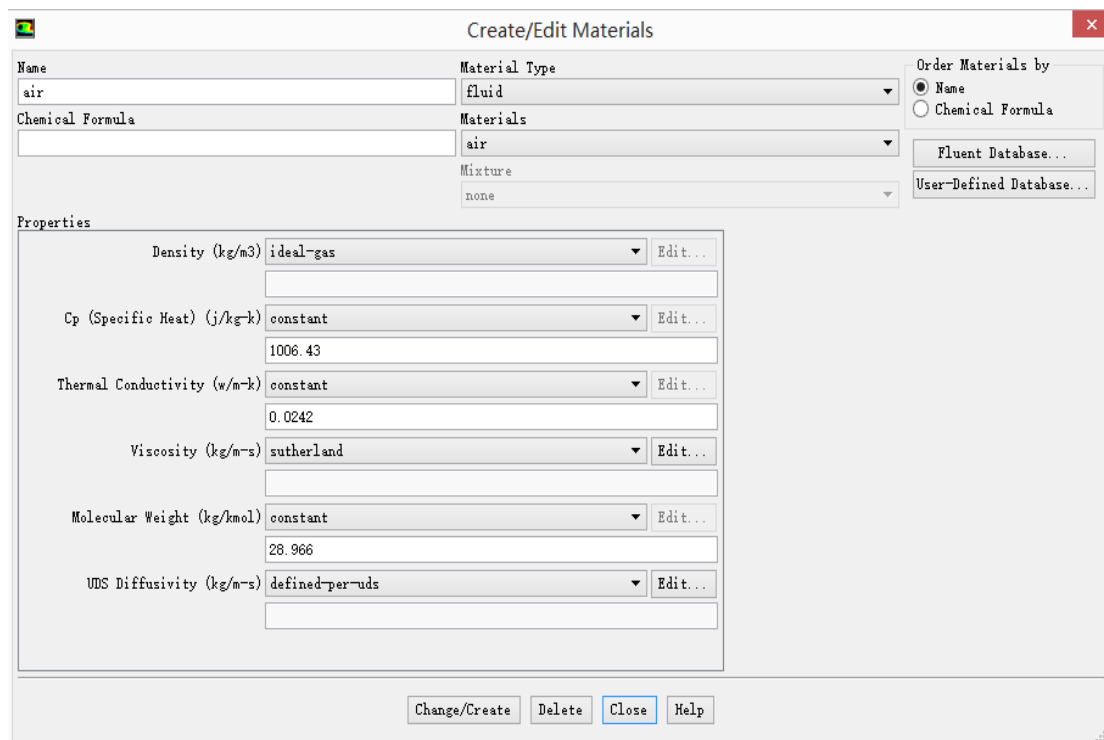


图 4：边界条件设置 1

来流与三维机翼弦长方向相同，入口设置为 Pressure Far-Field，并将速度在展长方向和翼型厚度方向分解，通过设置可以改变来流方向，马赫数定为 0.4；通过改变速度再 X 方向和 Z 方向数分量改变攻角大小。

