



天津中德应用技术大学
Tianjin Sino-German University of Applied Sciences

本科生毕业设计

仿生蜻蜓扑翼飞行器模型设计与气动特性分析

**The Biomimetic Wings Design of Dragonfly Flapping-wing
Air Vehicle and its Aerodynamic Characteristics Analysis**

姓 名 赵世恒

学 院 航空航天学院

专 业 飞行器制造工程

指导教师 傅雅宁

职 称 副教授

完成时间 2020年5月30日

天津中德应用技术大学
本科生毕业设计（论文）的声明

本人郑重声明：所呈交的毕业设计（论文），是本人在指导教师指导下，进行研究工作所取得的成果。除文中已经注明引用的内容外，本毕业设计（论文）的研究成果不包含任何他人创作的、已公开发表或没有公开发表的作品内容。对本设计（论文）所涉及的研究工作做出贡献的其他个人和集体，均已在文中以明确方式标明。本毕业设计（论文）原创性声明的法律责任由本人承担。

毕业设计（论文）作者签名：

年 月 日

本人声明：该毕业设计（论文）是本人指导学生完成的研究成果，已经审阅过设计（论文）的全部内容，并能够保证题目、关键词、摘要部分中英文内容的一致性和准确性。

毕业设计（论文）指导教师签名：

年 月 日

摘 要

扑翼机与固定翼和旋翼飞机相比，具有良好的隐蔽性、灵活性以及较强的机动性等优点。由此可见，扑翼飞行器具有很大的运用价值。扑翼飞行器分为单扑翼和双扑翼，双扑翼虽然比较复杂，但两对扑翼可以交替扑动，提供较好的气动力，所以它的空气动力特性是非常好的，具有很好的研究意义。

对飞行器的扑翼及机械传动机构进行设计，并建立运动模型。针对扑翼机的传动机构，建立简单的坐标系及数学模型并进行理论推导，得知前后扑翼在一个扑动周期的每个时间点的位移量及速度函数，并对扑翼进行了简单的静力试验。

展开表述了动量守恒方程，质量守恒方程，同时设定了计算域边界条件等。对 CFD 定义、功能以及 CFD 软件具体操作流程进行简单说明和介绍，同时大致说明了 CFD 软件 SolidWorks Flow Simulation 及软件主要操作步骤。

针对扑翼展开了空气动力实验及实验数据统计。将扑翼划分成向上扑动和向下扑动两个阶段，分别对前扑翼和后扑翼在自己设定的最大扑动角、振动频率、迎角下进行空气动力实验。描绘了扑翼周围流体流动迹线情况，记录了扑翼在扑动周期中特殊点的压强差等数据，并计算了特殊点的瞬时空气动力、瞬时阻力、瞬时升力、瞬时前进力等。对到的空气动力数据进行统计总结，并利用数据点，计算出高阶多项式，进而画出模拟函数。再对模拟函数进行简单的数据总结，得到该扑翼飞行器的相应结论，并验证了仿生扑翼飞行器飞行的合理性和可行性。

关键词：仿生蜻蜓；双扑翼；静力分析；流体分析

ABSTRACT

Compared with fixed-wing and rotary-wing aircraft, ornithopter has the advantages of good concealment, flexibility and better maneuverability. It can be seen that flapping wing aircraft has great application value. Flapping wing aircraft can be divided into single flapping wing and double flapping wing. Although the double flapping wing is relatively complex, the two pairs of flapping wings can flap alternately to provide better aerodynamic force, so its aerodynamic characteristics are very good, with good research significance.

The flapping wing and mechanical transmission mechanism of the aircraft are designed and the motion model is built. According to the transmission mechanism of flapping wing machine, a simple coordinate system and mathematical model are established and the theoretical derivation is made.

The expansion describes the conservation of momentum, the conservation of mass, the n-s equation and the continuity equation. At the same time, the boundary conditions of the computational domain are set. The definition and functions of CFD and the specific operation process of CFD software are briefly explained and introduced. At the same time, the main operation steps of CFD software SolidWorks Flow Simulation and the software are generally explained.

Aerodynamic experiments and statistics of experimental data were carried out for the flapping wing. The flapping wings were divided into two phases: flapping up and flapping down, and aerodynamic experiments were carried out on the front flapping wings and the rear flapping wings respectively under the maximum flapping Angle, vibration frequency and Angle of attack set by themselves. The flow trace of the fluid around the flapping wing is described, the pressure difference of the flapping wing at a special point in the flapping period is recorded, and the instantaneous aerodynamic force, instantaneous resistance, instantaneous lift and instantaneous forward force of the special point are calculated. The aerodynamic data were statistically summarized, and the higher order polynomials were calculated by using the data points, and then the simulation function was drawn. Then the simulation function is simply summarized, the corresponding conclusion of the flapping wing aircraft is obtained, and the rationality and feasibility of the flight of the bionic flapping wing aircraft is verified.

Key words: bionic dragonfly; flapping-wing; static analysis; fluid analysis

目 录

第一章 绪论.....	1
1.1 背景介绍.....	1
1.2 国内外研究现状.....	1
1.3 研究内容.....	2
1.4 研究目的及意义.....	2
第二章 机械传动机构.....	3
2.1 机械结构说明.....	3
2.2 关键点运动轨迹及最大位移量计算.....	3
2.3 关键点的速度方程.....	4
2.4 齿轮相关参数.....	5
2.5 扑翼飞行器总体图.....	6
2.6 本章小结.....	6
第三章 扑翼静力试验分析.....	7
3.1 扑翼外形设计.....	7
3.2 扑翼参数总结及材料选择.....	8
3.3 扑翼静力加载及应力应变情况.....	8
3.4 本章小结.....	10
第四章 气动力学分析与计算.....	11
4.1 规定坐标系.....	11
4.2 扑翼参数定义.....	11
4.3 控制方程及边界条件.....	12
4.4 扑翼的空气动力.....	14
4.5 本章小结.....	16
第五章 流体仿真实验及实验分析总结.....	17
5.1 CFD 介绍.....	17
5.2 SolidWorks Flow Simulation 简介及分析步骤.....	17
5.3 实验概述.....	19
5.4 扑翼向下扑动流体实验.....	19
5.4.1 前扑翼向下扑动流体实验.....	19
5.4.2 后扑翼向下扑动流体实验.....	22
5.5 扑翼向上扑动流体实验.....	27
5.6 实验数据分析.....	28

5.6.1 飞行器升力实验数据分析	28
5.6.2 飞行器前进力实验数据分析	30
5.7 本章小结	32
结 论	33
参考文献.....	35
致 谢	36

第一章 绪论

1.1 背景介绍

扑翼飞行器是指机翼可以像昆虫那样，通过上下扑动翅膀，在空中翱翔的航空器。昆虫扑动的翅膀不仅能产生升力，还可以产生向前的推动力、左右的侧向力等，通过改变自身翅膀的扑动轨迹和姿态，来改变自己的运动方向和轨迹，非常的神奇。扑翼机与固定翼和旋翼飞机相比，具有良好的隐蔽性、灵活性以及较强的机动性等优点。由此可见，扑翼飞行器具有很大的运用价值。扑翼飞行器分为单扑翼和双扑翼，双扑翼虽然比较复杂，但两对扑翼可以交替扑动，提供较好的气动力，所以它的空气动力特性是非常好的^[1]，具有很好的研究意义。关于扑翼飞行器的具体研究分类见图 1-1。



图 1-1 扑翼飞行器研究分类图

1.2 国内外研究现状

目前，研究扑翼主要通过观测具体昆虫及鸟类实验，得出数据，根据大样本情况，给出经验公式；或是通过对自己设计的扑翼机进行试验，数据统计，最后进行经验总结。例如：吉爱红通过动力学系统详细描述了昆虫在飞行时的扑翼运动周期的特点，对昆虫扑翼运动轨迹的记录对之后的研究具有重要意义^[2]。在单扑翼方面，张西金分析并阐述了蜜蜂类昆虫扑翼在悬停时所受的气动力及力矩^[3]。同时，对于双扑翼，也有很多作者对其进行研究，如：蒋照华对蜻蜓扑翼（区别于其他昆虫扑翼，有两对控制的扑翼）的材料属性，及结构力学特性总结^[4]；孙卫提出了双扑翼空间曲柄摇杆机构，并对此机构进行了运动学分析^[5]；严忠针对蜻蜓翅翼运动，设计了齿轮连杆机构，并对机构进行优化，确定了合理的运动参数^[6]；张锐研究了蜻蜓本身在飞行时的空气动力情况，分析研究了左右非对称扑翼扑动幅值对蜻蜓侧向转弯带来的影响，以及不同的侧向角对蜻蜓所受的空气动力有何影响等等^[7]；张孝松完成蜻蜓翅翼的三维建模，并根据有限元基础理论，对其进行静力和动力分析，讨论了改变材料与仿生扑翼的刚度之间的关系，用 CFD 软件 FLUENT 仿生扑翼振

动，对周围流体进行分析，对其速度矢量图以及升力特性进行讨论^[8]。但现在缺乏仿生蜻蜓双扑翼的空气动力特性分析，因此，将对此情况进行展开讨论和分析。

1.3 研究内容

主要建立仿生蜻蜓双扑翼机模型，对机械传动结构进行说明，得到扑翼运动方程，了解扑翼每个时刻的相对空气速度，并对扑翼模型进行静力实验分析。将扑翼划分成向上扑动和向下扑动两个阶段，分别对前扑翼和后扑翼在自己设定的最大扑动角、振动频率、迎角下进行空气动力实验。对到的空气动力数据进行统计总结，并利用数据点，计算出高阶多项式，进而画出模拟函数。再对模拟函数进行简单的数据总结，得到该扑翼飞行器的相应结论，以及验证仿生扑翼飞行器飞行的合理性和可行性。具体研究内容和研究步骤如图 1-2 所示：

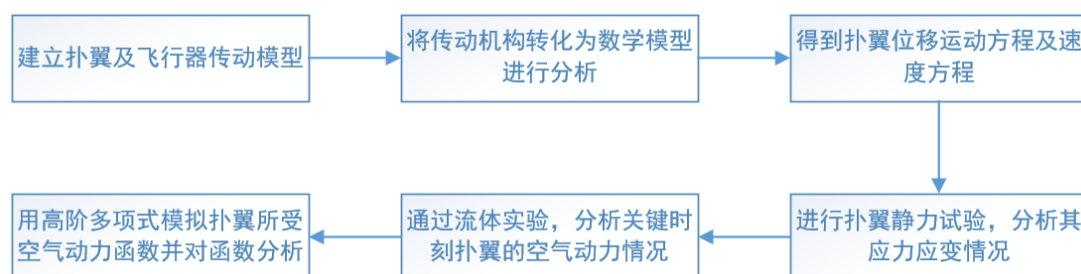


图 1-2 翼飞行器设计及空气动力特性分析流程图

1.4 研究目的及意义

通过对仿生蜻蜓的双扑翼的运动模型分析以及空气动力分析和试验，以及对数据进行模拟函数处理，能够得到一些有效结论，并验证该扑翼飞行器飞行的合理性和可行性。同时也能进一步了解双扑翼飞行状态和特点，为之后的双扑翼飞行器的深入研究提供了很好的借鉴和参考作用。

第二章 机械传动机构

2.1 机械结构说明

为方便操纵和控制扑翼运动、观测扑翼状态，将对扑翼机传动机构进行简单设计。首先对传动机构做简单介绍，机构的最上方为可动连杆，连杆左端装有固定圆杆，右端圆杆连接扑翼，带动扑翼进行简单运动。连杆中间连有摇杆，摇杆通过齿轮带动，完成机械传动。机械传动机构如图 2-1：

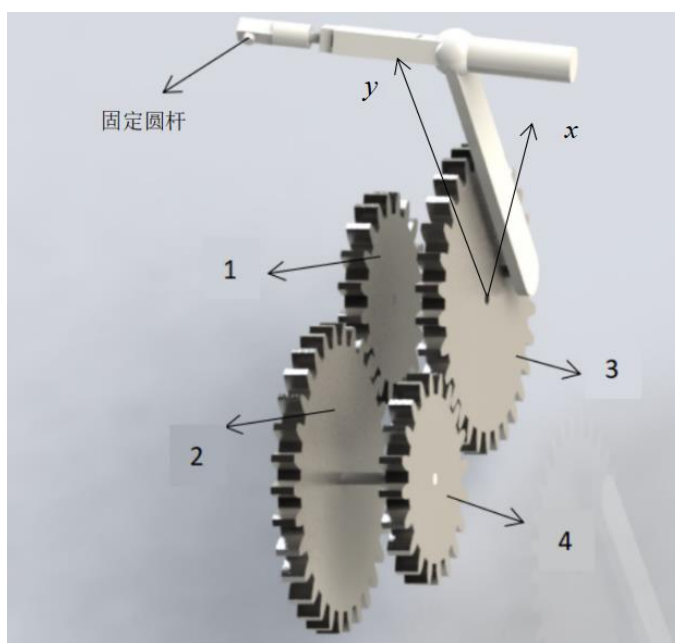


图 2-1 机械传动

2.2 关键点运动轨迹及最大位移量计算

为了方便说明扑翼运动情况，不妨设连杆与摇杆的交点为 β ，摇杆与齿轮的连接点为 γ （起始位置在 x 轴正半轴，绕原点 O 顺时针旋转）。所以，不难得出，点 β 的 y 轴运动方程式为：

$$y_0^2 + c^2 - d^2 - 2y_0c \cos\left(\alpha + \frac{\pi}{2}\right) = 0 \quad (2-1)$$

