

第一章基础物理

本章介绍一些基本物理观念，在此只能点到为止，如果你在学校已上过了或没兴趣学，请跳过这一章直接往下看。

第一节速度与加速度

速度即物体移动的快慢及方向，我们常用的单位是每秒多少公尺（公尺/秒）

加速度即速度的改变率，我们常用的单位是（公尺/秒/秒），如果加速度是负数，则代表减速。

第二节牛顿三大运动定律

第一定律：除非受到外来的作用力，否则物体的速度(v)会保持不变。

没有受力即所有外力合力为零，当飞机在天上保持等速直线飞行时，这时飞机所受的合力为零，与一般人想象不同的是，当飞机降落保持相同下沉率下降，这时升力与重力的合力仍是零，升力并未减少，否则飞机会越掉越快。

第二定律：某质量为 m 的物体的动量($p = mv$)变化率是正比于外加力 F 并且发生在力的方向上。

此即著名的 $F=ma$ 公式，当物体受一个外力后，即在外力的方向产生一个加速度，飞机起飞滑行时引擎推力大于阻力，于是产生向前的加速度，速度越来越快阻力也越来越大，迟早引擎推力会等于阻力，于是加速度为零，速度不再增加，当然飞机此时早已飞在天空了。

第三定律：作用力与反作用力是数值相等且方向相反。

你踢门一脚，你的脚也会痛，因为门也对你施了一个相同大小的力

第三节力的平衡

作用于飞机的力要刚好平衡，如果不平衡就是合力不为零，依牛顿第二定律就会产生加速度，为了分析方便我们把力分为 X、Y、Z 三个轴力的平衡及绕 X、Y、Z 三个轴弯矩的平衡。

轴力不平衡则会在合力的方向产生加速度，飞行中的飞机受的力可分为升力、重力、阻力、推力（如图 1-1），升力由机翼提供，推力由引擎提供，重力由地心引力产生，阻力由空气产生，我们可以把力分解为两个方向的力，称 x 及 y 方向（当然还有一个 z 方向，但对飞机不是很重要，除非是在转弯中），飞机等速直线飞行时 x 方向阻力与推力大小相同方向相反，故 x 方向合力为零，飞机速度不变， y 方向升力与重力大小相同方向相反，故 y 方向合力亦为零，飞机不升降，所以会保持等速直线飞行。

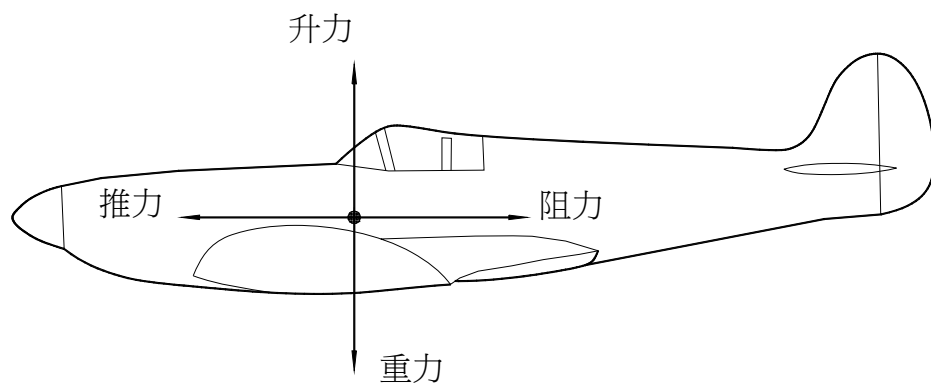


圖1-1

行。

弯矩不平衡则会产生旋转加速度，在飞机来说， X 轴弯矩不平衡飞机会滚转， Y 轴弯矩不平衡飞机会偏航、 Z 轴弯矩不平衡飞机会俯仰（如图 1-2）。

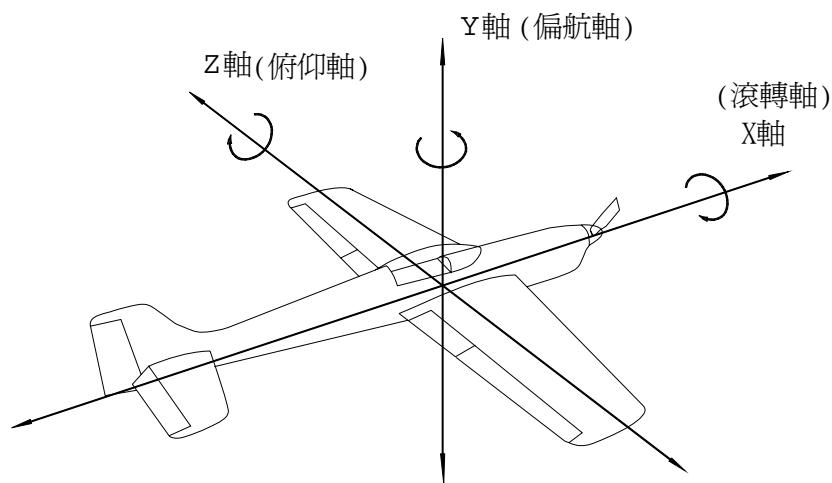


圖1-2

第四节伯努利定律

伯努利定律是空气动力最重要的公式，简单的说流体的速度越大，静压力越小，速度越小，静压力越大，这里说的流体一般是指空气或水，在这里当然是指空气，设法使机翼上部空气流速较快，静压力则较小，机翼下部空气流速较慢，静压力较大，两边互比较力（如图 1-3），于是机翼就被往上推去，然后飞机就飞起来，以前的理论认为两个相邻的空气质点同时由机翼的前端往后走，一个流经机翼的上缘，另一个流经机翼的下缘，两个质点应在机翼的后端相会合（如图 1-4），经过仔细的计算后发觉如依上述理论，上缘的流速不够大，机翼应该无法产生那么大的升力，现在经风洞实验已证实，两个相邻空气的质点流经机翼上缘的质点会比流经机翼的下缘质点先到达后缘（如图 1-5）。

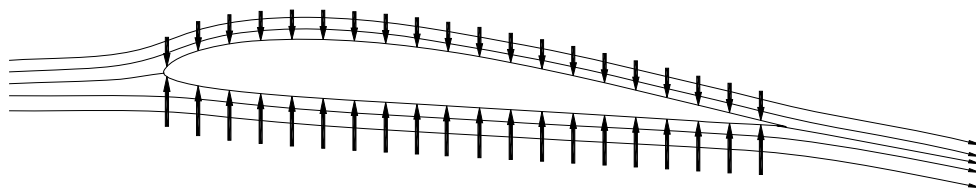


圖1-3

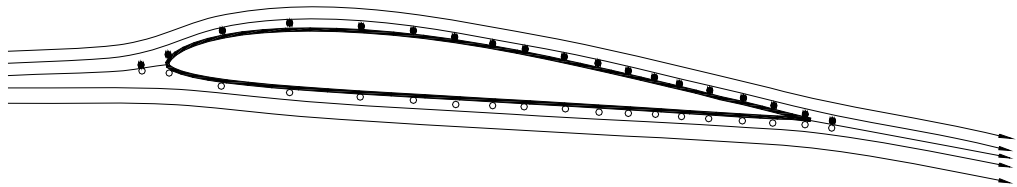


圖1-4

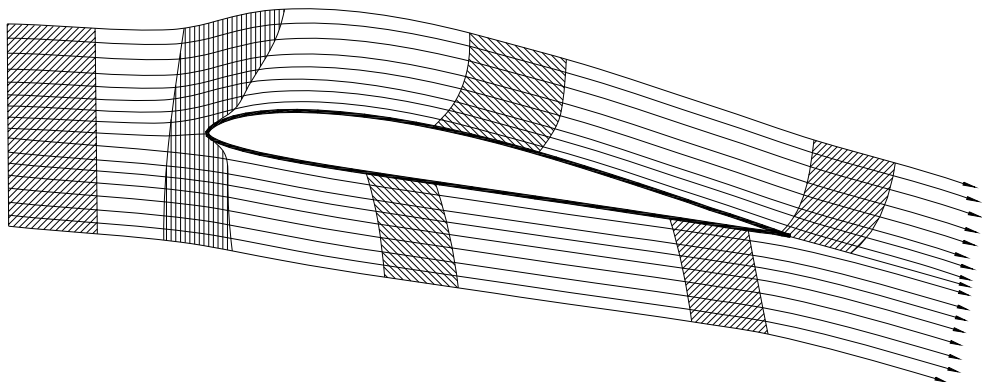
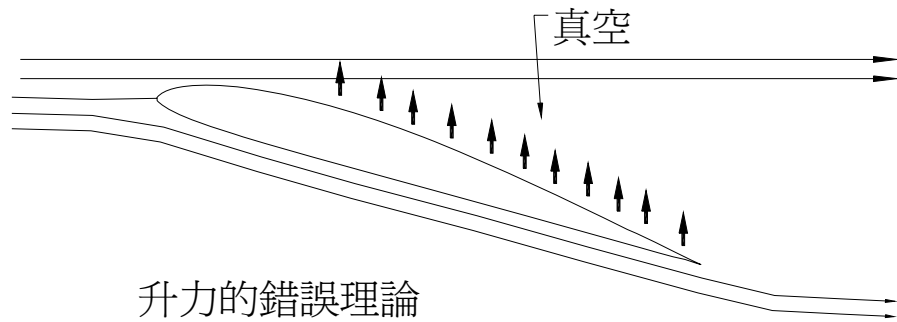


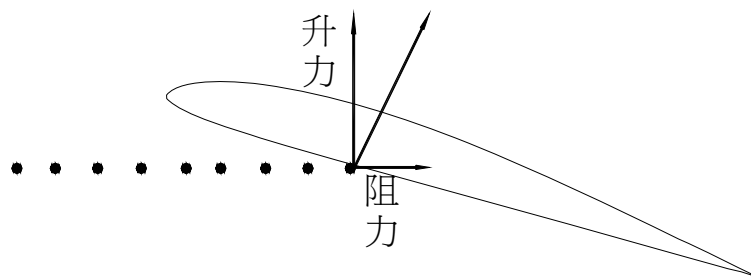
圖1-5

我曾经在杂志上看过某位作者说飞机产生升力是因为机翼有攻角，当气流通过时机翼的上缘产生”真空”，于是机翼被真空吸上去（如图 1-6），他的真空还真听话，只把飞机往上吸，为什么不会把机翼往后吸，把你吸的动都不能动，还有另一个常听到的错误理论有时叫做子弹理论，这理论认为空气的质点如同子弹一般打在机翼下缘，将动量传给机翼，这动量分成一个往上的分量于是产生升力，另一个分量往后于是产生阻力（如图 1-7），可是克拉克 Y 翼及内凹翼在攻角零度时也有升力，而照这子弹理论该二种翼型没有攻角时只有上面”挨子弹”，应该产生向下的力才对啊，所以机翼不是风筝当然上缘也没有所谓真空。



升力的錯誤理論

圖1-6



升力的錯誤理論

圖1-7

伯努利定律在日常生活上也常常应用，最常见的可能是喷雾杀虫剂了（如图 1-8），当压缩空气朝 A 点喷去，A 点附近的空气速度增大静压力减小，B 点的大气压力就把液体压到出口，刚好被压缩空气喷出成雾状，读者可以在家里用杯子跟吸管来试验，压缩空气就靠你的肺了，表演时吸管不要成 90 度，倾斜一点点，以免空气直接吹进管内造成皮托管效应，效果会更好。

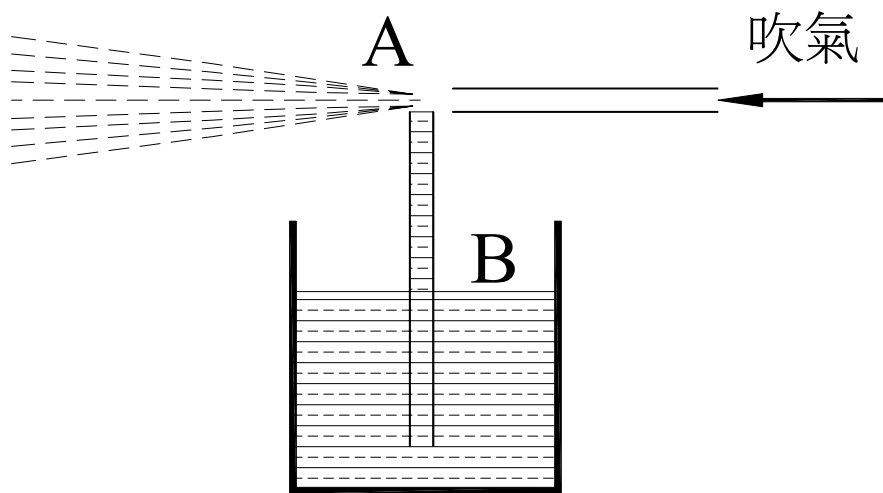


圖1-8

第一节翼型介绍

飞机最重要的部分当然是机翼了，飞机能飞在空中全靠机翼的浮力，机翼的剖面称之为翼型，为了适应各种不同的需要，航空前辈们发展了各种不同的翼型，从适用超音速飞机到手掷滑翔机的翼型都有，翼型的各部名称如（图3-1），100年来有相当多的单位及个人做有系统的研究，与模型有关的方面比较重要的发展机构及个人有：

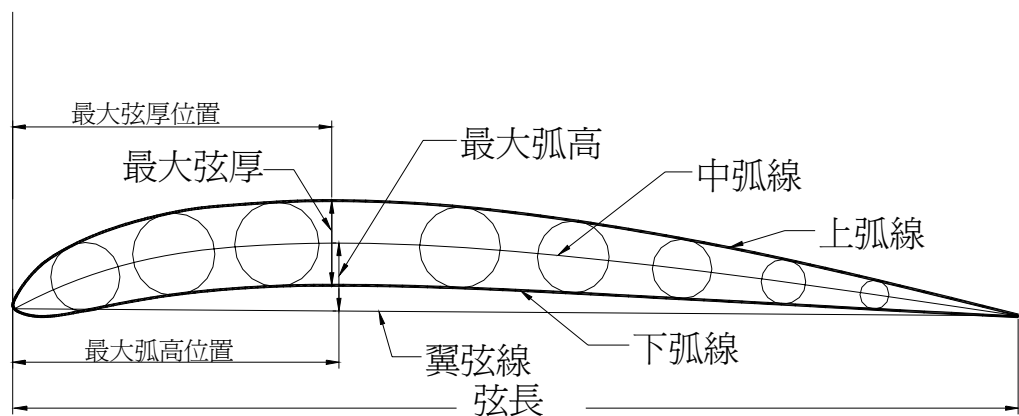
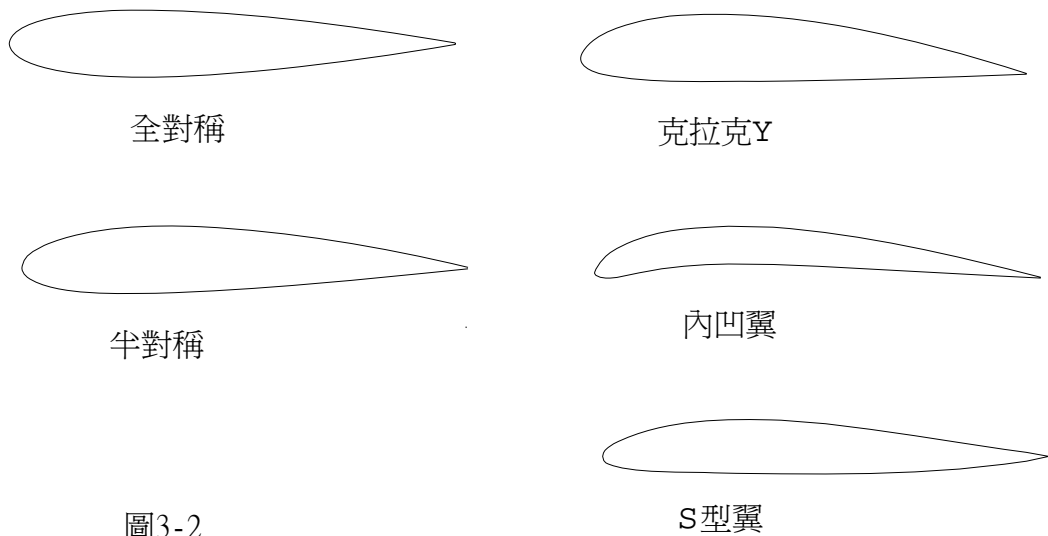


圖3-1

- 1 NACA: 国家航空咨询委员会即美国太空总署 (NASA) 的前身, 有一系列之翼型研究, 比较有名的翼型是” 四位数” 翼型及” 六位数” 翼型, 其中” 六位数” 翼型是层流翼。
- 2 易卜拉: 易卜拉原先发展滑翔机翼型, 后期改研发模型飞机翼型。
- 3 渥特曼: 渥特曼教授对现今真滑翔机翼型有重大贡献。
- 4 哥庭根: 德国一次大战后被禁止发展飞机, 但滑翔机没在禁止之列, 所以哥庭根大学对低速 (低雷诺数) 飞机翼型有一系列的研究, 对遥控滑翔机及自由飞 (无遥控) 模型非常适用。
- 5 班奈狄克: 匈牙利的班奈狄克翼型是专门针对自由飞模型, 有很多翼型可供选择。

有些翼型有特殊的编号方式让你看了编号就大概知道其特性, 如 NACA2412, 第一个数字 2 代表中弧线最大弧高是 2%, 第二个数字 4 代表最大弧高在前缘算起 40% 的位置, 第三、四数字 12 代表最大厚度是弦长的 12%, 所以 NACA0010, 因第一、二个数字都是 0, 代表对称翼, 最大厚度是弦长的 10%, 但要注意每家命名方式都不同, 有些只是单纯的编号。

因为翼型实在太多种类了, 一般人如只知编号没有坐标也搞不清楚到底长什么样, 所以在模型飞机界称呼翼型一般常分成以下几类 (如图 3-2):



- 1 全对称翼: 上下弧线均凸且对称。

- 2 半对称翼：上下弧线均凸但不对称。
- 3 克拉克 Y 翼：下弧线为一直线，其实应叫平凸翼，有很多其它平凸翼型，只是克拉克 Y 翼最有名，故把这类翼型都叫克拉克 Y 翼，但要注意克拉克 Y 翼也有好几种。
- 4 S 型翼：中弧线是一个平躺的 S 型，这类翼型因攻角改变时，压力中心较不变动，常用于无尾翼机。
- 5 内凹翼：下弧线在翼弦在线，升力系数大，常见于早期飞机及牵引滑翔机，所有的鸟类除蜂鸟外都是这种翼型。
- 6 其它特种翼型。

以上的分类只是一个粗糙的分类，在观察一个翼型的时候，最重要的是找出它的中弧线，然后再看它中弧线两旁厚度分布的情形，中弧线弯曲的方式、程度大至决定了翼型的特性，弧线越弯升力系数就越大，但一般来说光用眼睛看非常不可靠，克拉克 Y 翼的中弧线就比很多内凹翼还弯。

第二节 飞行中之阻力

如何减少阻力是飞机设计的一大难题，飞行中飞机引擎的推力全部用来克服阻力，如果可以减少阻力则飞机可以飞得更快，不然可以把引擎改小减少重量及耗油量，拿现代私人小飞机与一次大战战斗机相比，引擎大约都差不多一百多匹马力，现代私人小飞机光洁流线的机身相对于一次大战战斗机整架飞机一堆乱七八糟的支柱与张线，现代飞机速度几乎是它前辈的一倍，所以减少阻力是我们设计飞机时需时时刻刻要注意的，我们先要了解阻力如何产生，一架飞行中飞机阻力可分成四大类：

- 1 磨擦阻力：空气分子与飞机磨擦产生的阻力，这是最容易理解的阻力但不很重要，只占总阻力的一小部分，当然为减少磨擦阻力还是尽量把飞机磨光。
- 2 形状阻力：物体前后压力差引起的阻力，平常汽车广告所说的风阻系数就是指形状阻力系数（如图 3-3），飞机做得越流线形，形状阻力就越小，尖锥状的物体形状阻力不见得最小，反而是有一点钝头的物体阻力小，读者如果有机会看到油轮船头水底下那部分，你会看到一个大头，高级滑翔机大部

分也有一个大头，除了提供载人的空间外也是为了减少形状阻力。

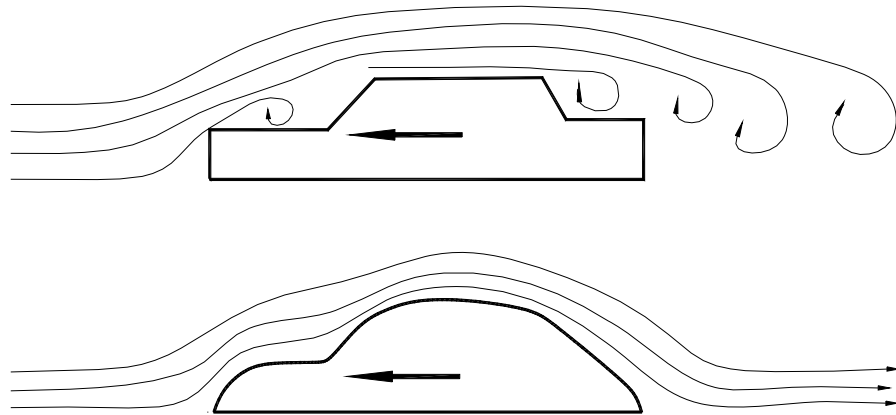


圖3-3

3 诱导阻力: 机翼的翼端部因上下压力差, 空气会从压力大往压力小的方向移动, 部份空气不会规规矩矩往后移动, 而从旁边往上翻, 因而在两端产生涡流 (如图 3-4), 因而产生阻力, 这现象在飞行表演时, 飞机翼端如有喷烟时可看得非常清楚, 你可以注意涡流旋转的方向 (如图 3-5), (图 3-6) 是 NASA 的照片, 可看见壮观的涡流, 因为这种涡流延伸至水平尾翼时, 从水平尾翼的观点气流是从上往下吹, 因此会减小水平尾翼的攻角, 也就是说水平尾翼的攻角实际会比较小, (图 3-6) 只不过是一架小飞机, 如像类似 747 这种大家伙起飞降落后, 小飞机要隔一阵子才能起降, 否则飞入这种涡流, 后果不堪设想, 这种阻力是因为涡流产生, 所以也称涡流阻力。

