



北京八中国际部

International Department of Beijing No.8 High School

“洞察未来·学术实践月” 结题论文

课题题目：空气动力学核心概念梳理和科普行动探索

课题成员： 陈震坤、赵文恺、刘彧樵、巴彦恩克

指导教师： 陈乐

完成日期： 2023 年 7 月

北京八中国际部制

空气动力学核心概念梳理和科普行动探索

摘 要

本文通过文献法对空气动力学基本原理的核心概念进行梳理，经各类文献对比、总结归纳得出核心概念的大致框架，基于大众物理学知识基础，撰写出适于大众阅读的核心概念阐释，以求在四旋翼飞行器日益广泛使用的当今情况下，对空气动力学基本原理进行科普宣传，履行科学共同体一份子的责任，为提高大众科学素养做出应有贡献。

关键词：空气动力学，基本原理，核心概念，四旋翼飞行器，科普

COMBATING CORE CONCEPTS OF AERODYNAMICS AND EXPLORING SCIENCE POPULARIZATION ACTION

ABSTRACT

In this paper, the core concepts of the basic principles of aerodynamics are sorted out through the literature method, and the general framework of the core concepts is obtained through the comparison and summary of various literature. Based on the public physics knowledge, the core concept interpretation suitable for public reading is written, in order to popularize the basic principles of aerodynamics and fulfill the responsibilities of a member of the scientific community under the current situation of the increasingly widespread use of four rotor aircraft, To make due contributions to improving Popular science literacy.

KEY WORDS: Aerodynamics, Basic principles, Core concepts, Quadrotor aircraft, Science popularization

目 录

第 1 章 引言	1
1.1 研究背景	1
1.2 研究目的	1
1.3 研究方法	1
第 2 章 空气动力学基本原理	3
2.1 空气动力学基本变量	3
2.2 空气动力和力矩	4
2.3 压力中心	5
2.4 分析方法和测量方法	6
2.5 流体静力学	8
2.6 流体流动的类型	9
2.7 边界层和摩擦力	12
第 3 章 四旋翼飞行器结构与功能	16
3.1 四旋翼飞行器结构图与功能	16
3.2 飞行器控制器结构图与功能	16
3.3 四旋翼飞行器飞行基本原理	17
参考文献	20

第 1 章 引言

1.1 研究背景

21 世纪以来，航空技术的不断发展，各式飞行器被不断改进并且广泛应用于各行各业。专业化的旋翼机具有可空中悬停、垂直起降的优点，能适应于狭小的飞行空间，在军用飞行器，民用飞行器中都占有一席之地。其中旋翼机的应用尤以四旋翼无人机为著。在农业中，四旋翼无人机主要用于来实现喷洒作业，可以喷洒药剂、种子、粉剂。由于农业植保四旋翼体积小、重量轻、运输方便、可垂直起降、飞行操作灵活，对于各种地形条件和环境都具有良好的适应性。¹在我国北方还是南方，丘陵还是平原，大地块还是小地块，农业植保无人机都拥有广阔的应用前景。美国无人机能完成其国内 60% 以上的农药喷洒；日本无人机能完成其国内 45% 的病虫害防治。在消防领域中国可以应用于洒水，侦察，救援等任务。在军事中，旋翼机可以用于完成突击前的探查工作，尽可能的禁烧伤亡率。在我们日常生活中，旋翼机可以帮助从高空完成拍摄。因此，多旋翼无人机的发展受到了人们的广泛关注。²

1.2 研究目的

四旋翼飞行器在人类生活中已逐渐普及，但目前很多人对四旋翼飞行器的飞行原理了解甚少，很多作品以外语为主，这使得很多用户很难学习和理解，甚至导致飞行时的安全风险。为了帮助用户更好地理解四旋翼飞行器的原理，我们对各种批判性文献进行了研究、比较和总结，并将我们所学到的内容写入本卷。这篇文章将帮助读者理解空气动力学的主要主题，各种术语和基本公式。在理解看似复杂的空气动力学问题时，用户可以参考促进理解和加深知识。这篇研究也将允许读者与一个小的空气动力学基础来解释空气动力学和流体力学的原理使用现有的力学和运动学。

1.3 研究方法

本研究主要采用文献法，前期主要梳理各类空气动力学基本原理专著，集中学习空气动力学相关理论知识，逐渐掌握飞行原理知识和系统分析方法。然后将理论知识用于分析四旋翼飞行器的飞行动力分析中，形成对其飞行原理的深入认识。以科普语言将空

气动力学中核心概念以平实的语言生动阐释清楚，整理成册，以供民众阅读，得以较为轻松理解飞行器背后的飞行原理。

第 2 章 空气动力学基本原理

2.1 空气动力学基本变量

2.1.1 压力与压强

压力是指发生在两个物体的接触表面发生形变而产生的作用力，例如足球对地面的压力，物体对斜面的力，手对墙壁的力等，或者是气体对于固体和液体表面的垂直作用力（主要用于空气动力学上）。压力常用 F_N 或 N 表示，单位牛顿(N)， $1N=1kg\cdot m/s^2$ 。

压强是物体所受的压力和受力面积的比值；而针对于空气动力学中的压强是指作用在单位面积的正压力，该力是由于气体分子在单位时间内对面发生冲击（或穿过该面）而发生的动量变化。压强常用 P 表示，单位帕斯卡(Pa)， $1Pa=1N/m^2$ 。例如大气压强为 $1.01\times 10^5 Pa$ 。

2.1.2 密度

密度（常指体密度）是对特定体积内的质量的度量，也可以理解为物体的质量对体积的比值。密度常用 ρ 表示，常用单位 kg/m^3 和 g/m^3 ，比如水的密度是 $1g/m^3$ 。

2.1.3 温度

温度是衡量物体冷热程度的物理量，用来描述物体内部分子或反应平均分子动能，在高速空气动力学中有重要作用。温度常用 T 表示，常用单位有开尔文 K ，摄氏度 $^{\circ}C$ ，华氏度 $^{\circ}F$ 。单位之间的换算： $-273.15^{\circ}C = 0K$ ，华氏度 $= 32 + 摄氏度 \times 1.8$ 。