其中， $\alpha \in \left[2k\pi, \frac{\pi}{2} + 2k\pi\right] \cup \left[\frac{3\pi}{2} + 2k\pi, 2\pi + 2k\pi\right], k = 0, 1, \dots$ ；

$$y_0^2 + c^2 - d^2 - 2y_0c \cos\left(\frac{3\pi}{2} - \alpha\right) = 0 \quad (2-2)$$

其中, $\alpha \in \left(\frac{\pi}{2} + 2k\pi, \frac{3\pi}{2} + 2k\pi\right), k = 0, 1, \dots$;

式中 y_0 ——点 β 的 y 轴坐标;

c ——点 γ 与原点 O 的距离;

d ——摇杆长度, 长度为 26mm;

α ——直线 $O\gamma$ 与 Ox 轴之间的夹角

为了方便下文表达, 令

$$\Sigma_1 = \left[2k\pi, \frac{\pi}{2} + 2k\pi\right] \cup \left[\frac{3\pi}{2} + 2k\pi, 2\pi + 2k\pi\right], k = 0, 1, \dots \quad (2-3)$$

$$\Sigma_2 = \left(\frac{\pi}{2} + 2k\pi, \frac{3\pi}{2} + 2k\pi\right), k = 0, 1, \dots \quad (2-4)$$

在这里, 定义式 (2-1) 的运动过程为扑翼向下扑动过程; 定义式 (2-2) 的运动过程为扑翼向上扑动过程。

当然, 角 α 与时间 t 关系表达式为:

$$\alpha = \frac{2\pi t}{T} \quad (2-5)$$

式中 T ——齿轮 3 的旋转周期

带入表达式 (2-1) 和 (2-2), 即可得到点 β 的 y 轴坐标, 即 y_0 与 t 和 c 的函数关系:

$$y_0^2 + c^2 - d^2 - 2y_0c \cos\left(\frac{2\pi t}{T} + \frac{\pi}{2}\right) = 0, \frac{2\pi t}{T} \in \Sigma_1 \quad (2-6)$$

$$y_0^2 + c^2 - d^2 - 2y_0c \cos\left(\frac{3\pi}{2} - \frac{2\pi t}{T}\right) = 0, \frac{2\pi t}{T} \in \Sigma_2 \quad (2-7)$$

对式 (2-4) 和式 (2-5) 进行观察分析, 先将 c 视为常数, 我们不难得出, 当 $t=T/4$ 时, y_0 取最小值为 $d-c$; 当 $t=3T/4$ 时, y_0 取最大值为 $d+c$ 。因此, 我们得到了点 β 的最大位移量为 $2c$ 。

2.3 关键点的速度方程

继续对上式进行分析, 并对时间 t 求一阶偏导, 这样, 便可得到速度 v 与 y_0 、距离 c 和时间 t 函数关系:

$$2y_0 \frac{\partial y_0}{\partial t} - 2c \frac{\partial y_0}{\partial t} \cos\left(\frac{2\pi t}{T} + \frac{\pi}{2}\right) + \frac{4\pi c y_0}{T} \sin\left(\frac{2\pi t}{T} + \frac{\pi}{2}\right) = 0, \frac{2\pi t}{T} \in \Sigma_1 \quad (2-8)$$

$$2y_0 \frac{\partial y_0}{\partial t} - 2c \frac{\partial y_0}{\partial t} \cos\left(\frac{3\pi}{2} - \frac{2\pi t}{T}\right) - \frac{4\pi c y_0}{T} \sin\left(\frac{3\pi}{2} - \frac{2\pi t}{T}\right) = 0, \frac{2\pi t}{T} \in \Sigma_2 \quad (2-9)$$

对式 (2-8)、(2-9) 进行化简, 并将式 (2-6) 和式 (2-8), 式 (2-7) 和式 (2-9) 分别联立, 消去 y_0 , 可以求得速度 v 与距离 c 和时间 t 函数关系, 如下:

$$\left[\frac{Tcv \cos\left(\frac{2\pi t}{T} + \frac{\pi}{2}\right)}{Tv + 2\pi c \sin\left(\frac{2\pi t}{T} + \frac{\pi}{2}\right)} \right]^2 + c^2 - d^2 - \frac{2c^2Tv \cos^2\left(\frac{2\pi t}{T} + \frac{\pi}{2}\right)}{Tv + 2\pi c \sin\left(\frac{2\pi t}{T} + \frac{\pi}{2}\right)} = 0, \frac{2\pi t}{T} \in \Sigma_1 \quad (2-10)$$

$$\left[\frac{Tcv \cos\left(\frac{3\pi}{2} - \frac{2\pi t}{T}\right)}{Tv + 2\pi c \sin\left(\frac{3\pi}{2} - \frac{2\pi t}{T}\right)} \right]^2 + c^2 - d^2 - \frac{2c^2Tv \cos^2\left(\frac{3\pi}{2} - \frac{2\pi t}{T}\right)}{Tv + 2\pi c \sin\left(\frac{3\pi}{2} - \frac{2\pi t}{T}\right)} = 0, \frac{2\pi t}{T} \in \Sigma_2 \quad (2-11)$$

经过上述分析, 不难得出, β 的最大位移量只与 c 有关, 通过选择合适的 c 来确定 β 的最大位移量, 同时得到速度 v 和时间 t 函数关系。这样, 我们便知道每一时刻 t_0 所对应的速度 v_0 。经过比例计算, 不难得出, 上扑翼的某时刻 t_0 对应的 y 轴坐标、速度; 下扑翼的某时刻 t_0 对应的 y 轴坐标、速度等。当然, 得到的这些函数关系为下文计算做好准备和铺垫。

2.4 齿轮相关参数

齿轮相关参数如下:

$$d_1 = d_4 = 20\text{mm} \quad z_1 = z_4 = 20 \quad (2-12)$$

$$d_2 = d_3 = 30\text{mm} \quad z_2 = z_4 = 30 \quad (2-13)$$

$$i_{12} = \frac{d_1}{d_2} = \frac{z_1}{z_2} = \frac{\omega_2}{\omega_1} = \frac{n_2}{n_1} = \frac{2}{3} \quad (2-14)$$

$$i_{34} = \frac{d_3}{d_4} = \frac{z_3}{z_4} = \frac{\omega_4}{\omega_3} = \frac{n_4}{n_3} = \frac{3}{2} \quad (2-15)$$

$$\frac{\omega_2}{\omega_4} = \frac{n_2}{n_4} = 1 \quad (2-16)$$

式中 d ——分度圆直径;

z ——齿轮齿数;

i ——齿轮传动比;

ω ——角速度;

n ——齿轮转速

通过以上设定参数, 不难得出传动比 i_{13} :

$$i_{13} = \frac{\omega_3}{\omega_1} = \frac{n_3}{n_1} = \frac{4}{9} \quad (2-17)$$

因此，可以得到齿轮 1 的旋转周期（即电机的旋转周期）与齿轮 3 的旋转周期的关系表达式：

$$\frac{1}{f} = T_1 = \frac{4}{9}T \quad (2-18)$$

式中 f ——电机的旋转频率；

T_1 ——齿轮 1 的运动周期

2.5 扑翼飞行器总体图

将每个扑翼及其机械结构进行组装，即可得到扑翼机总体模型。扑翼飞行器总体预览图见 2-2：

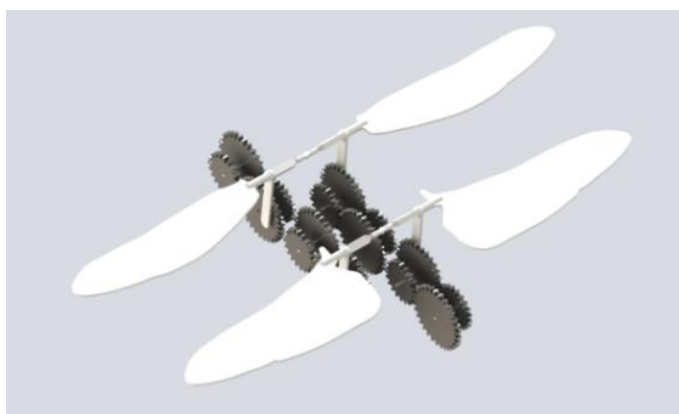


图 2-2 扑翼飞行器总体

2.6 本章小结

本章通过设计机械传动机构，来使得电机能够带动扑翼进行扑动。为了更清楚地了解扑翼在此机械结构的运动特性、运动状态，我们对此传动机构建立分析方程，针对不同角度情况，进行分类讨论。对方程化简整理，得到扑翼中心点的最大扑动位移与 c 值的函数关系；在选定适当 c 值的情况下，扑翼中心点在某一时刻 t_0 时的 y 轴坐标 y_0 ；以及在选定适当 c 值的情况下，扑翼中心点在某一时刻 t_0 时的相对空气速度 v_0 。通过分析得到的这些函数关系能够为之后的计算和实验做好充分准备。

第三章 扑翼静力试验分析

3.1 扑翼外形设计

蜻蜓，拥有两对翅膀，并且能够很好地控制和调节自己的翅膀，在空中自由飞翔。由此可见，蜻蜓的翅膀外形能够很好地适应上下扑动的运动状态，并能够产生足够大的升力。因此，在扑翼设计方面，我们采取仿生设计思想，即扑翼外形模拟蜻蜓翅膀外形。但与蜻蜓翅膀结构有明显不同：蜻蜓翅膀有翅脉和翅膜之分，翅脉较厚、中空，横截面为圆环形状，翅膜则非常薄，而仿生设计的扑翼厚度均匀。

通过收集资料，得到蜻蜓前后翅膀图，如下：

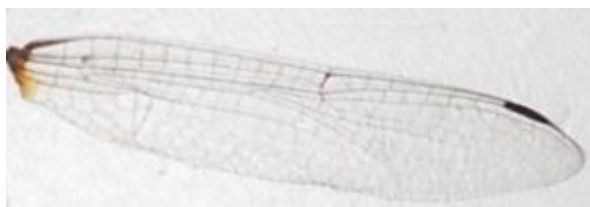


图 3-1 蜻蜓前翅

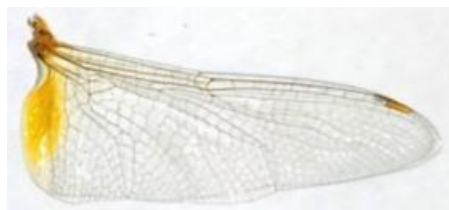


图 3-2 蜻蜓后翅

根据蜻蜓翅膀图，进行绘制扑翼模型，具体扑翼模型形态如下：

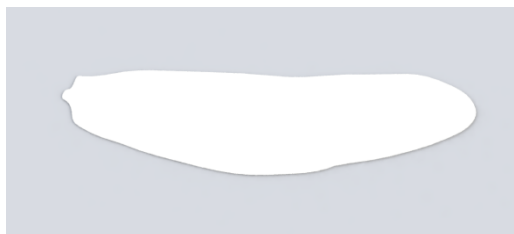


图 3-3 前扑翼模型



图 3-4 后扑翼模型



图 3-5 机翼侧视图

3.2 扑翼参数总结及材料选择

为方便对扑翼进行下一步地研究，已经对扑翼三维模型的几何基本尺寸做了总结归纳，具体测量数值如表 3-1。

表 3-1 仿生扑翼的几何相关参数

	扑翼长 (mm)	平均弦长 (mm)	展弦比	面积 (mm ²)	周长 (mm)	厚度 (mm)
前扑翼	84.7	16.2	13.63	1373.52	184.31	1
后扑翼	80.1	21.5	10.11	1719.52	200.81	1

扑翼材料需满足较强任性，较高的疲劳极限，以及较大的屈服强度等，考虑到这些条件，经过对比分析，最后选择了尼龙 101 作为扑翼材料。该材料具体性能参数见下图 3-6。

属性	数值	单位
弹性模量	1000000000	牛顿/m ²
泊松比	0.3	不适用
中抗剪模量		牛顿/m ²
质量密度	1150	kg/m ³
张力强度	79289709	牛顿/m ²
压缩强度		牛顿/m ²
屈服强度	60000000	牛顿/m ²
热膨胀系数	1e-006	/K