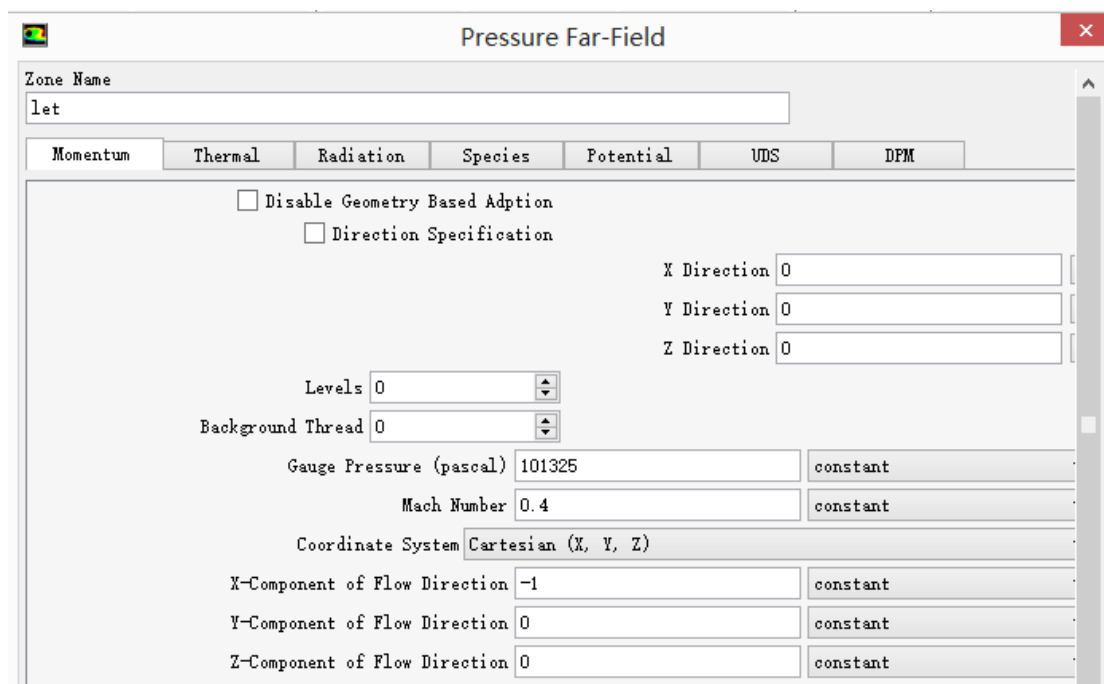


图 5：边界条件设置 2

2.4 计算结果

直翼型 CFD 模拟结果：10 度

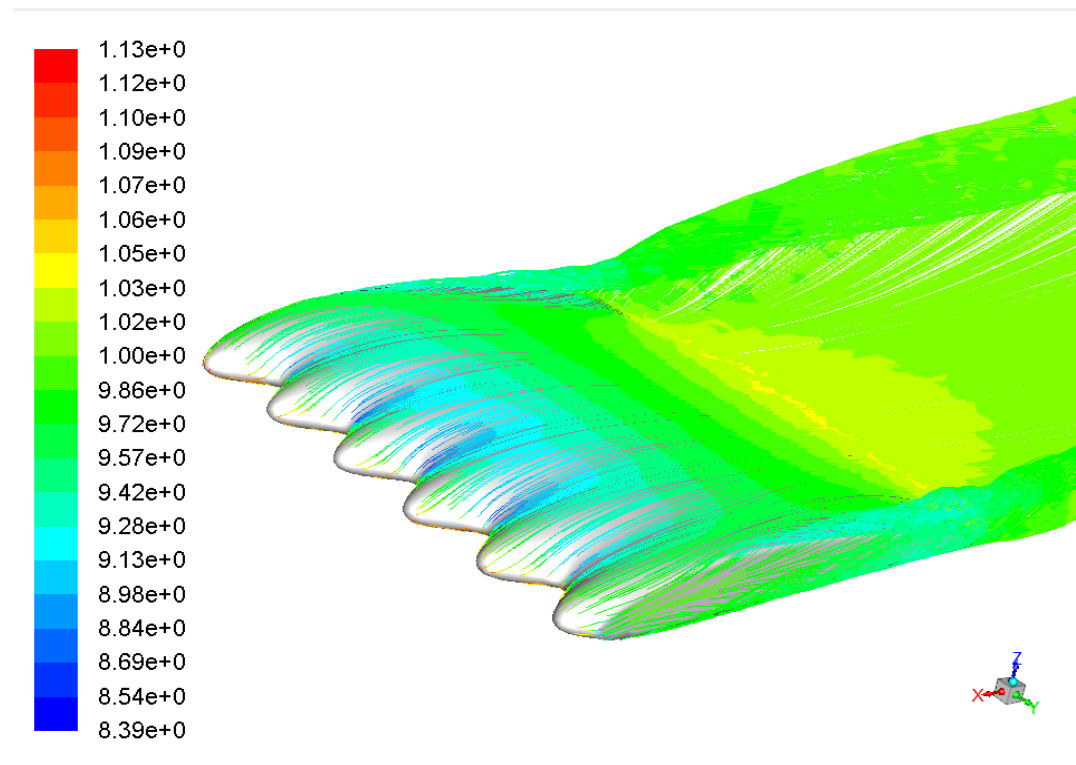


图 6：直翼型 CFD 模拟结果

CFD 模拟结果 15°正弦前缘直翼型