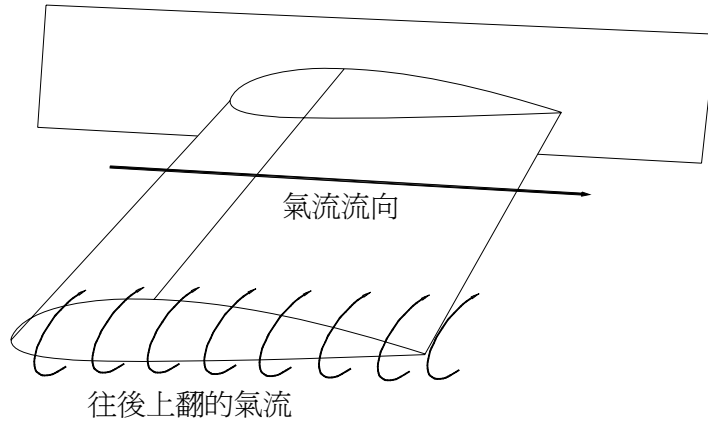


圖3-4

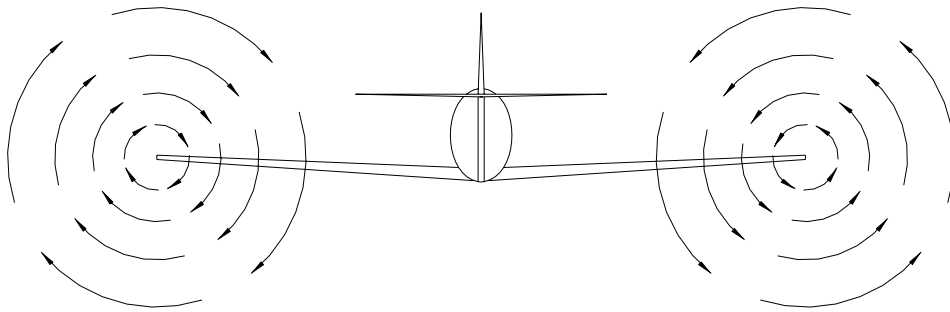


圖3-5



圖3-6 NASA照片

4 寄生阻力：所有控制面的縫隙（如主翼後緣與副翼間）、主翼及尾翼與機身接合處、機身開孔處、機輪及輪架、拉桿等除本身的原有的阻力以外，另外衍生出來的阻力（如圖 3-7，3-8）。

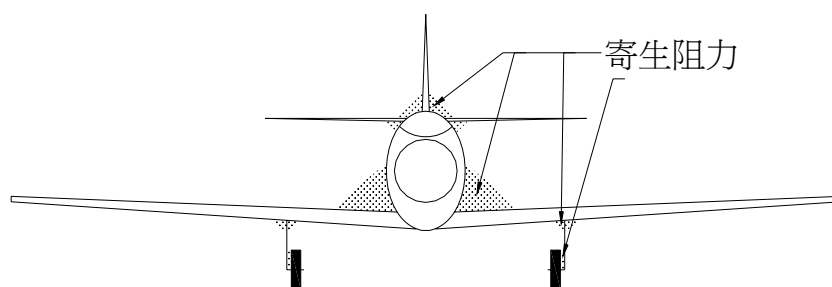


圖3-7

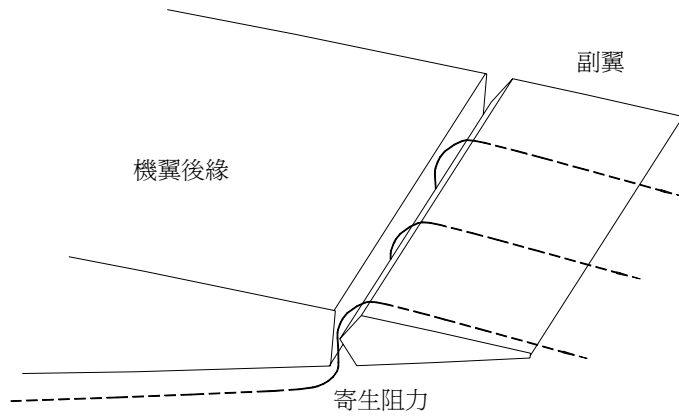


圖3-8

一架飞机的总阻力就是以上四种阻力的总合，但飞机的阻力互相影响的，以上的分类只是让讨论方便而已，另外诱导阻力不只出现在翼端，其它舵面都会产生，只是翼端比较严重，摩擦阻力、形状阻力、寄生阻力与速度的平方成正比，速度越快阻力越大，诱导阻力则与速度的平方成反比（如图 3-9），所以要减少阻力的话，无动力飞机重点在减少诱导阻力，高速飞机重点在减少形状阻力与寄生阻力。

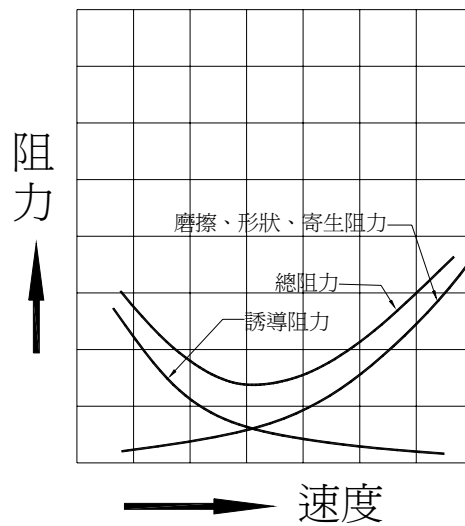


圖3-9

第三节翼面负载

翼面负载就是主翼每单位面积所分担的重量，这是评估一架飞机性能很重要的指针，模型飞机采用的单位是每平方公寸多少公克（ g/dm^2 ），实机的单位则是每平方公尺多少牛顿（ N/m^2 ），翼面负载越大意思就是相同翼面积要负担更大的重量，如果买飞机套件的话大部分翼面负载都标示在设计图上，计算翼面负载很简单，把飞机（全配重量不加油）秤重以公克计，再把翼面积计算出来以平方公寸计（一般为简化计算，与机身结合部分仍算在内）两个相除就得出翼面负载，例如一架 30 级练习机重 1700 公克，主翼面积 30 平方公寸，则翼面负载为 $56.7 \text{ g}/\text{dm}^2$ 。

练习机一般在 50~70 左右，特技机约在 60~90，热气流滑翔机 30~50，像真机 110 以内还可忍受，牵引滑翔机约 12~15 左右，我在新店市白马飞行场看过一对兄弟飞一架自己设计的大嘴鸟，翼面负载 130，但也飞的很漂亮，总括来说，翼面负载太大的话，起飞滑行时老牛破车慢慢加速，好不容易起飞后飞行转弯时千万不要减速太多（弯要转大一点），否则很容易失速，降落速度超快，滑行一大段距离才停的住。

说到这里稍微离题一下，我常在飞行场听到有人说重的飞机飞的比较快，我们来验证一下看这说法正不正确，一架飞机引擎的马力假设是 P ，从物理课本可知 $P=FV$ ， F 是力， V 是速度，飞机在水平直线飞行时 F 就是阻力的总合，因 P 是定值（不考虑螺旋桨效率），所以飞机极速只跟阻力 F 有关，同一型飞机理论上速度应一样，但假设其中一架用的木头比较重，平飞时比较重的飞机翼面负载大攻角要比较大，因而阻力 F 比较大，所以速度 V 就比较小，所以重的飞机不可能飞得比较快，要使飞机飞的快应该要减少阻力才对，重的飞机代价很大，加速及爬升慢、极速也慢，动作不灵活，比较容易失速，好处只是比较抗侧风，俯冲时比较快。

第四节雷诺数与失速

机翼的升力随攻角的增大而增加，攻角就是翼弦线与气流的夹角（如图 3-10），攻角为零度时对称翼此时不产生升力，但克拉克 Y 翼及内凹翼仍有升力，后二种翼型要负攻角才不产生升力，不产生升力的攻角叫零升攻角（如图 3-11），所以对对称翼的零升攻角就是零度，谁都知道攻角增加有一个上限，超过这上限就要

失速，那机翼什么时候会失速呢？（图 3-12a）是飞机正常飞行时流经机翼的气流，（图 3-12b）是飞机失速时的气流，这时上翼面产生强烈乱流，直接的结果是阻力大增，而且气流冲击上翼面，使升力大减，于是重力主控这架飞机，就是摔下去啦，那我们想事先知道机翼什么时候会失速，这就有要知道雷诺数，雷诺数原始公式是：

$$Re = \rho \cdot V \cdot b / \mu$$

$Re = \rho \cdot V \cdot b / \mu$ ρ 是空气密度、 V 是气流速度、 b 是翼弦长、 μ 黏性系数。

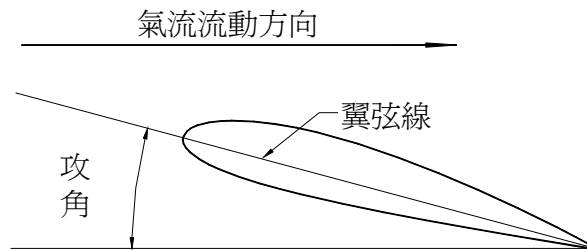


圖3-10

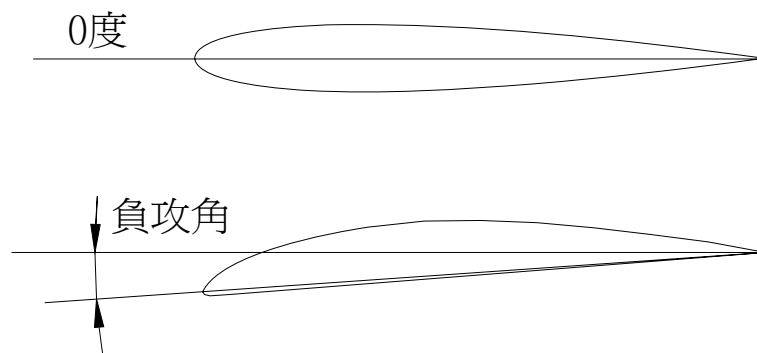


圖3-11

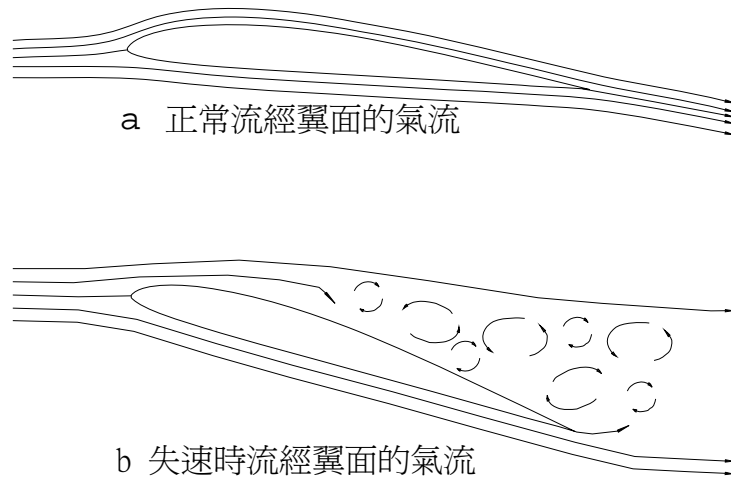


圖3-12

因对模型飞机而言空气密度与黏性系数是定值，因为你不会飞很高故空气密度不变，而且你不会飞到水里故黏性系数不变，故以上公式可简化为：

$$Re=68500 \cdot V \cdot b \quad V \text{ 单位是公尺/秒 } b \text{ 是公尺。}$$

一架练习机譬如说时速 90 公里（每秒 25 公尺），翼弦 24 公分，雷诺数 $=68500 \cdot 25 \cdot 0.24=411000$ ，如果不是矩形翼的话，翼根与翼端弦长不一样，雷诺数当然不同。

雷诺数越大流经翼表面的边界层越早从层流边界过渡为紊流边界层，而紊流边界层不容易从翼表面分离，所以比较不容易失速，雷诺数小的机翼边界层尚未从层流边界过渡为紊流边界层时就先分离了，一般翼型的数据都会注明该数据是在雷诺数多大时所得，展弦比如没特别说明则是无限大，翼型资料上大都会告诉你雷诺数多少时在几度攻角失速，雷诺数越大越不容易失速（如图 3-13），一架飞机的失速角不是一定值，速度越慢时（雷诺数小）越容易失速，翼面负载越大时，因飞行时攻角较大也越容易失速，三角翼飞机翼弦都很大，所以雷诺数大，比较不容易失速。

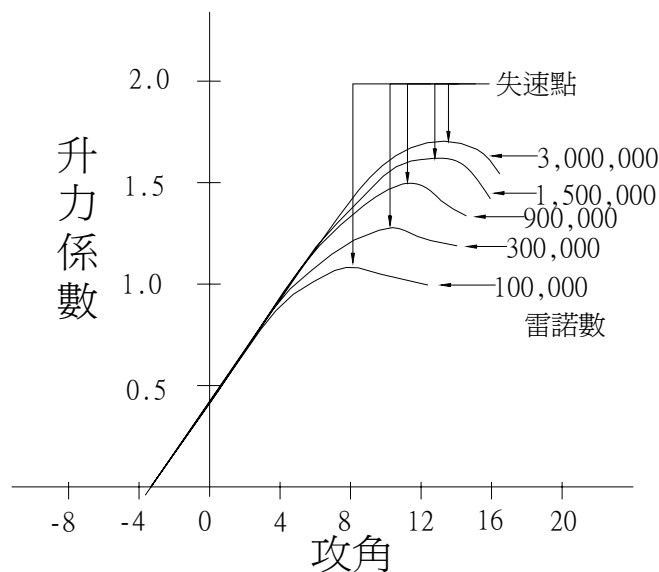


圖3-13

实机在设计时都会设法在失速前使机翼抖动及操纵杆震动，或者在机翼上装置气流分离警告器，以警告驾驶员飞机即将失速，模型飞机一般都没什么征兆，初学降落时大部分的人都有这痛苦的经验，因进场时作了太多的修正，耗掉了太多速度，说时迟那时快飞机一下子就摔下来，从此一连好几个月进场速度都超快，降落时不是海豚跳个三、四次就是把两百公尺跑道用完还不够。

第五节展弦比

从雷诺数的观点机翼越宽、速度越快越好，但我们不要忘了阻力，短而宽的机翼诱导阻力会吃掉你大部分的马力，也许读者反应很快，诱导阻力不是与速度平方成反比吗？我们只要飞得够快诱导阻力就不是问题了，但很可惜速度快的话形状阻力也会与速度平方成正比增大，还有所有飞机迟早都要降落，降落时考虑跑道长度、安全性等，实机的话还有轮胎的磨耗，我们需要一个合理降落速度，总不能要求一架模型飞机以时速 100 公里降落吧，那跑道要长得吓人，而且没几个人对得准，火箭、飞弹飞的很快而且不用考虑降落，所以展弦比都很低，飞机则要有适合的展弦比，展弦比 A 就是翼展 L 除以平均翼弦 b ($A=L/b$)， L 与 b 单位都是公分，如果不是矩形翼的话我们把右边上下乘以 L ，得 $A=L^2/S$ ， S 是主翼面积，单位是平方公分，这样省得求平均翼弦，一般适合的展弦比在 $5\sim 7$ 左右，超过 8 以上要特别注意机翼的结构，不要一阵风就断了，我作过展弦比 10 的飞机，手投掷起飞的一刹那，机翼受风弯成 U 形，非常漂亮（如图 3-14），滑翔机实机的展弦比有些高达 30 以上，还曾经出现过套筒式的机翼，翼展可视需要伸长或缩短。



圖3-14

如前所述磨擦阻力、形状阻力与速度的平方成正比，速度越快阻力越大，诱导阻力则与速度的平方成反比，所以高速飞机比较不考虑诱导阻力，所以展弦比低，滑翔机速度慢，采高展弦比以降低诱导阻力，最典型的例子就是 U2 (如图 3-15) 跟 F104 (如图 3-16)，U2 为高空侦察机，为长时间翱翔，典型出一次任务约 10~12 小时，U2 展弦比为 10.5，F104 为高速拦截机，速度达 2 倍音速以上，展弦比 4.5，自然界也是如此，信天翁为长时间遨翔，翅膀展弦比高，隼为掠食性动物，为求高速、灵活，所以展弦比低。



圖3-15 (NASA照片)



圖3-16 (NASA照片)

滑翔机没有动力，采取高展弦比以降低阻力是唯一的方法，展弦比高的机翼一般翼弦都比较窄，雷诺数小，所以要仔细选择翼型，避免过早失速，另外高展弦比代表滚转的转动惯量大，所以也不要指望做出滚转的特技了。

飞惯特技机的人看到遥控滑翔机时常常好奇，为什么主翼面积那么大，偏偏机身短而且尾翼面积相对很小，会很担心升降操作会有问题，其实这是展弦比的另外一个特性，就是高展弦比时，攻角增加时升力系数增加会比低展弦比的机翼快（如图 3-17），低展弦比机翼升力系数在攻角更大时才到达最大值，所以高展弦比的滑翔机并不须要大尾翼就可以操纵升降。

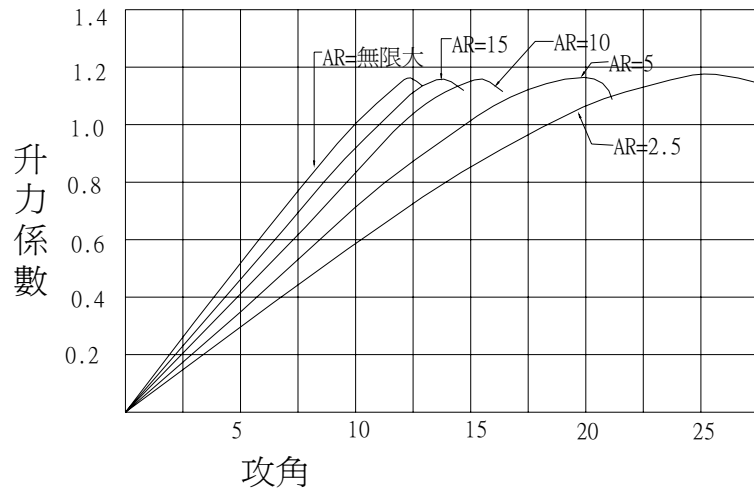


圖3-17

第六节翼端处理

一个机翼不可能无限长，一定有端点，我们现在知道翼端是很多问题的根源，翼前缘有点后掠的飞机，因几何形状的关系，翼前缘的气流不但往后走而且往外流（如图 3-18），使翼端气流更复杂，于是有各式各样的方法来减少诱导阻力，常见的有：

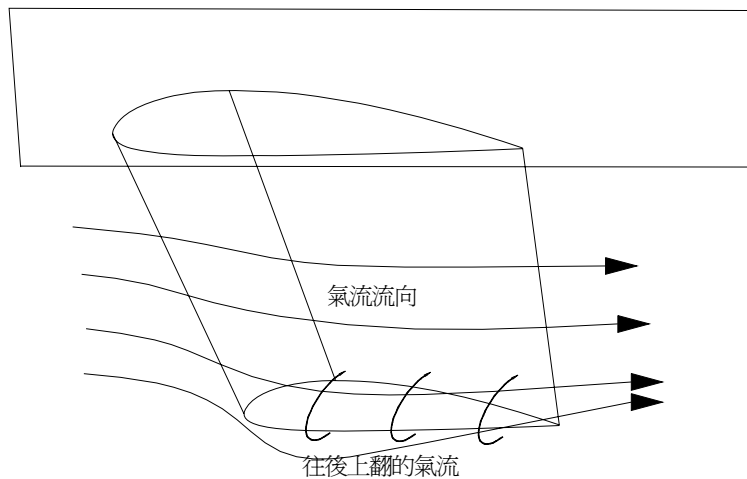


圖3-18

1 整形 1：把翼端整成圆弧状，尽点人事，模型飞机最常见的方式（如图 3-19）。

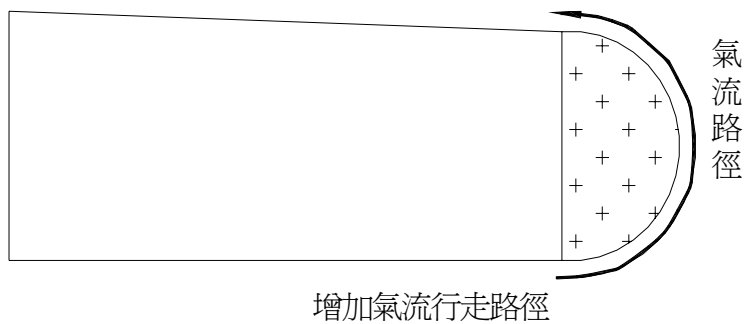


圖3-19

2 整形 2: 把下翼面往上整形, 希望渦流盡量離開翼端, 特技機 magic 及一次大戰像真機常用 (如图 3-20)。

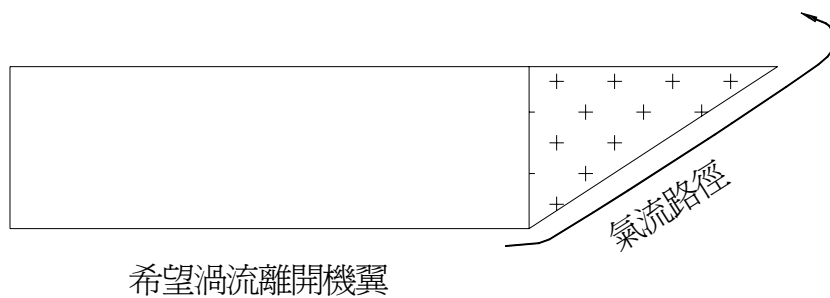


圖3-20

3 整形 3: 把翼端裝上油箱或電子戰裝備, 順便隔離氣流, 不讓它往上翻, 希望一舉兩得, 如 T-33 (如图 3-21)。



圖3-21(NASA照片)

4 小翼：目前最流行的作法，大部分小翼是往上伸，但也有些是往下伸的，实机的小翼很明显，飞行时看的非常清楚（如图3-22），波音747-400的小翼相信很多搭乘过的人都注意到，小翼的作用除了隔离翼端上下的空气外减少诱导阻力外，因安装的角度关系还多少可提供一些向前的分力节省一点马力。



圖3-22(NASA照片)

老鹰的翼端是分叉形的，你可以从影片中看到滑翔中的老鹰，翼端的羽毛几乎没有扰动，可见效率非常高，NACA 也有发展类似的翼端。

第七节翼型的选择及常用翼型

机翼是飞机产生升力的部分，当然不能随兴所至乱画一通，既然前辈们发展的翼型都经过风洞或实机的测试，我们就不客气来捡现成，市面上现在可以买到惟的一一本有翼型数据的书是长谷川克所著“翼型”电波实验社出版，上面有三百多种翼型的几何坐标，但其中只有易卜拉翼型有升阻系数等数据，其它只有几何坐标聊备一格，所以除自由飞模型外用处不大，此外中国大陆的杂志里有时候会发表新翼形，但他们偏重自由飞模型，完全没有任何实验数据，而且很难制作，遥控的好像没看过。国外尤其是德国有关模型飞机的数据就比较多，很可惜国人一般德文都是鸭鸭乌，这里介绍一本英文书 Martin Simons 着“model aircraft aerodynamics” Argus Books，在亚马逊网络书局可以买的到，号称美国模型界的“圣经”，另外网络上的资源有：

www.nasa.gov（美国太空总署）

www.iag.uni-de（德国 stuttgart 大学）

www.erau.edu（美国 Embry-Riddle Aeronautical University.）

amber.aae.uiuc.edu（美国 University of Illinois at Urbana-Champaign）

www.nasg.com/afdb/index-e.phtml（日本大学航空研究会）这网站有上千种翼型坐标及极线。

选择翼型要先决定飞机用途、大小、重量、速度，再依翼面负载、雷诺数决定后再选择合适的翼型，翼型的数据包括形状的几何坐标，以及在某个展弦比及各种雷诺数下之升力、阻力系数，一般都以极线图显示，纵坐标大都是升力系数，横坐标是阻力系数（如图 3-23 左边），有些比较旧式的数据纵坐标是升力系或阻

