

中華民國第四十八屆中小學科學展覽會
作品說明書

國中組 理化科

佳作

031606

大有「旋機」—透過旋轉式機制重新探討機翼升力

學校名稱：桃園縣立建國國民中學

作者： 國二 魏子喬 國二 鄭宜興 國二 朱怡璇 國二 王怡琳	指導老師： 潘群立
---	------------------

關鍵詞： 柏努利定律、展弦比、前掠後掠

摘要

在本實驗中，我們將測量升力常見的「懸吊式」裝置改良為「旋轉式」裝置，透過馬達轉動，會產生電力的原理延伸：以馬達為主體，並將機翼接於馬達上，此時產生的電流大小，即定義為機翼升力大小。並配合月曆紙與珍珠板所製作的環保風洞，測量不同長、寬及弧高位置的機翼，更透過雙腳釘更進一步的測量前、後掠式的機翼升力，也另外探討了表面材質對機翼升力的影響。

壹、研究動機

學校舉辦一年一度的科學競賽，很榮幸的能代表班上參加，上網查了歷屆的科展資料，我們發現飛機的起飛原理與我們理化第六章的力與運動有關，小組討論之後，決定探討影響機翼升力的原因；只是在歷屆的相關作品中，大部分都是透過槓桿原理來測量數據，透過這樣的測量方式操作一次，卻讓我們質疑是否容易產生較大的實驗誤差，因此我們決定透過轉動的快慢，重新的來探討機翼所受升力的大小。

貳、研究目的

- 一、如何製作一個簡易而穩定的風洞。
- 二、探討風洞構造與風洞內部風速的關係。
- 三、探討不同翼寬的機翼對升力和下降力量大小的影響，並比較平面機翼與弧面機翼的差別。
- 四、探討不同翼展的機翼對升力和下降力量大小的影響，並比較平面機翼與弧面機翼的差別。
- 五、探討不同最高位置的機翼對升力和下降力量大小的影響。
- 六、探討不同厚度的機翼對升力和下降力量大小的影響，並比較平面機翼與弧面機翼的差別。
- 七、探討不同表面材質的機翼對升力和下降力量大小的影響。
- 八、探討前掠式與後掠式的機翼對升力和下降力量大小的影響。

參、研究設備及器材

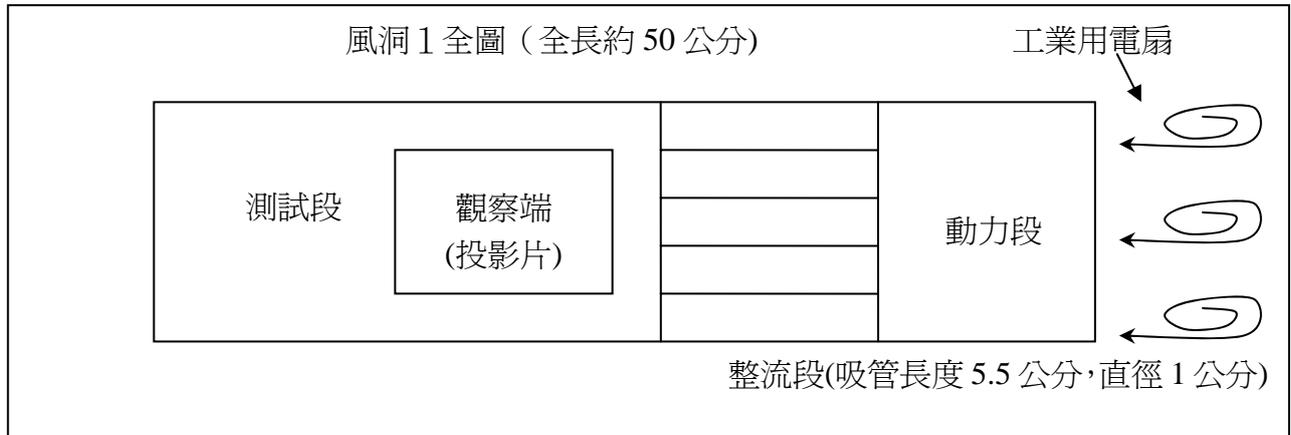
一、自製簡易風洞一套：

- (一)塑膠板全開 4 片
- (二)透明片 3 張
- (三)風罩 1 組
- (四)金屬管 1 根
- (五)工業用電風扇 1 架
- (六)數位相機 1 臺
- (七)月曆紙數張