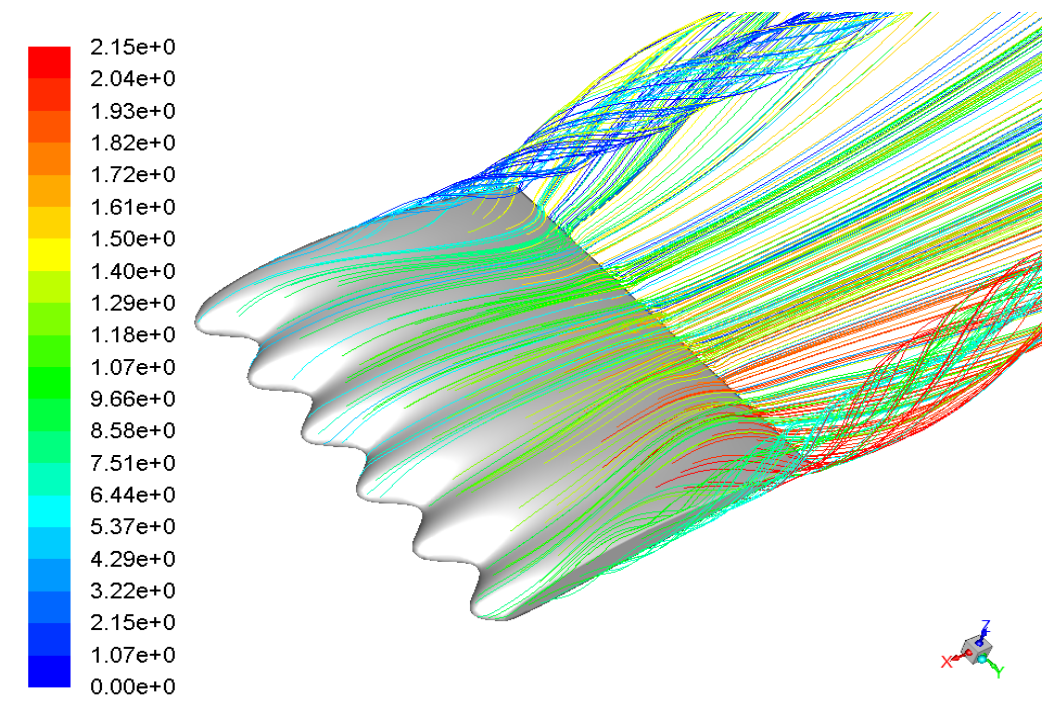


图 7：CFD 模拟结果 15°正弦前缘直翼型

其中一个残差

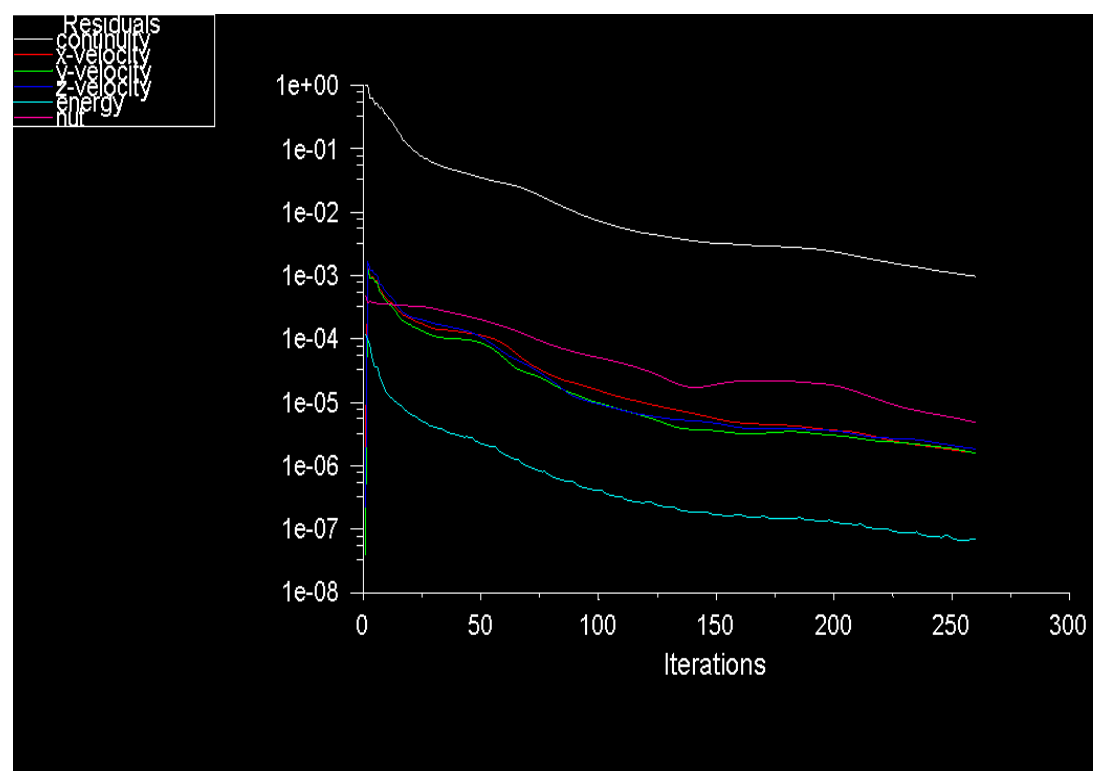


图 8: 残差图

三组不同直翼型模拟结果比较:

表 1: 三组不同直翼型模拟结果

[illegible]