力系数，横坐标则是攻角（如图 3-24），近代计算机翼型数据纵坐标是气流速度或是压力，横坐标则是翼弦位置，但都可以从图表中换算出升力、阻力多少，也可以查出机翼攻角几度时升力系数迅速恶化发生失速，当知道飞机的升力与阻力系数后，这时就滑空比就决定了，依升力系数及翼面积总升力可以算出，再依阻力系加上机身、尾翼所有阻力系数可以算出总阻力，所需的阻力与我们原先假设的引擎马力是否相符，因过程都是计算在此省略，有兴趣的读者可参看朱宝流着“模型飞机的空气动力学”永利模型飞机公司出版，里面有详细解释选择翼型的方法，这本书讲的是自由飞模型，而且数据很旧，但原则是一样的。

CLARKY5M(Re=399900,b,UIUC)

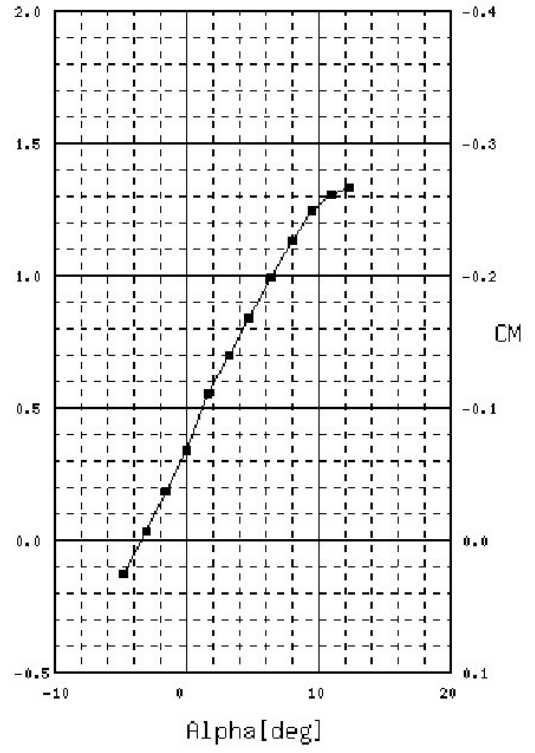
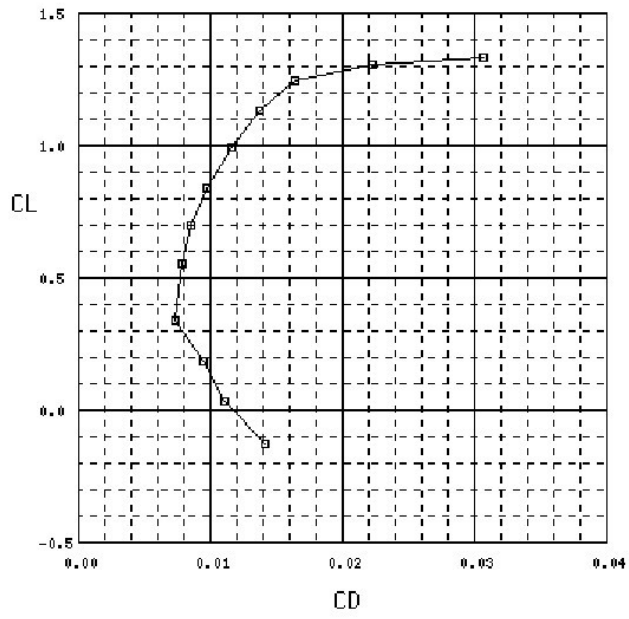


圖3-23(NASG資料)

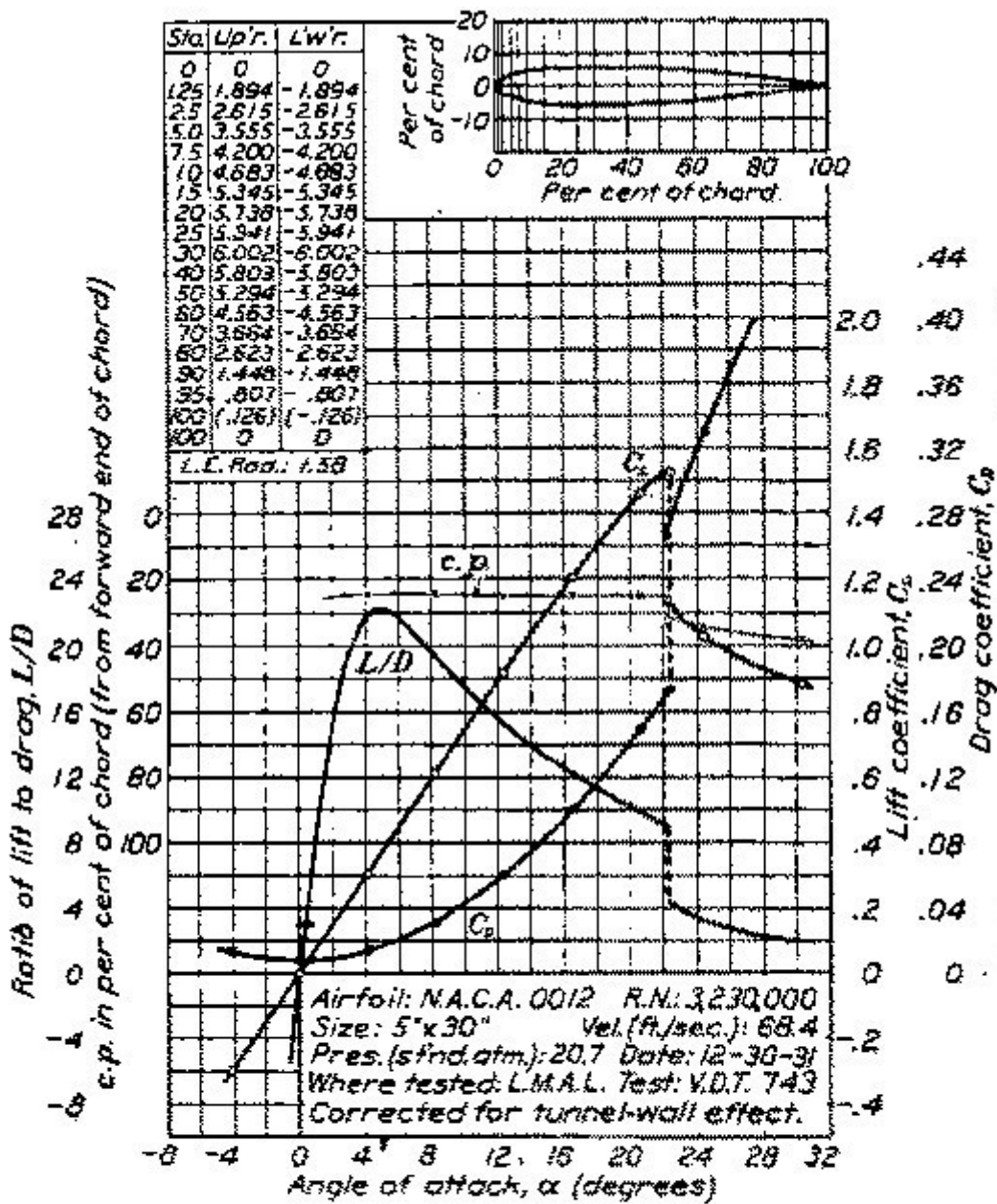


圖3-24(NACA資料)

选择翼型的过程是一种试误法，需要经验与耐心，现在实机方面设计翼型当然早已采用计算机计算，模型飞机也渐渐采用计算机设计方式，你可以直接输入所要的翼型，甚至自己设计一个新翼型，输入中弧线最大弧高、位置，及最大厚度等数据，再告诉计算机展弦比、机翼攻角及飞行速度，计算机也懒得告诉你升力、阻力系数，而直接告诉你升力多少牛顿，阻力多少牛顿，失速角多少度也一并告诉你，还配合 3D 动画，国外有好几套这种软件出售，有一家公司网站

(www.compufoil.com)你可以上网购买，但我建议读者如想真正了解翼型选择，还是要从基础学起，免得知其然而不之其所以然，美国太空总署有一套翼型仿真器（如图 3-25），有兴趣的读者可自行下载，网址：
http://www.lerc.nasa.gov/Other_Groups/K-12/FoilSim/index.html

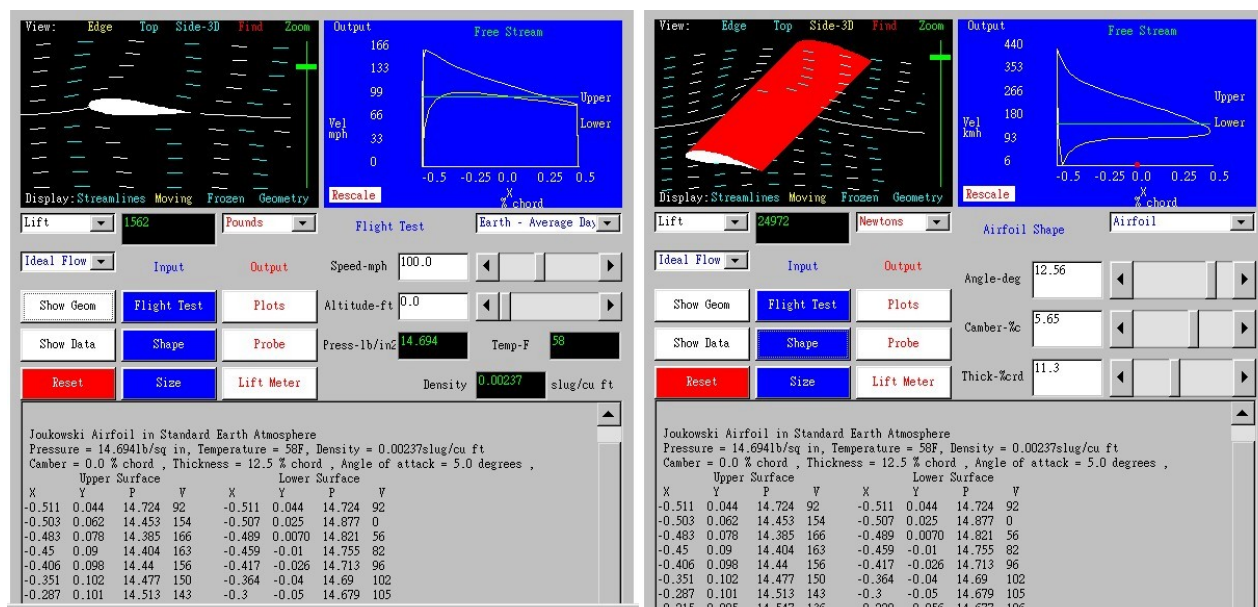


图 3-25

对一般读者而言有一方便法门，我们可以参考别人的设计，一架飞机已经证明飞得很好，如果我们的飞机条件相似，就可以采用那种翼型，美国的套件一般多会把翼型标在设计图上，除此之外还是有一些规则可循：

- 1 薄的翼型阻力小，但不适合高攻角飞行，适合高速机。
- 2 厚的翼型阻力大，但不易失速。
- 3 练习机用克拉克 Y 翼或半对称翼，因浮力大。
- 4 特技机用全对称翼，因正飞或倒飞差异不大。
- 5 斜坡滑翔机用薄一点翼型以增大滑空比。
- 6 3D 特技机用前缘特别大的翼型以便高攻角飞行。

再次强调参考别人设计时要注意雷诺数相似，雷诺数差异大时一点意义都没有，把别人大飞机的翼型用在你的小飞机上绝对不行。

以下是一些常用翼型：

1 特技机：NACA 0010、0012

2 练习机：NACA 2410、2412、CLARK Y8

3 斜坡滑翔机：RG14、RG 15、Eppler 385F

4 小滑翔机及牵引滑翔机：Eppler 385、Eppler 374、Selig 3021

第八节翼型画法

翼型决定后接下来要把形状誊到纸上以便制作翼肋片，翼型的数据来的时候是一组坐标数字，通常是(0,0)到(100,0)或是(0,0)到(1,0)，以前是找一张方格纸一个一个把坐标点乘上长度系数（因为你的翼弦不会刚好 10 公分吧）然后点上去，典型的翼型数据大约有 40 组坐标（如图 3-26），矩形翼还好只要做一次，一架 30 级的特技机的锥形翼翼弦大约有十种尺寸，你慢慢画吧，我看过有人画了一组后用复印机放大，结果当然不准，现在我们幸福多了，用计算机来处理又快又精确，长谷川克的书上有一个 basic 的小程序，但使用不容易画出来的效果也不好，北投张永岳先生十几年前也发表过一个程序，现在我们以 AutoCAD 来处理翼型，非常方便效果也最好，简介如下：

Eppler 385			
XU	YU	XL	YL
0.000	2.000	0.000	2.000
1.250	3.400	1.250	1.200
2.500	4.600	2.500	1.200
5.000	6.000	5.000	1.200
7.500	7.100	7.500	1.300
10.000	8.000	10.000	1.400
15.000	9.200	15.000	1.800
20.000	10.200	20.000	2.300
25.000	10.900	25.000	2.800
30.000	11.400	30.000	3.100
40.000	11.800	40.000	3.600
50.000	11.200	50.000	4.100
60.000	10.100	60.000	4.400
70.000	8.500	70.000	4.400
80.000	6.600	80.000	4.100
90.000	4.600	90.000	3.500
95.000	3.300	95.000	2.800
100.000	2.000	100.000	2.000

圖3-26

A 前置作业:

- 1 开新图档(open a new drawing)选择公制(metric)。
- 2 选择复合线(ployline)。
- 3 把坐标一个一个输入。
- 4 输入完成后作成区块(block)。
- 5 插入点选择(0, 0)。
- 6 完毕。
- 7 把所有常用的翼型通通作成区块备用。

B 实际使用:

- 1 先计算或画出所有需要的翼弦长(这里取 25 公分为例)。
- 2 开新图档(open a new drawing)选择公制(metric)。

- 3 插入所要翼型的区块(insert block)。
- 4 X 比例取 2.5, Y 比例亦为 2.5。
- 5 旋转角 0 度。
- 6 爆炸后作圆滑曲线 (FIT)
- 7 于是银幕出现一个漂亮翼弦长 250 单位的翼型。
- 8 打印时设定 1 单位=1 mm 。
- 9 于是一个漂亮翼弦长 25 公分的翼型出来了。

实际上作业时包括锥形翼所有翼弦长计算通通在 AutoCAD 上处理, 翼型画好后还要扣除盖板 2mm、前、后缘材厚度、大梁, 这也同时处理, 最后结果才是你实际翼肋片的形状 (如图 3-27), 再把所有翼肋片摆在模拟市售巴沙木宽度上 (8 公分) (如图 3-28), 便于切割及节省材料, 全部所花费时间不会超过 2 小时, 到时印出来后把纸用口红胶贴在巴沙木上直接切割 (如图 3-29), 再把纸撕掉。

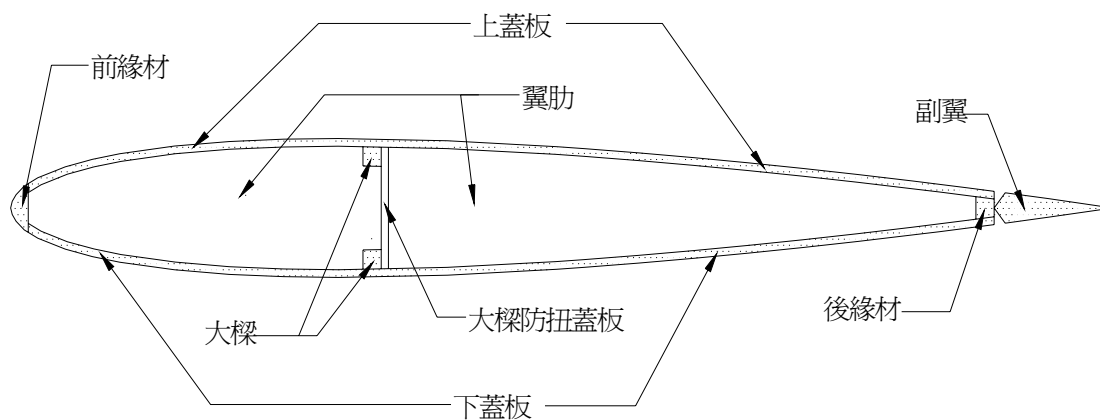


圖3-27

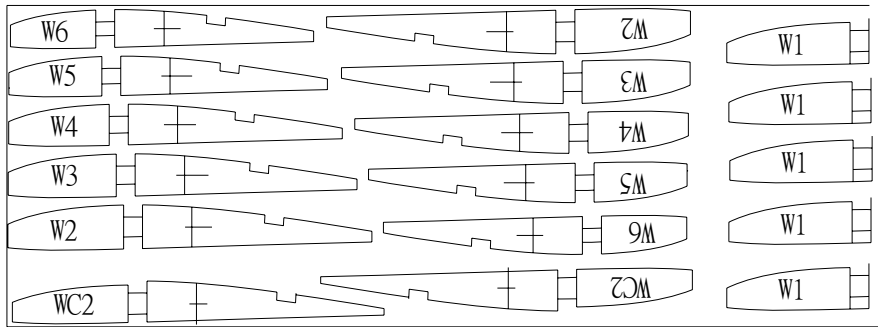


圖3-28

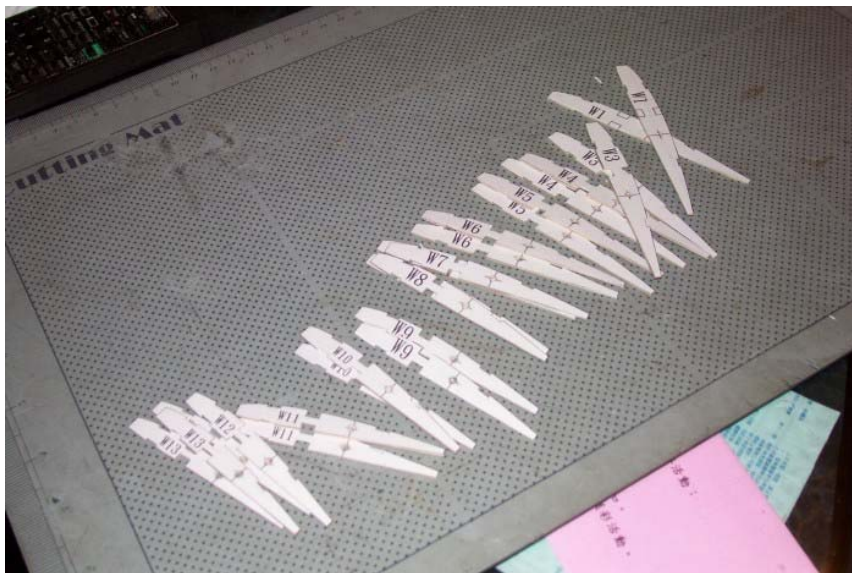


圖3-29

第四章翼平面

第一节翼平面介绍

翼平面即是主翼平面投影的形状，当我们已假定飞机重量、翼面负载后，主翼面积即可算出，展弦比亦已大致决定，这时就要确定主翼平面形状，考虑的因素有1 失速的特性、2 应力分布、3 制作难易度、4 美观，模型飞机的速度离音速还差一大截，不须考虑空气压缩性，也没有前后座视野的问题，所以后掠翼不需考虑，当然为美观或像真机除外，常见的平面形状及特性如下：

- 1 矩形翼：（如图 4-1）从左至右翼弦都一样宽，练习机常用的形状，因为制作简单，失速的特性是从中间开始失速，失速后容易补救。

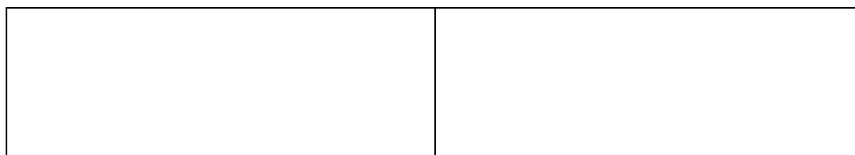


圖4-1

- 2 和缓的锥形翼：（如图 4-2）从翼根往翼端渐缩，制作难易度中等，合理的翼面应力分布，缓和的翼端失速，特技机最常见的意形式。

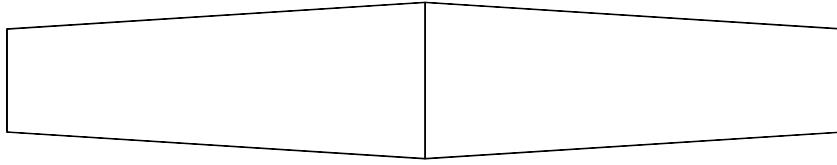


圖4-2

3 尖锐的锥形翼：（如图 4-3）同样从翼往翼端渐缩，但翼端极窄，恶劣的的翼端失速。

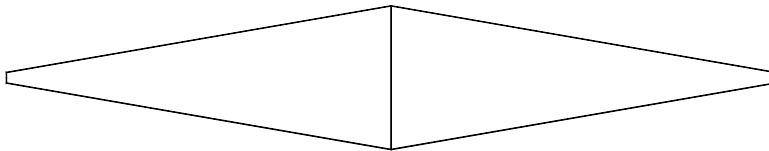


圖4-3

4 椭圆翼：（如图 4-4）制作难度高，最有效率的翼面应力分布，翼端至翼根同时失速，这也是天上最优美的翼面形式。

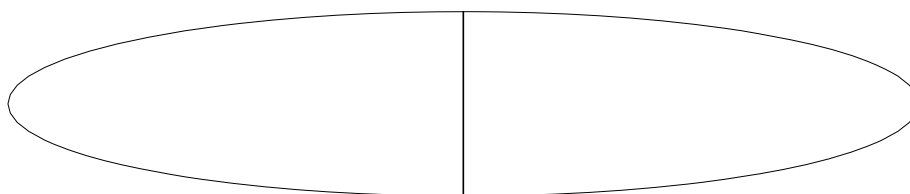


圖4-4

机翼先失速的位置跟局部升力系数与平均升力系数的比值有关，比值大的地方先失速，另因升力分布于所有翼面，机翼的剪应力及弯矩应力会从翼端往翼根处累积，所以飞机结构失败在空中折翼都在靠机身处，矩形翼结构应力分不就很经济，靠翼端处结构过强，增加无谓的重量，锥形翼、椭圆翼就比较经济，此外从图面也可看出矩形翼的诱导阻力比较大，即使翼端的面积大效率也不好。