2.1.4 流动速度

流动速度又称流速，是指液体或气体单位时间内所经过的距离。常用 v 表示，常用单位 m/s 和 km/h 。

2.1.5 流线

在流场中每一点上都与速度矢量相切的曲线被称为流线，它给出该时刻不同流体质点的速度方向。³

2.2 空气动力和力矩

空气动力和空气动力矩是飞行器动力学基础，理解这两个核心理论有助于整体把握飞行器动力的基本原理，抓住了原理的关键。

2.2.1 升力

升力旧称举力，是空气动力在飞行器纵向对称平面内垂直于飞行方向的、向上的分量。升力主要作用在机翼上。当机翼和水平飞行方向有一定迎角时，作用于机翼下表面的压力大于作用于机翼上表面的压力，从而产生升力。飞行器的机身和水平尾翼也能产生部分升力。升力与动压 ($\rho v^2 S/2$, ρ 是飞行高度上的大气密度, v 是飞行速度, S 是飞机的特征面积, 常取为机翼面积) 的比值称为升力系数, 常以 C_l 表示。⁴

2.2.2 阻力

阻力是与风的方向相反的空气动力分量。它总是指向后方, 阻碍飞行, 故称为阻力。要维持飞行器持续飞行, 必须由飞机的动力装置产生足够的推力, 以克服阻力。阻力可分为摩擦阻力和压差阻力两种。摩擦阻力, 是由空气粘性所产生的。压差阻力, 是物面压力所引起的阻力。阻力与 $\rho v^2 S/2$ 的比值称为阻力系数, 常以 C_d 表示, 其中 ρ 、 V 、 S 定义同升力系数。阻力的大小与飞机外形、飞行姿态、雷诺数 (Re)、马赫数、表面粗糙程度等有关。⁵

2.2.3 侧力

侧力是指作用于飞行器上的空气动力在垂直于升力和阻力方向上的分量, 即垂直于主轴线方向的分力。一般规定指向右翼的侧力为正值。侧力是由侧滑角所引起的, 侧滑角即飞行方向与飞行器对称面之间的夹角, 可简单理解为飞机的飞行方向与机身方向的夹角。

2.2.4 升阻比

升阻比, 又称气动效率, 是升力与阻力之比。升阻比越大, 飞机等速飞行时所需要的发动机推力越小。升阻比与飞行器迎角、飞行速度等参数有关, 此值愈大说明飞行器的空气动力性能愈好。现代亚声速飞机的最大升阻比可达 10~20, 超声速飞机的最大升阻比为 5~10。

2.2.5 力矩

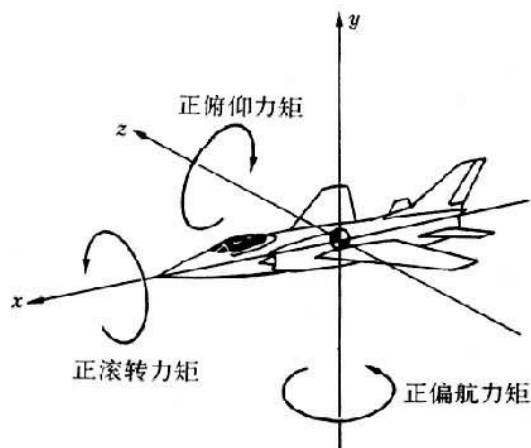


图1 机体的三个中心旋转轴

机体转动惯量是以机体坐标系来定义的，所以合力矩矢量也可以沿机体轴分解成三个力矩分量：绕 ox 轴的滚转力矩、绕 oy 轴的俯仰力矩、绕 oz 轴的偏航力矩。简单来说， ox 是飞机水平时从飞机机头最前端垂直穿过的直线， oy 是穿过距离机头机尾相等点的垂线， oz 是经过 ox ， oy 焦点并垂直于 ox ， oy 的直线。一般规定逆时针力矩为正，顺时针为负。⁶

2.3 压力中心

空气动力作用点即空气动力作用在物体的具体位置，称为压力中心(简称压心)

2.3.1 升力中立和阻力中心

升力中心就是升力的合力作用在物体上的点，即该位置处，升力的合力矩为零；阻力中心就是阻力的合力作用在物体上的点，同理，该位置处，阻力的合力矩也为零。而当两者被共同考虑时，就需要关注两个力作用在整个物体上的方向。

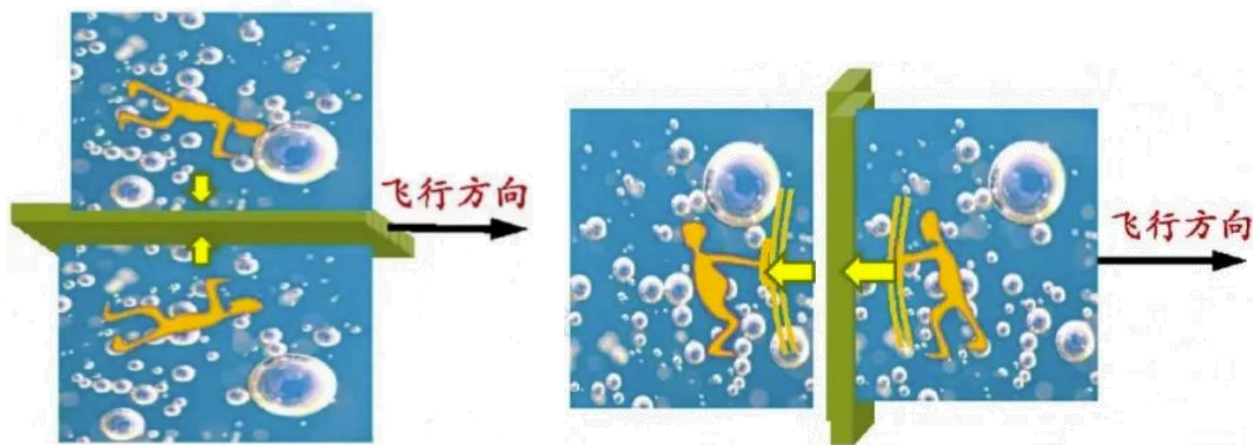


图2 完全水平和完全竖直的机翼受到的力

当物体完全水平飞行时，阻力完全垂直地作用于上表面，升力完全垂直地作用于下表面。当物体完全竖直飞行时，阻力完全垂直地作用于前表面，升力（动力）完全垂直地作用于后表面。