2.5 计算结果分析

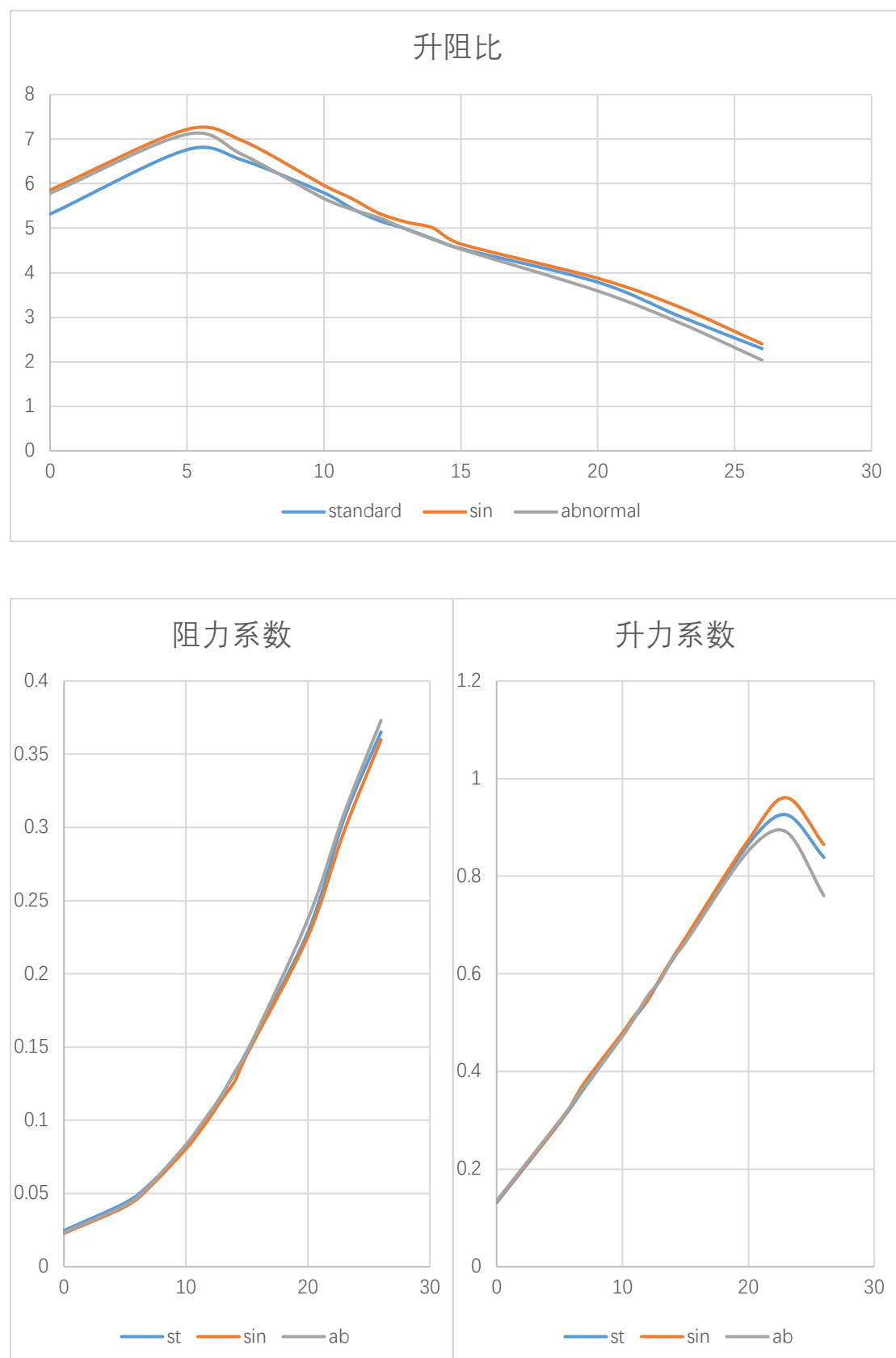


图 9: 升阻比, 阻力系数, 升力系数

2.6 本章小结

现有试验研究和数值研究充分证明：在三维机翼前缘布置凹凸结节可以提高性能，即提高最大升力系数并延缓失速。

本文通过对三种直翼型的模拟计算，发现在低攻角情况下，两种凹凸前缘模型的阻力较标准前缘明显减小。升力系数随着攻角的增加而增大，在升力系数峰值处，攻角继续增大，升力系数迅速下降，根据三维机翼气动性能原理，流动出现分离使机翼失效。

由于计算资源有限，CFD 模拟网格质量及数量较低，模拟误差略大。

第三章 螺旋桨设计

3.1 螺旋桨设计思路