肆、研究過程與方法

一、自製一個簡易方便的小型風洞

(一)利用紙箱和粗吸管製作，分為動力段、整流段和測試段。



(二)風洞的簡易測試：

1、透過風速計測試風動內部各點位置的風速：

測式位置	左上	左中	左下	中上	中中	中下	右上	右中	右下
測得風速 (m/s)	5.8	6.2	4.8	3.9	3.4	4.3	2.9	3.0	3.5

2、測試結果：

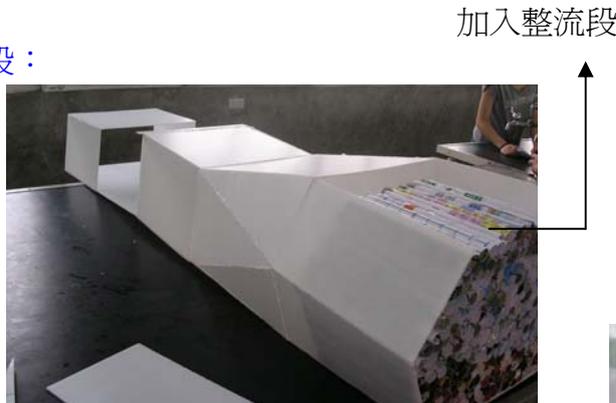
- (1) 因為各九個點的風速差異極大，可以推論吹入式風洞氣流不平穩，容易產生亂流，對於飛機的測試多了一個不確定因素，因此必須設法改善。
- (2) 吹入式風洞造成一個很大的亂流，因此我們將它的整流段加長來測試。
- (3) 風速最大值和最小值即相差約 2.137 倍。
- (4) 風洞 1 內部的平均風速為 4.2，風速過慢，所以無法觀測到明顯的柏努利效應。

3、探討與改進：

- (1) 因為整流段不夠長，導致有亂流產生。
- (2) 風速太慢，導致機翼受柏努利效應不明顯無法明顯測得數據。
- (3) 風洞末端封口處得紙版內摺，可能導致擾流太多，使風洞內部風流不穩定，造成機翼測試時所求得風力不平穩，影響測試數據產生誤差。
- (4) 因為電風扇與風洞之間沒有風罩包覆，導致氣流無法集中而向四面八方擴散，使風洞內部風流不穩定。

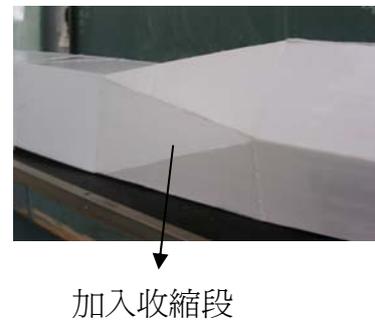
二、改進的風洞：

(一) 加入整流段：



(二) 加入收縮段：

在整流段和測試段中間加入一收縮段（如右圖）沒有收縮段的風洞，風速可能不夠快，導致機翼的柏努利效應還不夠明顯，所以我們決定在測試段和整流段中間加上收縮段，以提高氣流在風洞中的風速，使柏努利效應可以更為明顯。



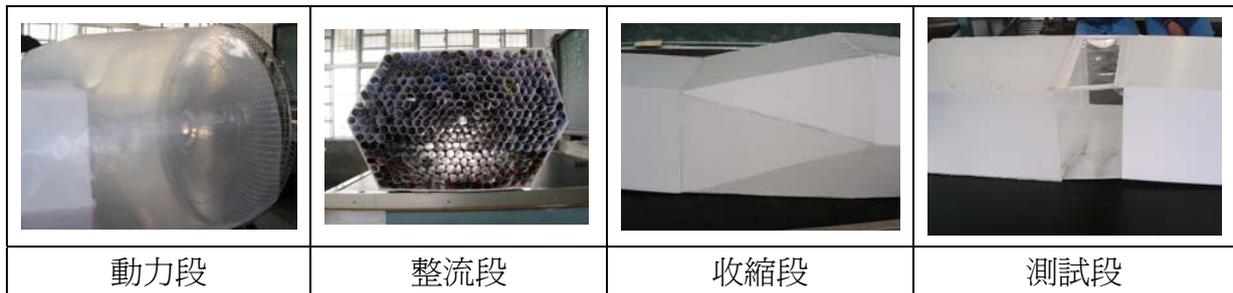
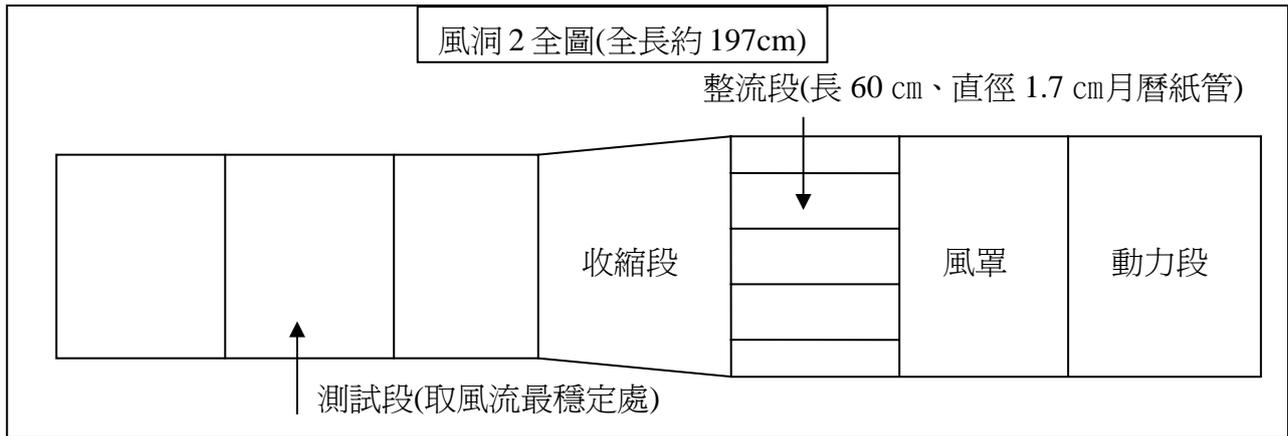
- 1、側邊利用等腰三角形疊出收縮的樣子，將整流段的六角形接上測試段的四邊形。
- 2、測試結果：