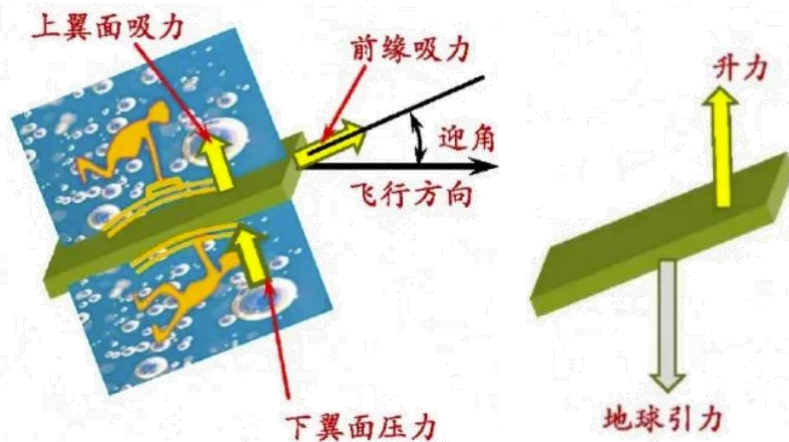


图3 有一定迎角的机翼受到的力

当两种情况混合时，升力既来源于下表面的压力，也来源于上表面吸力；阻力也同样如此。这时就需要考虑升力和阻力各自的合力作用点。综合情况可以由上图得知。

2.3.2 压力中心

当升力和阻力被等效化并完全在一个作用点上进行考虑，我们就可以将这一对力简化。因此，我们定义了压力中心，并规定，升力和阻力在压力中心的合力矩为零。

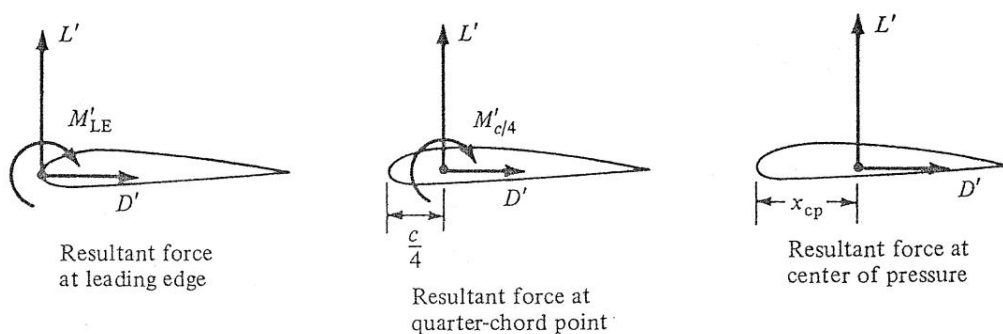


图4 压力中心的位置及力矩

压力中心理论上是任意的，它与给定的力矩和转动中心相对应。当压力中心改变，作用在它上面的力保持相同，但转动中心必须随之改变，因为不管如何分析，物体的整体平动和转动效果保持不变。

2.4 分析方法和测量方法

2.4.1 量纲分析

在 2.2 中，我们介绍了一些空气动力系数，这些系数均可以由白金汉定理推导。白金汉定理具体描述为：对于某个物理现象，如果存在 n 个变量互为函数，即 $F(x_1, x_2, \dots, x_n)=0$ 。而这些变量中含有 m 个基本量，则可排列这些变量成 $(n-m)$ 个无量纲数的函数关系 $\varphi(\pi_1, \pi_2, \dots, \pi_{n-m})=0$ ，即可合并 n 个物理量为 $(n-m)$ 个无量纲 π 数。通俗的讲就是函数的数量 n 减去函数中基本物理量数量 m ，就可得到 $(n-m)$ 个无量纲 π 数。再选择 $(n-m)$ 个重复变量，将这些 π 数用 $(n-m)$ 个重复变量的幂与其余一个变量的幂组合表示并将各变量分解成基本物理量。因为 π 数是无量纲的，所以所有基本物理量都应该抵消，利用这点求出原本变量的幂，就能得出 π 数关于原本变量的表达式。以简单摆运动为例，这个物理问题存在 5 个变量：摆球的质量 m 、摆线的长度 l 、摆角 θ 、时间 t 和重力加速度 g ，其中有 3 个基本量：质量、长度和时间，则存在 2 个独立的无量纲 π 数。⁷

2.4.2 流动相似

流动相似需要满足两点条件：1.几何外观相似；2.相似系数（雷诺数，马赫数等）相同。利用流动相似原理我们可以进行风洞实验。风洞实验，是以人工的方式产生并且控制气流，用来模拟飞行器或实体周围气体的流动情况，并可量度气流对实体的作用效果以及观察物理现象的一种管道状实验设备，它是进行空气动力实验最常用、最有效的工具之一。为使实验结果准确，实验时的流动必须与实际流动状态相似，即必须满足相似律的要求。但由于风洞尺寸和动力的限制，在一个风洞中同时模拟所有的相似参数是很困难的，通常是按所要研究的课题，选择一些影响最大的相似参数进行模拟。此外，风洞实验得设备必须保证各参数（气流速度分布均匀度、平均气流方向偏离风洞轴线的大小、沿风洞轴线方向的压力梯度、截面温度分布的均匀度、气流的湍流度和噪声级等）符合标准才可以进行。⁸

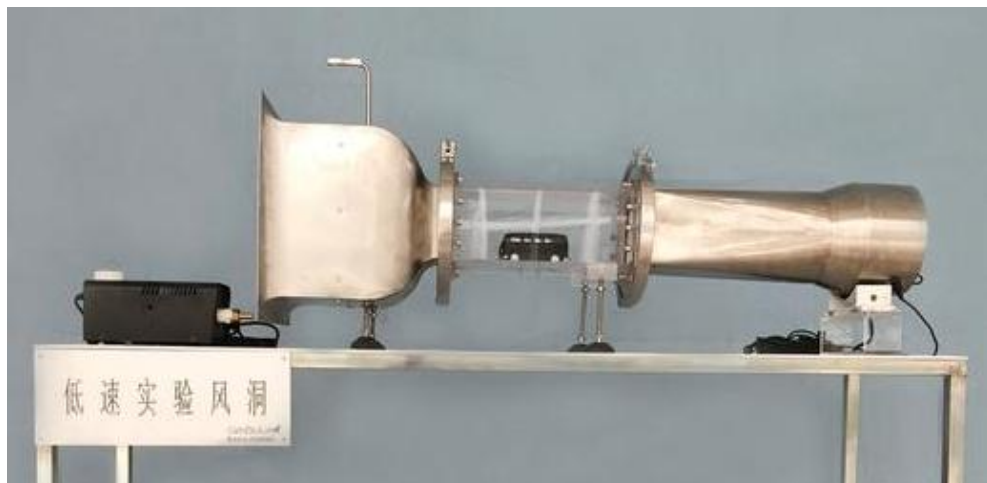


图5 实验风洞模型

2.5 流体静力学

物理学通常会把一个复杂的问题进行简单化并提炼出模型，进行初步的解析。这里，我们优先讨论没有流体运动特殊情况，也就是流体静力学。

2.5.1 流体静力学适用范围

流体静力学适用于重力作用下静止的可压缩流动（如空气），对流体在静止状态下的平衡规律进行研究并应用。其中心问题是根据平衡条件来研究静止状态下压力的分布规律，进而确定静止流体作用在各种表面上的总压力大小、方向、作用点。其中条件中的“静”是指相对静止。静止是一个相对的概念，如果流体相对容器没有相对运动，则对于固定在容器上的参考坐标系来说容器中的流体是静止的。