尖锐的锥形翼翼端极窄，雷诺数小，且因为翼弦短，同样精度下制作时攻角误差大，翼端很容易失速，翼端失速后就从先失速的一端先往下掉，而且不见得救得回来，所以做 Ju87 像真机那类飞机要特别注意。

主翼平面形状不需要一成不变的为锥形翼或椭圆翼，可以依需求、制作难易度及美观采取各种组合。

第二节压力中心

在考虑飞机的纵向平衡时，我们需要知道所有升力的合力点以便定出日后飞机重心位置，这合力点一般称压力中心，机翼横剖面的升力并不是平均分布，从翼剖面气流速度图上你可以看出翼上缘前端空气流速最快（如图 4-5），

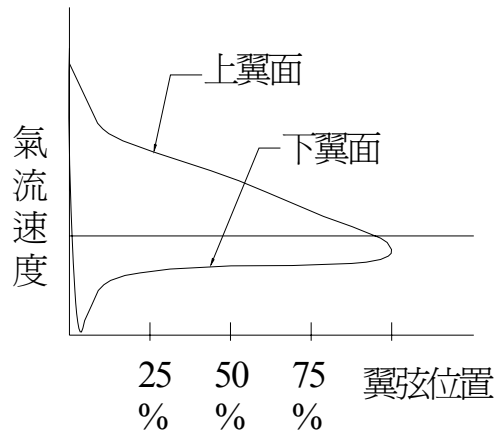


圖4-5

该处静压力最小升力最大，所以总升力中心有点偏前，机翼产生升力同时亦产生一弯矩，机翼当攻角改变时压力中心亦改变，一般来说攻角增加时压力中心向前移，攻角减小时压力中心向后移，使压力中心的计算更加复杂，在设计时并不直接求出压力中心位置，而是采用焦点及焦点弯矩的方式，所谓焦点是研究发现不管机翼攻角改变，当速度固定时升力对于机翼前缘算来 $1/4$ 距离的位置产生的弯矩是固定的，所以实际升力对机翼产生的作用可以以作用在焦点的力及一个弯矩来替代（如图 4-6），

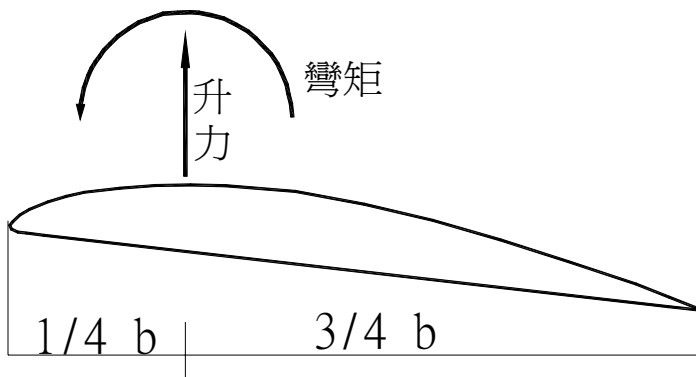


圖4-6

有时后也直接把这一点当作压力中心，此一焦点其实有一点点变动但不大，翼型资料里也有一个焦点弯矩系数，但跟升力、阻力系数不一样的是焦点弯矩系数是一定值不随攻角改变，中弧线越弯则弯矩系数越大，即使这样简化后对一般读者仍稍嫌困难，我们再予以简化，考虑升力及弯矩的共同作用后，大约以上弧线最高点为合力位置，一般翼型约在前缘算来 $1/3$ 的位置，这样就不需要再考虑弯矩

的作用了，这种精确度对普通模型飞机已够使用，进一步讨论请参考第八章，此外还有一点要注意的就是（图 4-6）的力是朝正上方，实际上气流对机翼的作用力是如（如图 4-7），

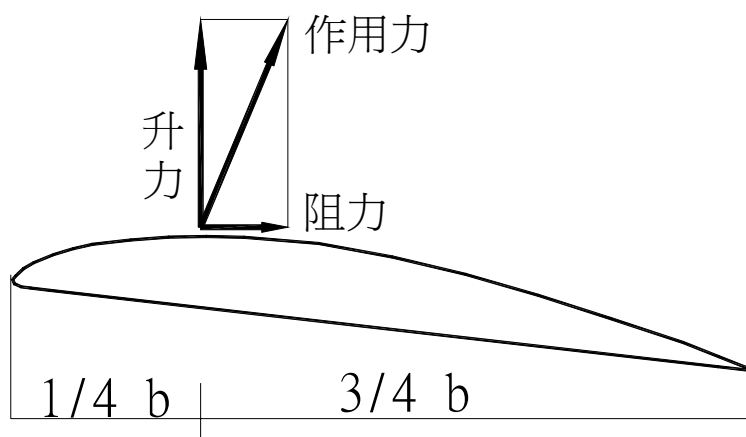


圖4-7

有点往后倾，把力分为向上的升力及向后的阻力，很明显可以看出攻角越大，阻力也越大，因为阻力至重心的距离很短，所以分析平衡时阻力产生的力矩我们都予以省略。

对矩形翼飞机而言，压力中心至此告一段落，但锥形翼或后掠翼我们还需计算升力平均翼弦位置才能定出压力中心，我们采用图解法以便求出压力中心（如图 4-8）：

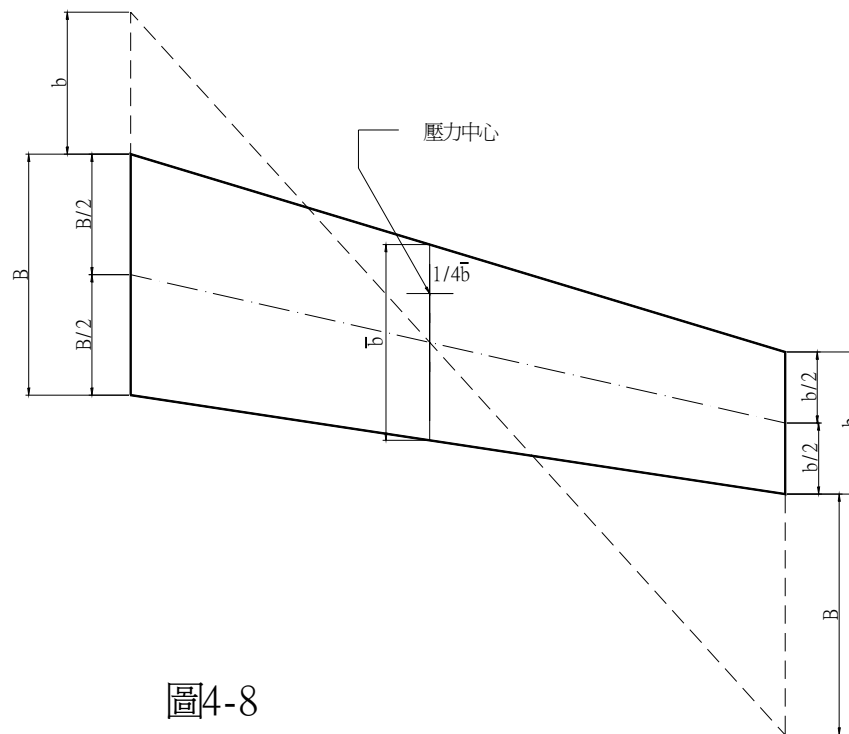


圖4-8

第三节外洗角

飞机失速时我们希望从翼根开始失速，失速后机头往下掉，于是迅速获得速度恢复操控，尽量避免翼端失速，翼端失速时先失速的一边机翼往下掉，飞机发生螺旋下坠，有可能无法恢复，但我们已知失速与攻角有关，我们可以设法避免让失速先发生于翼端，就是在设计时让翼端跟翼端攻角不一样，翼端的攻角少个一、两度，就可以延后翼端失速，这个角度叫外洗角，代价是翼端升力系数减小，但翼端的诱导阻力也稍微减少，这在实机上尤其是螺旋桨飞机是很常见的作法，遥控动力飞机是否要外洗角见仁见智，但一般高级滑翔机、牵引机及手掷机几乎都有外洗，无尾翼飞机翼端一般外洗到负攻角，以便提供配平力。

以上的外洗角称为几何外洗，另外有一种外洗称为气动外洗，就是机翼翼根至翼端的攻角都不变，但翼端、翼根分别使用不同的翼型，翼端使用较不容易失速的翼型，如此一来也可保证翼根先失速。

跟一般想象的不一样，实际使用上翼端反而不使用比较不容易失速的对称翼，而是利用零升攻角至失速角范围较大的内凹翼型，再配合几何外洗，这样翼端升力不会损失太多而又达到外洗的目的。

第四节上反角

上反角就是当机翼摆正时翼前缘与水平线的夹角，大部分飞机都有上反角，常见的形式如，一级上反角（如图 4-9）制作简单，效果也很好，二级上反角（如图 4-10）内外机翼上反角度不同，外翼上反角较大，修正效果最好，U形上反角（如图 4-11）是内翼没有上反，只有外翼有上反，机翼中间应力集中处没有接点，结构坚强，手掷机常用，反海鸥翼（如图 4-12）内翼是下反外翼上反，优点是轮架装在内外翼交接处，因离地面近可以做的又粗又短（图 4-13），上反角的作用如下：

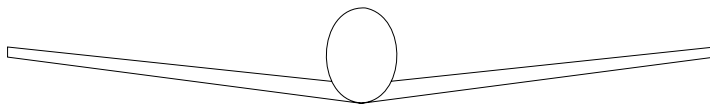


圖4-9

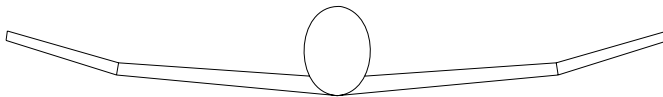


圖4-10

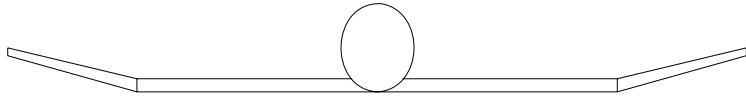


圖4-11

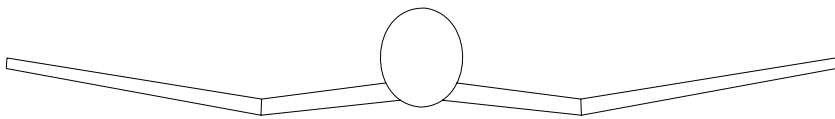


圖4-12



圖4-13(NASA照片)

- 1 维持滚转方向平衡：当飞机飞行时突然受到侧向力（如一阵风），这时飞机会倾向另一边，这时上反角就要负责修正回来，大部分的人认为这是当机翼倾向一边时，水平投影面积一边增加另一边减少，产生一个回复力矩（如图4-14），其实这是不适当的说法，回复力矩是有，但非常小，上图是为了强调回复力矩，上反角增加为16度，实际上反角不可能那么大，我们拿上反角3度来说，投影面积最多改变1%，实在于事无补，实际的作用是，假设碰到右阵风飞机往左倾，左边机翼往下掉，于是左边机翼的相对气流除了一般从前缘往后缘流的向量以外，还碰到一个从下往上的向量（如图4-15），结果就是相当于左边机翼攻角增大升力增大，右边刚好相反升力减小，于是产生修正力矩，使飞机摆正。

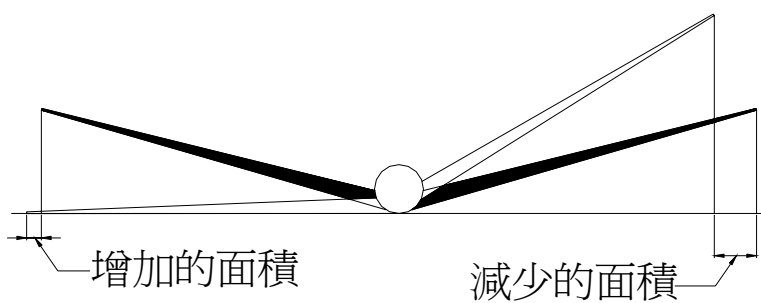


圖4-14

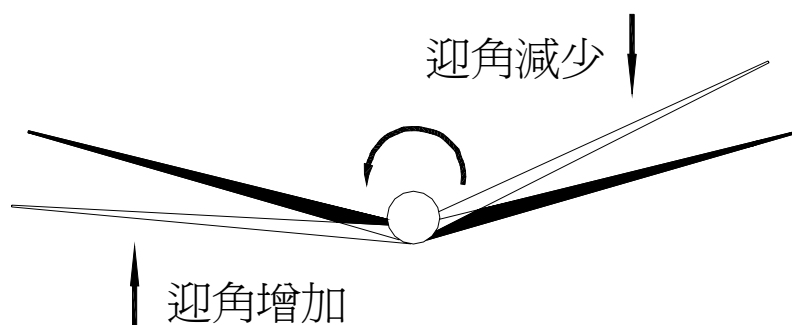


圖4-15

2 转向：很多小型遥控飞机没有副翼，只有方向舵，但转弯时一样侧倾后转向，这是因为上反角的关系，当想控制飞机左转而把方向舵往左打，因方向舵产生一个向右的力，机头于是朝左偏，但还是往前飞，这叫偏航（如图 4-16），因右翼上反的关系相对气流相当于右边机翼攻角增大，于是升力增大，左翼刚好相反升力减小，于是飞机向左侧滚转，配合升舵完成左转，我曾作过一架上反角 0 度的特技机，打方向舵后机头歪向一边就是不转弯，刚好映证以上理论。

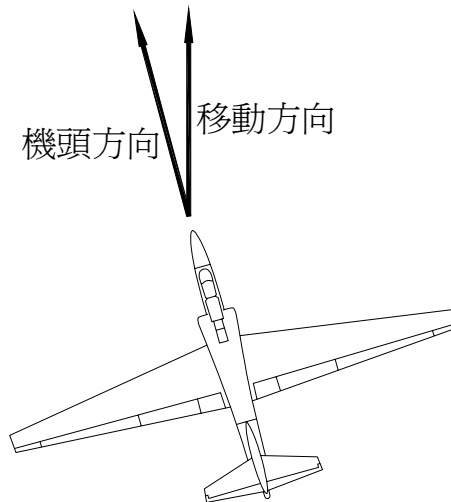


圖4-16

3 提高压力中心：机翼上反后，压力中心也提高，有助于稳定性，所以虽然练习机须要高稳定性，但有些实机的练习机仍采低翼配置，请您注意这类飞机上反角都比较大，主要就是从稳定性考虑。

上反角效益很大，但角度过大时修正力矩过大，将很难转弯，而且此时机翼垂直投影大，垂直尾翼如果相对的小，飞机的直线性变差，飞起来就会左右摆头，遥控特技机则因翼前缘有点后掠，多少已有稳定作用，操纵者技术好并且全神贯注在操纵，有无上反角并无紧要。

第五章螺旋桨与引擎

一节螺旋桨原理与分类

螺旋桨负责把引擎的功率转变为向前的推力，重要性不言而喻，螺旋桨推进飞机的原理与火箭、导风扇飞机、喷射机不同，也与船用螺旋桨不同，火箭等前进是因为动量守恒的关系，如果飞机也是靠动量守恒的原理前进，那螺旋桨就要把空气尽量快尽量多往后吹去，那螺旋桨的形状就应该像电扇叶片一样宽且短，而不是像现在我们看的细细长长的，导风扇扇叶形状类似船用螺旋桨，效率却很差，因为导风扇引擎、加速管及支撑等对象挡住了不少气流，而且导风扇后送的速度不够快，质量更不够多。

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，使飞机向前，历史上有名的竞

速机 GeeBee，得过很多次世界冠军，也有不少模型像真机，请读者注意其螺旋桨与机身的比例，它螺旋桨向后的气流三分之二以上被引擎及机身偏折，根本没往正后方吹，使人不禁怀疑它怎么飞，可是它还是世界竞速冠军呢，所以记得螺旋桨的风大不大与推力毫无关系。

螺旋桨可依不同方式分类，我们真正有兴趣的是直径与螺距，将于下节讨论，其余分类如下：

依桨叶数：

单桨：竞速机常用，可避免吃到前叶的尾流，效率最佳，但另一端要配平。

双桨：最常见的型式，合理的效率，容易平衡。

三桨以上：像真机或桨叶长度受限时使用，效率稍差。

依推力方向：

拉力桨：即正桨，从飞机前面产生拉力使飞机向前。

推力桨：即反桨，从飞机后面产生推力使飞机向前，少数引擎可逆转，双引擎飞机其中一个引擎逆转用反桨以抵销反扭力。

依材值：

木桨：刚性好，重量轻，但易损坏。

塑料桨：便宜，选择性多，较不易损坏。

碳纤桨：最好，最贵。

第二节螺旋桨的选择

我们仔细看一支螺旋桨（如图 5-1），



圖5-1

上面除了公司的标志外[APC]，另外还有一组数字 12x9，这是选择螺旋桨最重要的一组数字，12 代表这支螺旋桨直径是 12 英寸，9 代表螺距是 9 英寸，另一组数字 305x227 是公制，单位是 mm，代表意义完全一样，直径的意思大家都了解，螺距的意思是螺旋桨旋转一圈，依螺旋桨的角度，理论上螺旋桨前进的距离（如图 5-2），当螺旋桨旋转时桨上的点因距离轴心的不同，行走的距离也不同（ $=2 \times 3.1416 \times r$ ），现在的螺旋桨都是定螺距桨，就是旋转一圈桨上每一点的螺距都一样，所以越靠近轴心，桨叶角越大，桨尖部分角度就比较小，当然还有一种定螺角桨，这种桨桨上每一点角度都一样，当旋转一圈桨上每一点的螺距都不一样，越靠桨尖越大，最常见的就是竹蜻蜓，相信大家都玩过，另外也常见于初级橡皮筋动力飞机，因为制作非常简单。

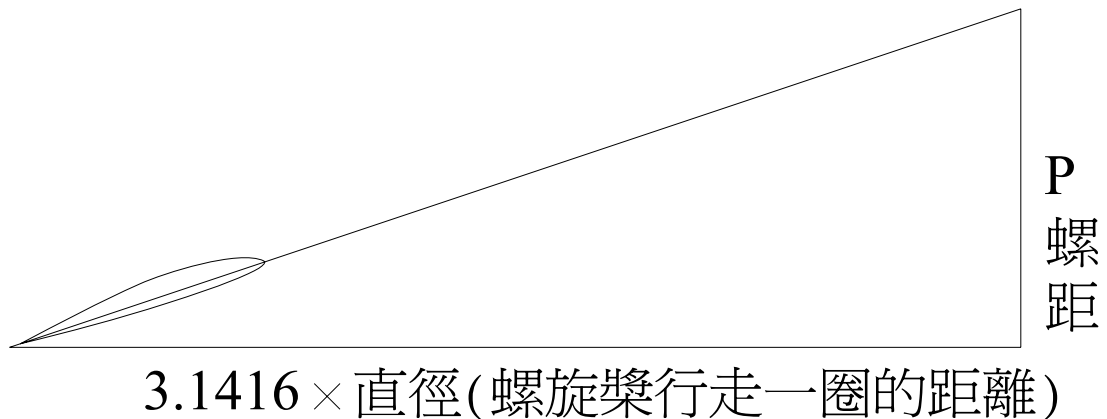
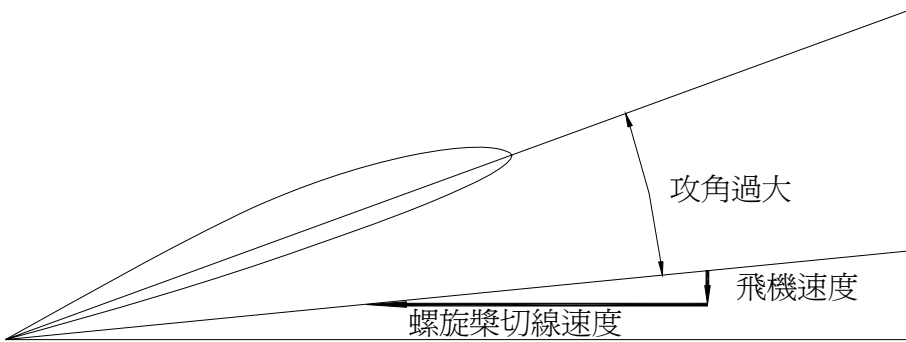
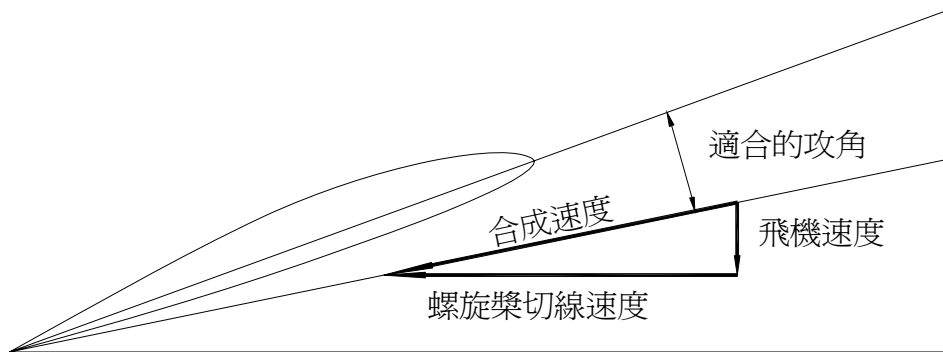


圖5-2

你买一个新引擎，引擎的说明书会建议你，试车时用多大的桨，像真机用多大的桨，特技机又用多大的桨，弄得你迷迷糊糊，在这里说明一下，试车时用的桨一般都比较小，是防止万一不小心转数过高，使新引擎烧毁，没其它意思，像真机及特技机用的桨不同，最主要是因为飞机速度不同的关系，特技机一般飞行速度比较快，希望螺旋桨在高速飞行时比较有效率，像真机一般来说翼面负载大，希望螺旋桨在低速时比较有效率，起飞、降落时才不会出差错，没人会管它极速快不快，我们假设引擎输出的最大功率是一定值，输出功率在螺旋桨到达恒定转速时要克服的是螺旋桨的阻力，我们前面说过应该把桨叶看成一片小型的机翼，螺距越大就是桨叶角越大，相当于机翼攻角越大，当然阻力就越大，螺旋桨越长，面积及桨端切线速度也越大，阻力也越大，既然最大功率是一定值，我们只好在直径与螺距上作妥协。