图 3-6 尼龙 101 性能参数

3.3 扑翼静力加载及应力应变情况

经估算，扑翼机约重 7g，在正常飞行时，扑翼在一个扑动周期内的平均升力约为 68.6mN。为了保证材料性能参数满足正常飞行时的要求，将对扑翼模型进行静力试验。因此，我们对每个扑翼施加 22.18N/m² 的分布载荷，并讨论扑翼的应力应变情况。

在这里，为了方便分析，应用 SolidWorks Simulation 软件。用这款软件进行应力应变实验，不仅操作相对简便，而且结果精确、效果明显。

首先，要对前、后扑翼进行网格划分，考虑到精度问题，划分网格密度为偏向良好。据统计，前扑翼划分单元大小为 0.665mm 左右，共有 36068 个单元，后扑翼划分单元大小为 0.939mm 左右，共有 22787 个单元具体详细划分参数如下图 3-7 及 3-8；划分效果见图 3-9 及图 3-10。

算例名称	静应力分析 1 (默认)
网格类型	实体网格
所用网格器	标准网格
自动过渡	关闭
包括网格自动环	关闭
雅可比点	4 点
单元大小	0.665162 mm
公差	0.0332581 mm
网格品质	高
节总数	61324
单元总数	36068
最大高宽比例	5.9013
带高宽比例的单元百分比 < 3	99.9
带高宽比例的单元百分比 > 10	0
屈曲单元 (雅可比) 的 %	0
完成网格的时间(时:分:秒)	00:00:12
计算机名	

图 3-7 扑翼静应力分析 前扑翼网格划分

算例名称	静应力分析 1 (默认)
网格类型	实体网格
所用网格器	标准网格
自动过渡	关闭
包括网格自动环	关闭
雅可比点	4 点
单元大小	0.938805 mm
公差	0.0463402 mm
网格品质	高
节总数	39505
单元总数	22787
最大高宽比例	6.4512
带高宽比例的单元百分比 < 3	99.7
带高宽比例的单元百分比 > 10	0
屈曲单元 (雅可比) 的 %	0
完成网格的时间(时:分:秒)	00:00:11
计算机名	

图 3-8 扑翼静应力分析 后扑翼网格划分

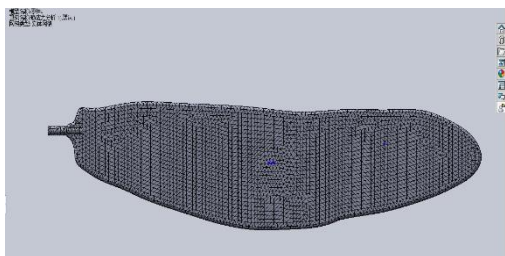


图 3-9 前扑翼网格划分效果图

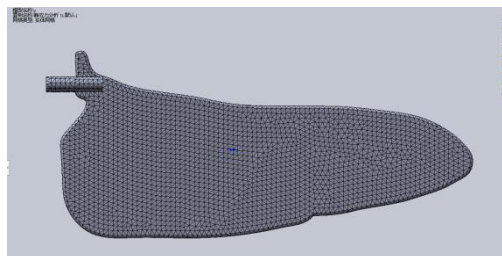


图 3-10 后扑翼网格划分效果图

经过静力试验分析，前扑翼的危险截面，危险点的第一主应力为 $1.418 \times 10^6 \text{ N/m}^2$ ，后扑翼的危险截面，危险点的第一主应力为 $1.403 \times 10^6 \text{ N/m}^2$ ，远小于材料的屈服强度 $6 \times 10^7 \text{ N/m}^2$ 的材料强度满足要求；同时，前扑翼的最大形变量为 1.279 mm ，后扑翼的最大形变量为 0.8243 mm ，扑翼可以近似为刚体进行分析。每个单元具体应力应变情况见下图：

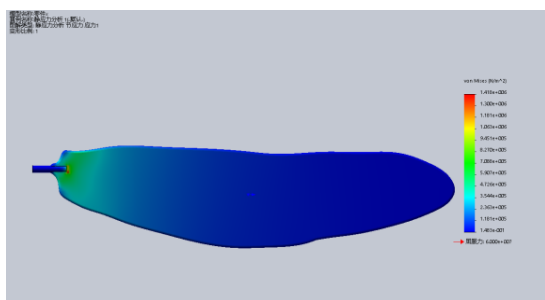


图 3-11 前扑翼静力试验应力分布图

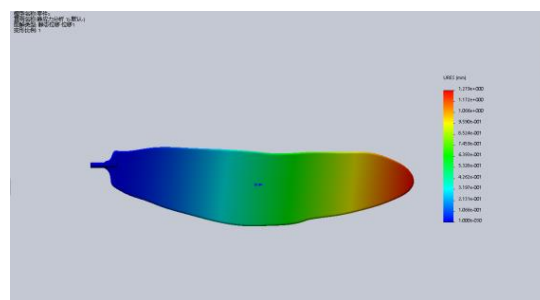


图 3-12 前扑翼静力试验应变分布图

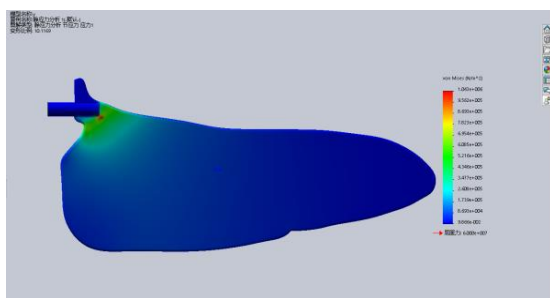


图 3-13 后扑翼静力试验应力分布图

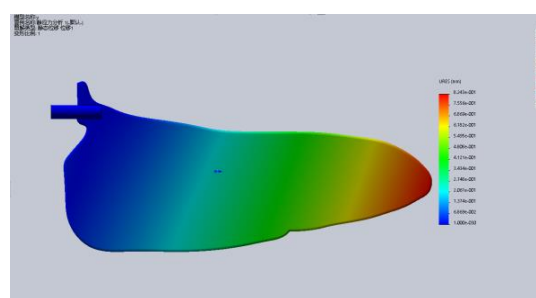


图 3-14 后扑翼静力试验应变分布图

通过上述四张扑翼静力实验分析图，不难得知在翼尖位置的变形量相对较大。而在扑翼翼根处所承受的弯矩、扭矩相对较大，导致该截面的最大主应力数值偏大。

3.4 本章小结

为了保证实验的可行性，对扑翼进行了静力试验，分析并讨论其应力应变状态。经过估算，扑翼在一个扑动周期内，受到的均布载荷约为 22.18N/m^2 。将翼根进行固定并加载，最后观察分析应力应变图可知：扑翼危险点的第一主应力远小于材料本身的屈服强度，满足强度要求。扑翼最大形变量约为 1.279mm ，可以忽略，并且可以把扑翼当作刚体进行分析。

第四章 气动力学分析与计算

4.1 规定坐标系

为方便描述运动方向，在此做统一规定。该运动模型分析采用机体坐标系，即原点取在扑翼飞行器重心位置上， x 轴代表机头方向，而 z 轴是飞行器对称平面内且垂直于 x 轴向下，最后再通过右手螺旋定则，即可判断 y 轴方向，具体扑翼模型以及机体坐标系规定如图 4-1 所示：

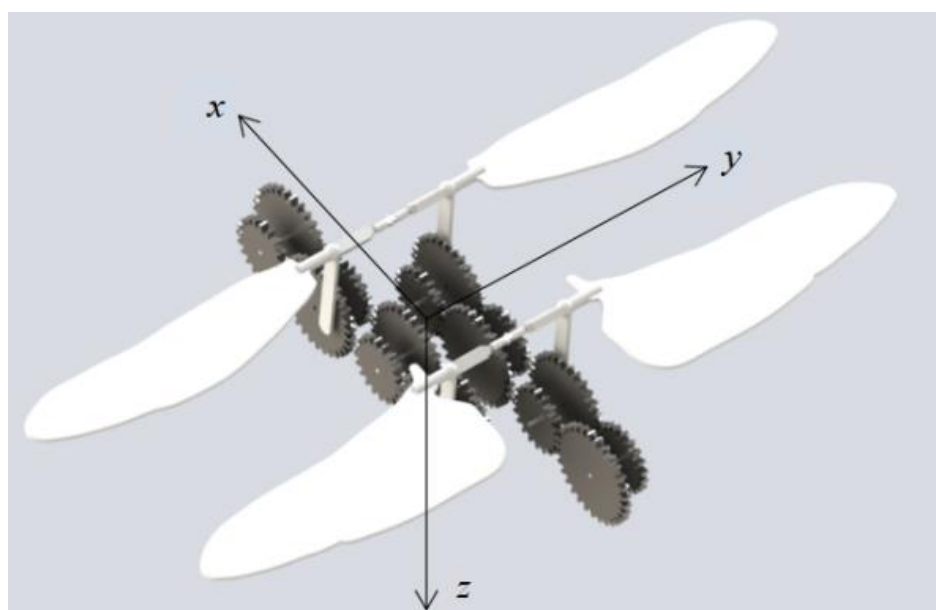


图 4-1 扑翼模型及机体坐标系

4.2 扑翼参数定义

为方便下文描述，这里规定扑动角 Φ 和迎角 θ 。以前扑翼为例：

1. 迎角 θ 为扑翼平面与 xOy 平面的夹角 ($0^\circ \leq \theta \leq 90^\circ$)；
2. 扑动角 Φ 为翼面中心线 yOz 平面夹角 ($0^\circ \leq \theta \leq 90^\circ$)，其中最大扑动角为 Φ_0 。

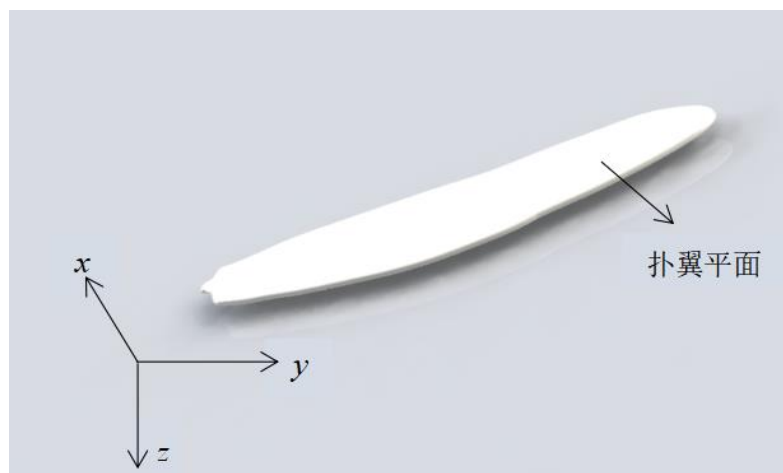


图 4-2 扑翼渲染图

4.3 控制方程及边界条件

雷诺数 Re 是用来表征流体流动特征的无量纲数，等价于惯性力与粘滞力之比。即：雷诺数越大，流体流动时，惯性力影响相对较大；相反，若雷诺数较小，流体流动时，粘滞力影响相对较大。具体表现为：对于较大的雷诺数而言，当流体受到扰动时，容易由原来的层流流动状态转变为湍流流动状态；对于较小的雷诺数而言，当受到扰动时，流体会抑制这种扰动，最终表现为层流流动状态。雷诺数具体表达式为：

$$Re = \frac{\rho v L'}{\mu} \quad (4-1)$$

式中 v ——来流速度；

μ ——流体运动粘性系数；

L' ——特征长度

对于一般流体，最普遍的运动形式是空间运动，满足连续性方程：

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \text{div}(\rho \vec{v}) = 0 \quad (4-2)$$

$$\text{即 } \frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial(\rho v_x)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho v_y)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho v_z)}{\partial z} = 0 \quad (4-3)$$

对于雷诺数在 2000 以下的流体的流动状态为层流，由于此状态下流体密度不随时间变化，即定常流动，因此：

$$\frac{\partial(\rho v_x)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho v_y)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho v_z)}{\partial z} = 0 \quad (4-4)$$

同时，对于不可压缩流体而言，流体密度为常数，可得到：

$$\frac{\partial v_x}{\partial x} + \frac{\partial v_y}{\partial y} + \frac{\partial v_z}{\partial z} = 0 \quad (4-5)$$