2.5.2 流体静力学研究的问题

流体在静止状态下的平衡规律及其应用。其中心问题是根据平衡条件来研究静止状态下压力的分布规律，进而确定静止流体作用在各种表面上的总压力大小、方向、作用点。

2.5.3 静止流体的特点

流层之间没有相对运动，故流层之间没有切应力，也因此不用讨论流体层级间的相互作用力，可以对容器内的流体进行整体分析，探讨其静力学性质和特点；静止流体基础上讨论的流体平衡规律对理想流体和实际流体都适用（如在考虑航空问题时），只需要再在基础模型上附加具体条件，如粘性，压缩性等。

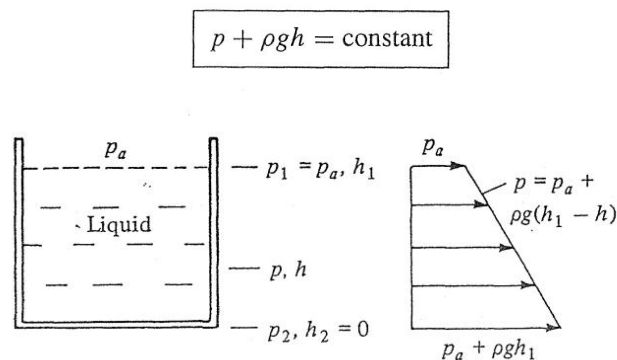


图6 液体内压强公式及线性关系

上图的表达式是液体内部压强，我们由此可以得出压强是有效深度 h 的线性函数。

2.5.4 流体静力学方程

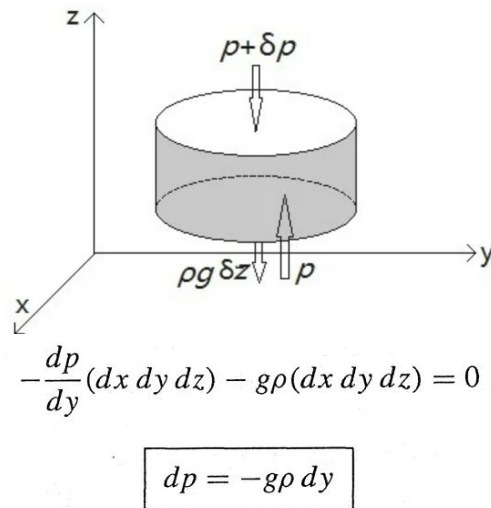


图7 流体静力学方程的微元解释

上图即为流体静力学方程的两种形式，是以单位体积的上下受力平衡为基本条件进行推导，最终形式基本可以理解为上表面压强与下表面浮力提供的压强作用在单位体积内相等。

2.6 流体流动的类型

2.6.1 连续介质流动

流体是由流体质点毫无空隙地聚集在一起、完全充满所占空间的一种连续介质。连续介质是流体力学或固体力学研究的基本假设之一。它认为流体或固体质点在空间是连续而无空隙地分布的，且质点具有宏观物理量如质量、速度、压强、温度等，都是空间和时间的连续函数，满足一定的物理定律（如质量守恒定律、牛顿运动定律、能量守恒定律、热力学定律等）。

2.6.2 无黏/有黏流动

2.6.2.1 粘性流

相邻两流层之间因流速不同而作相对运动时，流速慢的流体会阻碍流速快的流体，这个相互作用力被称为粘性力，粘性力是分子力引起的，该性质被称为粘滞性。而粘性流即为具有粘滞性的流体，在运动过程中，由于粘性力的作用，流体内部不同层次之间存在相对滑移的情况。粘性流通常表现为分布不均匀、阻力较大、容易形成漩涡等特点。

2.6.2.2 非粘性流

在建立模型过程中，通常认为理想流体没有粘性，且不可压缩，因此在圆柱前后的流

场对称分布，即速度、压力是对称分布，此时圆柱体所受的合力为零，流体经过圆柱后流动参数与流入圆柱时一致在运动过程中，粘性力可以忽略不计。非粘性流通常表现为速度分布均匀、阻力较小、容易形成层状结构等特点。

2.6.3 层流/湍流

2.6.3.1 层流

层流描述的是流体的一种流动状态，此时流体微元的轨迹没有明显的不规则脉动，故质点沿着与管轴平行的方向作平滑直线运动。如能使飞行器的边界层保持层流状态，可以大大减小飞行器的摩擦阻力，以及减小飞行器在大气层时的加热量。

2.6.3.2 湍流

湍流旧称紊流，流体质点的一种带有随机运动的流动。它通常具有以下特征：

1. 湍流中各流体质点互相杂乱掺和，使各点的流动属性（如动量、能量等）随机变化并迅速扩散；
2. 湍流中充满了不同尺度的旋涡，而且是三维的和非定常的，即无法单独孤立一个单元并进行分析；
3. 湍流的动能总要通过黏性摩擦而耗散，即能量不守恒；
4. 湍流中最小的、动力学上有意义的尺度也远比分子直径大得多，因此它与分子的无规则运动有本质的区别，不能从分子热运动的层面进行考虑。

湍流的这些特性，特别是它的高度扩散性，对飞行器的气动力和传热特性有重要影响，因此，在飞行器设计中必须考虑。但是，精确计算这些影响非常困难。近年来通过湍流结构的试验研究，人们提出了不少湍流的理论模型，供湍流分析计算使用。