吹入式的風洞，其風速在各九個角的測量結果，如下表所示。

測式位置	左上	左中	左下	中上	中中	中下	右上	右中	右下
測得風速 (m/s)	6.0	5.9	5.8	5.7	5.2	5.8	5.2	5.0	4.9

【討論】

- (1) 最大值和最小值更縮小成約為 1.224 倍。
- (2) 加上收縮段的風洞各九點風速差異變小，推論改為增加收縮段的風洞有明顯的改善，也獲得更平穩的氣流。
- (3) 風洞 3 內部的平均風速為 5.5。
- (4) 加上收縮段的風洞，其平均風速明顯比之前來的高，而且氣流更趨於穩定，也使機翼的柏努利效應更為明顯。



(三) 風洞理論分析

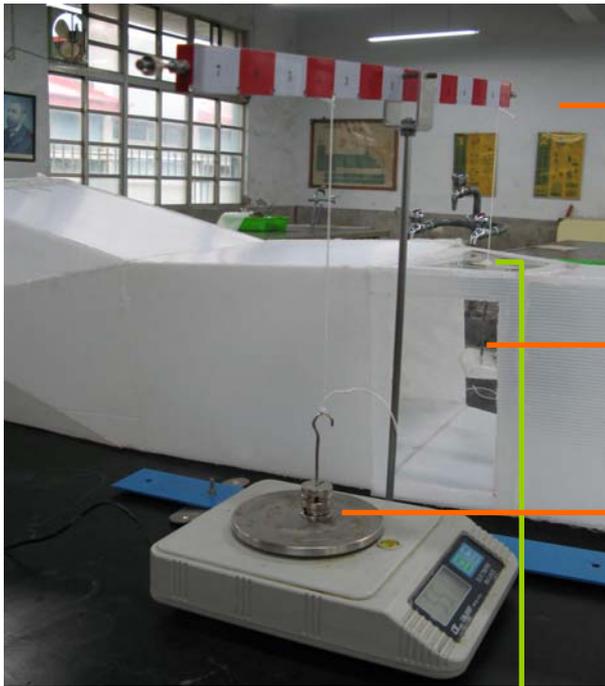
- 1、**動力段**：以工業電扇當作吹入式氣流（一般電扇測試時風速不足），為防止氣流向四面八方擴散導致氣流不能完全的導入風洞中使氣流不穩定，因此加上一層風罩，使氣流可以完全的導入風洞中。
- 2、**收縮段**：根據連續方程式，流體經過截面積不同的導管中，會產生流速的改變，根據 $A_1 V_1 = A_2 V_2$ （A 代表截面積、V 代表流速）的關係可知：當風洞的截面積變小，流體的流速會變快，所以可以使我們的升力數據更明顯。
- 3、**整流段**：電扇產生的氣流極不穩定，需要在洞口加裝長型的管狀物，減少流體間風速不同產生摩擦與亂流的情形，使氣流趨於穩定；整流段即是在增加速度均勻性，將氣流擾動減至最少。
- 4、**測試段**：進行實驗操作的區段，需考慮實驗操作及觀察的方便性，並在方便觀察的情形下，又不會影響測試的結果。