我们应该把桨叶看成一片小型的机翼，引擎转动的速度加上飞机前进的速度，使桨叶对空气产生相对的速度，桨叶的截面本来就是一个翼型，然后因伯努利定律产生升力，只是此时的升力是向前的，称为推力，根据模拟结果，我们选用性能最好的正弦前缘作为螺旋桨的前缘形状。然后选取合适翼型截面作为螺旋桨截面，为了保证螺旋桨在巡航时具有高的效率，在爬升状态具有足够大的拉力。分别按爬升状态和巡航状态设计螺旋桨的桨距角和弦长，桨距角采用巡航状态的桨距角，弦长采用爬升状态的弦长。

3.2 螺旋桨设计数据

前缘 $z=0.5/12*9.3133*\sin(0.3373*3*y)$

扭转中心：翼型中心

扭转角度：-45-0 度线性分布

3.3 螺旋桨建模方法

多截面包络体

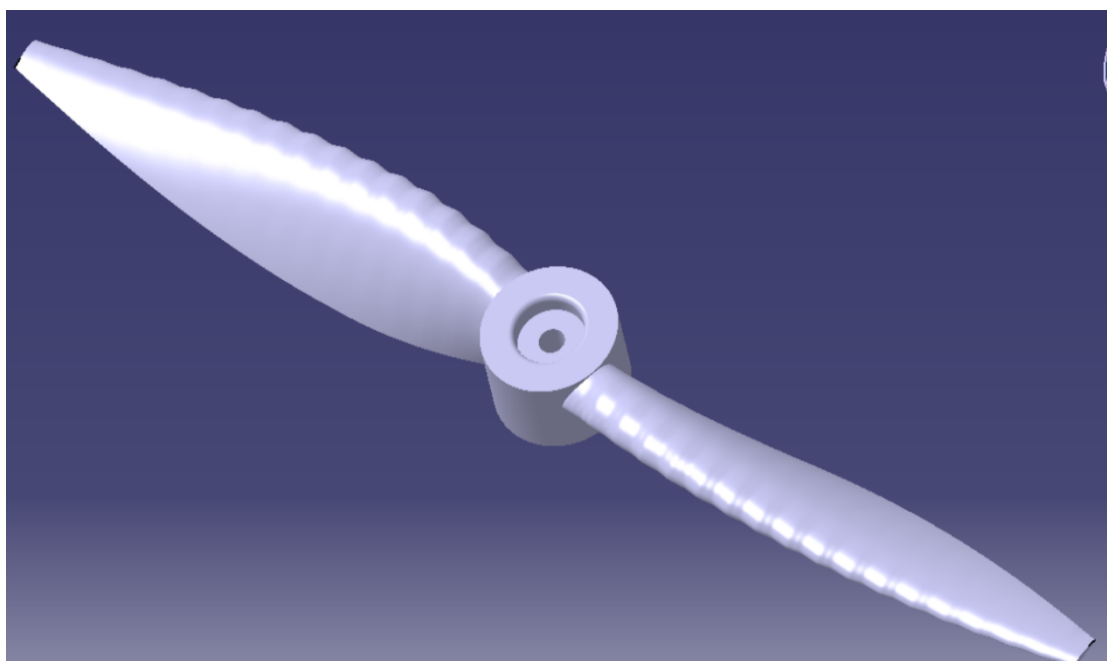
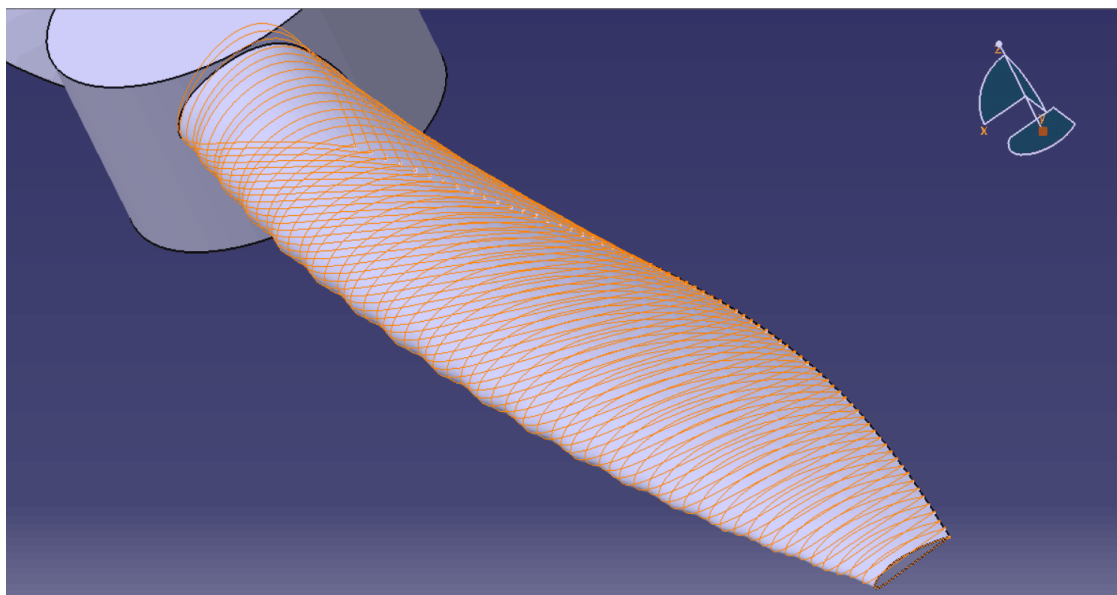