2.6.4 不可压缩/可压缩流动

2.6.4.1 压缩性流

当作用在流体上的压力增加时，流体所占有的体积将减小，这种特性称为流体的压缩性。当温度变化时，流体的体积也随之变化，温度升高、体积膨胀，这种特性称为流体的膨胀性。压缩性和膨胀性都是相对的，但在研究空气动力学时，我们以压缩性代称压缩性和膨胀性。一般的，水及其他液体的压缩系数和膨胀系数都很小。所以，一般不考虑它们的压缩性或膨胀性。但对于气体，它不同于液体，压力和温度的改变对气体密度的变化影响很大。在运动过程中，由于压力差异而引起等密度变化比较明显等情况。压缩性流通常表现为波浪形的压力变化、速度分布不均匀等特点。

2.6.4.2 不可压缩性流

在建立模型过程中，通常将流体考虑为不可压缩，即流体密度基本保持不变。不可压缩性流通常表现为分布均匀、无波浪形的压力变化等特点。⁹

2.6.5 相对声速的流动

研究流体的运动速度，如果一声速作为参考标准，可以将流动大致分为亚声速流动、跨声速流动、超声速流动和高超声速流动。

2.6.5.1 亚声速流动

流体在流场中所有各点处的流速，都低于当地声速（见声速）的流动。亚声速气流流过静止物体时，在雷诺数较高的情况下，粘性的影响常只局限于物面附近的边界层和物体下游的尾流区内。因此，在分析许多流动问题时，粘性可以忽略，即把全部流动视为无粘性流动。一般所说的亚声速流动常常是指这种无粘流体的亚声速流动。

2.6.5.2 跨声速流动

流体是由流体质点毫无空隙地聚集在一起、完全充满所占空间的一种连续介质。

2.6.5.3 超声速流动

大于音速等的速度，在研究飞机的运动规律时，通常把 1.2-5 倍因素的飞行速度称为超音速。

2.6.5.4 高超声速流动

大于音速的速度，在研究飞机的运动规律时，通常把大于 5 倍音速的飞机速度称为高超声速。¹⁰

2.6.6 流动类型参数

2.6.6.1 马赫数 (Ma)

马赫数是空气动力学中最常用的术语之一。它是指流体某点的速度与区域声速之比，单位用 Ma 表示。飞机的飞行马赫数是指把飞机简化成一个质点的飞行速度与区域气流未受扰动时的声速之比。由于声音在空气中的传播速度随着不同的条件而不同（温度，压强等），因此马赫也只是一个相对的单位，每“一马赫”的具体速度并不固定。在低温下声音的传播速度偏低，一马赫对应的具体速度也就低一些。因此相对来说，在高空比在低空更容易达到较高的马赫数(摄氏零度之海平面音速约为 1193 km/h；一万公尺高空的音速约为 1062 km/h)。因为飞机在接近或超过声速时，绕流会发生剧烈变化，飞机的空气动力特性发生很大变化，所以马赫数是个很重要的参数，飞行的分类也会以马赫数

为参考。¹¹ $Ma < 0.3$ 的飞行称为低速飞行， $Ma < 1$ 的飞行称为亚声速飞行，马赫数在 1 附近称为跨声速飞行， $Ma > 1$ 称为超声速飞行， $Ma > 5$ 称为高超声速飞行。

2.6.6.2 雷诺数 (Re)

雷诺数是衡量流体惯性力和黏性力相对大小的一个无量纲相似参数，通常用符 Re 表示。 $Re = \rho v L / \mu$ 式中： ρ 为流体密度， v 表示特征速度（如物体的运动速度或流过管道的截面平均速度等）， L 为特征长度（如物体的长度或截面的当量直径或管道的内部尺寸等）， μ 为流体的黏度系数。每当物体在任何类型的环境中移动时，它都会改变周围环境的状况，并因此而承受由于这种改变而产生的力。例如考虑一个游泳者在水流中移动：当他在水中穿行时，他将水分子从其位置移开，然后水分子试图通过对游泳者的运动施加力（或阻力）来重新获得其初始位置。在这个过程中，雷诺数可以被用来预测其流动阻力，进而预测其流动方式。该概念适用于除真空之外的任何物体在任何环境中的移动。雷诺数可以用传感器预测流体的流动模式。雷诺数较小时，粘滞力影响大于惯性，流体的扰动会因粘滞力而衰减，流体流动稳定，为层流；反之，若雷诺数较大时，惯性对流场的影响大于粘滞力，流体流动较不稳定，流速的微小变化容易发展、增强，形成紊乱、不规则的紊流流场。¹²

2.7 边界层和摩擦力

在现实中，由于物体的飞行大多都是粘性流动，而不是无黏流动，所以我们需要在原来的基础上进一步探究空气或其他介质的黏性所带来的影响。经过数据的测量和对比，最终将大部分空气动力流动的理论分析都把远离物体的区域作为无黏流动来考虑，只将紧挨着物体表面的包含耗散效应的薄层区域作为黏性流动来考虑。紧挨物体的薄层黏性区域叫作边界层。

2.7.1 边界层

在雷诺数 $Re \gg 1$ 流场中的物体表面存在一个很薄的剪切层，即边界层。在这个层的内部，黏性小的流体（如水或空气）沿固体壁面流动，若边界层内的流动状态为层流时，称为层流边界层；随着气体的不断扩散，层流的各个单元会逐渐失稳，转换为湍流，这个过渡阶段，被称为转捩区；最终，当流动状态为湍流时，称为湍流边界层。这个薄层的厚度，通常将速度等于外流速度 99% 处的离壁距离定义为边界层厚度，常以 $\delta(x)$ 表示。边界层之外的流动基本可以看作是无粘的，流速即主流区速度。而紧挨着固体表面的流体分子被吸附在表面上，流速为零。由于在物体表面的速度（几乎为零）和边界层外的速度（基本等同于物体对于大气的相对速度）有较大的差异，于是在有限的

边界层内，必然存在着一个法向速度梯度很大的区域，这就是边界层。¹³

2.7.2 摩擦力

2.7.2.1 激波

激波，也称冲波，是一种行波，它相对于流体的运动速度快于当地声速。当飞行器整体或部分以超声速飞行时，流动气体中出现了一个十分薄的区域（厚度大约是 10^{-7} m 的量级），这个很薄的气层是激波的光学体现。在与激波波面垂直的方向，压强、温度、密度会发生突然变化，就像飞机在飞行被一堵墙阻挡。气流通过激波时，速度骤然下降，压力、密度和温度骤然升高，但总体温度保持不变。超声速气流中的激波通常在两种条件下产生：①气流通路在弹性介质中受阻；②气流运动唯一方向是由低压区过渡到高压区。激波面与当地气流方向垂直的称为正激波，与气流方向不垂直的称为斜激波。¹⁴