特技机希望螺旋桨在高速飞行时比较有效率，像真机希望螺旋桨在低速时比较有效率，我们再提醒一次应该把桨叶看成一片小型的机翼，既然是机翼，同样就会有攻角、失速问题，甚至诱导阻力情形也一样，为了找出最佳攻角，请参看（图5-3），合成的气流速度等于螺旋桨的切线速度加上飞机前进的速度（假如你对向量不熟悉的话，因为是相对运动，你可以假设你是一只蚂蚁趴在螺旋桨前缘，你不动，让气流来吹你，想象一下因螺旋桨旋转加上飞机前进，你脸上吹的是那方向来的风），螺距太大而飞行速度不够快，则攻角太大而失速，这种情形在这里叫螺旋桨打滑，螺距太小而飞行速度太快，则攻角太小，效率则很差，所以结论是高速飞机用小桨大螺距，低速飞机用大桨小螺距。以前在莱特兄弟时代，飞机做好以后要拉一个绑在树上磅秤来测拉力，现在飞行场上偶而也有人这么做，现在我们知道这是多余的，测得的拉力因没有飞机前进的速度，所以只有在飞机静止时有效，飞机有了速度后就不准了。



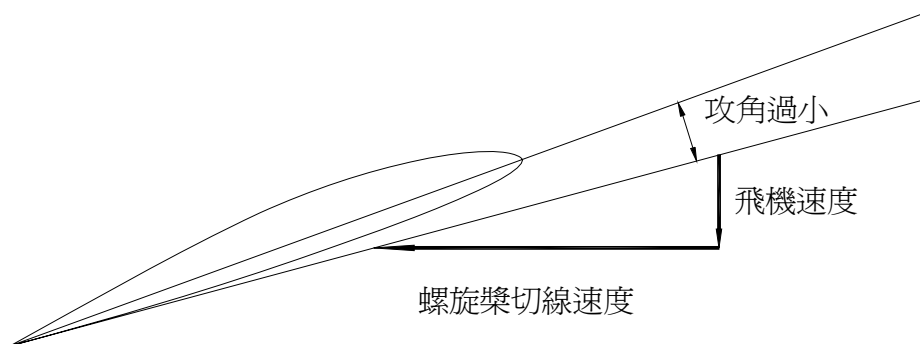


圖5-3

螺距最好的解决办法当然是使用变距螺旋桨，可依飞行速度不同改变螺距，二次大战后大部分的螺旋桨飞机都已使用变距螺旋桨，可依飞行速度变换螺距以取得更佳效率，万一引擎熄火还可以打顺桨，使螺旋桨的阻力减至最低增加滑行距离。日本 MK 模型出过一组 60 级用的可变距桨，但在美国模型飞机禁止用可变距桨，怕飞出来伤人，此外螺旋桨靠轴心部分效率很差，所以很多场合干脆装上机头罩减低阻力。(感谢 王斌先生 对本节指正)

第三节螺旋桨角度的计算

现在螺旋桨选择性多，价格便宜，模型玩家很少自行制作，但偶而想玩橡皮筋动力飞机时，就不得不自己动手了，请各位不要瞧不起橡皮筋动力飞机，高级室内橡皮筋动力飞机的螺旋桨会随着橡皮筋扭力自动改变螺距，而且整架飞机不超过 2 公克，这真的需要天分，我做的室内机则从来没有低于 4 公克（图 5-4）。



圖5-4

橡皮筋动力飞机因为转速比引擎飞机慢，螺距比（螺距/直径）一般 1.0~1.6 左右，引擎飞机的螺距比大都在 0.8 以下。

定螺角桨：因为定螺角桨只有一部分效率好，所以我们螺距以距离轴心 70~80% 的部位为准，螺旋桨靠轴心部分效率很差，所以靠轴心 30% 以内部份根本不做桨叶，只剩一根轴。

定螺距桨：因定螺距桨每个断面角度均不一样，假设要制作一支直径为 D 英寸螺距为 p 英寸的桨，角度图解如（图 5-5）。

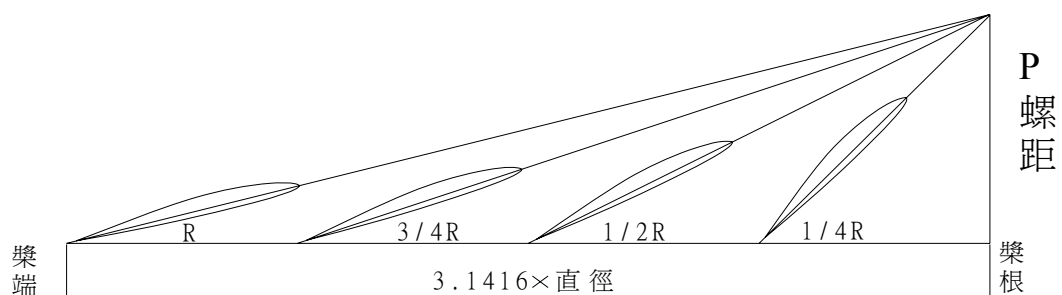


圖 5 - 5

第四节引擎的选择

模型飞机使用的引擎有很多种，现在因为大多数人都使用热灼引擎(glow engine)及汽油引擎，大家几乎忘了还有其它模型引擎如：

1 柴油引擎：其实他是烧乙醚而不是烧柴油的，只是它跟跟柴油引擎一样没有火星塞，直接压缩爆发，但真正的柴油引擎是将空气压缩后再喷入燃料爆发，而模型柴油引擎是将先空气与燃料混合后再压至爆发，二次大战后欧洲国家管制甲醇及硝基甲烷，所以柴油引擎流行一阵子。

2 二氧化碳引擎：使用一个二氧化碳气瓶，借压缩的二氧化碳气体推动活塞驱动螺旋桨，没有任何点火装置也不用燃料，常用于自由飞模型。

3 脉冲喷射引擎：又叫火管，跟二次大战德国 V1 火箭一样的引擎，属于喷射引擎的一种，声音吵得吓死人，中国大陆飞燕公司有生产两种尺寸，非常便宜，美国还有公司出套件，让人自行制作，号称喷出的火焰有十公尺远。

很多人选择引擎的原则是，选择只要塞的下引擎室的最大引擎，这其实是一个不正确的观念，我们知道飞行的阻力与速度平方成正比，当飞机速度已经很高，这时候要增加一点点速度马力要增加很大，选择超过适当排气量的引擎，不但重量增加，因耗油量也增加，所以装上更大的油箱，翼面负载增加的结果使飞行攻角增大，阻力也因而增大，所以效果很差，更不要提对飞机结构的影响了，要改善飞行效率应从改善飞机的空气动力着手，而不是一味加大引擎，此外竞速飞机尽量选择高转速、低扭力的短冲程引擎，像真机尽量选择低转速、高扭力的长冲程引擎或四冲程引擎，以使螺旋桨发挥最大效率。

很多人不晓得模型引擎的大小如 32、120 代表什么意思，美国的引擎采用英制，32 代表 0.32 立方英寸，120 就代表 1.20 立方英寸，一立方英寸是 16.39 CC(立方公分)，所以 32 引擎排气量是 $5.24(=0.32*16.39)$ 立方公分，但世界上其它国家如德国等生产的引擎已渐渐采用公制。

第五节导风扇

很多很漂亮的像真喷射机，但机头或机尾装了一个引擎，在天上飞时离得远看上去还好，摆在地面展示时，那引擎与螺旋桨实在煞风景，要把引擎与螺旋桨藏起

来，在涡轮引擎还没出来前导风扇是唯一选择，导风扇是利用高转速活塞引擎（24000rpm 左右）推动类似涡轮扇叶，将大量空气往后加速，可以仿真出类似涡轮引擎的效果（如图 5-6），图中桨毂的白漆是量转速用的，导风扇虽然效率差，但因现代喷射机都很流线，机翼也不大，所以阻力小，像真喷射机飞行速度也不慢，但起飞滑行加速比较慢。



圖5-6

导风扇飞机最需要注意的地方就是空气的进出信道，进口的信道除了截面积要足够外，也要做得非常流线，避免粗糙、突出物或沟缝，必要时只好在肚子挖”作弊孔”以增加空气进入量，出口的通道除了要做得非常流线外，还要有一点渐缩，以增加排气速度，还有一点要特别注意的，因为导风扇进气口吸力很强，所有零件、电线都要固定好，（图 5-6）那架 F86 第一次试车就把气压收轮组的管线及阀门绞烂喷到不知那里去了。

第六节 涡轮引擎

模型涡轮引擎经过这几年的发展已渐渐成熟，虽然价位还不是一般人能接受，从早期危险的丙烷燃料到现在的煤油或 JP 燃料（煤油+汽油），我们可以期待启动方式更方便，价位元元更低能让一般人接受的引擎出现，模型涡轮引擎是一个具体而微的涡轮喷射引擎，涡轮引擎推进的原理是引擎前端将空气吸入后，由压缩机加压，再至燃烧室燃烧，膨胀后的高压气体由后方排出，因动量守恒原理而得

到向前的推力，高压气体同时也推动涡轮，涡轮再把动力传给压缩器，如（图 5-7）是一个军用涡轮扇喷射发动机（很少人称它为引擎），涡轮发动机因输出动力方式的差异可分为：

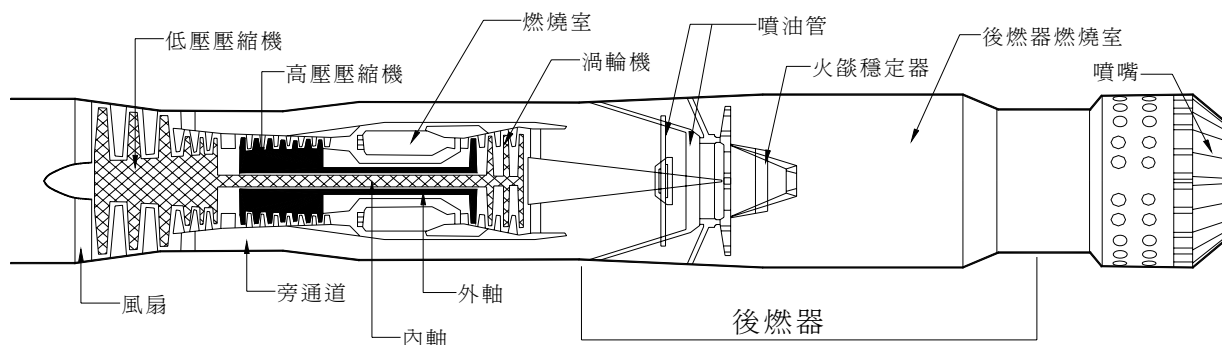


圖 5-7

- 1 涡轮喷射发动机：最典型的喷射引擎，原理如前所述，模型涡轮引擎就是属于这种。
- 2 涡轮扇发动机：跟涡轮喷射发动机很类似，但有旁通气流，请注意（图 5-7）
发动机风扇吸入的空气有部分没经过燃烧室就直接加压后排出，那就是旁通气流，优点是比较经济，缺点是飞机最大速度会稍为慢，商用喷射机旁通比都很大，所以发动机看起来都很胖。
- 3 涡轮螺旋桨发动机：这也是一种喷射发动机，但是以螺旋桨方式输出动力，跟活塞发动机比，喷射发动机零件少很多，重量也轻，比较好维修保养，又因为它没有活塞、曲轴、顶杆等的往复运动，所以震动也减少很多，玩过遥控飞机的人都知道，震动是很多问题的根源。
- 4 涡轮轴发动机：这也是一种喷射发动机，但输出的轴马力最大，刚好用在直升机上，现代直升机都是采涡轮轴发动机，所以以后有人跟你说那架直升机是喷射引擎的，你也不要吃惊。

（图 5-7）的后半截是一个后燃器，后燃器的原理是因为空气经过燃烧室燃烧后，只消耗到不到 10%的氧气，后燃器里面的空气因刚从燃烧试室出来，当然很热，而且还有很多氧气，那干脆就直接把燃料喷进去，再一次燃烧进一步加热空气增

加推力，代价当然是效率非常差，但紧急时涡轮喷射型发动机几乎可以增加 100% 的推力。

涡轮发动机转速很高，怠速时的转速都比活塞引擎的全速还高，所以实机发动机启动时一般都要另外以电源车或气源车先将引擎预转至点火速度，涡轮发动机还有一些需注意的特性，活塞引擎的功率几乎与转速成正比，但涡轮发动机在转速达最高转速的 50% 时输出的功率还不到 20%（图 5-8），且低转速时燃料消耗比约为全速时的三倍，所以低转速时既耗油又没效率，还有油门的反应比活塞引擎慢很多，此外因发动机需要大量空气，改变飞行姿态时如进气道设计不好会使压缩机转子失速，所以涡轮发动机不合作特技机的动力，但因飞行速度冲压的因素飞机起飞后涡轮发动机效率会变好。

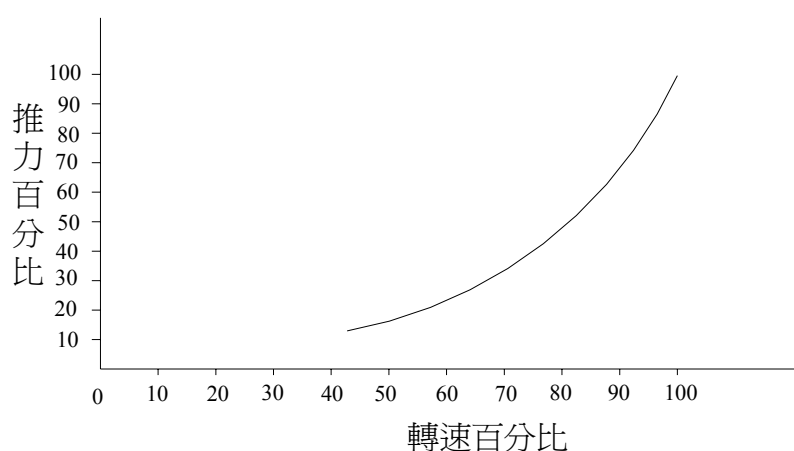


圖5-8

第六章尾翼

第一节垂直尾翼

垂直尾翼分两部分，固定于机身不动的叫垂直安定翼，能左右摆动的活动部分叫方向舵，垂直尾翼负责左右的稳定，原理就如同箭的箭羽一样，当飞机偏航时产生一个修正力矩，使飞机恢复直线飞行（如图 6-1），

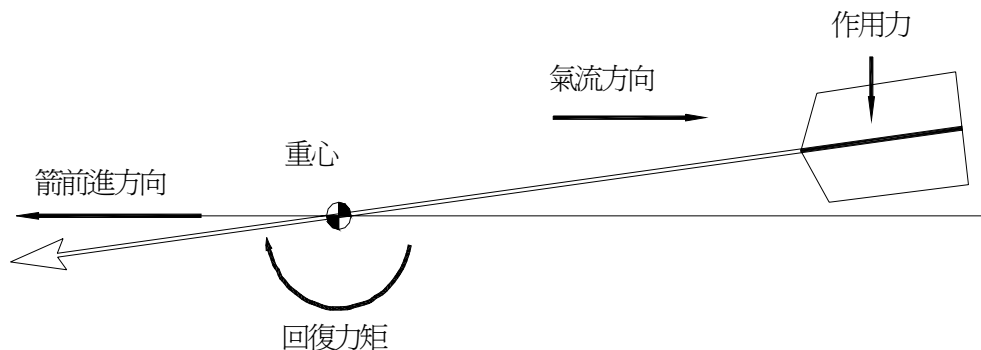


圖6-1

方向舵负责转向，当方向舵往一边打时造成飞机偏航，然后如前面所述因上反角的关系造成左右翼对气流攻角的变化，于是飞机转向，垂直尾翼的构型除传统式外，还有双垂直尾翼、H型尾翼及V尾翼，H型尾翼就是在水平尾翼两端各有一个垂直尾翼，如二次大战的B24、B25及兰开斯特轰炸机（图6-2），此种构型在模型飞机上结构很脆弱要特别注意，V尾翼则是水平尾翼兼具垂直尾翼功能。在遥控飞机方向舵一般都与转向轮连动，在实机也都是由踏板操纵，但控制方向舵时是用踩的，而控制转向轮是用蹬的。

第二节水平尾翼

水平尾翼也分两部分，固定于机身的叫水平安定翼，活动部分叫升降舵，有部分飞机采用全动式尾翼，就是整片水平尾翼皆可转动，水平尾翼负责俯仰的稳定，也如同箭的箭羽一样，升降舵负责飞机的俯仰，水平尾翼变化也很多，位置高度变化有传统式、T尾翼、折衷式，前后位置变化有些在垂直尾翼前，有些在后，也有在主翼前面的前翼机。

第三节面积及展弦比

垂直尾翼与水平尾翼基本上也是一片小型的机翼，因舵角的改变而产生升力使飞机偏航或俯仰，如何决定一架飞机的垂直尾翼与水平尾翼面积以便提供合理的稳定性及操纵性有几个因素必须考虑：

- 1 机身越长，尾翼与重心距离远，因杠杆原理，所需面积就较小。
- 2 垂直尾翼与水平尾翼的断面如有做翼型，因较单片式断面效率好，面积也可减少，全动式尾翼情形也一样。
- 3 机翼展弦比高，对攻角比较敏感，水平尾翼可小一点。
- 4 像真机的场合，因雷诺数较实机小，而且机身都比较粗的关系，尾翼面积必须放大。
- 5 三角翼飞机及圆盘机，因翼弦长故雷诺数大比较不容易失速，常常作低速高攻角飞行，尤其是降落时，这时垂直尾翼必须做高一些，以便避开主翼后面的尾流，免得飞机左右摆头，必要时在机腹下加做一片或两片腹鳍。
- 6 水上飞机因水脚侧面积大，垂直尾翼要适度的增大。

因垂直尾翼与水平尾翼基本上也是一片小型的机翼，所以也有展弦比的考虑，因展弦比的大小牵涉失速先后，我们希望垂直尾翼与水平尾翼不能比主翼先失速，且万一主翼失速往下掉的时候，还能以尾翼改变飞机的姿态以便获得速度，所以一般垂直尾翼展弦比小于水平尾翼展弦比小于主翼展弦比。一次大战大部分的飞机都没有尾轮，在地面无法自行转向，而且静止时机头抬得很高（如图 6-3），在影片上常可以看到起飞时机械士跟在旁边小跑一段路帮忙维持方向，因方向舵最先有作用，机械士于是可以放手，等到升降舵有作用时推一点下舵，让飞机摆平减低阻力以增加速度，待速度足够主翼有升力后飞机“浮”起来，在飞行场常看到 J-3 像真机一起飞就往左划个弧摔下去，很多人怪飞机设计不良，其实这是因为飞机速度还不够但升降舵已有作用，因姿态关系飞机在主翼浮力很勉强时就把飞机拉起，离地后爬升因速度慢、攻角大，于是马上失速而且因反扭力的关系往左摔下去，这百分之百是操纵者失误，不要再错怪飞机了。

第四节 T 尾翼

水平尾翼因位置关系常常处在主翼后面的尾流中，当然还有螺旋桨的尾流，造成难以臆测的后果，所以 T 尾翼机将水平尾翼装置于垂直尾翼顶端以避开主翼的尾流，如此一来效率当然增加，很多滑翔机采取 T 尾翼，但 T 尾翼结构上是一个弱点，设计结构时须注意，T 尾翼机有一个特殊的问题“深失速”，深失速是当飞机主翼失速时，主翼及机身往下掉时所带的尾流刚好打在 T 尾翼上，这时升降舵没有作用，而主翼早已失速（如图 6-4）

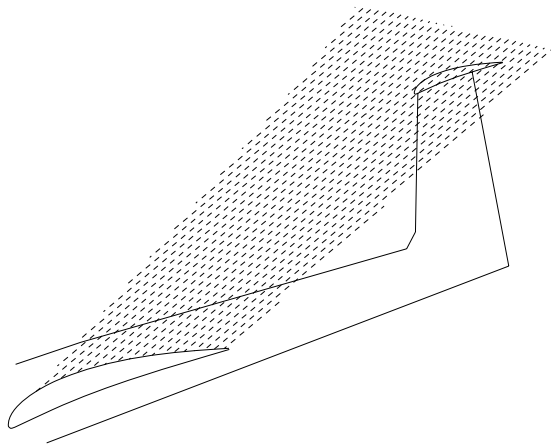


圖6-4

，于是飞机就毫无希望的摔下去，（图 6-5）是 NASA 的深失速试验机，经过特别改造让失速时水平尾翼仍有作用，可由机上丝带看出飞机下墜的方向，机身短、胖、展弦比低、重心偏后的飞机比较容易发生。



圖 6-5(NASA 照片)

第五节前翼机

前翼机是水平尾翼在机身的前端，主翼在后端的飞机，莱特兄弟的第一架飞机就是前翼机（如图 6-6）

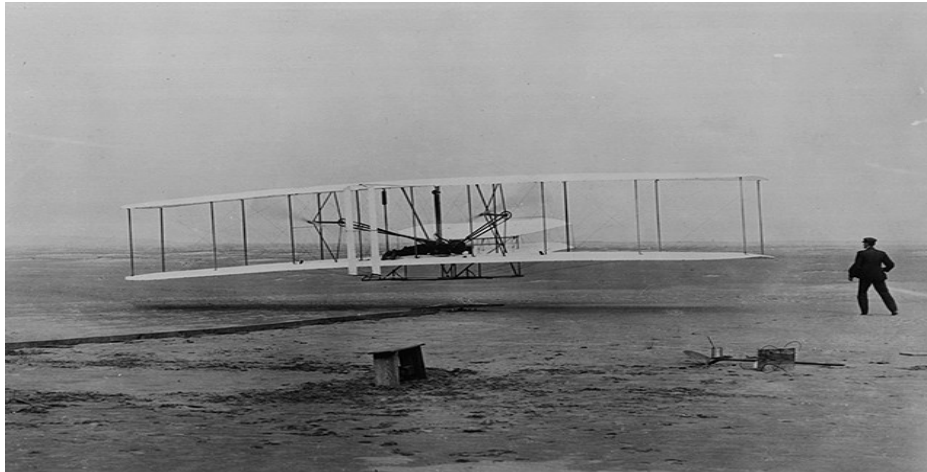


圖6-6(NASA照片)

，时间是1903年12月17日，12秒钟飞了40公尺，趴在飞机上的是弟弟，右边站着的是哥哥，垂直尾翼两片在后面，水平尾翼也是两片在前，首先不着陆环绕地球一周的航行家号也是前翼机（如图6-7）