而我们所研究的仿生扑翼飞行器而言，飞行速度很低，所以其雷诺数相对较小，可以将扑翼的周围空气流场视为非定常的不可压缩流体。而对于这种非定常流体，计算分析起来，显然是非常困难和复杂的。为了将实验更具有操作性，可以对此非定常流体进行讨论和分析，并将此非定常流体转化为多个关键时刻的准定长流体。这样，可以有效地避免非定常流动的动态网格划分，以及动态流体分析等过程。而对于准定常流体即可以当成定常流体进行分析。因此，该流体遵循动量守恒定律和质量守恒定律，即符合 N-S 方程以及连续性方程。

$$\frac{\partial \vec{v}}{\partial t} + (\vec{v} \cdot \nabla) \vec{v} = -\frac{1}{\rho} \nabla p + g \vec{e}_3 + \frac{\mu}{\rho} \Delta \vec{v} \quad (4-6)$$

$$\nabla \cdot \vec{v} = 0 \quad (4-7)$$

式中 ∇ ——梯度算子；

Δ ——拉普拉斯算子，且 $\Delta = \nabla^2$ ；

\vec{v} ——流体速度 (m/s)， $\vec{v} = v_x \vec{i} + v_y \vec{j} + v_z \vec{k}$ ，其中 v_x ， v_y ， v_z 为三个坐标轴上的速度分量；

ρ ——流体密度 (kg/m^3)；

μ ——流体动力粘性系数；

p ——流体压强

式 (4-7) 转化成直角坐标系中，可写成：

$$\begin{cases} \frac{\partial v_x}{\partial t} + v_x \left(\frac{\partial v_x}{\partial x} + \frac{\partial v_y}{\partial y} + \frac{\partial v_z}{\partial z} \right) = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial x} + \frac{\mu}{\rho} \left(\frac{\partial^2 v_x}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 v_y}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 v_z}{\partial z^2} \right) \\ \frac{\partial v_y}{\partial t} + v_y \left(\frac{\partial v_x}{\partial x} + \frac{\partial v_y}{\partial y} + \frac{\partial v_z}{\partial z} \right) = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial y} + \frac{\mu}{\rho} \left(\frac{\partial^2 v_x}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 v_y}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 v_z}{\partial z^2} \right) - g \\ \frac{\partial v_z}{\partial t} + v_z \left(\frac{\partial v_x}{\partial x} + \frac{\partial v_y}{\partial y} + \frac{\partial v_z}{\partial z} \right) = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial z} + \frac{\mu}{\rho} \left(\frac{\partial^2 v_x}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 v_y}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 v_z}{\partial z^2} \right) \end{cases} \quad (4-8)$$

在流体力学这门学科中，边界条件是指流场的边界上对流体流动所规定的条件。阅读文献，了解到，通常情况下，物体绕流流场问题的边界条件可分为外边界条件和内边界条件。对于扑翼飞行器而言，外边界条件是指离扑翼飞行器无限远处流场的边界，内边界是指飞行器扑翼的表面边界^[9]。

1、内边界：对于粘性流体，物体接触面的流体速度与接触面的速度相等。因此，飞行器四个扑翼的运动速度与接触面的流体速度相等。对于扑翼面 Σ_0 上的任意一点 $m_0(x_0, y_0, z_0)$ 的速度分量 v_y 和 v_z ，如下：

$$v_z = v \frac{y_0}{15} \quad (4-9)$$

$$v_y = v_z \frac{e}{15} \quad (4-10)$$

式中 e ——点 β 到 y 轴的距离；

v_y ——点 m_0 的 y 轴分速度；

v_z ——点 m_0 的 z 轴分速度

将式(4-9)和式(4-10)分别带入(2-10)和(2-11)，即可得到速度分量表达式：

$$\left[\frac{Tc \frac{15v_z}{y_0} \cos\left(\frac{2\pi}{T} + \frac{\pi}{2}\right)}{T \frac{15v_z}{y_0} + 2\pi c \sin\left(\frac{2\pi}{T} + \frac{\pi}{2}\right)} \right]^2 + c^2 - d^2 - \frac{2c^2T \frac{15v_z}{y_0} \cos^2\left(\frac{2\pi}{T} + \frac{\pi}{2}\right)}{T \frac{15v_z}{y_0} + 2\pi c \sin\left(\frac{2\pi}{T} + \frac{\pi}{2}\right)} = 0, \frac{2\pi}{T} \in \Sigma_1, m_0 \in \Sigma_0 \quad (4-11)$$

$$\left[\frac{Tc \frac{15v_z}{y_0} \cos\left(\frac{3\pi}{2} - \frac{2\pi}{T}\right)}{T \frac{15v_z}{y_0} + 2\pi c \sin\left(\frac{3\pi}{2} - \frac{2\pi}{T}\right)} \right]^2 + c^2 - d^2 - \frac{2c^2T \frac{15v_z}{y_0} \cos^2\left(\frac{3\pi}{2} - \frac{2\pi}{T}\right)}{T \frac{15v_z}{y_0} + 2\pi c \sin\left(\frac{3\pi}{2} - \frac{2\pi}{T}\right)} = 0, \frac{2\pi}{T} \in \Sigma_2, m_0 \in \Sigma_0 \quad (4-12)$$

2、外边界：在计算区域的入口处设定边界条件为：

$$\begin{cases} v_x = v_\infty \\ v_y = 0 \\ v_z = 0 \end{cases} \quad (4-13)$$

4.4 扑翼的空气动力

定义扑翼受到瞬时气动总力为 U ，其中，瞬时升力为 T ，瞬时前进力为 N ，瞬时侧向力为 F 。相应地，瞬时升力系数为 C_T ，瞬时前进力系数为 C_N ，瞬时侧向力系数为 C_F ，气动分量表达式如下：

$$\begin{bmatrix} U_x \\ U_y \\ -U_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} N \\ F \\ T \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_N \\ C_F \\ C_T \end{bmatrix} \left[\frac{1}{2} \rho v^2 \iint_{\Sigma} dx dy \right] = \begin{bmatrix} \frac{1}{2} C_N \rho v^2 \iint_{\Sigma} dx dy \\ \frac{1}{2} C_F \rho v^2 \iint_{\Sigma} dx dy \\ \frac{1}{2} C_T \rho v^2 \iint_{\Sigma} dx dy \end{bmatrix} \quad (4-14)$$

其中 U_x ——瞬时气动总力在机体坐标系下 X 轴的分量；

U_y ——瞬时气动总力在机体坐标系下 Y 轴的分量；

U_z ——瞬时气动总力在机体坐标系下 Z 轴的分量；

$\iint_{\Sigma} dx dy$ ——扑翼表面积

每个扑翼在一个周期内收到的气动总力为 \bar{U} ，平均升力 \bar{T} 、平均前进力 \bar{N} 、平均侧向力 \bar{F} 表达式如下：

$$\begin{bmatrix} \bar{N} \\ \bar{F} \\ \bar{T} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \int_0^{T_1} N dt \\ \int_0^{T_1} F dt \\ \int_0^{T_1} T dt \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \int_0^{T_1} U_x dt \\ \int_0^{T_1} U_y dt \\ \int_0^{T_1} U_z dt \end{bmatrix} \quad (4-15)$$

$$\begin{bmatrix} \bar{U}_x \\ \bar{U}_y \\ -\bar{U}_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{N} \\ \bar{F} \\ \bar{T} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{2} \bar{C}_N \rho v^2 \iint_{\Sigma} dx dy \\ \frac{1}{2} \bar{C}_F \rho v^2 \iint_{\Sigma} dx dy \\ \frac{1}{2} \bar{C}_T \rho v^2 \iint_{\Sigma} dx dy \end{bmatrix} \quad (4-16)$$

其中 \bar{C}_N ——平均前进力系数；

\bar{C}_F ——平均侧向力系数；

\bar{C}_T ——平均升力系数

类似地，每个扑翼受到的三个分别绕 XYZ 轴的力矩，即瞬时偏航力矩 M_x ，平均偏航力矩 \bar{M}_x ；瞬时滚转力矩 M_y ，平均滚转力矩 \bar{M}_y ；瞬时俯仰力矩 M_z ，平均俯仰力矩 \bar{M}_z 。

$$\begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{2} C_{M_x} \rho v^2 \iint_{\Sigma} dx dy \\ \frac{1}{2} C_{M_y} \rho v^2 \iint_{\Sigma} dx dy \\ \frac{1}{2} C_{M_z} \rho v^2 \iint_{\Sigma} dx dy \end{bmatrix} \quad (4-17)$$

$$\begin{bmatrix} \bar{M}_x \\ \bar{M}_y \\ \bar{M}_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \int_0^{T_1} M_x dt \\ \int_0^{T_1} M_y dt \\ \int_0^{T_1} M_z dt \end{bmatrix} \quad (4-18)$$

4.5 本章小结

本章对双扑翼飞行器建立了机体坐标系，并对扑动角、迎角等扑翼参数进行定义并简单介绍。为了方便后续的流体实验，针对该扑翼飞行器，列出特定的流体动力学控制方程（主要包括质量守恒方程、动量守恒方程以及能量守恒方程）并进行简单分析说明，并设置了控制体边界条件（包括内边界条件和外边界条件）等。同时，对空气动力及其分量进行字母标定，并对其定义式进行表述。

第五章 流体仿真实验及实验分析总结

5.1 CFD 介绍

CFD (Computational Fluid Dynamics, 计算流体力学) 是流体力学这门学科的分支。主要通过流体动力学控制方程 (主要包括质量守恒方程、动量守恒方程以及能量守恒方程), 来对实际流体问题进行模拟, 进而得到流场内每一个点的基本物理量 (例如压强、流速等), 以解决复杂的流动问题。

CFD 软件具体操作流程如下图所示:

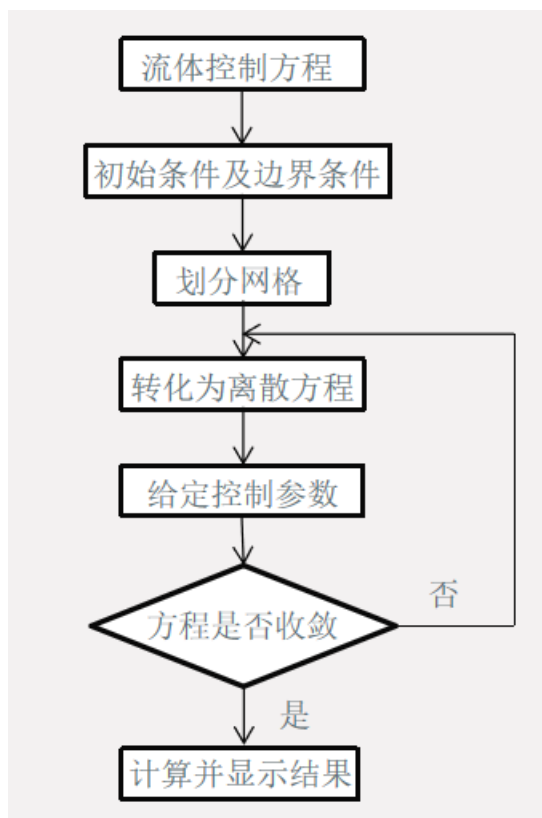


图 5-1 CFD 分析流程图

在一般的 CFD 软件中, 主要处理好模型网格划分, 控制方程、初始条件及边界条件, 接下来的条件和控制方程离散化, 软件将自动进行处理。

5.2 SolidWorks Flow Simulation 简介及分析步骤

Flow Simulation 是一款 CFD 软件, 并被 SolidWorks 所嵌套。因此, 就可以不为计算流体动力而修改模型, 实现了三维模型与 CFD 的直接对接, 节省了一些时间和精力。Flow Simulation 作为 CFD 软件, 可以仿真模拟流体实际流动, 并解决复杂流动问题。

Flow Simulation 仿真实验主要步骤:

1.向导项目。在此过程，需要预定义系统基本单位，流体分析类型（内部或外部），选择流体种类，以及计算域大小的确定等。具体参数设定如下图所示：



图 5-2 单位系统

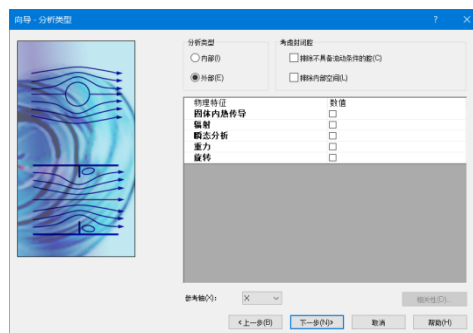


图 5-3 分析类型

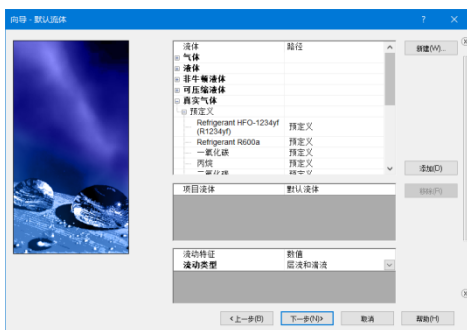


图 5-4 默认流体

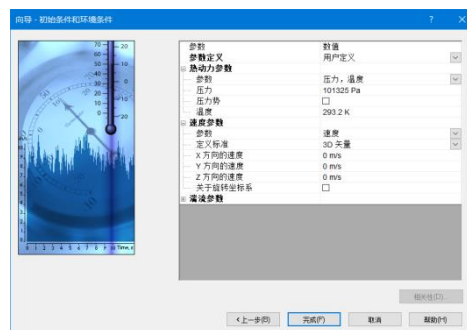


图 5-5 初始条件和环境条件

2.划分计算网格。根据实际情况调节计算网格的大小。网格划分的越小，收敛标准也会更加严格，进而得到的数据更加精确。

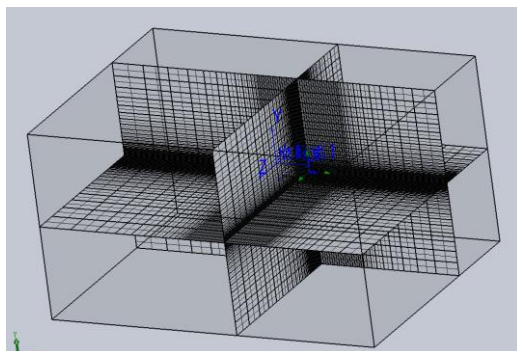


图 5-6 网格划分

3.定义边界条件。包括外边界条件和内边界条件，其中外边界条件要定义控制体的入口及出口压强、流速等，内边界要定义扑翼表面流速条件。

4.定义项目工程目标。选择自己所需要的数据参数及计算域的某一截面。

5.求解项目实验。刚开始求解时会出现波动，但随着迭代次数增加，数值将收敛趋于稳定。

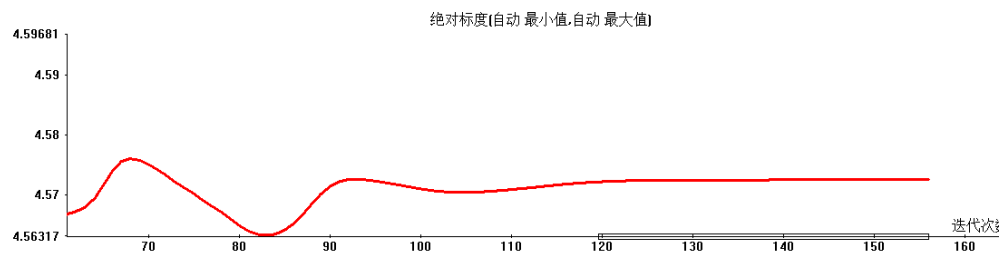


图 5-7 方程迭代求解

6. 导出实验数据。

5.3 实验概述

有了上述理论结果和实验基础，接下来，就可以针对该扑翼飞行器进行流体实验了。为了方便实验、完成相关计算以及得出结论，采取了一定的研究顺序——将前扑翼和后扑翼分为上扑阶段和下扑阶段，来分析该飞行器，这样就有效地避免了要同时考虑上扑和下扑的复杂情况。具体研究方法是在上扑阶段或下扑阶段选取关键时刻，进行试验，从而得到实验结果图以及实验数据等。值得一提的是，在实验过程中应认真仔细，以防错记或漏记实验数据。

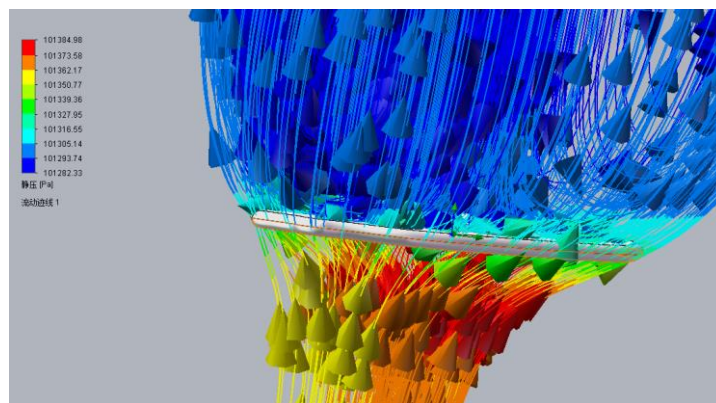
5.4 扑翼向下扑动流体实验

在前后扑翼下扑阶段，设定迎角均取 0° ，同时，设定扑翼起始位置为平行于 XOY 水平面，且先向下运动，因此，在一个周期里下扑阶段包括 $0 \sim T/4$ 及 $3T/4 \sim T$ 。为了方便计算和实验分析，距离 c 根据最大扑动角所取得，关系公式如下：

$$\tan \varphi_0 = \frac{c}{15} \quad (5-1)$$

5.4.1 前扑翼向下扑动流体实验

针对最大扑动角为 25° ，振动频率为 50 赫兹的条件下，得到 c 值为 7mm，并对此情况的不同扑动角（即由时间 t 所控制）展开讨论。首先，记录了在不同时刻，相应准定常流动情况下，前扑翼周围空气流体流动迹线情况及分布情况，如下图所示：

图 5-8 $t=0$ 时前扑翼周围流体流动流线分布图

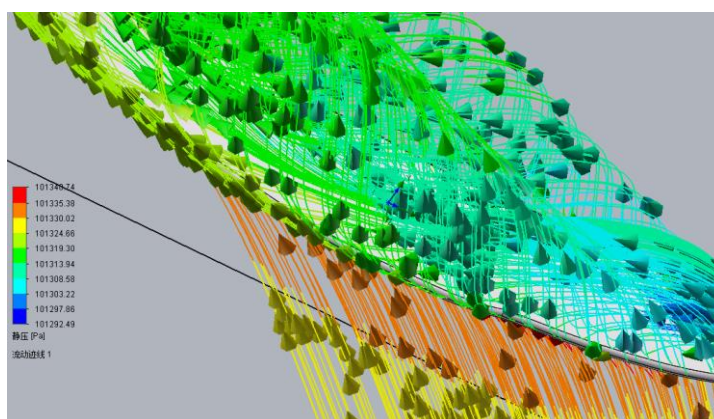


图 5-9 $t=T/8$ 时前扑翼周围流体流动流线分布图

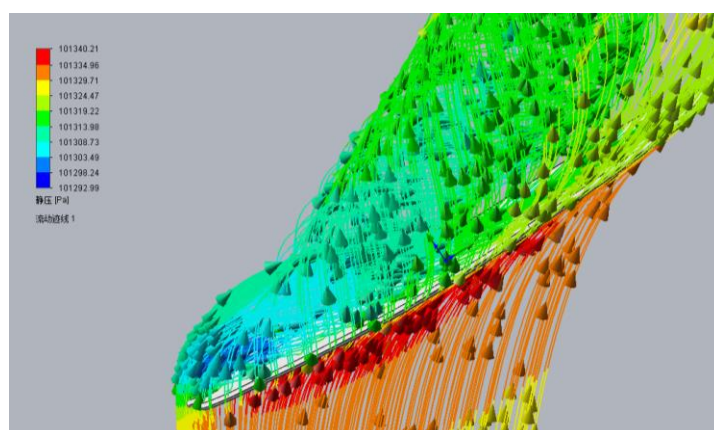


图 5-10 $t=7T/8$ 时前扑翼周围流体流动流线分布图

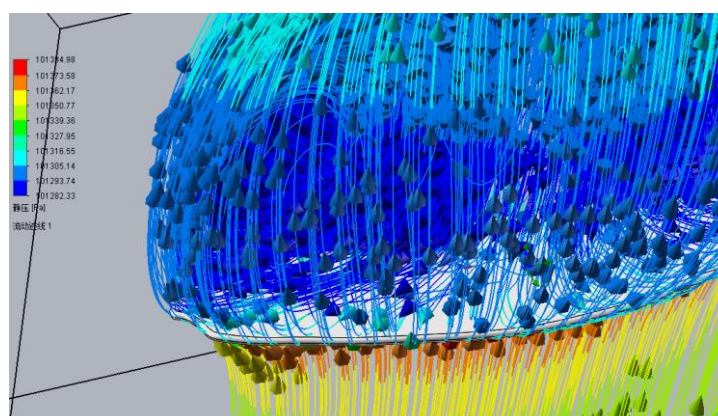


图 5-11 $t=T$ 时前扑翼周围流体流动流线分布图

通过上图实验，了解了扑翼在振动时，流体质点的流动轨迹。在此过程，不难发现扑翼表面上方产生了几处低压区，扑翼表面的下方产生高压区，正是由于扑翼上下表面的压力差，才致使扑翼产生飞行时的空气动力。

为了使流体流动对扑翼飞行器飞行的影响更加直观，接下来对上述几种扑翼扑动状态的压强进行数据统计和记录。

表 5-1 前扑翼在最大扑动角为 25°，振动频率为 50 赫兹时，向下扑动上表面局部参数表

周期	表面积 (m ²)	局部参数:静压 (pa)		
		最小值	最大值	平均值
0	0.0013	101282.33	101297.19	101292.10
T/8	0.0013	101292.49	101319.52	101310.53
7T/8	0.0013	101292.99	101321.91	101310.62
T	0.0013	101282.33	101297.19	101292.10

表 5-2 前扑翼在最大扑动角为 25°，振动频率为 50 赫兹时，向下扑动下表面局部参数表

周期	表面积 (m ²)	局部参数:静压 (pa)		
		最小值	最大值	平均值
0	0.0013	101317.09	101384.98	101372.20
T/8	0.0013	101323.28	101340.47	101334.91
7T/8	0.0013	101323.67	101340.21	101334.95
T	0.0013	101317.09	101384.98	10372.20

通过数据图，不难得知，在每个关键时刻，前扑翼上方和下方的平均压强值。因此，可以凭借这些参数值运算，估算出扑翼在每个时刻的空气动力，并对这些数值加以分析，为后文得出仿生扑翼的气动力函数做好铺垫。

经运算，得出了前扑翼在特定最大扑动角、振动频率下的关键时刻的瞬时空气动力值，具体详细情况，见下表：

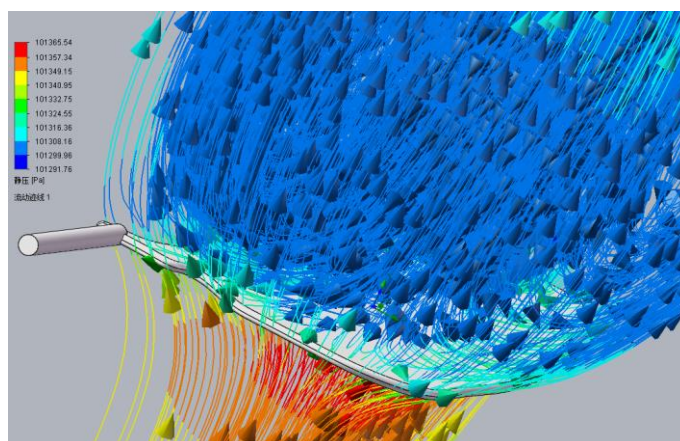
表 5-3 前扑翼在最大扑动角为 25° ，振动频率为 50 赫兹时，向下扑动的瞬时动力表

周期	瞬时空气动力 (mN)	瞬时阻力 (mN)	瞬时升力 (mN)
0	195	20.4	193.4
T/8	63.5	9.5	46.9
T/4	0	0	0
3T/4	0	0	0
7T/8	63.2	9.4	46.7
T	195	20.4	193.4

值得一提的是，对于前后扑翼而言，左右扑翼进行同步振动，因此，扑翼在每个周期的不同时刻所受到的侧向力会相互抵消，值的大小为 0。因此，该表格中不记录侧向力数值，下文表格相同。