2.7.2.2 声障

飞机飞行速度提高到超过声速时遇到的障碍被称为声障。声障实际上是当飞行器的速度接近声速时，飞行器将会逐渐追上自己发出的声波，波叠合累积，会造成激波 (shock wave) 的产生，进而对飞行器的加速产生障碍的物理现象。¹⁵

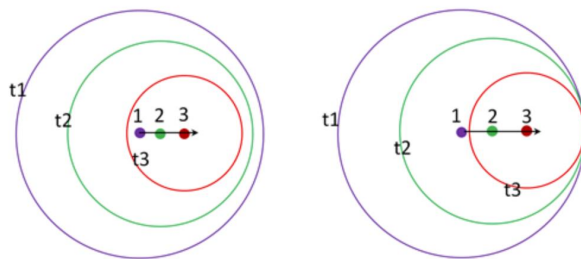


图8 声音在运动中的扩散轨迹

当物体于静止状态产生声波，声音的扩散会形成同心圆，中心是物体的位置，外面三个圆分别表示三个时间点 t_1 、 t_2 、 t_3 ，声音传递的距离；显然，越早产生的声音，传递的距离越远、处在越靠外的圆上；越是新产生的音波，离圆心越近。如果物体产生声音的同时向右移动，则在如图 1、2、3 点产生的音波，还是以产生声波的点为圆心，以声速向四周传播。但是因为音源位置向右移动了，所以三个时刻 t_1 、 t_2 、 t_3 产生的音波，不再像静止状态那样是同心圆，而是依次往右错开。如果把物体移动的速度进一步加快，移动的速度等于音速，1、2、3 位置产生的声音，在传播的方向上能互相“追上”对方，此时在物体移动的前方就形成“声障”。声波重叠在一起意味着有巨大的阻碍。



图9 正常状态下的波

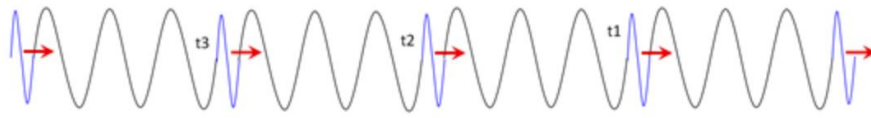


图 10 叠加状态下的波

我们将三维空间中的声波震动简化、具象化为一维方向上的一个向右延伸无限长的均匀弹簧。当弹簧左侧末端受到冲击（等同于物体振动发声），弹簧末端的压缩形变将向右侧传递；每当物体振动一次，弹簧压缩一下。如此会形成往右侧传递的压缩形变。

越早产生的冲击，波传递的越远。对于给定的弹簧，对这种扰动的传递也是有个固有速度的，这个速度是恒定的（类比于空气中恒定的密度、温度等）。

随着振源处速度不断增加，波的频率将会越来越快；当一个压缩量未完成，第二个压缩冲击已经开始，介质（体现为弹簧，或是实际问题中的空气）会被压缩到底，因为弹簧传递这种扰动的速度是恒定的，是弹簧的固有特性决定的，而这个扰动一旦脱离了冲击它的外力，就只能以弹簧本身确定的速度行进。

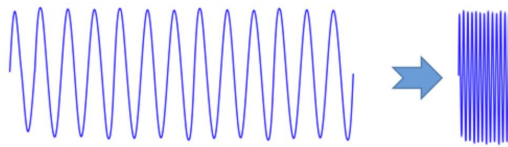


图 11 被压缩至临界点的波

弹簧被压缩到底的状态，就对应这空气中“声障”形成的时刻，只是空气中压缩的是空气分子。并且，随着冲击持续到来，被压缩到底的弹簧会越来越长，累积的作用力也越来越大，“声障”的阻碍作用产生。

20 世纪 40 年代中期，某些战斗机俯冲时飞行马赫数达到 0.7 以上，这时，发现飞机的阻力激增，升力下降，产生很大的下俯力矩，机翼和尾翼出现抖振，因此，再提高飞机的飞行速度就十分困难。以后的空气动力学研究表明：当飞机的飞行马赫数大于某一临界值时，飞机的某些部位上出现局部超声速区，产生激波，激波与飞机表面上的边界层相互作用，引起边界层分离。这些现象使飞机的空气动力特性发生剧烈变化并导致翼面抖振。根据空气动力学理论，可以采用掠翼、面积律等措施推出这些现象等出现，减弱它们的影响。另一方面，喷气发动机的研制成功，使飞机有足够的推力克服阻力的剧增。1947 年，美国 X-1 研究机器首次突破声障，飞行马赫数达到 1.015。现代战斗机超声速飞行已是件很容易的事情，超声速民航飞机就突破了声障。

2.7.2.3 气动加热

飞行器以超声速/高超声速飞行时，气流受到急速压缩，绕机体的气流又与机体表面摩擦，产生很高的热量，引起对机体的加热，表面温度可能升高到数百摄氏度，这种现象就称为气动加热。在超声速和高超声速情况下，物体的钝头部或钝前缘附近会出现离

体弓形激波，其中央部分近乎正激波，正激波和物体之间的气体被压缩而升温。这一受到压缩的区域是物体绕流中高温气体的主要热源。高温气体经边界层将热传给物体，由于在物体头部的驻点区域和机翼前缘处压力最高且边界层最薄，热传递在这个区域中最严重。除压缩引起温度升高以外，在边界层中由于黏性摩擦产生摩擦热也引起温度升高。马赫数愈高，气动加热现象愈严重。¹⁶

2.7.2.4 热障

飞行器在大气层中的飞行速度超过一定马赫数时，因气动加热引起结构和材料变化，飞机的承载能力显著下降，不能飞得更快了。这种由于气动加热给飞行造成的障碍被称为热障。飞行速度越高，气动加热越严重。其后果主要有：机体温度升高引起材料性能下降，使结构强度和刚度降低；在结构中产生热应力，使结构应力和变形增大，甚至出现蠕变；结构变形增大，气动外形受到破坏，甚至引起灾难性的颤振，最终可能导致结构破坏；环境温度升高，造成乘员不能忍受，设备失去正常功能，油料容易挥发。

热障这一名称是在声障出现以后提出来的。但声障指声速附近所存在的障碍，而热障则是随速度进一步提高逐渐严重的热现象，并不指特定速度。通常对于飞行马赫数超过 2.2 的飞机，在设计时必须考虑防热措施。