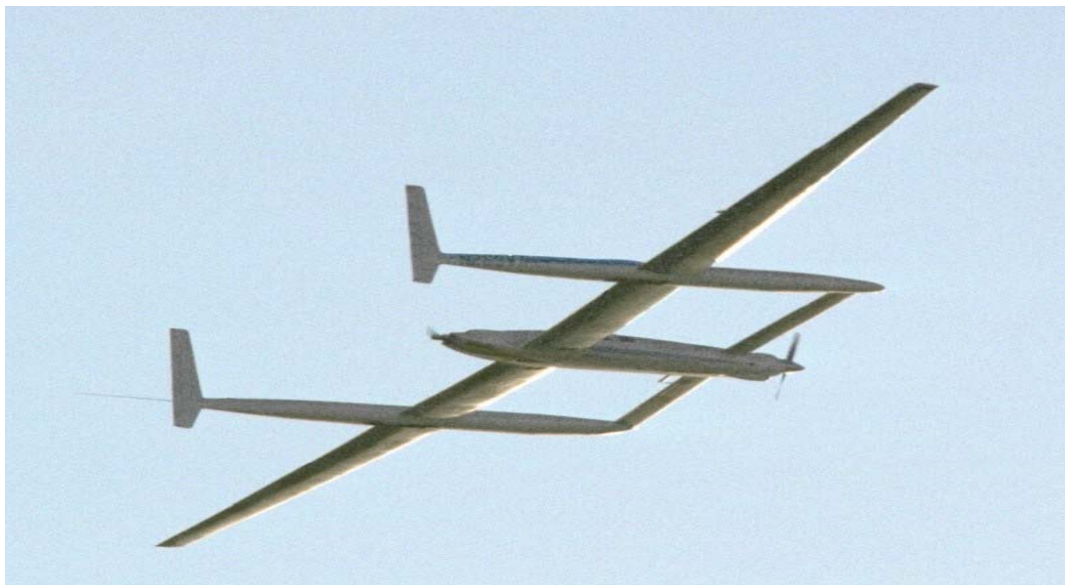


圖6-7(NASA照片)

，这架飞机使用高科技材料空重只有2000磅，却载了7000磅的油料，全身有17个油箱，本来有翼端小翼的，右边起飞时在地上磨擦掉了，为了平衡所以把左边给设法在空中晃掉，事实上它的制造厂伯特·鲁坦飞机公司出品的飞机都是前翼机，前翼机的优点一是它的水平前翼产生升力，可分担主翼的负担，不像传统飞

机的水平尾翼产生向下的配平力，另一点是可以把前翼攻角装的比主翼稍大，且展弦比稍高，这样可以确保前翼先失速，失速后头先往下掉，迅速获得速度恢复控制，桃园的黄明义先生民国 76 年制作了一架大琴鸟号前翼机，当时看过的人都印象深刻，飞的很漂亮，但前翼机飞行是一种不稳定平衡，将在以后章节说明。

第七章襟、副翼

第一节襟、副翼

襟、副翼是主翼后缘可活动的翼片，襟、副翼的作用是借着改变机翼后缘的角度使机翼的攻角改变，因而增加或减少升力，用以改变飞机的飞行姿态，副翼动作时左右副翼一上一下，副翼向下的一边机翼攻角增加，升力增加，副翼向上的一边机翼攻角减少，升力降低（如图 7-1），左右翼升力一边增加另一边减少，于是飞机产生滚转。

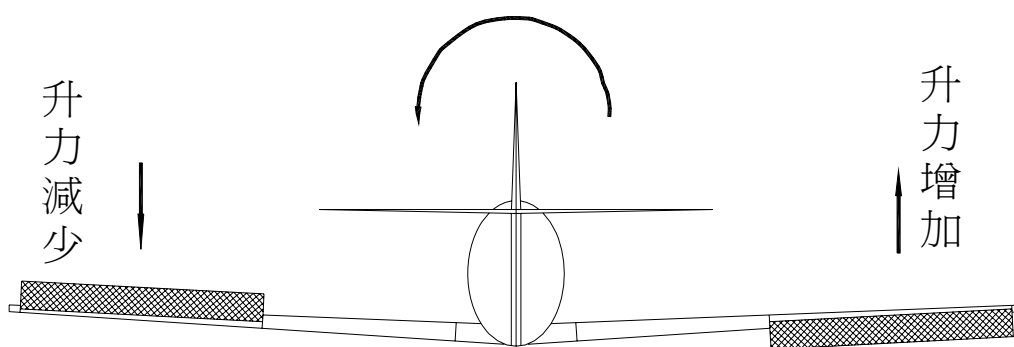


圖7-1

襟翼动作时左右襟翼同时往下，相当于翼型中弧线弯度皆增加，升力系数增大（如图 7-2）

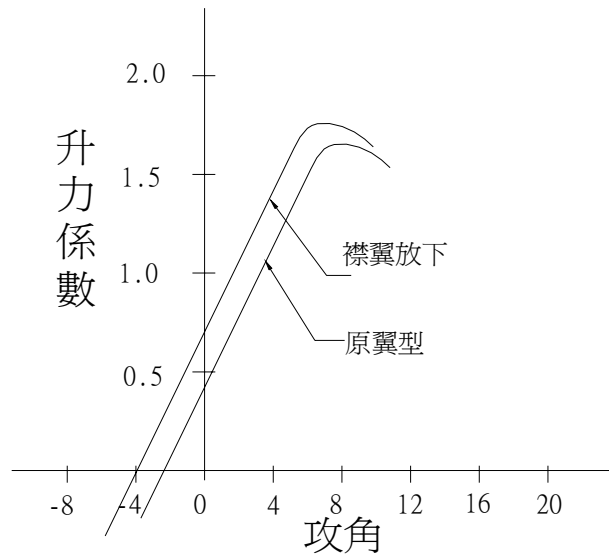


圖7-2

，于是飞机速度可以降低即足以维持飞行，在第一章我们提过在降落时维持相同下沉率，这时升力并未减少还是等于飞机重量，否则依牛顿第二定律飞机会越降越快，襟翼一般用于降落前，襟翼放下后阻力也同时增加，以便降低落地速度，现在飞行场上有些人为了使飞机触地时不海豚跳，而在降落时把襟翼往上打，使得落地速度快得吓死人，真是旁门左道，触地时会海豚跳表示落地速度太快，正确的作法应是增加飞机攻角降低落地速度而不是去减少升力。

我们模型飞机所用的襟翼大部分是费雷式襟翼，襟翼还有其它如莱特式、富勒式等型式，因滚转的力臂越长越有利（杠杆原理），所以副翼都在翼端，襟翼在翼根，因襟、副翼都位于机翼后缘，所以有时候襟翼与副翼结合在一起叫襟副翼，同样情形如果是在三角翼飞机，升降舵与副翼结合叫升降副翼，如（图 7-3）的 V 尾翼机也是升降副翼，在 PCM 遥控器还没上市之前须要自行制作连动装置，请注意如（图 7-3）还是用车用两动遥控器，现在 PCM 遥控器都有混控功能，只要一个设定就好了。



圖7-3

高级滑翔机因阻力小、机翼效率高，滑空比大速度也快，降落时光靠放下襟翼速度仍快，因此降落前或需要减速时襟翼同时往下、副翼同时往上，以降低滑空比，叫作 butterfly 设定（如图 7-4），这时机翼上共需 4 个伺服机。

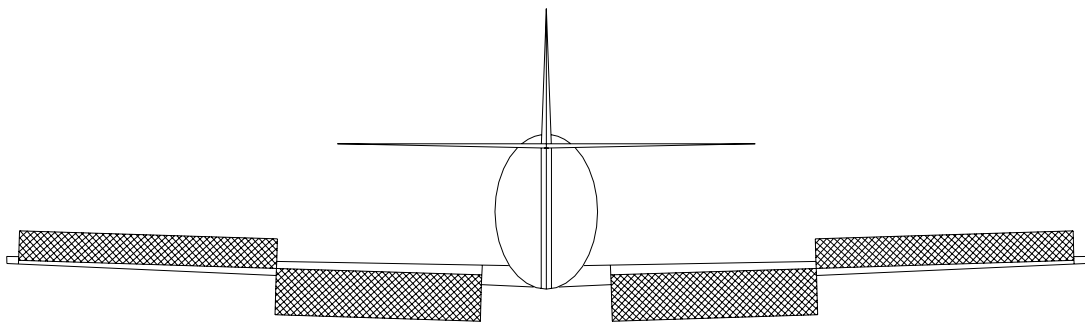


圖7-4

第二节副翼倒转

副翼往下后除升力增加外阻力也同时增加，副翼往上升力减少阻力也同时减少，当一架飞机想副翼转，假设往右转，此时右边副翼往上升力减少，左边副翼往下升力增加，飞机往右滚配合升降舵开始转弯，但一架高展弦比的飞机欲往右转，左边副翼往下时，因机翼的扭矩增大，使机翼外洗角变大，抵销了升力，且产生的阻力过大，因减速的作用于是左翼偏后右翼往前，又因上反角的关系右翼攻角增大左翼攻角减小，飞机反而往左转，这现象叫副翼倒转，要避免副翼倒转情形发生可以设定差动，就是让副翼往下的角度比往上的角度小，以便减少阻力，此外就是机翼的刚性要加强以抵抗扭力。

第三节 扰流器

飞机要降低速度时可以将襟翼放下，但襟翼放下升力也增加，扰流器（如图 7-5）可立刻降低速度却不增加升力，甚至降低升力，扰流器有各式各样的形式，有些装在机翼上面有些装在机翼下面，装在机身上的一般称空气煞车，效果都不错，但施作时要尽量密合，以减低寄生阻力，另外扰流器也可用来转向，原理与副翼倒转原理完全一样，只是故意让它发生的，如要右转，则把右边扰流气放下，产生左偏航，因上反角关系飞机朝右弯，老鹰造型的像真滑翔机特别适用，扰流器藏在老鹰翅膀下面，从上面看不到副翼，像真度高制作也简单。

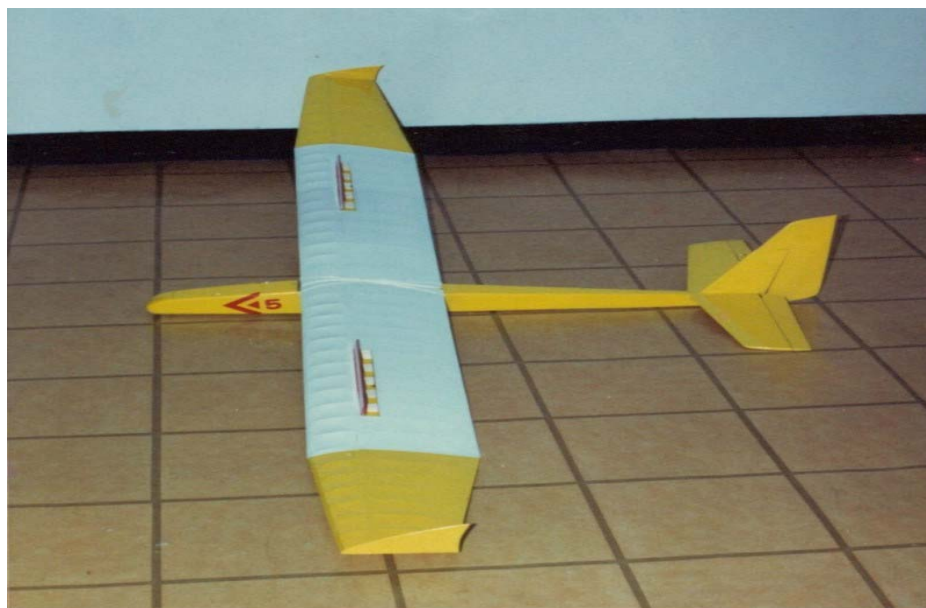


圖 7-5

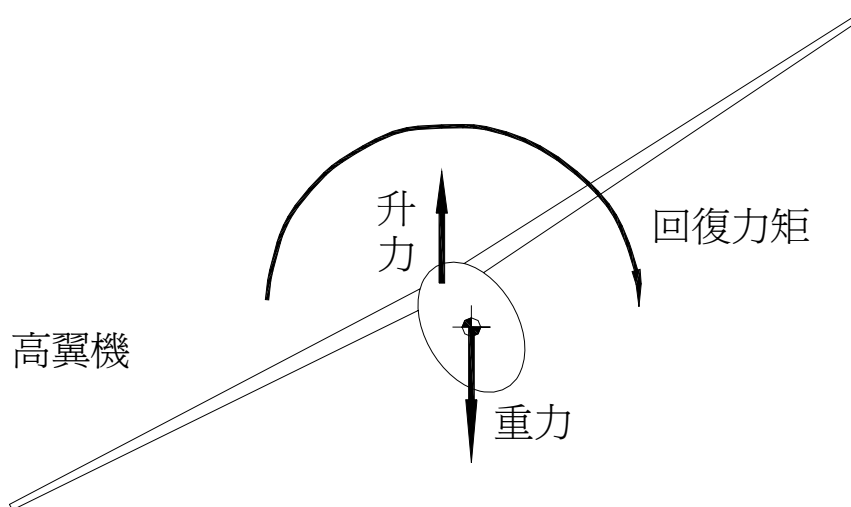
第八章 平衡与安定性

第一节平衡与安定性

力的平衡条件有六个，分别是 X、Y、Z 三个轴力的平衡及绕 X、Y、Z 三个轴弯矩的平衡，轴力不平衡则会在合力的方向产生加速度，弯矩不平衡则会产生旋转加速度。飞机平衡后才能维持稳定的飞行，但平衡不一定具安定性，安定性是指当平衡因阵风或其它因素被破坏时，飞机要有自行恢复平衡的能力，安定性好的飞机平衡被破坏后能迅速修正回来，安定性不好的飞机平衡被破坏后产生波状飞行或左右摇晃甚至根本不能恢复，大部分自由飞飞机因效率的关系只有一个固定速度及姿态下才能平衡，所以手掷飞机比赛时投掷的技巧占很大的比例，当飞机掷出后在最高点冲力消失的一刹那，这时飞机就要摆好滑翔的姿态开始滑翔，否则高度掉了一大半才恢复平衡开始滑翔，那就不要比了。

第二节重心上下位置

飞机依主翼的位置可分为高翼机、中翼机及低翼机，主要的考量在于安定性，飞机的升力作用点与重心位置如（图 8-1）



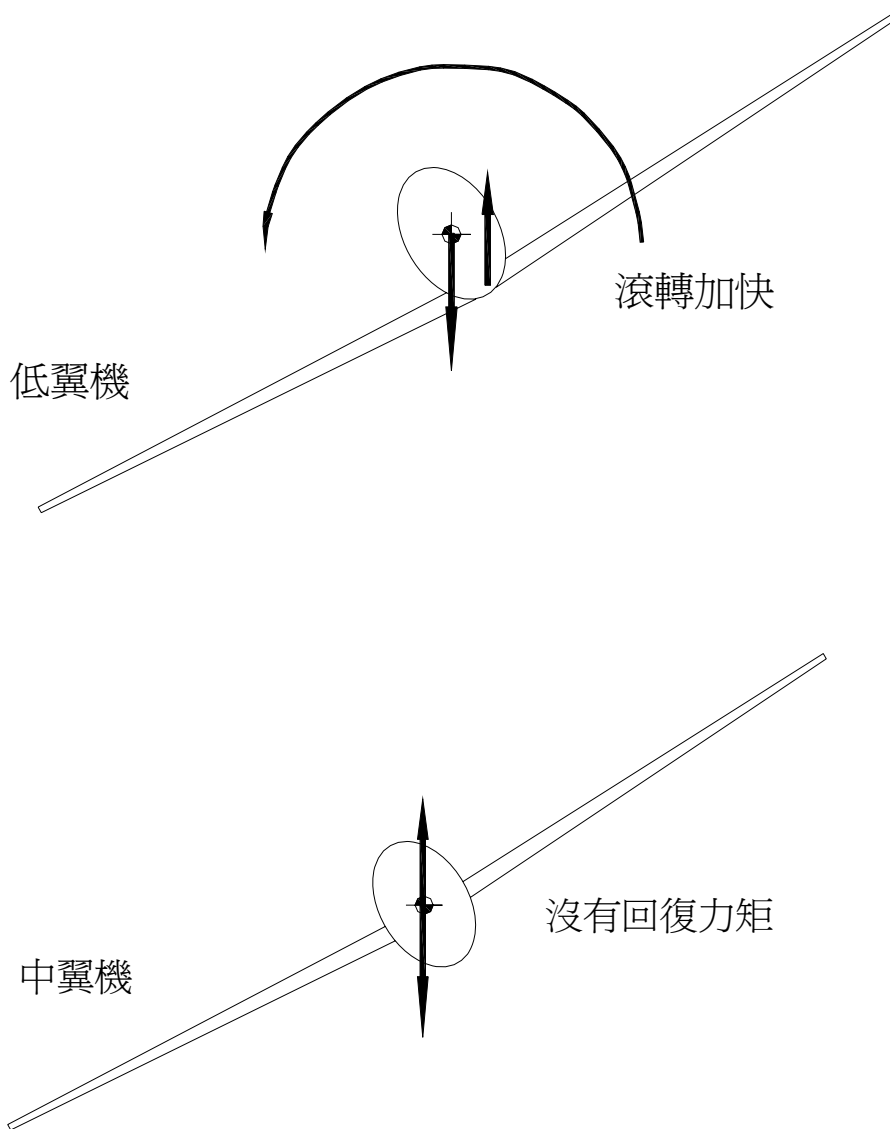
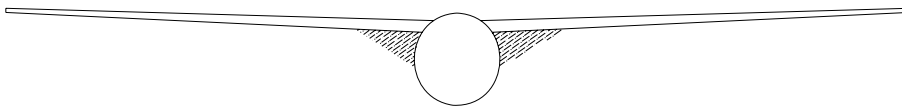


圖8-1

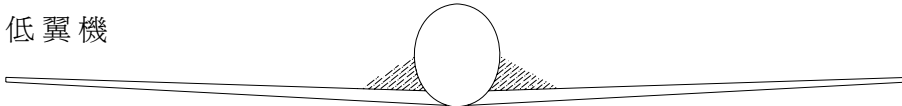
，高翼机重心在压力中心下，当飞机倾斜时，升力与重力有一自动回复的力矩，很适合遥控练习机，当然也很适合自由飞的飞机，低翼机重心在压力中心之上，当飞机倾斜时，升力与重力造成的力矩不但不会使飞机回复反而会加速侧滚，这正是特技机要的特性，如此反应敏捷的飞机当然不很适合练习机，但如果低翼机上反角大的话，压力中心也相对提高，安定性也提高，所以有很多实机的初级练习机也是低翼机，至于为什么有些教练机要采用低翼而不用较稳定的高翼则是因为起落架，高翼机的机翼离地太高起落架只能装在机身上，两个轮子的宽度就很窄，降落时一个不小心翼端就擦到地面，低翼机起落架分别装在机翼两边，这样就够宽了，低翼机加装水脚变成水上飞机时，因重心降低也有助于稳定。中翼机压力中心与重心几乎重合，飞机由正飞转倒飞或由倒飞转正飞感觉都一样，所以

很多特技机采用中翼设计，但中翼设计采用最多的不是特技机，而是竞速机及高级滑翔机，原因不是为了安定性，反而是为了减少寄生阻力，主翼与机身接合处有严重的寄生阻力必须予以整型，由（图 8-2）可以看出，中翼机所需要的代价最少，不过中翼机主翼与机身接合处是一个结构弱点，滑翔机机翼比较长，采用左右插梢方式不会破坏机身完整性，特技机因为要作激烈动作无法采用插梢方式，机身开口处结构要特别加强。

高翼機



低翼機



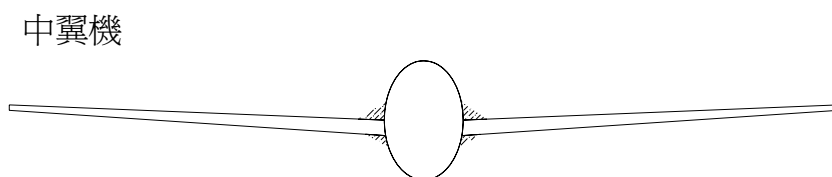


圖8-2

第三节纵轴平衡

飞机重心的前后位置同样影响飞机的安定性，飞机的安定与平衡有三种型式（如图 8-3）：

- 1 不安定、平衡：如（图 8-3a）重心在压力中心之后，当飞机受阵风或其它外力影响产生抬头时，主翼攻角增大，升力增加，焦点弯矩不变，升力与重力产生的力矩会增加抬头的趋势，所以是平衡但不安定。
- 2 中性安定、不平衡：如（图 8-3b）重心与压力中心在同一在线，没有修正力矩来平衡焦点弯矩，所以称中性安定但不平衡。
- 3 安定、不平衡：如（图 8-3c）重心在压力中心之前，当飞机受阵风或其它外力影响产生抬头时，主翼攻角增大，升力增加，升力与重力产生的力矩会减少抬头的趋势，所以称安定但不平衡。

由以上可看出没有水平尾翼的飞机无法保持俯仰安定与平衡（S 型翼除外），故水平尾翼有其必要性。

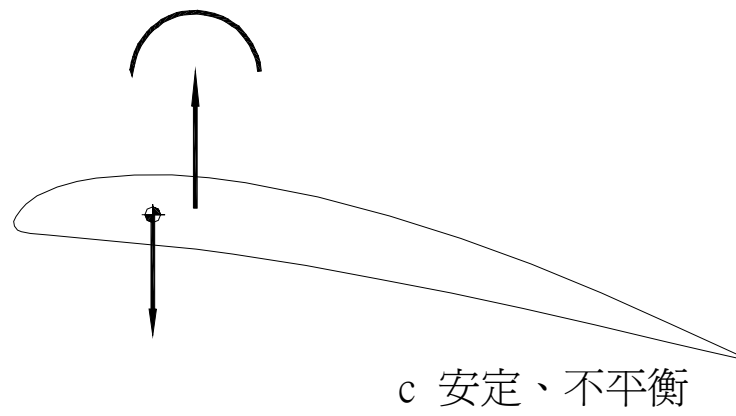
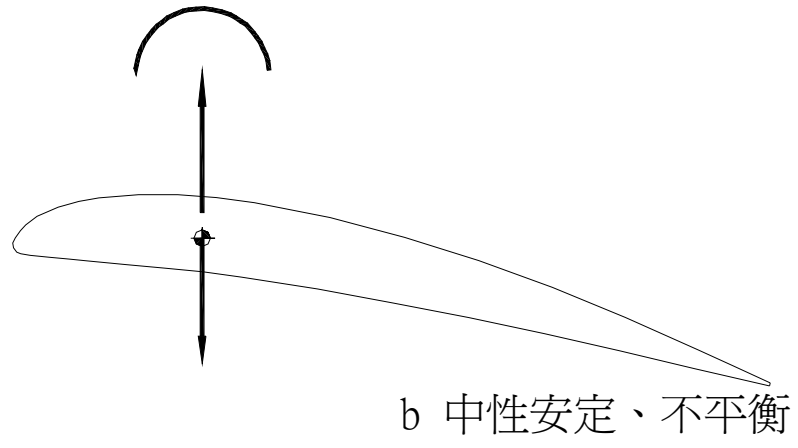
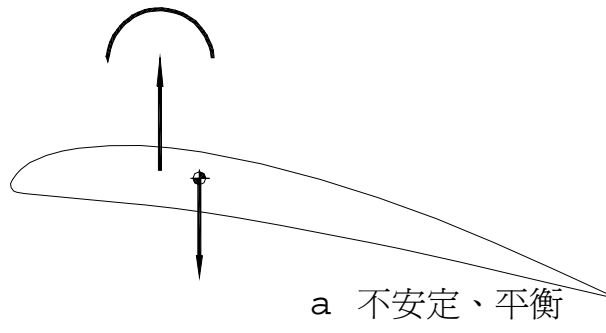