5.4.2 后扑翼向下扑动流体实验

对于后扑翼研究，采取了前扑翼分析的顺序及方法。同样地记录了在不同时刻，后扑翼周围流体流动迹线情况，如下图所示：

图 5-12 $t=0$ 时后扑翼周围流体流动流线分布图

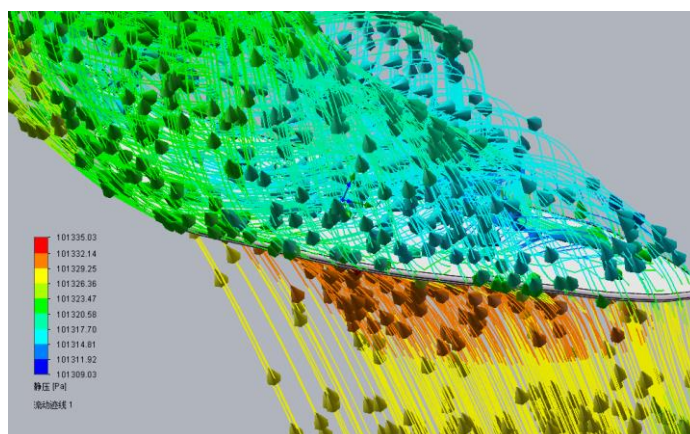


图 5-13 $t=T/8$ 时后扑翼周围流体流动流线分布图

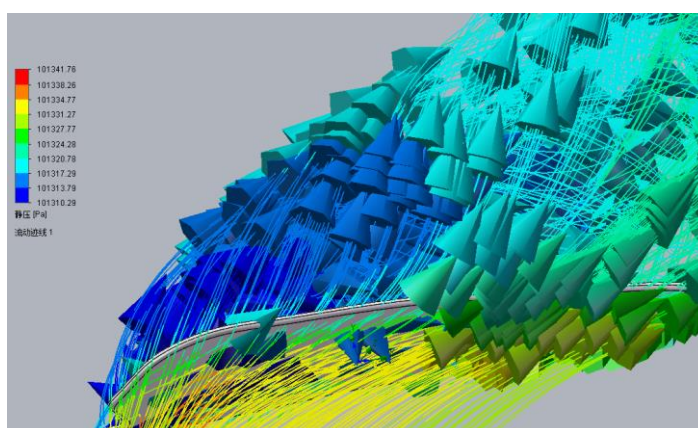


图 5-14 $t=7T/8$ 时后扑翼周围流体流动流线分布图

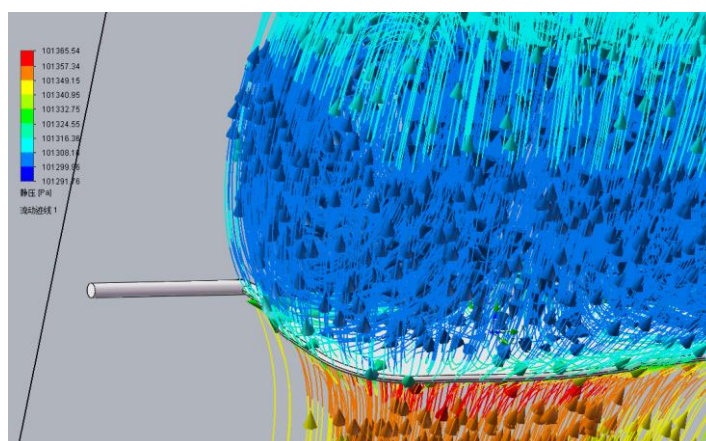


图 5-15 $t=T$ 时后扑翼周围流体流动流线分布图

通过记录每个时刻后扑翼周围流体的运动轨迹，可以对该时刻的流体流动有大致了解，为后文分析提供了很好的借鉴作用。

当然，为了使流体流动对扑翼飞行器飞行的影响更加直观，接下来对上述几种扑翼扑动状态的压强进行数据统计和记录，同时方便下文的空气动力统计计算。具体参数数据见下表所示。

表 5-4 后扑翼在最大扑动角为 25° ，振动频率为 50 赫兹时，向下扑动上表面局部参数表

周期	表面面积 (m^2)	局部参数:静压 (pa)		
		最小值	最大值	平均值
0	0.0013	101291.76	101306.48	101302.71
T/8	0.0013	101309.03	101319.68	101315.69
7T/8	0.0013	101310.29	101320.79	101314.58
T	0.0013	101291.76	101306.48	10302.71

表 5-5 后扑翼在最大扑动角为 25° ，振动频率为 50 赫兹时，向下扑动下表面局部参数表

周期	表面面积 (m^2)	局部参数:静压 (pa)		
		最小值	最大值	平均值
0	0.0013	101323.84	101365.54	101356.56
T/8	0.0013	101321.74	101335.03	101331.24
7T/8	0.0013	101323.32	101341.76	101331.88
T	0.0013	101323.84	101365.54	101356.56

同时，为了更好地了解扑翼在不同时刻的扑动状态，将对扑翼的其他参数进行实验。以后扑翼为例，在 $t=0$ 时刻，准定常流动情况下，截取了扑翼不同截面（包括前段、中段、后段三个部分）的涡量图、流速图、相对压力图、湍流动能图等等。

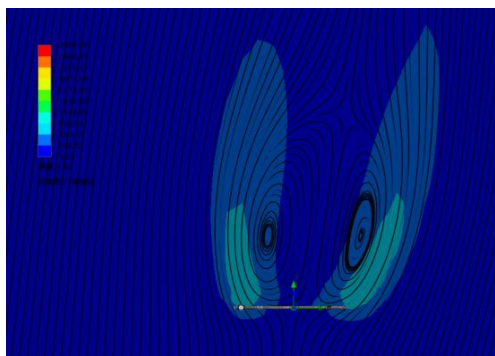


图 5-16 后扑翼前段截面涡量图

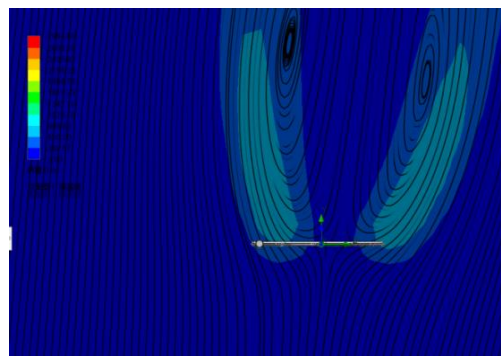


图 5-17 后扑翼中段截面涡量图

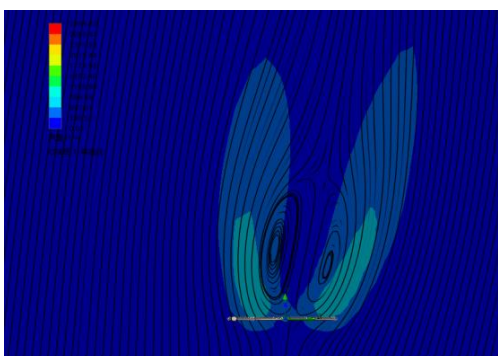


图 5-18 后扑翼后段截面涡量图

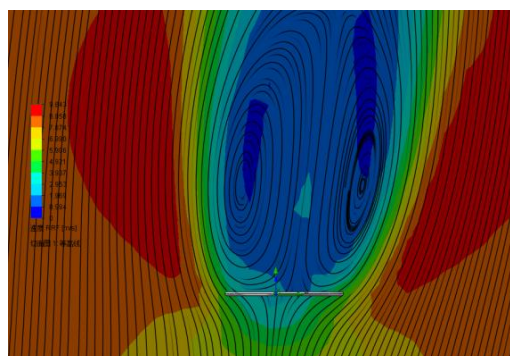


图 5-19 后扑翼前段截面流速图

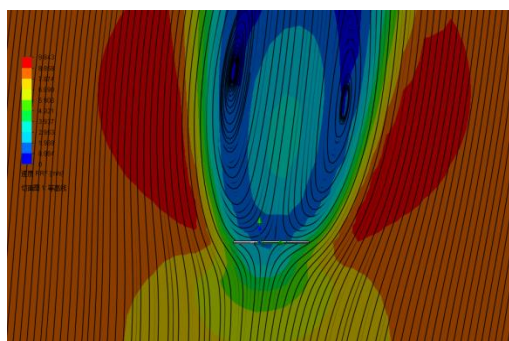


图 5-20 后扑翼中段截面流速图

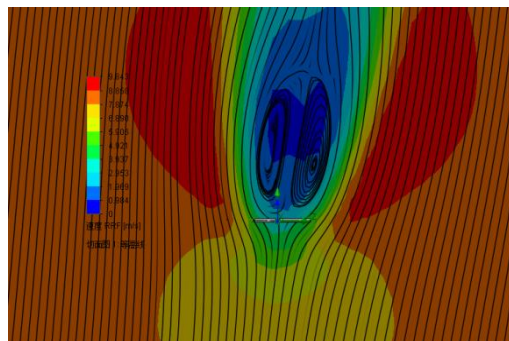


图 5-21 后扑翼后段截面流速图

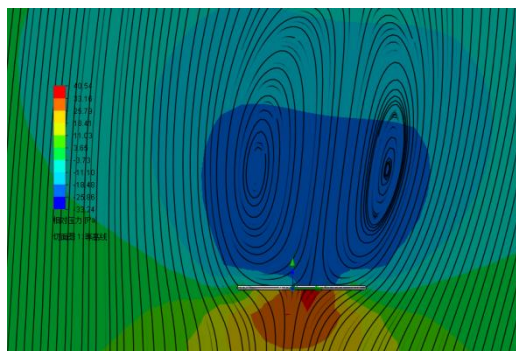


图 5-22 后扑翼前段截面相对压力图

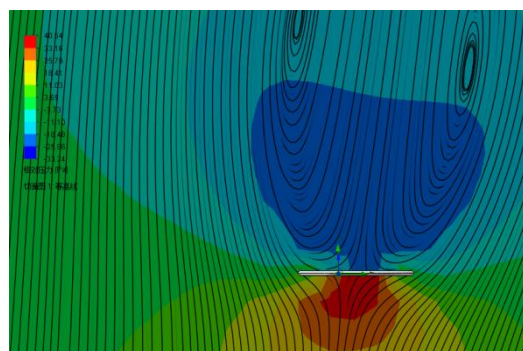


图 5-23 后扑翼中段截面相对压力图

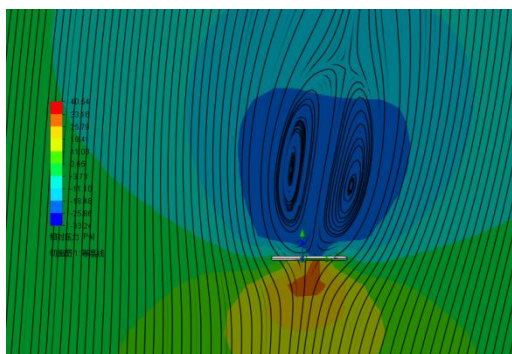


图 5-24 后扑翼后段截面相对压力图

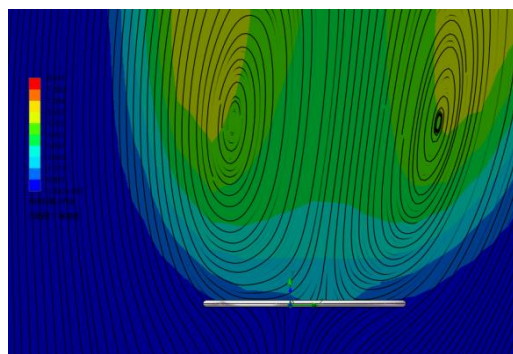


图 5-25 后扑翼前段截面湍流动能图

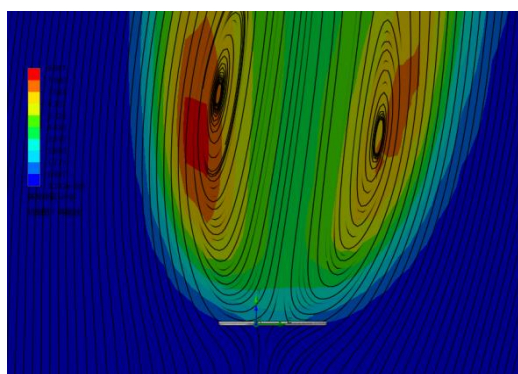


图 5-26 后扑翼中段截面湍流动能图

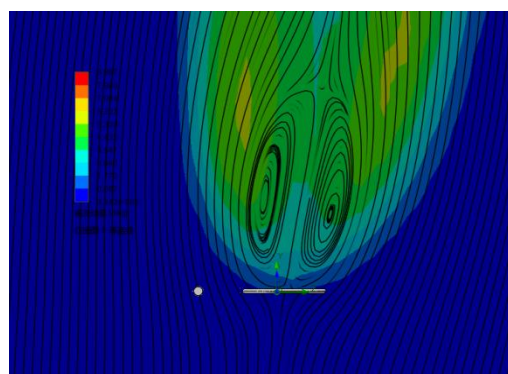


图 5-27 后扑翼后段截面湍流动能图

上述切面参数图记录了不同截面、不同参数值在不同位置的数值大小，扑翼上下表面的参数差值一目了然。

同样地，根据后扑翼在不同时刻的上方和下方压强值进行计算，将计算出的数据依次记录在表格中，具体数值情况如下图所示：

表 5-6 后扑翼在最大扑动角为 25°，振动频率为 50 赫兹时，向下扑动的瞬时动力表

周期	瞬时空气动力 (mN)	瞬时阻力 (mN)	瞬时升力 (mN)
0	185.1	22.7	183.7
T/8	53.1	7.9	39.2
T/4	0	0	0
3T/4	0	0	0
7T/8	58.82	8.8	43.5
T	185.1	22.7	183.7

观察前后扑翼数据，进行对比分析、总结等，可以得知，扑翼在下扑阶段主要产生飞行器所需的升力以及阻力，而且，绝大部分空气动力来源于 $t=0$ 时刻前后。

5.5 扑翼向上扑动流体实验

根据扑动周期定义，在一个周期里上扑阶段为 $T/4—3T/4$ 区别于向下扑动过程，扑翼在向上扑动时要有一定的迎角，不仅可以减小负升力，同时可以提供一定的前进力。因此，针对上扑阶段设定条件为最大扑动角为 25° ，振动频率为 50 赫兹，迎角为 30° 。所选取实验和计算的关键点与扑翼上扑阶段一样，实验步骤及实验过程也基本类似。