第3章 四旋翼飞行器结构与功能

3.1 四旋翼飞行器结构图与功能

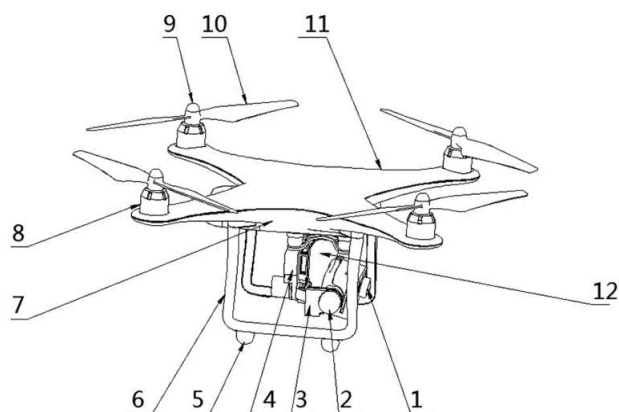


图 12 四旋翼飞行器结构

- 1~4&12: 照相机部分：摄像，调整相机
- 5. 减震垫：降落减震，防止磨损支架
- 6. 起落支架：支撑飞行器起飞降落
- 7. 主控器与电池：提供能量，接收信号，控制马达
- 8. 机翼马达：提供螺旋桨动力
- 9. 轴套：固定螺旋桨，防止脱落
- 10. 螺旋桨：提供升力
- 11. 躯干/支架：链接固定各部件

3.2 飞行器控制器结构图与功能



图 13 四旋翼控制器结构

1. 高低速切换按钮：调控油门与螺旋桨对应加速幅度。
2. 左控制杆：上推螺旋桨加速；下拉螺旋桨减速；左推飞行器水平逆时针旋转；右推飞行器水平顺时针旋转。飞行前先上下推动控制杆调频与飞行器链接。
3. 高速左右旋转/控制灯光
4. 电源开关
5. 天线：向飞行器发射信号。
6. 指示灯：未与飞行器链接红灯亮起；与飞行器链接正常绿灯亮起。
7. 一键翻滚：飞行器反转 360° 。
8. 右控制杆：向上推动摇杆飞行器向前俯仰；向下推动摇杆飞行器向后俯仰；向左推动摇杆飞行器向左轻微翻滚；向右推动摇杆飞行器向右轻微翻滚。
9. 飞行器校准贴地低飞时左右偏飞，使用次键左右微调。
10. 飞行器校准贴地低飞时前后偏飞，使用次键前后微调。

3.3 四旋翼飞行器飞行基本原理

四旋翼飞行器的所有飞行动作均由四个螺旋桨配合完成。

3.3.1 螺旋桨工作原理

螺旋桨为飞机提供了升力和动力，工作原理可用牛顿第三定律解释。牛顿第三运动定律的常见表述是：相互作用的两个物体之间的作用力和反作用力总是大小相等，方向相反，作用在同一条直线上。当螺旋桨转动时，叶片会给后方空气施加推力，推动空气运动。根据牛顿第三定律，空气会对叶片施加一个反向的推力，使飞行器向与空气运动相反的方向运动。具体在四旋翼飞行器中，四个螺旋桨一起推动气流向下，产生四个升力，推动飞行器飞行。由于角动量守恒，四旋翼飞机对角的两个螺旋桨不能同时向顺时针或逆时针旋转，也因此，要使每个螺旋桨的升力方向相同，四旋翼飞机对角的螺旋桨形状也不能相同。如图，对角的螺旋桨形状镜像对称。



3.3.2 四旋翼飞行器动作原理

3.3.2.1 悬停

悬停指四旋翼飞行器悬浮静止在空中，可由牛顿第一定律具体阐释其原理。根据牛顿第一定律，一切物体合力为零时，总保持静止状态或匀速直线运动状态。在空中时，当四个螺旋桨产生的合力与重力等大，四旋翼即可静止在空中。此时，每个螺旋桨转速相同，每个螺旋桨的推力为重力的 $1/4$ 。四旋翼悬停前会做减速运动，速度减小直到无线趋近于零。

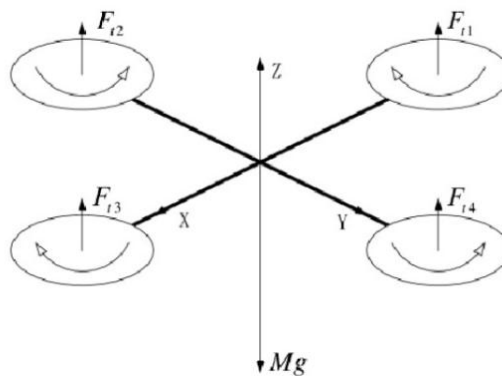


图 15 四旋翼飞行器的受力

3.3.2.2 上升

上升分为加速上升和减速上升。四旋翼飞行器初始状态为悬停或速度向上且四个螺旋桨合力大于重力，四旋翼加速上升。四旋翼初始速度向上且四个螺旋桨合力小于重力，四旋翼减速上升。上升过程中，四旋翼四个螺旋桨保持转速一致。

3.3.2.3 下降

下降分为加速下降和减速下降。四旋翼飞行器初始状态为悬停或速度向下且四个螺旋桨合力小于重力，四旋翼加速下降。四旋翼初始速度向下且四个螺旋桨合力大于重力，四旋翼减速下降。下降过程中，四旋翼四个螺旋桨保持转速一致。

3.3.2.4 旋转

无人机可以延轴旋转，或是（前后）俯仰、（左右）翻转。一般来说，无人机的处于对角的两只螺旋翼的旋转方向是一样的，用来抵消另一对的反向力矩。根据牛顿第三定律里的相互作用，如果转子从电子接受力矩，那么电子也会从转子那里接收到相等但反向的力矩。如果所有转子都朝同一个方向旋转，那么机身所受到的力矩全部在相同方向。无人机机身就只能延一个方向旋转。但若是其中一对对角螺旋翼反向旋转，就能够在产生升力的同时达到转动平衡。旋转，发生在当其中一对对角的的旋翼的转速同时降