图 10: 多截面包络体

第四章 螺旋桨强度分析

4.1 螺旋桨强度分析方法

1. 假设

前后缘光滑，无扭向，如图 11，为叶片设计 CATIA 文件。

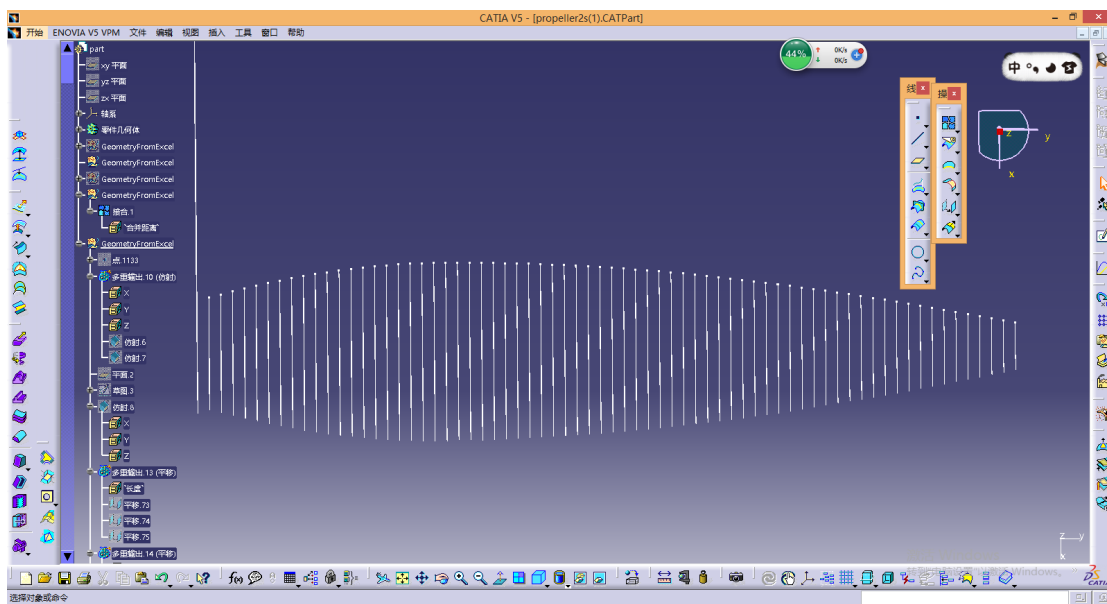


图 11：简化后计算截面

2. 目标

根据叶片材料可承受最大离心拉应力求最大转速，即由叶根处的拉应力求最大临界转速。

3. 叶片材料

ABS 树脂，即丙烯腈-丁二烯-苯乙烯共聚物，其中 ABS 是 Acrylonitrile Butadiene Styrene 的首字母缩写，其是一种强度高、韧性好、易于加工成型的热塑型高分子材料。

4. 已有数据

- (1) 用 CATIA 软件，测量实际翼型的每个截面的面积，如图 12，图 13
- (2) 每个截面间的距离=0.642857
- (3) 叶片距离圆心 7.9mm
- (4) 可承受最大拉应力

$$\sigma_{\max} = 34 \text{ MPa}$$

- (5) 材料密度

$$\rho = 1.03 \sim 1.07 \text{ g/cm}^3$$

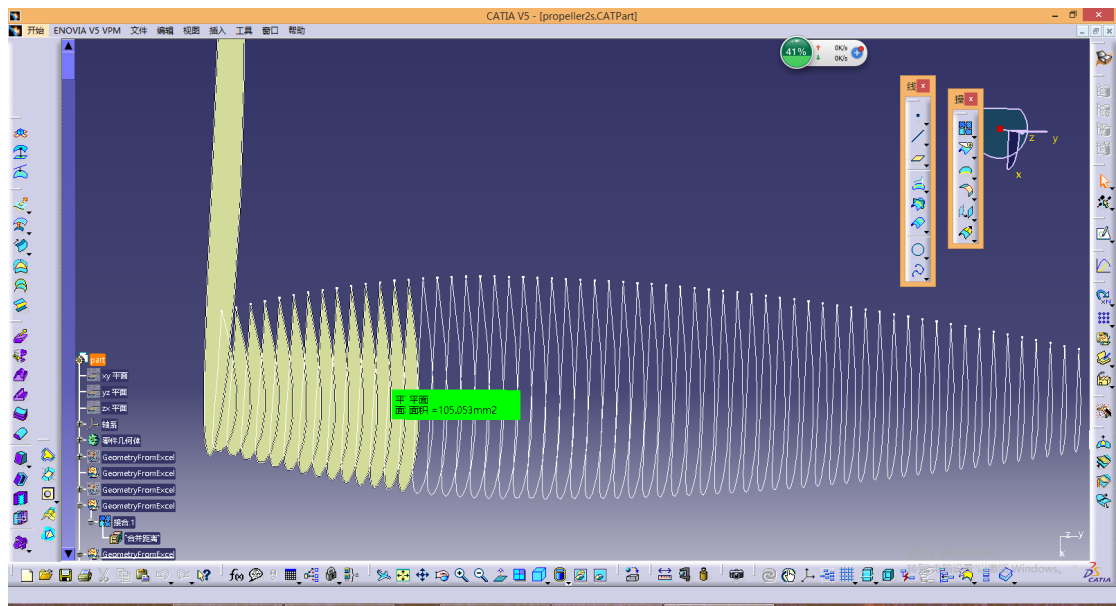


图 12: 测量实际翼型的每个截面的面积



图 13: 测量实际翼型的每个截面的面积

5.计算方法

叶片某一截面（ $Z = Z_i$ ）上的离心拉伸应力^[9]

$$\sigma_{i,离} = \rho \omega^2 \frac{\int_{Z_i}^{Z_k} A(Z) Z dZ}{A(Z_i)} \quad (1)$$