经过模拟流体动力实验，过程与上扑阶段大致相同，这里不做赘述。最后得出空气动力参数值，如下图表所示。

表 5-7 前扑翼在最大扑动角为 25° ，振动频率为 50 赫兹时，迎角为 30° 向上扑动的瞬时动力表

周期	瞬时空气动力 (mN)	瞬时前进力 (mN)	瞬时负升力 (mN)
T/4	0	0	0
3T/8	23.4	15.8	15.3
T/2	114.4	86.7	75.1
5T/8	33.8	22.8	22.0
3T/4	0	0	0

表 5-8 后扑翼在最大扑动角为 25° ，振动频率为 50 赫兹时，迎角为 30° 向上扑动的瞬时动力表

周期	瞬时空气动力 (mN)	瞬时前进力 (mN)	瞬时负升力 (mN)
T/4	0	0	0
3T/8	57.8	37.4	37.0
T/2	163.2	123.6	107.2
5T/8	47.6	32.0	31.0
3T/4	0	0	0

将前扑翼和后扑翼在向上振动时，所受的空气动力进行比较和分析。对比可知，在下扑阶段，扑翼主要受到的空气动力包括瞬时负升力以及瞬时前进力。在 $t=T/2$ 时刻前后，提供了主要的扑翼飞行器所需的前进力，为扑翼机飞行提供了有效保证。

5.6 实验数据分析

通过对前后扑翼的流体实验分析，不难得知，扑翼在几个重要时刻时的运动状态、流体质点运动轨迹、流线、扑翼上下表面的压力差、扑翼所受的空气动力等等。为了能对扑翼飞行器飞行有一个宏观的了解，将对上一节经实验分析所得的扑翼飞行数据——空气动力进行汇总、总结拟合函数关系并得出有效结论。

首先，用 Matlab 软件将上一节得到的数据点绘画至二维坐标系中，接着进行基本模拟（选用适当的 n 阶多项式进行模拟），从而得到在一个扑动周期内空气动力与时间的函数关系，及其表达式，最后对函数进行统计数据信息。

5.6.1 飞行器升力实验数据分析

首先对扑翼的升力进行函数分析，下方的三张图是对前扑翼升力的数据分析。

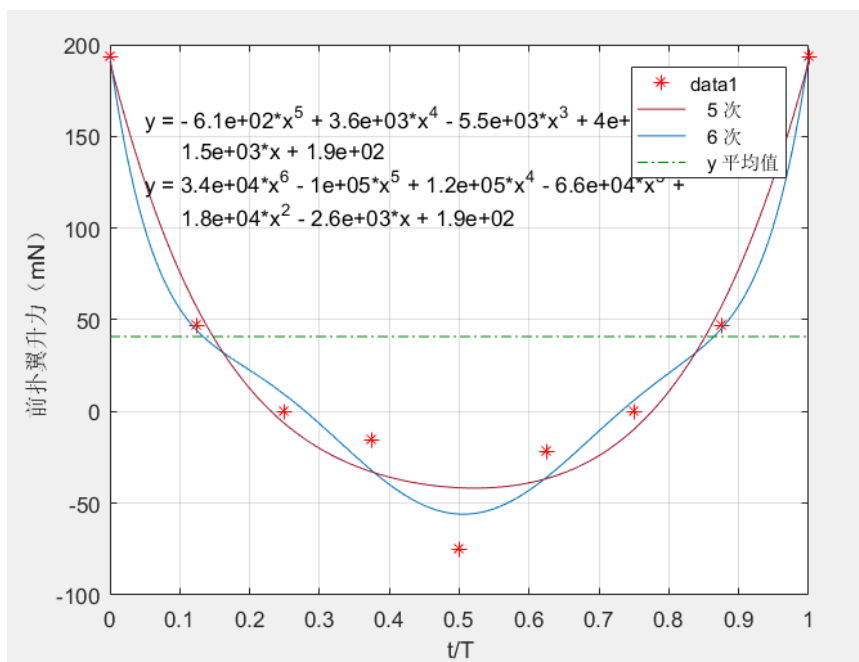


图 5-28 前扑翼升力 a 图

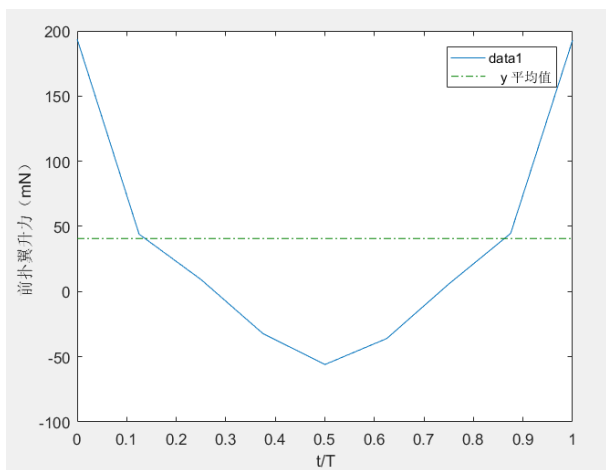


图 5-29 前扑翼升力 b 图

以下项的统计信息 data1

选中以下各项即可在图上绘制相应的统计信息:

	X	Y
最小值	0	-55.97
最大值	1	193.8
平均值	0.5	40.69
中值	0.5	9.238
众数	0	-55.97
标准方差	0.3423	93.13
极差	1	249.8

图 5-30 前扑翼升力 c 图

如前扑翼升力 a 图所示，红线和蓝线分别代表五阶多项式和六阶多项式，具体函数关系式如图。为保证较为准确的数据结果，采取六阶多项式进行函数模拟，如 b 图，即为在一个周期内，前扑翼的升力随时间 t 变化函数图。最后对该函数进行数据分析，具体详细数据见 c 图。

同样地，对后扑翼的数据点及拟合函数进行简单分析，如下图所示。

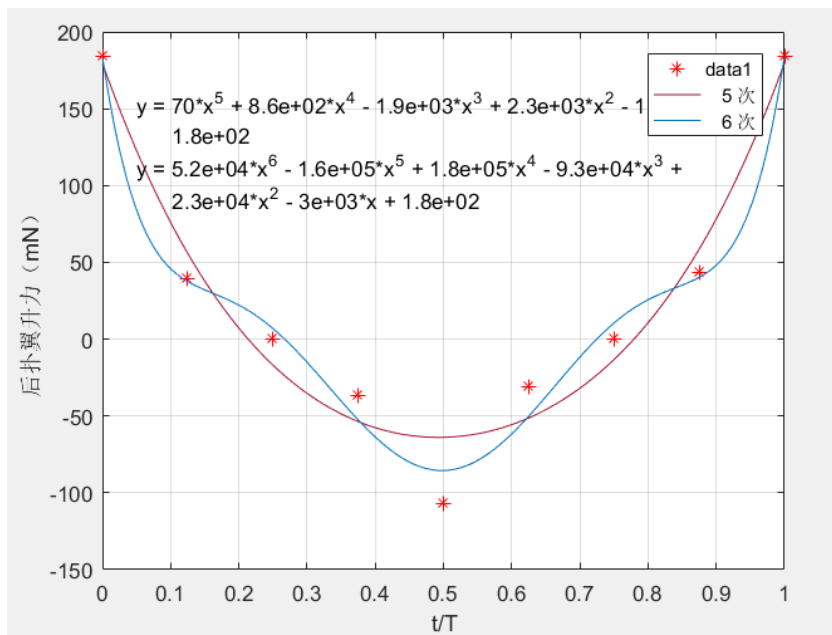


图 5-31 后扑翼升力 a 图

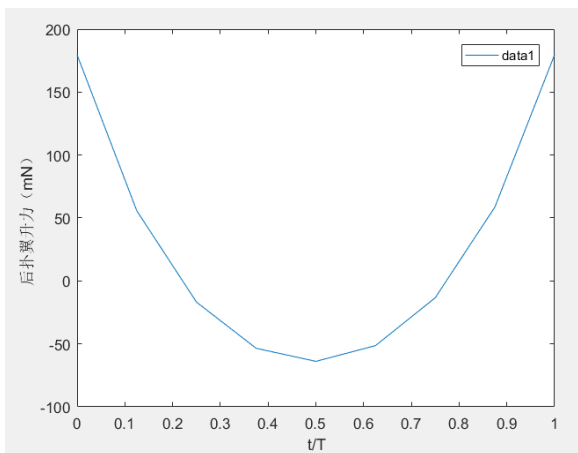


图 5-32 后扑翼升力 b 图

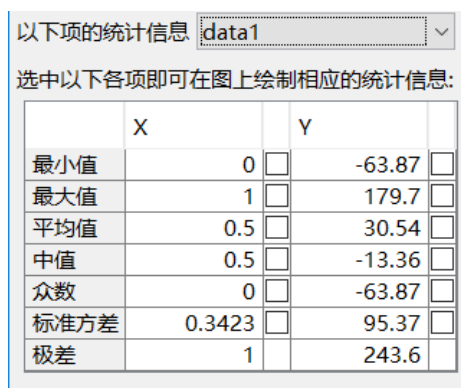


图 5-33 后扑翼升力 c 图

与前扑翼升力数据分析类似，也是通过数据点进行函数模拟，从而找到后扑翼在飞行扑动周期内的每个时刻的后扑翼的瞬时升力。具体函数表达式、函数图像及图像数据见后扑翼升力 a、b、c 图。

不难看出前后扑翼，在一个扑动周期内产生的平均升力和约为 71.23mN，大于扑翼飞行器的自身重力 68.6mN，当然，可以保证扑翼飞行器的正常飞行，其中大部分升力来源于 T=0 时刻前后。

5.6.2 飞行器前进力实验数据分析

前进力是空气动力分量，是驱动飞行器不断前进的动力。为了保证飞机能够正常飞行，对飞行器前进力与时间函数关系展开分析。对于前扑翼的六阶多项式模拟函数（前扑翼前进力与时间之间的函数）以及具体数据见前扑翼前进力 a 图、b 图、c 图。