圖8-3

第四节重心前后位置

实际上飞机重心前后位置安排必须与水平平尾翼配平力等一并考虑，我们知道机翼产生升力同时亦产生一弯矩，我们也知道当速度固定时升力对于机翼前缘算来 $1/4$ 距离的位置产生的弯矩是固定的，所以实际升力产生的作用可以以作用在焦点的力及一个弯矩来替代，现在我们将飞机装上尾翼后再分析一次飞机的安定与平衡，以下五种配置，作用于飞机的力都是平衡的，向上力的和等于向下的力的和，顺时针弯矩的和等于反时针弯矩的和：

1 重心在压力中心之后、尾翼升力向上（如图 8-4）：这是自由飞模型最常采用

的配置，重心在机翼偏后位置，自由飞模型一般重心在前缘算起 $50\% \sim 90\%$ 位置，主翼升力对重心产生的弯矩无法抵销焦点弯矩，尾翼须一个向上的升力，以便产生一个反时针弯矩，这时飞机的重量 W 等于主翼升力 L_1 加尾翼升力 L_2 ($W=L_1+L_2$)，即尾翼分担部分主翼的负担，事情好像不错，但我们不要忘了，尾翼既然有升力就多了一组诱导阻力，另外当飞行中碰到阵风或飞机加速，因升力与速度平方成正比，主翼与尾翼升力同时增加，飞机就不由自主往上升，这在自由飞模型固然可以争取高度，但在遥控特技飞机就不是件好事了。

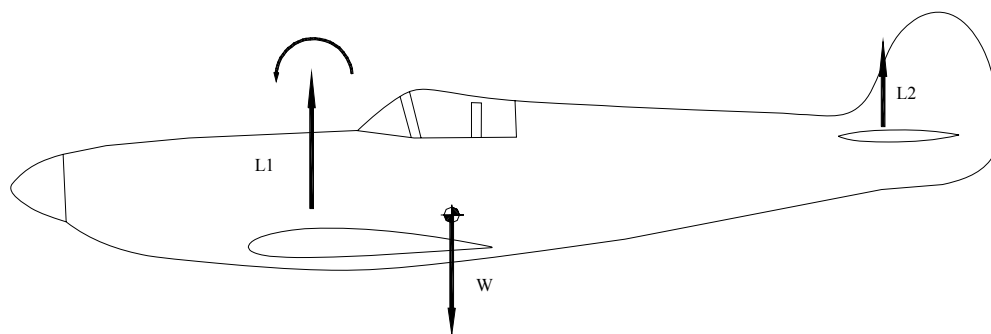


圖8-4

2 重心在压力中心之后、尾翼无升力（如图 8-5）：一般内凹翼型重心约在前缘

算起 33% 位置，很多遥控模型飞机采用此种配置，这是因为压力中心原在 25% 位置，再加上焦点弯矩化为升力对重心的位移约 8% ，故假设把压力中心

移至 33%位置时刚好无弯矩作用，此时主翼升力等于飞机重量（ $W=L_1$ ； $L_2=0$ ），所以尾翼的配平力为零，尾翼没有升力就没有尾翼的诱导阻力是最大优点。

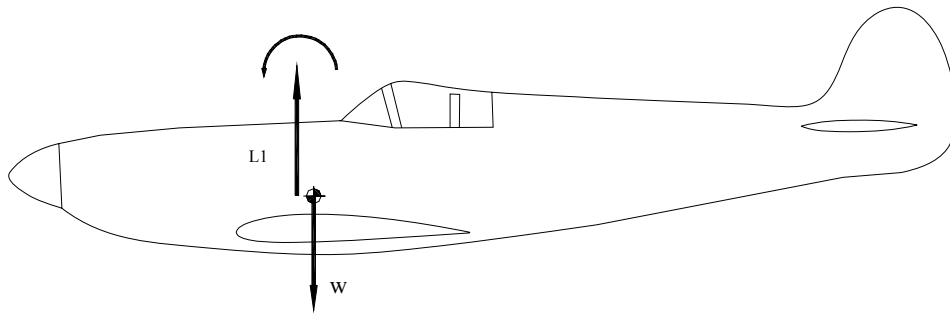


圖8-5

3 重心与压力中心同一线之前、尾翼升力向下（如图 8-6）：这种配置重心在压力中心同一在线，主翼升力对重心未产生任何弯矩，焦点弯矩无法抵销，尾翼须一个向下的力，以便产生一个顺时针弯矩以取得平衡，这时飞机的主翼升力 L_1 等于重量 W 加尾翼向上升力 L_2 （ $L_1= W +L_2$ ），即尾翼消耗部分主翼的升力。

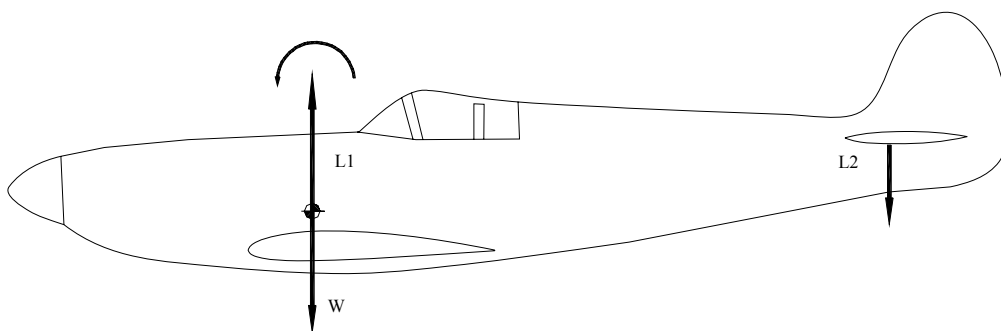


圖8-6

4 重心在压力中心之前、尾翼升力向下（如图 8-7）：这种配置有天生的安定性，是像真机、遥控练习机最常采用的配置，主翼升力对重心产生的弯矩及焦点弯矩需由尾翼向下升力产生的顺时针弯矩予以配平，这时飞机的主翼升力 L_1 等于重量 W 加尾翼向下升力 L_2 （ $L_1 = W + L_2$ ），即尾翼消耗部分主翼的升力。

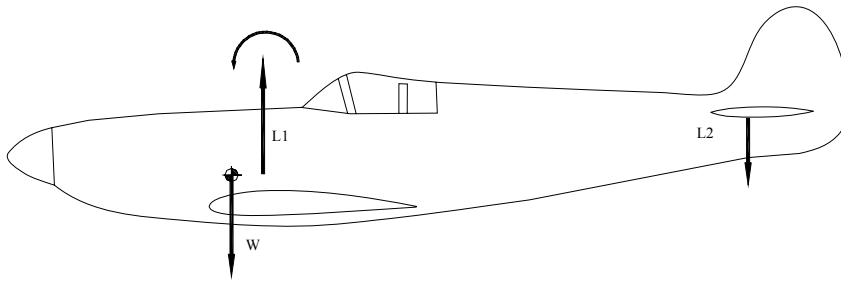


圖8-7

5 前翼机（如图 8-8）：重心在压力中心之前，主翼升力对重心产生的弯矩及焦点弯矩需由前翼来配平，因前翼在主翼前方，所以前翼升力向上产生顺时针弯矩以便配平，飞机的重量 W 等于主翼升力 L_1 加前翼升力 L_2 （ $W = L_1 + L_2$ ）。

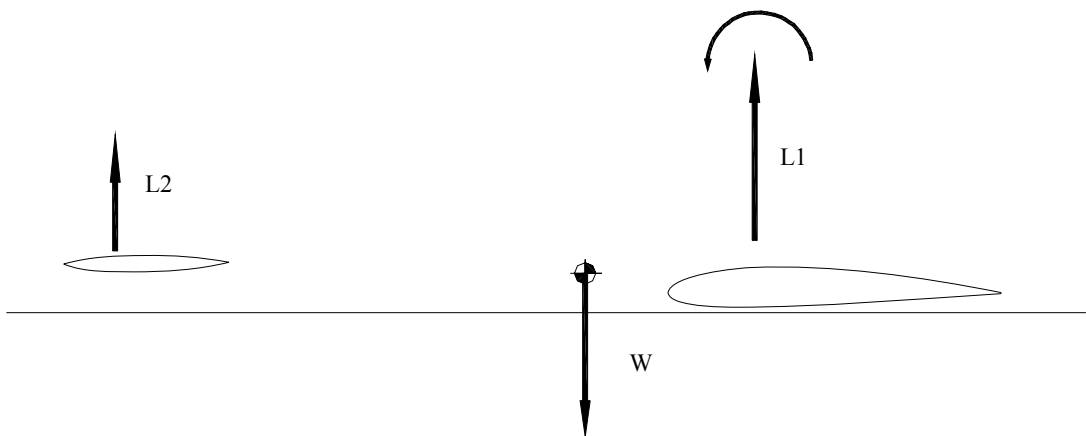


圖8-8

重心在压力中心之后尾翼产生向上的升力分担部分主翼的负担，好像是不错的方法，如此主翼面积可以缩小，节省重量及阻力，但这种配置方式飞机只在一个速度下平衡，当飞行中碰到阵风或飞机加速，飞机就不由自主往上升，遥控飞机还有另一个问题，当操纵者打升舵欲往上飞时，尾翼攻角改变升力改为向下产生顺时针弯矩（如图 8-9），主翼攻角增大升力增加，增加的升力对重心的顺时针弯矩把机头抬得更高，使主翼攻角进一步增大，结果使升力再增加，恶性循环使飞机反应过度，变得非常“神经质”，严重时根本无法操纵。

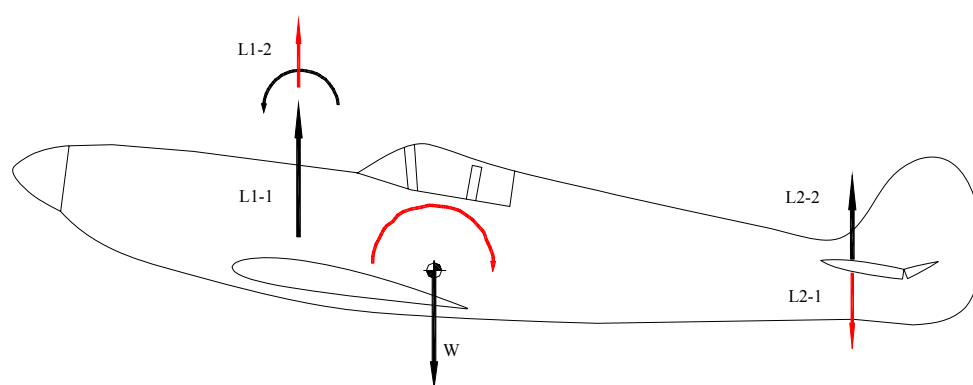


圖8-9

自由飞模型通常只有一种飞行速度就是滑降，所以采用如（图 8-4）配置是很自然的事，遥控模型就比较复杂，练习机的场合初学者希望当飞行姿势乱掉时，只要把手离开摇杆，飞机会自动恢复水平飞行，飞机对舵的反应不要太敏感，特技机的场合则刚好相反，希望飞机对舵的反应灵敏，当你爬升或俯冲时不希望有慢慢回复平飞的倾向，所以重心的位置非常重要，但重心的位置并没有一个明确的分界点，如在某一点则安全，在另一点则敏感，一般遥控模型飞机重心约在前缘 25%~33%都可以，像真机还可以再前一点，市售遥控飞机的设计图，上面标示的重心大部分都不是固定一点，而是一个范围，总之重心越偏前面纵向越安定，越后面越敏感。另外一个要注意的地方是，量重心位置时油箱不要有油，如连燃油一起量，因一般飞机油箱都在机头，量起来重心偏前，我在飞行场看过好几次重心太后的飞机，刚起飞时还好，当燃油越用越少重心会越偏越后，最后就陷入无法操纵而摔机。

重心在压力中心之后的配置，尾翼产生向上的升力分担部分主翼的负担，如此主翼面积可以缩小，节省重量及阻力，前面已提过这种配置方式飞机只在一个速度

下平衡，但因为现在计算机发达，于是发展出线传飞控(Fly By Wire)，使这种配置大为流行，方法为使用各种传感器取得飞机速度、姿态等数据，经计算机计算后每秒发出几十次修正命令给操纵面，使飞机保持平衡，现在新一代战机如 F16、幻象 2000、F22 都是线传飞控，民航机如 Airbus 的飞机也是 FBW，读者可以注意电视上 F16 起飞时的影片，当飞机由停机坪往跑道滑行时，因此时计算机已开启，地上任何不平整使飞机颠簸一下，飞机的计算机就认为姿态改变了，于是发出修正命令给升降舵，结果我们就看到升降舵猛上下修正，以前因为计算机程序问题，法国的空中巴士曾在航空展众目睽睽下发生计算机与人抢操纵权的事情，结果当然是很凄惨。

第九章推力线

第一节引擎下推力与侧推力

动力飞机我们希望引擎油门改变时只有速度改变而飞行的姿态都不要变，但飞机速度越快升力越大，飞机会往上，油门降低时飞机会往下掉，所以我们把引擎推力线的安装角度稍微朝下，让引擎的推力有一些向下的分量叫下推力，引擎推力越大向下分量也越大，以抵销上浮力。

因一般螺旋桨都是顺时针转（从后看），因螺旋桨反扭力的关系飞机会朝左滚，且这扭力与转速成正比，所以我们把引擎推力线的安装角度稍微朝右，让引擎的推力有一些向右的分量叫侧推力，引擎转速越快向右分量也越大，刚好抵销反扭力。

第二节陀螺效应

模型飞机还有一个比较奇怪的力叫陀螺效应，有些飞机在突然爬升时飞机会往左滚，除了机身制作不准确外很可能是陀螺效应，螺旋桨可视为一个转动的陀螺虽然它的质量只占飞机一小部分，飞机从平飞改爬升时依陀螺效应要补一个向上的向量使飞机，这在高转速引擎（如竞速机或导风扇机）或大螺旋桨的像真机比较会发生，此外后三点的像真机起飞时，当速度逐渐增加而尾巴抬起来时，陀螺效应加上反扭力，也可能使飞机打地转。

第一节引擎下推力与侧推力

动力飞机我们希望引擎油门改变时只有速度改变而飞行的姿态都不要变，但飞机速度越快升力越大，飞机会往上，油门降低时飞机会往下掉，所以我们把引擎推力线的安装角度稍微朝下，让引擎的推力有一些向下的分量叫下推力，引擎推力越大向下分量也越大，以抵销上浮力。

因一般螺旋桨都是顺时针转（从后看），因螺旋桨反扭力的关系飞机会朝左滚，且这扭力与转速成正比，所以我们把引擎推力线的安装角度稍微朝右，让引擎的推力有一些向右的分量叫侧推力，引擎转速越快向右分量也越大，刚好抵销反扭力。

第二节陀螺效应

模型飞机还有一个比较奇怪的力叫陀螺效应，有些飞机在突然爬升时飞机会往左滚，除了机身制作不准确外很可能是陀螺效应，螺旋桨可视为一个转动的陀螺虽然它的质量只占飞机一小部分，飞机从平飞改爬升时依陀螺效应要补一个向上的向量使飞机，这在高转速引擎（如竞速机或导风扇机）或大螺旋桨的像真机比较会发生，此外后三点的像真机起飞时，当速度逐渐增加而尾巴抬起来时，陀螺效应加上反扭力，也可能使飞机打地转。

第三节下推力、侧推力的测试

引擎下推力与侧推力的安装角度一般都非常小，很难一眼看出来，侧推力还可以由引擎的散热片用延长基线方式量出，下推力就没办法了，有些人建议将螺旋桨转至 6、12 点方向，将飞机顶住墙壁后垫平，然后量两个桨端至墙壁的距离换算出下推力角度，这方法非常不准，飞机在制作时就要尽量要求精度，制作完成后虽我们不知道确实角度是否与设计相符，但我们可由试飞来测试，方法如下：

1 下推力：将飞机引擎全开后于上空微调成水平直线飞行，约在正前方上空突然

将引擎关至怠速，飞机减速后可能的姿态如（图 9-1），a 表示下推力过大，

b 表示下推力正确，c 表示下推力过小，产生姿态 a 的原因是因为引擎下推

力过大，此时为了平衡过大的下推力，飞机的微调被调成有一点升舵，所以飞机才可以维持水平直线飞行时，当然这升舵一般用肉眼看不出来，当引擎关至怠速时下推力消失，但上舵还是有作用，飞机姿态往上仰，但因速度降低升力减少，飞机还是下降，所以有这抬头往掉的姿势，产生姿态 c 的原因是因为引擎下推力不够，此时为了平衡飞机抬头趋势，平飞时飞机的微调被调成有一点下舵，当引擎关至怠速时下舵作用就表现出来，使飞机以陡角度下降。

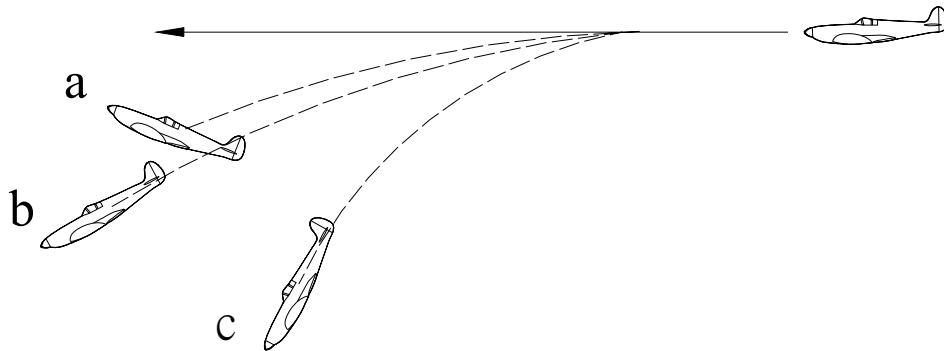


圖9-1

2 侧推力：将飞机引擎全开后于上空微调成水平直线飞行，从正前方往头顶飞，此时突然将引擎关至怠速，飞机减速后可能的方向如（图 9-2），a 表示侧推力过大，b 表示侧推力正确，c 表示侧推力过小，当引擎侧推力过大，飞机直线飞行时为平衡过大的侧推力，方向舵或副翼会被调成有偏左，当引擎关至怠速时侧推力消失，方向舵或副翼就把飞机往左偏，反之亦然。

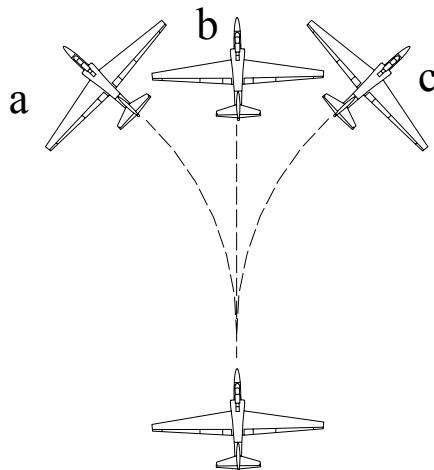


圖9-2

第四节多引擎飞机

多引擎飞机是很多人喜爱但不敢跨足的领域，多引擎飞机大多是像真机，发动时两颗以上引擎的共鸣声保证吸引全场注意，（图 9-3）是我的朋友阮先生与他的 C-47，地点在台北三重飞行场，我用 photoimpact 合成的，多引擎飞机因引擎不在机身轴在线，而在离机身颇远的机翼上，推力线需特殊考量，当两边推力不同时飞机即产生偏航，严重的是当其中一颗引擎熄火时，如不立刻处理飞机即回旋下坠。



圖 9-3

多引擎飞机一般右边引擎推力线偏右，左边引擎推力线偏左，主要考量是如果左边引擎熄火，右边引擎推力及反扭力会使飞机往左偏，所以右边引擎推力线偏右以抵销飞机向左的倾向，同样如果右边引擎熄火，左边引擎推力会使飞机往右偏，所以左边引擎推力线偏左以抵销向右的倾向。

因引擎轴线与机身轴线的距离产生的扭矩远大于引擎的反扭力，所以当其中一边引擎熄火时想依靠引擎偏角使飞机保持直线飞机是不切实际的，此时应将引擎关至怠速迅速降落，如果距离太远不能进场，应在可维持直线飞行范围内将尚未熄火的引擎慢慢加速配合方向舵的使用，以增加滑翔距离，一般在引擎约 60%~70% 时光靠垂直尾翼及方向舵尚可维持飞行，所以多引擎飞机垂直尾翼有必要稍微放大。

第五节后置引擎飞机

有些像真喷射机没采用导风扇或涡轮引擎，它的引擎一般是放在机身后面，记得此时应该用反浆就是推力浆，不要直接把正浆拿来倒装，那样推力方向还是不对的，这种后置引擎的配置推力线要装的特别准，只要差一点点要保持平飞就很难了，后置引擎的推力线应尽量与机身轴线重合，如果引擎背在机尾上不与机身轴线重合，因推力与重心的高低差会使高速时低头，否则低速时会抬头，此时应将引擎调整为有下推力，以抑制高速抬头的力矩，这里说的下推力是以推力线为准，因引擎朝后所以螺旋桨气流是朝上吹，至于下推力角度测试的方法与第三节完全一样。

有些人在遥控滑翔机重心上方背一个引擎当上升动力，这种方式因引擎离轴线太远，无论如何也无法平衡引擎推力造成的力矩，只有把引擎装成有点上推力以尽快爬高，然后引擎熄火开始滑翔。

第六节地面效应

当飞机靠近地面约一个翼展高度时，如第三章所说的诱导阻力产生下洗气流，因牛顿第三定律使飞机得到一个向上的力，另外因诱导阻力被地面阻隔无法发展（如图 9-4），读者可与第三章的图比较，所以当飞机接近地面时诱导阻力减少，翼端升力增大可延长滑行距离，这种效果叫地面效应，越接近地面效应越明显，（如图 9-5）原本飞机滑降线为 a，因地面效应的关系滑降线改变为 b，（图 7-5）的滑翔机是奥林匹克二型，翼展二米六，手投掷高度约一米七时，在无风状态因地面效应的关系大约可以飞 45 公尺远，滑空比不可思议的为 26.5，所以在量测飞机的滑空比时要把地面效应修正回来。