利用数值积分法，求根截面的离心拉伸应力。

如图，将叶片分成 n 段，则从叶尖到叶根有第 0、1、2、.....、 n 共 $n+1$ 个截面。先研究第一段，即第 0 与第 1 截面之间的叶片段，该段叶片质量离心力沿 z 轴方向的分量为

$$\Delta P_1 = \rho \omega^2 A_{m1} Z_{m1} \Delta Z_1 \quad (2)$$

式中 $A_{m1} = \frac{1}{2}(A_0 + A_1)$ ——第一段叶片的平均截面积

$Z_{m1} = \frac{1}{2}(Z_0 + Z_1)$ ——第一段叶片的平均 Z 坐标

$\Delta Z_1 = Z_0 - Z_1$ ——第一段叶片的 Z 向高度

同理，可求出 ΔP_2 、 ΔP_3、 ΔP_n

设叶片第 i 截面面积为 A_i ，则该截面面积上的离心拉伸应力为

$$\sigma_{i, \text{离}} = \frac{1}{A_i} (\Delta P_1 + \Delta P_2 + \dots + \Delta P_n) = \frac{1}{A_i} \sum_{j=1}^i \Delta P_j \quad (3)$$

带入 $\sigma_{\max} = \sigma_{69, \text{离}}$ ，得到最大转速 ω_{\max} ，如图 14。

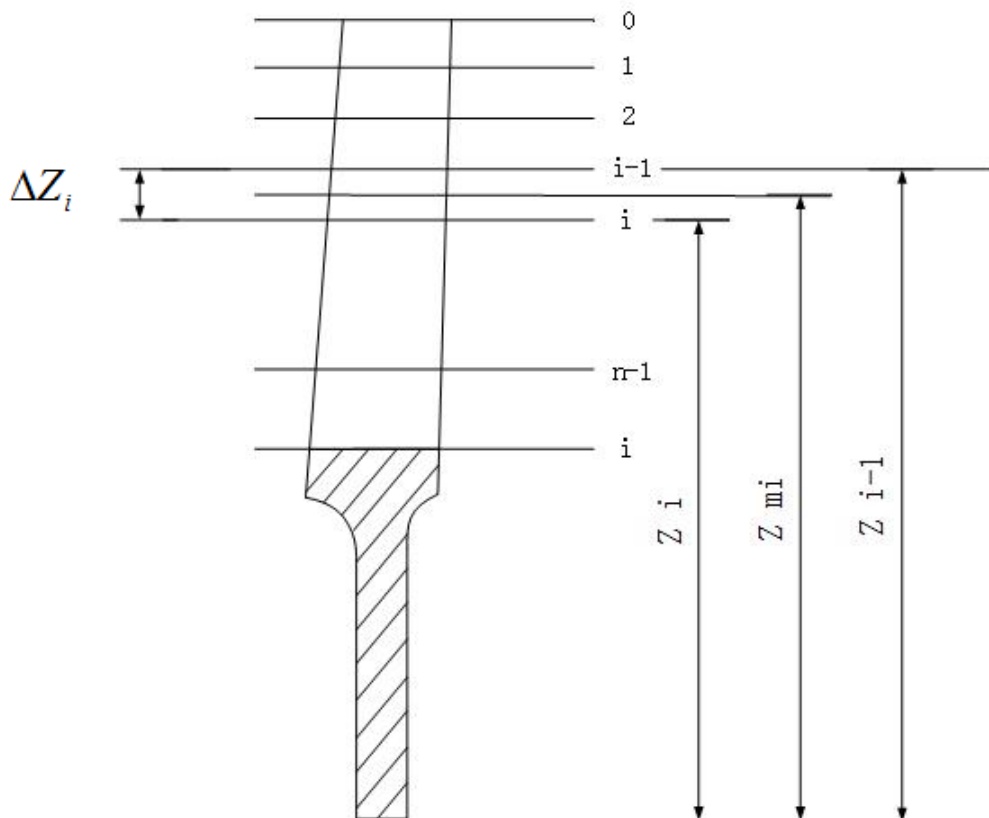


图 14: 数值积分法求根截面的离心拉伸应力

4.2 螺旋桨强度分析结果

根据式 (3)，带入各截面数据，得到 $n_{\max} = 7339.57\text{r/min}$

表 2: 各截面参表

A_i	A_{i+1}	A_{mi}	Z_{mi}	$\rho A_{m1} Z_{m1} \Delta Z_1$	i
84.193	87.528	85.8605	8.221429	453.7901879	1
87.528	90.572	89.05	8.864286	507.4486026	2
90.572	93.325	91.9485	9.507143	561.9647211	3
93.325	95.785	94.555	10.149999	616.9711771	4
95.785	97.952	96.8685	10.792857	672.0991946	5
97.952	99.829	98.8905	11.435714	726.9963583	6
99.829	101.416	100.6225	12.078571	781.3129759	7
101.416	102.716	102.066	12.721428	834.701774	8
102.716	103.732	103.224	13.364285	886.8308453	9
103.732	104.469	104.1005	14.007141	937.3821799	10
104.469	104.931	104.7	14.649999	986.0493564	11
104.931	105.123	105.027	15.292856	1032.532991	12
105.123	105.053	105.088	15.935713	1076.561894	13
105.053	104.726	104.8895	16.57857	1117.875556	14
104.726	104.15	104.438	17.221426	1156.224143	15
104.15	103.332	103.741	17.864283	1191.380253	16
103.332	102.282	102.807	18.50714	1223.140577	17
102.282	101.008	101.645	19.149998	1251.322145	18
101.008	99.519	100.2635	19.792855	1275.750306	19
99.519	97.826	98.6725	20.435712	1296.284364	20
97.826	95.939	96.8825	21.078569	1312.806862	21
95.939	93.868	94.9035	21.721426	1325.210718	22
93.868	92.277	93.0725	22.364283	1338.106672	23
92.277	90.303	91.29	23.00714	1350.206578	24
90.303	88.274	89.2885	23.649997	1357.503614	25
88.274	86.194	87.234	24.292853	1362.318601	26
86.194	84.067	85.1305	24.93571	1364.650064	27
84.067	81.898	82.9825	25.578567	1364.511191	28
81.898	79.69	80.794	26.221424	1361.914238	29
79.69	77.447	78.5685	26.864282	1356.869489	30
77.447	75.174	76.3105	27.507139	1349.410541	31

75.174	72.874	74.024	28.149996	1339.569541	32
72.874	70.551	71.7125	28.792853	1327.375936	33
70.551	68.21	69.3805	29.43571	1312.883887	34
68.21	65.855	67.0325	30.078567	1296.154989	35
65.855	63.489	64.672	30.721424	1277.23853	36
63.489	61.116	62.3025	31.36428	1256.189542	37
61.116	58.742	59.929	32.007137	1233.099827	38
58.742	56.368	57.555	32.649994	1208.037849	39
56.368	54.001	55.1845	33.292851	1181.088596	40
54.001	51.642	52.8215	33.935709	1152.343707	41
51.642	49.297	50.4695	34.578566	1121.89021	42
49.297	46.968	48.1325	35.221423	1089.832349	43
46.968	44.661	45.8145	35.86428	1056.280944	44
44.661	42.377	43.519	36.507137	1021.341691	45
42.377	40.122	41.2495	37.149994	985.1260738	46
40.122	37.898	39.01	37.792851	947.7635078	47
37.898	35.709	36.8035	38.435707	909.3652896	48
35.709	33.559	34.634	39.078564	870.0728688	49
33.559	31.45	32.5045	39.721421	830.0086984	50
31.45	29.387	30.4185	40.364278	789.3131898	51
29.387	27.372	28.3795	41.007135	748.1325401	52
27.372	25.408	26.39	41.649992	706.5919573	53
25.408	23.499	24.4535	42.29285	664.8479856	54
23.499	21.647	22.573	42.935707	623.0491063	55
21.647	19.856	20.7515	43.578564	581.3488092	56
19.856	18.127	18.9915	44.221421	539.8913123	57
18.127	16.464	17.2955	44.864278	498.8249664	58
16.464	14.868	15.666	45.507134	458.3022447	59
14.868	13.344	14.106	46.149991	418.4946182	60
13.344	11.892	12.618	46.792848	379.5634446	61
11.892	10.515	11.2035	47.435705	341.6437304	62
10.515	9.215	9.865	48.078562	304.9038699	63
9.215	7.994	8.6045	48.721419	269.5007293	64
7.994	6.854	7.424	49.364277	235.5944856	65
6.854	5.797	6.3255	50.007134	203.3486073	66
5.797	4.823	5.31	50.649991	172.8973237	67
4.823	3.936	4.3795	51.29285	144.4094914	68
3.936				62926.45062	69

第五章 螺旋桨制造与实验

5.1 螺旋桨制造

我们采用 SLA 打印技术，选用树脂为打印基底材料，我们对比了当今主流的 3D 打印技术发现 SLA 技术具有成型快、精度高、底料便于处理等优势。树脂作为近几年来广泛应用的高韧性材料，能够提供桨叶的离心拉应力。

SLA 技术

也叫“立体光固化成型”技术，工作原理是激光光束通过数控装置控制的扫描器，按设计的扫描路径照射到液态光敏树脂表面，使表面特定区域内的一层固化后（激光束照射树脂后会形成固态），然后制作平台下降一定的距离