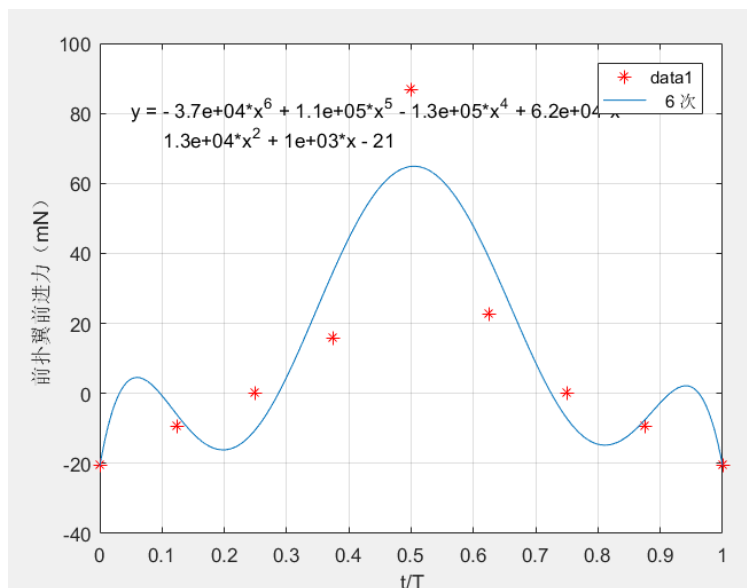


图 5-34 前扑翼前进力 a 图

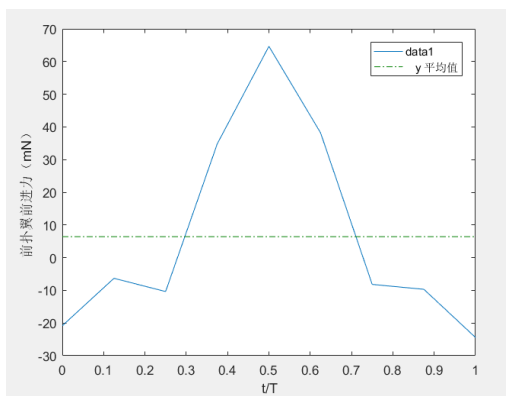


图 5-35 前扑翼前进力 b 图

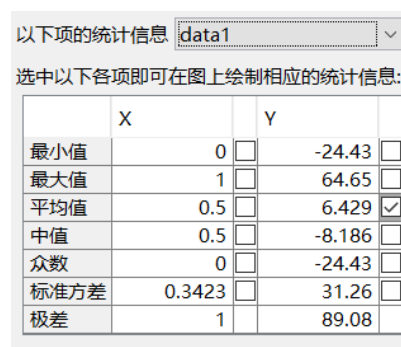


图 5-36 前扑翼前进力 c 图

同样地，也对后扑翼展开了类似的函数分析。后扑翼的六阶多项式模拟函数（后扑翼前进力与时间之间的函数）以及具体数据见后扑翼前进力 a 图、b 图、c 图。

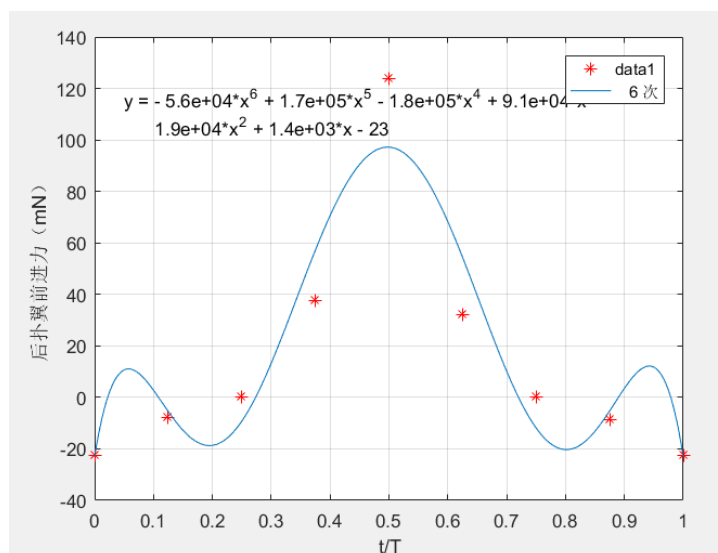


图 5-37 后扑翼前进力 a 图

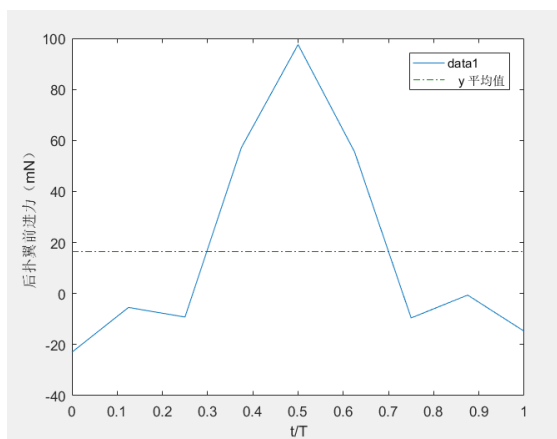


图 5-38 后扑翼前进力 b 图

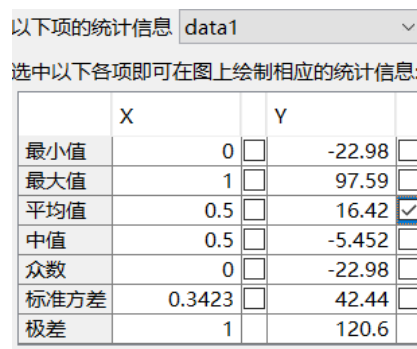


图 5-39 后扑翼前进力 c 图

经过上述实验和数据分析，不难得出前后扑翼在一个周期内的平均前进力和约为 22.849mN，可以保证扑翼飞行器在速度为 1m/s 情况下的正常飞行。经观察模拟函数，可以看出，主要前进力来源于上扑阶段（扑翼向上扑动产生的反作用力）。

5.7 本章小结

本章对 CFD 定义、功能以及 CFD 软件具体操作流程进行简单说明和介绍，同时大致说明了 CFD 软件 SolidWorks Flow Simulation 及软件主要操作步骤，方便对扑翼飞行器进行流体实验。接着，就对扑翼展开了空气动力实验及实验数据统计。将扑翼划分成向上扑动和向下扑动两个阶段，分别对前扑翼和后扑翼在自己设定的最大扑动角、振动频率、迎角下进行空气动力实验。描绘了扑翼周围流体流动迹线情况，记录了扑翼在扑动周期中特殊点的压强差等数据，并计算了特殊点的瞬时空气动力、瞬时阻力、瞬时升力、瞬时前进力等。对得到的空气动力数据进行统计总结，并利用数据点，计算出高阶多项式，进而画出模拟函数，再对模拟函数进行简单的数据总结。

总结得出：前后扑翼在一个周期内的平均升力和约为 71.23mN，大于扑翼飞行器的重力 68.6mN，可以保证扑翼飞行器的正常飞行，其中大部分升力来源于 $T=0$ 时刻前后。前后扑翼在一个周期内的平均前进力和约为 22.849mN，可以保证扑翼飞行器在速度为 1m/s 情况下的正常飞行。经观察模拟函数，可以看出，主要前进力来源于上扑阶段（扑翼向上扑动产生的反作用力）。

结 论

论文结论：扑翼飞行器分为单扑翼和双扑翼，双扑翼虽然比较复杂，但两对扑翼可以交替扑动，提供较好的气动力，所以它的空气动力特性是非常好的，具有很好的研究意义。本文目的是设计一款仿蜻蜓双扑翼飞行器，并对扑翼分别进行静力和动力实验分析，模拟扑翼在飞行时的状态及受力情况，验证仿生双扑翼飞行器的合理性。具体操作步骤如下：

1.通过阅读参考文献了解到扑翼机的研究现状以及分析方法，针对仿蜻蜓双扑翼飞行器进行研究。首先，对飞行器的扑翼及机械传动机构进行设计，并用三维建模软件 SolidWorks 进行绘制及运动仿真。

2.针对扑翼机的传动机构，建立简单的坐标系及数学模型并进行理论推导。最后得知前后扑翼在一个扑动周期的每个时间点的位移量及速度函数，为下文流体实验做好了基本理论基础。

3.考虑扑翼模型所需的条件，经过对比分析，选择了合适的扑翼材料，并对扑翼进行了简单的静力试验。经过实验得出结论：扑翼危险点的第一主应力远小于材料本身的屈服强度，满足强度要求。扑翼最大形变量很小，可以忽略，并且可以把扑翼当作刚体进行分析。

4.对双扑翼飞行器建立了机体坐标系，并对扑动角、迎角等扑翼参数进行简单介绍。为了方便后续的流体实验，对流体动力学控制方程（主要包括质量守恒方程、动量守恒方程、能量守恒方程）进行简单分析说明，并设置了计算域边界条件等。同时，对空气动力及其分量进行字母标定，并对其定义式进行表述。

5.对 CFD 定义、功能以及 CFD 软件具体操作流程进行简单说明和介绍，同时大致说明了 CFD 软件 SolidWorks Flow Simulation 及软件主要操作步骤。接着，就对扑翼展开了空气动力实验及实验数据统计。将扑翼划分成向上扑动和向下扑动两个阶段，分别对前扑翼和后扑翼在自己设定的最大扑动角、振动频率、迎角下进行空气动力实验。描绘了扑翼周围流体流动迹线情况，记录了截面相对压力、截面流速等分析结果图以及扑翼在扑动周期中特殊点的压强差等数据，并计算了特殊点的瞬时空气动力、瞬时阻力、瞬时升力、瞬时前进力等。对得到的空气动力数据进行统计总结，并利用数据点，计算出高阶多项式，进而画出模拟函数，再对模拟函数进行简单的数据总结。

6.最后总结得出：前后扑翼在一个周期内的平均升力和约为 71.23mN，大于扑翼飞行器的重力 68.6mN，可以保证扑翼飞行器的正常飞行，其中大部分升力来源于 $T=0$ 时刻前后。前后扑翼在一个周期内的平均前进力和约为 22.849mN，可以保证扑翼飞行器在速度为 1m/s 情况下的正常飞行。经观察模拟函数，可以看出，主要前进力来源于上扑阶段（扑翼向上扑动产生的反作用力）。

期望:

1.本文研究的扑翼飞行器还有更多的研究内容和分析步骤。当然，还可以在现有的基础上进行更多的模拟实验，以了解扑翼飞行器的运动状态和参数等。

2.在当前研究基础上，后续研究设想:

3.可以对左右扑翼分别实验，设置不同的扑动角幅值，将会产生侧向力差值等，有利于扑翼飞行器的滚转、偏航操作等。

4.或者可以分析左右扑翼不同步扑动，对侧向力有何影响等。

5.可以调整扑动角幅值进行模拟流体实验，并针对不同扑动角幅值进行对比分析，研究证明最适合该扑翼飞行器飞行的扑动角幅值等。

6.还可以直接将仿生扑翼飞行器的飞行扑动过程当成非定常流动进行分析，对其进行动网格划分，以及动态流体分析。这样，可以有效地降低误差，从而使数据更加精确，更加有参考价值。

参考文献

- [1] 彭跃林. 微小扑翼飞行器机翼及机构模型的设计与实验研究 [D]. 西北工业大学, 2003.
- [2] 吉爱红, 沈欢, 李长龙, 王寰, 俞志伟. 昆虫的扑翼轨迹及高升力机理[J]. 南京航空航天大学学报, 2018, 50(03): 289-294.
- [3] 张西金, 方宗德, 杨小辉. 一种仿蜜蜂类昆虫扑翼悬停控制的仿真估算研究[J]. 航空动力学报, 2008(09): 1561-1567.
- [4] 蒋照华. 仿生蜻蜓翅翼力学特性分析与改进研究[D]. 哈尔滨工业大学, 2018.
- [5] 孙卫, 冯春鹏. 仿蜻蜓扑翼飞行器机构设计及气动力研究[J]. 飞行力学, 2016, 34(05): 21-25+29.
- [6] 严忠, 王坤. 基于四杆机构对仿生蜻蜓扑翼飞行器的设计优化与仿真[J]. 科技资讯, 2012(27): 59-61+63.
- [7] 张锐. 蜻蜓转弯和侧飞时气动特性研究及仿蜻蜓样机研制[D]. 哈尔滨工业大学, 2018.
- [8] 张孝松. 基于蜻蜓翅翼的仿生微扑翼飞行器机翼的有限元分析[D]. 哈尔滨工业大学, 2006.
- [9] 周骥平, 武立新, 朱兴龙. 仿生扑翼飞行器的研究现状及关键技术[J]. 机器人技术与应用, 2004(6): 12-17
- [10] 侯宇, 方宗德, 刘岚. 仿生微扑翼飞行器机构动态分析与工程设计方法[J]. 航空学报, 2005(02): 45-50.
- [11] 窦志龙. 微型平直可折叠扑翼飞行器的控制技术[D]. 东北大学, 2011.
- [12] 李雪. 扑翼微飞行器机翼结构设计及优化[D]. 东北大学, 2008.
- [13] 黄鸣阳, 肖天航, 昂海松. 多段柔性变体扑翼飞行器设计[J]. 航空动力学报. 2016(08).
- [14] Propulsive device of the flapping wing type[J]. D. N. Gorelov. Journal of Applied Mechanics and Technical Physics. 2014(6).
- [15] Nonlinear response of flapping beams to resonant excitations under nonlinear damping[J]. Orhan Ozelik, Peter J. Attar. Acta Mechanica. 2015(12).
- [16] Hydrodynamic performance of flapping-foil propulsion in the influence of vortices[J]. Xi Zhang, Yu-min Su, Liang Yang, Zhao-li Wang. Journal of Marine Science and Application. 2010(2).
- [17] 邵立民, 宋笔锋, 熊超, 杨淑利. 微型扑翼飞行器风洞试验初步研究[J]. 航空学报, 2007, 28(2): 275-280.
- [18] 程超宇. 基于昆虫仿生扑翼飞行器机构的研究[J]. 湖北农机化, 2019(01): 47.
- [19] 宁宇. 仿甲虫微型扑翼飞行器气动特性数值模拟研究[D]. 郑州轻工业大学, 2019.
- [20] 吴丹. 三维复翅扑动的气动特性数值研究[D]. 哈尔滨工业大学, 2017.

致 谢

经过两个月多月地努力，我终于写完了这篇毕业论文。在这段努力工作的时间里，有喜悦的笑容，也有奋斗的汗水。虽然在写作过程中遇到很多困难和意外，但最终通过自己的修正分析，反复推敲，老师的指导下克服了。值得一提的是，在写论文过程中，我的指导老师——傅雅宁老师对我的错误观点和想法进行指正，并对书写的论文进行纠正。正是傅老师的细心修改和指导下，我才有动力和想法进行分析实验。在此，我再一次像傅老师对我的帮助表示感谢。当然，也要感谢父母的鼓励支持。在分析实验过程中，因为数据的偏差，导致自己心态出现问题，甚至有放弃写作的想法，但是，父母对我耐心鼓励，让我走出失败的阴影，战胜自己，完成实验和论文书写。同时，我希望我自己会继续努力，把实验分析好，做好本职工作。

在这里，我也要感谢本篇论文所引用的文献，如果没有这些学者的思维启发和帮助，我甚至无法将本篇论文完结。至此，感谢鼓励和支持我的朋友和同学，因为有了他们，在写作过程期间才不显得单调乏味，充满乐趣。

当然，金无足赤，人无完人。由于我的学术水平有限，所书写的论文难免会有不足之处，在这里，恳请各位老师、学者和同学批评、指正！