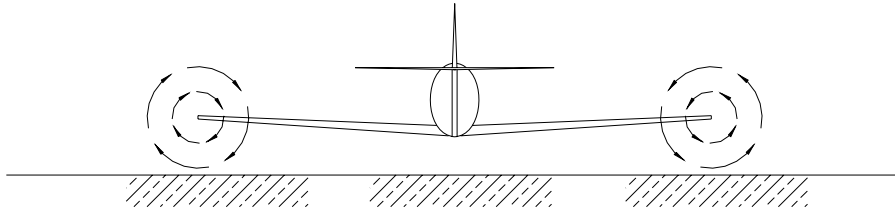


圖9-4

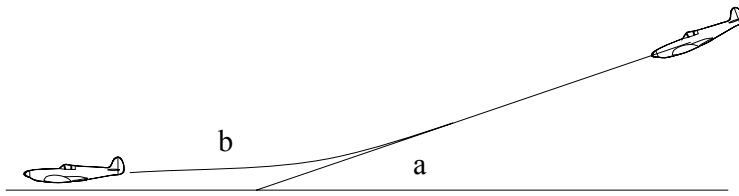


圖9-5

第十章结构

第一节原则

一只老鹰体重大约是同样大小的狗体重的四分之一，鸟类为了飞行牺牲很大，少了很多陆上动物有的器官如下巴、牙齿、膀胱等，骨头也是中空的，这一切都是为了节省重量，我们设计飞机也要一样，不要有不必要的重量是一架好飞机的基本条件，整架飞机的结构要均衡的设计，某一部分特别坚固除了增加重量外没有任何意义，当然也不要结构弱点，否则结构就会从那弱点失败，设计时可以考虑让飞机不容易摔下来，但千万不要考虑万一摔下来还希望那些部位不要摔坏，否则去玩坦克车好了，当然如考虑到重落地轮架适度加强是合理的，但也不必加强到整架飞机都摔烂了起落架还是完整的。

巴沙木的比重从 0.2 到 0.5 都有，飞机各部位受的应力种类不同大小也不同，设计时最好顺便决定各部所用的木头的强度，可以简略分为轻、中、重三级，以免飞机完成后重量与预期的差太多，此外黏着剂也要适量，看过太多人使用 AB 胶就像水泥工抹墙壁一样厚，还有节省重量当然很好，但也不要走火入魔，我看过一个家伙花了 1200 大洋帮他的 F3A 飞机引擎散热头换了六根钛合金螺丝，只为了节省不到一、两公克的重量，我问他那为什么你要载 15 分钟的油料去飞 5 分钟不到的比赛，问这么不识相的问题下场当然是惹来一顿白眼。

第二节应力破坏

应力破坏就是飞机承受不了所受的力而产生破坏，结构应力破坏分成以下几类：

- 1 拉力破坏：拉力破坏的意思是构件两端受拉，拉力超过所能承受强度造成破坏，除了因引擎座附近要负责把飞机往前拉所以拉应力比较大以外，其它部分拉力都不会造成问题，但牵引滑翔机牵引时机翼与机身接合处拉力也很大。
- 2 压力破坏：压力破坏的意思是构件两端受压，压力超过所能承受强度造成破坏，机翼的升力对机翼的下缘来说是一种压力，但飞机的重量平分到整个翼面后，压力就很小了，所以也不会造成问题。
- 3 剪力破坏：剪力顾名思义就是一上一下的力，把构件剪断，飞机重落地时，飞机重量（向下）与机轮从地面传来力（向上）齐齐的沿起落架座把机翼给剪断，主翼与机身结合的插梢如果不够坚固，一个翻滚也可能把插梢剪断，这时机翼与机身分家，机身像飞弹一样坠地，机翼比较轻，大概还要好几秒才触地。
- 4 弯矩破坏（如图 10-1）：从图上可以看出，构件上缘是压力，下缘是拉力，不管是拉力或压力那个先超过极限，结构都破坏了，这是飞机飞行中最常见的破坏情形，当飞机俯冲后开始作一个翻滚，天空突然传来一声像鞭炮声，一边机翼飞出去，另一边有可能还连在机身上，各自旋转坠落，这是最典型的弯矩破坏。

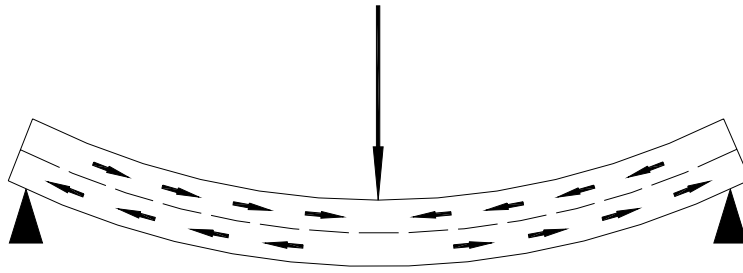


圖10-1

5 扭矩破坏：扭矩破坏顾名思义就是扭断了，机翼大梁一般都偏前面而襟、副翼在后，当襟、副翼放下使机翼受扭力，此时如机翼无法承受扭力则会扭回去，使机翼变成外洗，扭力立刻变小（如图 10-2），所以飞机上扭力不会造成破坏，但外洗使升力大为减小，所以重点在防止扭矩变形，但也有例外，我有一次在飞行场后看到一架飞机残骸，立刻吸引我注意力，它装有前缘襟翼，看了它的结构后我问其它同好是不是空中折翼，果然没错，前缘襟翼的机翼如无法承受扭力则外洗会越来越大（如图 10-3），直到扭断为止，前掠翼机也有同样特性，所以很少有前掠翼机，事实上好像只有一架 XF29（如图 10-4）。

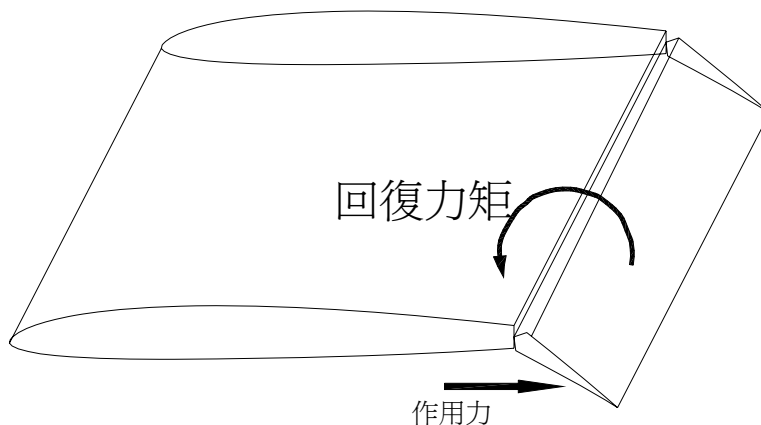


圖10-2

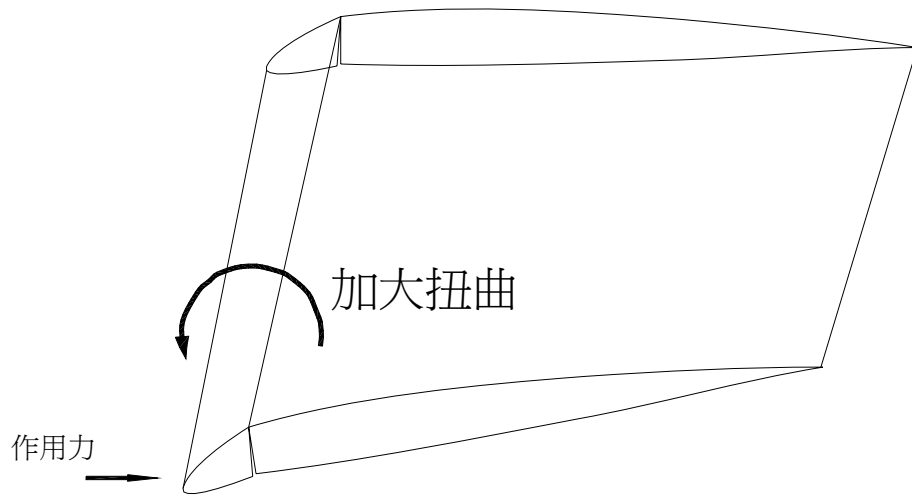


圖10-3



圖10-4 (NASA照片)

第三节机翼

机翼飞行时所受的升力因为是平均分布载重，所以盖板受的力并不大，所以一般盖板用 2mm 的巴沙木绰绰有余，有些飞机根本没有盖板只有薄膜也可以，翼肋

片只要把翼型撑出形状就好，不可能压力破坏，所以很多人把它挖洞以减轻重量，我曾经把一架 25 级特技机 Joker 的翼肋每片都挖了三个大洞，你猜我省了几公克重量，答案只有 3 公克，机翼我们比较关心的是弯矩及扭矩应力，飞机飞行时所受的升力图解如（图 10-5a），剪应力如（图 10-5b），弯矩应力如（图 10-5c）

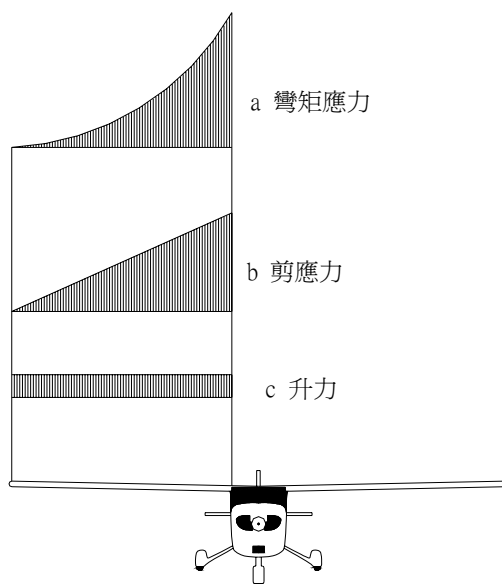


圖10-5

，可以看出破坏都发生在两边机翼接合处，所以机翼中间应力大的地方都要特别加强，要抵抗弯矩应力应设法使大梁的断面积加大，并使上下大梁距离增加，就像铁轨的断面一样，所以（图 10-6a）配置就比（图 10-6b）好，滑翔机低阻力很薄的翼型就很难处理了，必要时上下梁改用一根实心梁，尾翼因面积小，应力不大，靠后面那跟实心梁支撑也够了，但那根梁的材质要选硬质一点的。

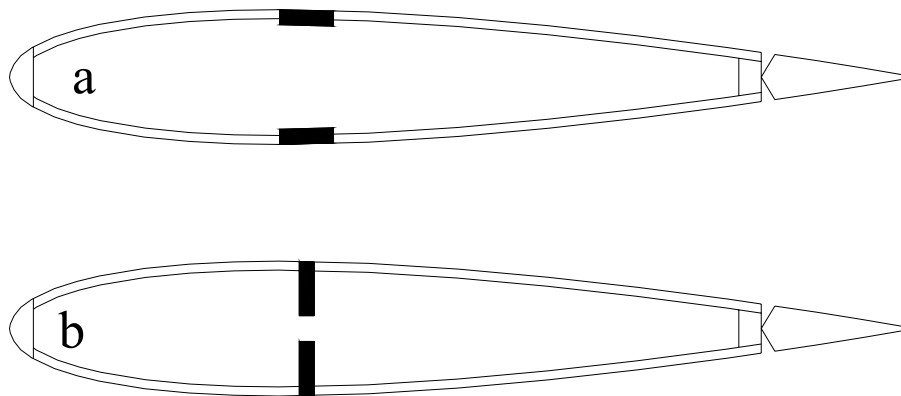


圖10-5

双翼机机翼的结构与单翼机不同，单翼机的机翼是悬臂式结构，双翼机单独一片上翼或下翼都是软趴趴的，加上中间的支撑及钢线成一箱形结构，箱形结构在承受弯矩时上下翼分别承拉力与压力，不像单翼机由同一机翼的上下梁分别承受拉力与压力，因上下翼离的很开所以在结构上很有效，但中间支撑及钢线增加的阻力及上下翼之间的干扰，所以双翼机都不快。

要抵抗扭矩变形应设法使机翼结构成一桶状，使外缘有最多的材料，所以全覆盖的机翼除翼型比较准确外，抗扭性也比较好，小飞机机翼没有全覆盖，也要使前部形成一 D 桶（如图 10-7），以便抵抗扭力。

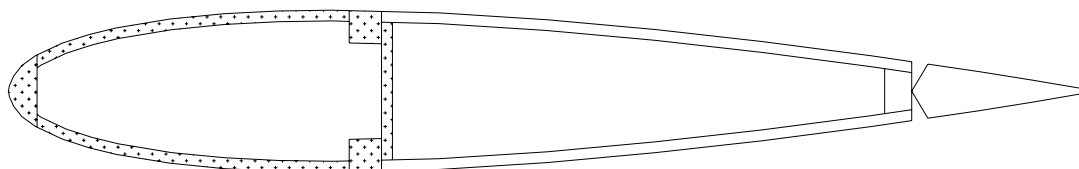


圖10-7

保丽龙是机翼另一种常见的材料，与巴沙木相比，保丽龙可以承受压力虽然没木头强，但完全无法承受拉力，所以使用保丽龙作机翼要加上抗拉力材料，常见的作法有在上下缘埋入木头梁，或是只埋下缘梁以承受拉力，另外就是整个以 FRP 布包覆，成一桶形结构，这种方式在滑翔机上很常见。

机翼的破坏有一大部分是弯矩破坏，为了防止弯矩破坏有些飞机机翼装有斜撑如塞斯纳 152 等，斜撑对减低弯矩及剪力很有效，如（图 10-8）可以看出最大弯矩及剪力都降低许多，代价当然是斜撑多出来的重量与阻力。

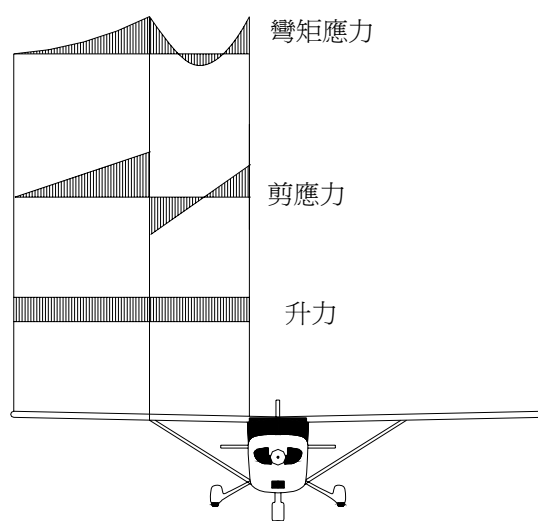


圖10-8

机翼除了常见的架构式及保丽龙作法外，遥控滑翔机还有一种常见的作法叫 Jedelsky wing（如图 10-9），采用两片实心木头合成，薄且内凹的翼型很适合采用，作者朋友十几年前买了一架 Graupner 的遥控滑翔机就是 Jedelsky wing，因说明书是德文看不懂，他找我研究了一个晚上，我们最后终于决定应该把底下全包起来，天哪！

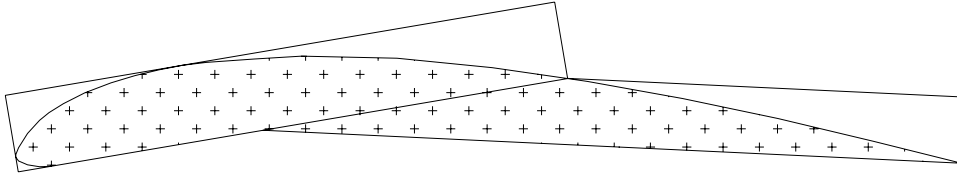


圖10-9

第四节机身

莱特兄弟于 1903 年发明飞机时，那时候惟一懂结构设计的就是土木工程师，于是土木工程师被请来设计飞机的结构，结果设计出来的机身跟桁架一模一样（如图 10-10）

，读者可以拿铁路桥的一节跟一次大战飞机的机身比较一下，几乎一模一样只是飞机上多包了一层布，有些甚至于早期型连布都没包，后来进步到鸟笼形机身，机身的结构像一个鸟笼，现在遥控模型的像真机还常用，尤其是圆形或椭圆形机身，目前一般遥控模型的机身属薄壳结构，机身成一个圆桶状，抗弯及抗扭性都很好，惟一要注意的地方是机翼与机身结合开口处，所以一般开口后缘至引擎座都有一片三夹板的补强板，中翼机开口处因断面实在太小，有可能造成剪力破坏，需特别加强，此外引擎座与防火墙直接与引擎接触，有恼人的震动问题，该处容易渗油使黏着剂失效，也要注意。

第五节连杆与舵

连杆将伺服机的动作传至舵面，当连杆受拉时一般不会出问题，但连杆受压力时，虽然不至于会破坏，但结构上连杆属于细长柱，压力太大时会产生挫曲，所以高级飞机方向舵等改用双拉钢线，比较没有间隙，连杆在舵角片上的插梢很多练习机只是一根细细的塑料，很容易被剪力破坏，有需要时常检查。

舵在作用时承受很大的扭力，尤其是细长的副翼，服务器拉的位置需要仔细的斟酌，如拉的位置太偏一边，因扭力大（如图 10-11a），翼端的副翼几乎一定会产

生不预期的外洗，这时把服务器拉的位置往外移一些，扭力变为如（图 10-11b），最大扭力马上降低许多。

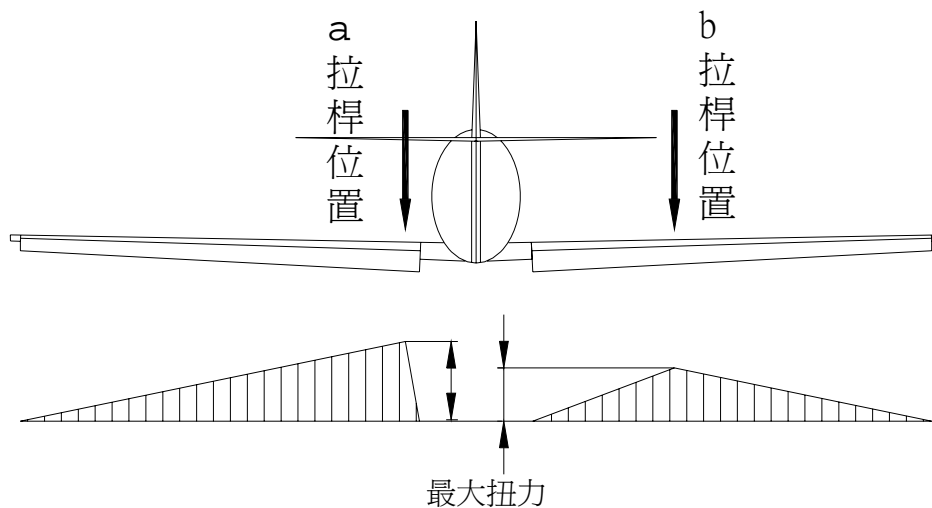


圖10-11

第六节重量与维度

长度是一维的量度，面积是二维的量度，体积则是三维的量度，意思是说当长度增加为二倍时，面积则增加为四倍，体积则增加为八倍（如图 10-12），所以当你想把一架飞的很好飞机的尺寸全部加大一倍时，请你注意新飞机的机体重量将为原来飞机的八倍重，体积与重量成正比，而结构受力的强度几乎都与断面积有关，当飞机重量增为八倍，而断面积只增加四倍，结构铁定破坏，反之亦然，缩小一架飞机时，就没必要照比例缩小，以免浪费重量，这在仿制飞机时要特别注意，我实在很不愿意用重量这个字眼，正确的说法应该是质量，不过大家用习惯了也就算了，读者如果是学生的话，本书所有出现的重量请以质量来替代。

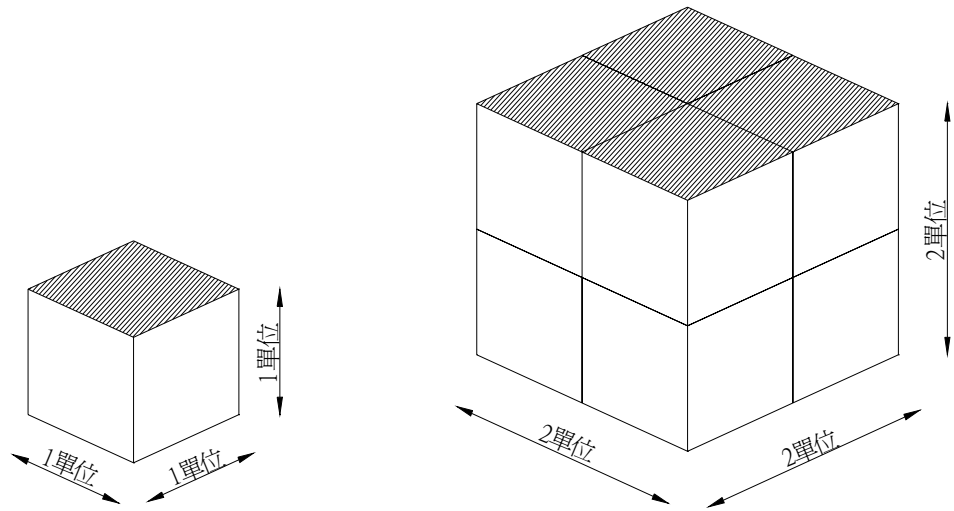


圖10-12

中英对照

aerofoil 翼型

aileron 副翼

aileron reversal 副翼反转

angel of attack 攻角

aspect ratio 展弦比
Bernoulli's theorem 伯努利定律
boundary layer 边界层
camber 弧线
canard 前翼机
canopy 座舱罩
center of pressure 压力中心
center of gravity 重心
chord,wing 翼弦
CO₂ engine 二氧化碳引擎
diesel engine 柴油引擎
dihedral 上反角
delta wing 三角翼
downwash 下洗
drag 阻力
ducted fan 导风扇
elevator 升降舵
elliptical wing 椭圆翼
equilibrium 平衡
fin 垂直安定翼
flap 襟翼
friction drag 磨擦阻力
fuselage 机身
ground effect 地面效应

gyroscopic effect 陀螺效应
induced drag 诱导阻力
laminar flow 层流
leading edge 机翼前缘
lift 升力
mean line 翼型中线
moment 弯矩
N.A.C.A. 美国国家航空咨询委员会
parasite drag 寄生阻力
pitch 俯仰
pitch,propeller 螺距
polar curve 极线
profile drag 形状阻力
propeller 螺旋桨
pulse jet engine 脉冲引擎
rectangular wing 矩形翼
Reynold's number 雷诺数
roll 滚转
root,wing 翼根
rudder 方向舵
shear force 剪力
span 翼展
spoiler 扰流器
stability 平衡

stabilizer 水平安定翼
stall 失速
sweep back 后掠
tapered wing 锥形翼
tip,wing 翼端
torque 扭矩
trailing edge 机翼后缘
turbo fan 涡轮扇发动机
turbo jet 涡轮扇发动机
turbo propeller 涡轮旋桨发动机
turbo shaft 涡轮轴发动机
turbulent flow 紊流
vortex drag 涡流阻力
wash out 外洗
winglet 小翼
wing loading 翼面负载
yaw 偏航