低，而另外一对对角的螺旋桨转速保持不变或者同时增加。在这种情况下，无人机的总力矩就无法被完全抵消，进而使机身就会在它的较大的一对力矩作用下沿力矩方向旋转。

3.3.2.5 俯仰、翻转

无人机的俯仰和翻转，只需对同侧的螺旋翼转速进行调整。俯仰，只需要同时降低前面一对螺旋翼的转速，并且同时增加后面的转速，前后产生的升力会造成差异，而对角的一对合力矩保持不变，所以无人机可以在不进行旋转的前提下进行俯仰。当前面的螺旋翼转速降低，后面的升高，无人机就会前倾；反之，无人机就会后仰。翻转也是同样的道理：如果同时增加一侧的转速并同时降低另一侧的转速，那么两边的升力就会不同，而总力矩保持平衡。这样就实现了翻转。

3.3.2.6 转角

对于一些应用无人机，可能会包含转角的功能，即无人机可以在运动的同时调整角度和方向，使无人机能够更加迅速敏捷地面对突发状况或完成任务。不同于旋转过程中一对对角螺旋翼转速的同时降低或提高，转角需要更为精密的计算和操作。由于无人机会保持运动状态，所以应该基本保持左右两侧的合力为定值，与力矩本身产生的力共同作用于机身，达到预定的轨道和角度。在这种状态下，无人机每一个旋翼的转速都是不同的，需要提前进行精密的计算。甚至在一些高速前进的情况下，转角还需要机身的前倾，保证旋翼在提供升力的同时能够额外提供水平的推力。

3.3.2.7 进退

无人机的前后运动就是在俯仰运动之后对螺旋翼的转速进行调整以达到预设速度，完成运动状态的改变。当无人机达到了前进（或后退）所需的俯角（或仰角），将所有螺旋翼的转速设定成相同数值，无人机会停止原来的俯仰运动，并保持在其终末状态，与水平方向形成固定夹角。为了让无人机保持在平衡状态，需要调整升力使其垂直方向上的分量和与机身的重力抵消，而旋翼产生的升力于水平方向的分量则会提供动力，使机身向预定方向移动。

3.3.3 速度局限性与原因分析

多旋翼飞行器类飞行器由于前飞时机身倾斜使得迎风面积变大导致阻力增加，且机体倾斜角度太大会影响飞行平衡故无法提供更大的推力，其前飞推力受到限制，多旋翼无人机前飞阻力大并且前飞推力不足，前飞速度低，复合式多旋翼飞行器通过增加推进桨使得阻力有所降低，但由于多旋翼飞行器的裸露螺旋桨多，机体构型阻力大，故无论是小型无人机还是载人飞行器，速度均在 100km/h 左右。

参考文献

- ¹ 聂博文, 马宏绪, 王剑, 王建文.(2007).微型四旋翼飞行器的研究现状与关键技术.电光与控制, 第 14 卷第 6 期, 113-117.
- ² 方璇, 钟伯成.(2015).四旋翼飞行器的研究与应用.上海工程技术大学学报, 第 29 卷第 2 期, 114-118.
- ³ 李幼兰. (2014).空气动力学和维护技术基础, 5-6. 北京: 清华大学出版社.
- ⁴ John D. Anderson, Jr. *Fundamentals of Aerodynamics (Sixth Edition)*.24-25. New York, America: McGraw-Hill Education.
- ⁵ 张聚恩. (2010).新航空概论, 90-91. 北京: 航空工业出版社出版.
- ⁶ 向朝兴, 茂健.(2021).四旋翼无人机的旋翼空气动力学建模与仿真. 计算机仿真, 第 38 卷第 10 期, 2-3.
- ⁷ John D. Anderson, Jr. *Fundamentals of Aerodynamics (Sixth Edition)*.34-35. New York, America: McGraw-Hill Education.
- ⁸ 小约翰·D.安德森. (2020).空气动力学基础(第 6 版).杨永, 宋文萍.北京: 航空工业出版社.
- ⁹ 陈浮, 权晓波, 宋彦萍. (2015).空气动力学基础, 12-13. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学出版社.
- ¹⁰ 李幼兰. (2014).空气动力学和维护技术基础, 50-51. 北京: 清华大学出版社.
- ¹¹ 熊有德, 余涛, 薛涛, 吴杰.(2022). 聚焦激光差分干涉法测量超/高超声速流动的进展.实验流体力学, 第 36 卷 第 2 期, 第 1 页和第 2 页.
- ¹² 张聚恩. (2010).新航空概论, 90-91. 北京: 航空工业出版社出版.
- ¹³ 庞加斌, 刘晓晖, 陈力.(2009).汽车风洞试验中的雷诺数、阻塞和边界层效应问题综述.汽车工程, 第 31 卷第 7 期, 609-615.
- ¹⁴ 张涵信.(1984).差分计算中激波上、下游解出现波动的探讨.空气动力学学报, 第 1 期, 12-19.
- ¹⁵ 俞鸿儒, 李斌, 陈宏.(2007).克服“高超声障”的途径.力学进展, 第 37 卷第 3 期, 472-476.
- ¹⁶ 杨超, 许赞, 谢长川.(2010).高超声速飞行器气动弹性力学研究综述.航空学报, 第 31 卷第 1 期, 1-11.

致 谢

随着四旋翼飞行器在各个领域中逐渐普及和广泛应用，学术界对飞行器的相关研究也逐渐增多和走向深入。但目前大众对四旋翼飞行器对飞行原理了解甚少，且许多相关科普书籍都以外文为主，这无疑增加了普通民众对获取相关科普知识的难度。因此，我们希望通过学习空气动力学基本原理，向大众科普四旋翼飞行器的飞行原理、结构功能、使用方法。从课题的选择、资料收集、到论文撰写，我们获得了许多老师和领域内专家学者的帮助。

感谢北京航空航天大学 and 南京航空航天大学的四位教授为我们推荐了相关专业书籍和远程指导，对我们的研究起到了关键性的帮助！

感谢北京市无人机科技馆的李教授和郑老师对我们此课题的大力支持，为我们的课题研究提供了实践支持！

感谢北京八中国际部“洞察未来·学术实践月”为我们搭建了一个学术实践平台，可以让我们尽情展开自己的想法，拓展我们的兴趣，去研究我们想研究的内容。

感谢我们的指导老师陈乐老师，对我们对研究全程提出了很多宝贵的建议，使我们的课题研究有了明确的目标和方向。陈乐老师严谨的治学态度，朴实无华及平易近人的人格魅力对我们产生了深远的影响，是我们一生值得学习的榜样！

刘彧樵、陈震坤、赵文恺、巴彦恩克

2023 年 7 月