（0.05-0.025mm 之间），再让固化层覆盖上另一层液态树脂，以此循环往复，直到最终模型的完成。

树脂

优点：具有重量轻，耐腐蚀，耐冲击。

缺点：容易老化，开裂。

5.2 螺旋桨实验

5.2.1 实验方案

螺旋桨实验小车搭建如下图所示：

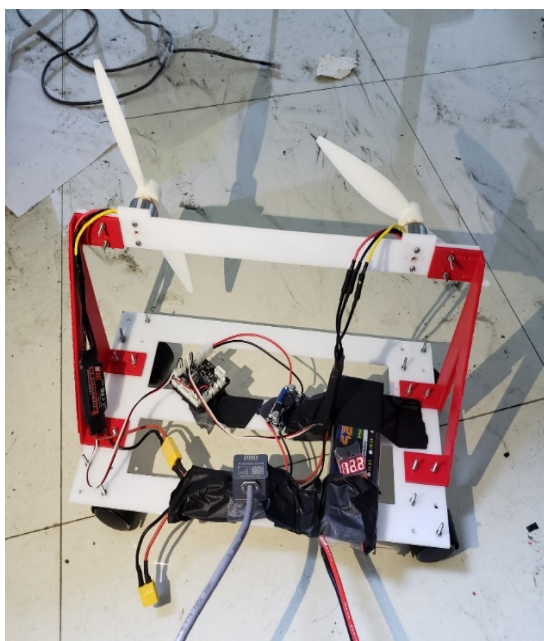


图 15：静止状态

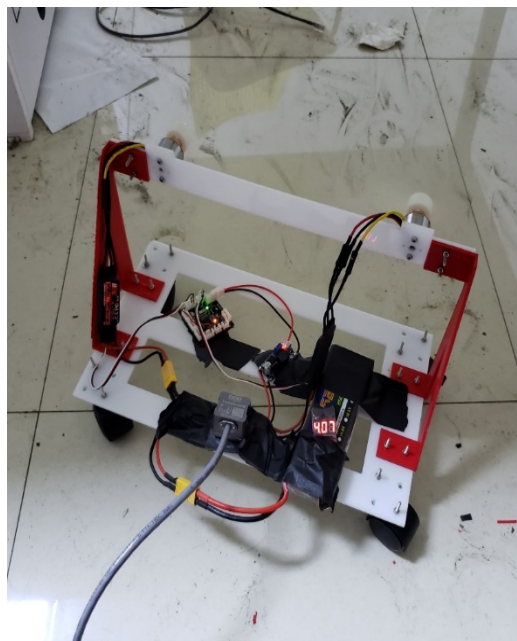


图 16：转动状态

加速度传感器概述：



图 17：惯性导航传感器

我们将惯性导航传感器连接在实验小车的尾部，通过 CH340 芯片将传感器从串口反馈的信息通过 USB 发送给上位机，利用软件读取惯性导航的加速度数据将数据导入我们自己编写的双边滤波程序中进行简单的滤波操作。从而得出小车的实时加速度。对比普通叶形和座头鲸锯齿形仿生叶形对比小车的加速度。

利用加速度差异反应螺旋桨提供的推力大小，从而反应出螺旋桨效率的不同。为了使测量数据准确双边滤波部分算法如下：

```

inputHeight = size( data, 1 );
inputWidth = size( data, 2 );

if ~exist( 'sigmaSpatial', 'var' ),
    sigmaSpatial = min( inputWidth, inputHeight ) / 16;
end

edgeMin = min( edge( : ) );
edgeMax = max( edge( : ) );
edgeDelta = edgeMax - edgeMin;

if ~exist( 'sigmaRange', 'var' ),
    sigmaRange = 0.1 * edgeDelta;
end

if ~exist( 'samplingSpatial', 'var' ),
    samplingSpatial = sigmaSpatial;
end

```

某一段时间加速度滤波

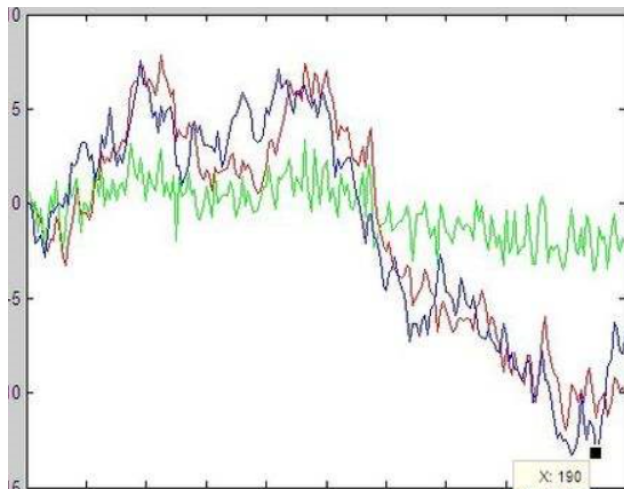


图 18：加速度滤波图

5.2.2 桨实验结果

由实验得出，仿生螺旋桨在相同的转速下能够提供更大的推力，产生更大的加速度，从而说明仿生螺旋桨的效率大体上比一般螺旋桨效率要高。

实验数据如下：

表 3：桨实验数据

无刷电机占空比	螺旋桨转速 /r·min ⁻¹	普通螺旋桨加速 度/m·s ⁻²	仿生螺旋桨加速 度/m·s ⁻²
30%	3600	0.6824	0.7142
35%	4200	0.7023	0.7025
40%	4800	0.7322	0.7426
45%	5400	0.7611	0.7695
50%	6000	0.7983	0.8066
55%	6600	0.8101	0.8354
60%	7200	0.8471	0.8621

结论

1. 座头鲸锯齿形前缘能改善翼型的流动特性
2. 仿生螺旋桨效率大体上比一般螺旋桨效率要高。

参考文献

- [1] . 张仕栋, 胡文蓉. 仿生波状前缘机翼动态失速控制的数值研究[J]. 水动力学研究与进展 A 辑, 2015 年 1 期
- [2] . 程相茹. 正弦前缘对三维机翼气动性能的影响研究[J]. 船舶, 2015(3):6-12.
- [3] . 黄晓雪. 凹凸导缘减阻技术研究现状分析[J]. 船舶职业教育, 2015 年 1 期.
- [4] . 马群毅, 邓清华, 丰镇平. 基于座头鲸胸鳍结节的仿生透平叶片内流特性研究[C]// 高等学校工程热物理全国学术会议. 2014.
- [5] . 谷双泰. 仿生螺旋桨水动力性能研究[D]. 哈尔滨工程大学, 2015.
- [6] . 项松, 刘远强, 佟刚, 等. 某型电动飞机螺旋桨的设计与试验[J]. 西北工业大学学报, 2016, 34(3):460-466.
- [7] . 马晓平, 宋笔锋. 提高小型无人机螺旋桨效率的工程方法[J]. 西北工业大学学报, 2004, 22(2):209-212.
- [8] . 陈伟杰, 乔渭阳, 仝帆, 等. 前缘锯齿对边界层不稳定噪声的影响[J]. 航空学报, 2016, 37(12):3634-3645.

- [9] . 吕文林. 航空发动机强度计算[M]. 北京. 国防工业出版社. 1988 年 12 月.