《航空航天工程实验》课程报告

# 实验名称

1. FX61航模翼型测绘。
2. 航模飞行性能分析与讨论。

# 实验目的

FX61航模翼型测绘的目的是建立翼型剖面，获得CAD平面图，作为结构设计和建模的主要依据。

航模飞行性能分析与讨论的目的在于给出航模的重心，焦点和平均气动弦，为飞机的实际飞行提供参考值，并通过对于飞翼机飞行性能的定性分析，指导后期的模型调整。

# 实验方案

FX61航模翼型测绘的主要步骤如下：

1. 航模整体参数测量，包括翼展，后掠角等；
2. 沿翼展方向，确定4~6个分布较为均匀的典型横切面，标记前后缘相对于机翼/机身的位置；
3. 对每个选定截面：
   1. 使用激光水平仪打出的水平激光连接确定的前后缘点，并用铅笔在翼面上下表面画线标记；
   2. 用小刀沿着理想横切面的上下表面标记线缓慢小心的进行裁剪，当出现误差时及时纠偏；
   3. 在硬纸板上划定坐标系，并给出一个矩形包络定位框；
   4. 对裁剪出来的左右两个断面，都在硬纸板上绘制图像并测量弦长，取平均值减小误差；
   5. 尽量无畸变的拍摄照片，导入PS中，使用矩形定位框消除图像畸变；
   6. 选择较为平滑的翼型图像作为背景，在AutoCAD中使用样条曲线绘制翼型，连接平顺后导出dwg文件；
4. 将全部截面的弦长及相对位置信息进行整合，并做表绘图。

航模飞行性能分析与讨论的主要步骤如下：

1. 查阅飞翼/翼身融合布局航模飞行性能计算的各路文献资料，寻找性能参数的计算方法
2. 根据飞翼/翼身融合布局的特性进行飞行性能的定性分析
3. 使用ecale网站中集成的计算API进行飞行性能参数的估算

# 实验所用的设备介绍

## 测绘使用设备

本次测绘主要使用的设备有：小刀，直尺，激光水平仪，硬纸板；使用的软件包括：PS，AutoCAD。



图 1激光水平仪

## 性能计算工具

本次飞行性能的参考计算使用的是<https://www.ecalc.ch/index.htm>网站中集成的计算API。该网站提供了可靠的电力驱动航模模拟计算。



图 2 Ecalc航模模拟计算网站截图

该网站采用了常规公式对航模性能进行初步估算，这里主要介绍以下几个参数的计算：

1. 平均气动弦

平均气动弦与气动中心：平均空气动力弦是飞机的纵向特征长度，其计算公式如图所示。对于任意平面形状的实际机翼，它的弦长从翼根到翼尖是变化的。可以假想存在一个相当的矩形机翼，此矩形机翼与实际机翼的面积相同，俯仰力矩和气动力合力也相同。我们把这样的矩形机翼的弦称为机翼的平均空气动力弦。在亚音速流中，这条弦的1/4弦点处定义为机翼的气动中心，对于后期稳定性的计算很重要。



MAC相对于z轴的位置为（无较大上反角情况）：



1. 爬升率

爬升率大小的相关输入参数如：爬升方式、飞机重量、发动机工作状态等由自定义给出。由简单推力法得爬升率计算公式



1. 重量特性估算

较成熟和更完善的重量估算方法可以分别算出飞机各部件的重量，然后总加起来得到空机重量。如根据平面形状面积、浸湿面积和总重百分数，大致估算出部件重量，可用于检验；或者用详细统计方法估算的结果。近似分类重量法的基本内容如下：根据过去已有飞机的单位外露面积的重量来确定机翼和尾翼的重量，根据机身的浸湿面积确定机身重量，起落架的重量按其所占起飞总重的百分数来估算，装机发动机的重量是将非装机发动机重量乘以一个系数，属于空机重量剩余项目的全部重量也可用占起飞总重的百分数估算。

可以把重心估算的结果，与期望的相对于机翼气动力中心的重心位置比较。一般稳定飞机，机翼的最初位置应使飞机重心位于30% MAC处;考虑机身和尾翼的影响后，重心应大致在25% MAC处。

1. 焦点位置

# 实验过程描述（重点说明你本人在分组实验中的工作，篇幅应在 1 页以上）

# 实验结果（数据、曲线、表格等）

1、 FX61航模翼型测绘。

2、 航模飞行性能分析与讨论。

# 实验结果分析

在测绘航模外形的时候，主要完成了飞机主体尺寸和主要部件轮廓的测绘，其中最需要注意的是，各部件的安装位置、轮廓边界都要清楚且统一。统一的意思就是不能俯视图和侧视图的机身不一样长，三视图应该是一个物体在三个面上的投影，所有的线条和尺寸都应该是可以完美匹配在一起的。如果在测绘过程中发现存在不统一的情况，就需要进一步确认测绘过程的误差，最终定一个统一尺寸。

显然测绘出来的参数还不够我们构建出精确的飞机外形，因为对气动性能有重要影响的机翼及平尾扭转角等数据无法从三视图中测量得出，这就需要我们小组成员自己来参考设计啦，本次方案中我们就选择了基础的平直翼。

在翼身融合无人机的各种飞行状态（包括近临界迎角）以及给定的升力情况下，机翼以及尾翼的气动特性应该要保证翼身融合无人机机翼有最小的阻力以及必须的安定性、操纵性。这就要求了翼身融合无人机所选择使用的翼型具备较大的升阻比和较高的最大升力系数而且阻力系数要最小。并且应当有较小的零升力俯仰力矩。翼身融合会使飞行器稳定性存在一定的问题。所以在翼身融合无人机翼型选择的时候，就一定要考虑力矩的影响。所选择使用的翼型在满足升阻要求的前提下，零升力矩值应当尽量接近翼身融合无人机巡航时升力引起的力矩，通常考虑选择使用反弯翼型，即“S“型翼型。在满足翼身融合无人机气动要求的同时，也要综合考虑结构、强度以及工艺的需要。

机翼是翼身融合无人机产生升力的最主要部件。通常飞机机翼上表面对升力的贡献约占总升力的 2/3。不同用途的飞机会选择使用不同的机翼形状。机翼外形通常有：直机翼、梯形翼、后掠翼、前掠翼、可变后掠翼、三角翼及边条翼、菱形翼等各种形式。在设计翼身融合无人机的机翼时，首先要把满足设计要求的飞行技术性能作为主要依据，即应保证：（1）在起飞、着陆以及空中机动情况下，翼身融合无人机都有尽量大的升力以及尽可能高的升阻比；（2）在巡航状态以及高速度下，翼身融合无人机都有尽量小的气动阻力；（3）在全包线范围内，翼身融合无人机有良好的纵向和横侧向的操纵安定特性。尤其是在低速时，翼身融合无人机要有线性的俯仰力矩特性，较高的副翼效率和横向特性。然后要满足强度以及气动弹性要求。使得翼身融合无人机机翼的结构刚度够大、结构重量较轻以及颤振速度较大。这些和翼身融合无人机机翼设计相关的要求，可以由机翼的平面形状、几何参数、翼型和弯扭、操纵面的形式及增升装置等的正确选择来满足。为了提高设计的无人机的气动效率，增大升力，将机身融于机翼中，成为翼身融合无人机，使全机都能产生升力。

翼型对于飞机性能参数的影响

对于该航模飞行性能的分析

# 结论、收获、体会

# 对本课程的建议等。