三、自製一個懸吊式機翼升力裝置

(一) 探討、怎樣自製一個懸吊式測量機翼升力裝置。

【目的】自製一個懸吊式測量機翼升力裝置。

【裝置】

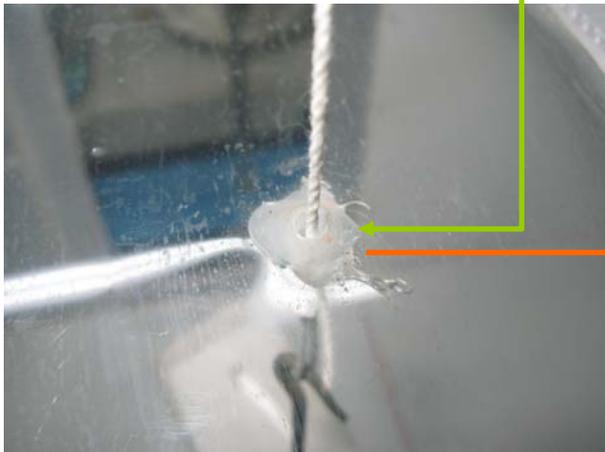


透過槓桿原理將要測的升力放大。
(機翼掛在第 6 格, 砝碼掛在第 3 格)

機翼掛於此端, 並將機翼固定在掛鉤上使機翼不晃動。

掛上砝碼, 並確認砝碼穩定的停在
天平上。此時的升力計算方式:
升力 = (開啓風扇時讀數 - 關閉風
扇時讀數) × 2

即
升力 = (加重的重量) × 2



盡量保持繩子與吸管不觸碰, 以免
摩擦力影響結果

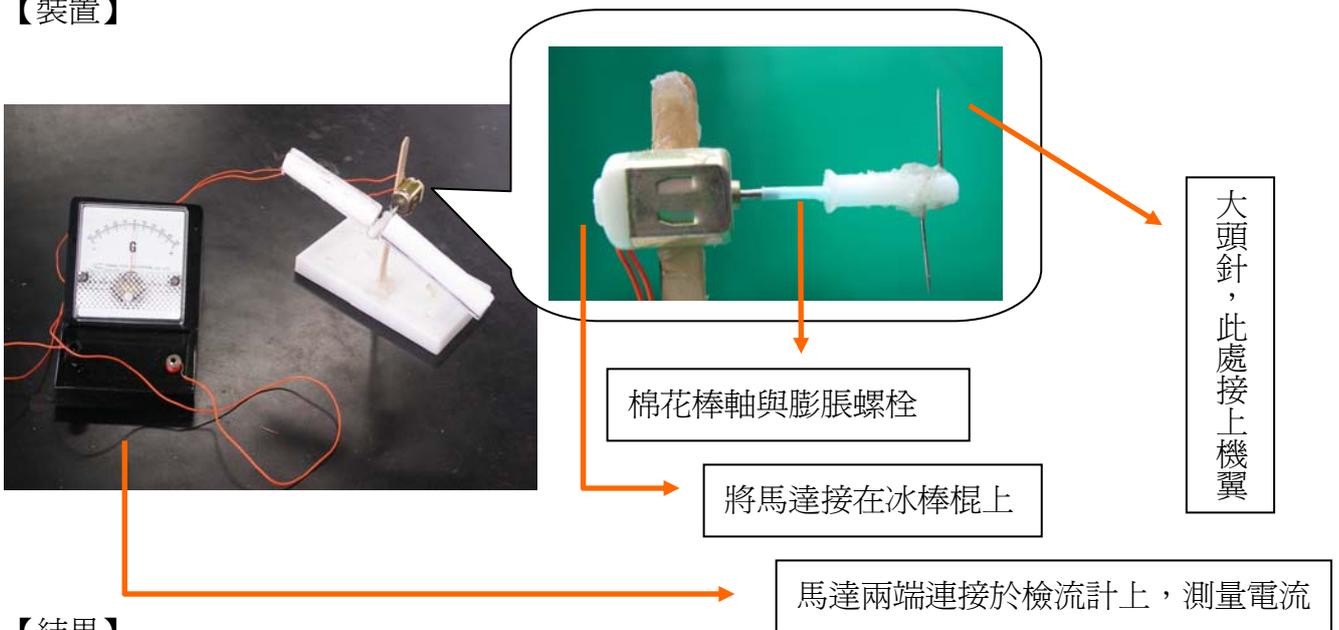
【結果】

- 1、測量時繩子會與吸管接觸, 產生不可忽略的摩擦力, 造成誤差。
- 2、若想用裝置測得不同攻角的升力, 還須再改良。
- 3、氣流經過時, 造成細線前後搖晃, 因此使電子秤上的讀數不變重, 反而變輕, 所以無法測出機翼的升力。

(二) 探討如何改良機翼的升力裝置?

【目的】改良機翼的升力裝置, 使之可以精確的測量出機翼的升力。

【裝置】



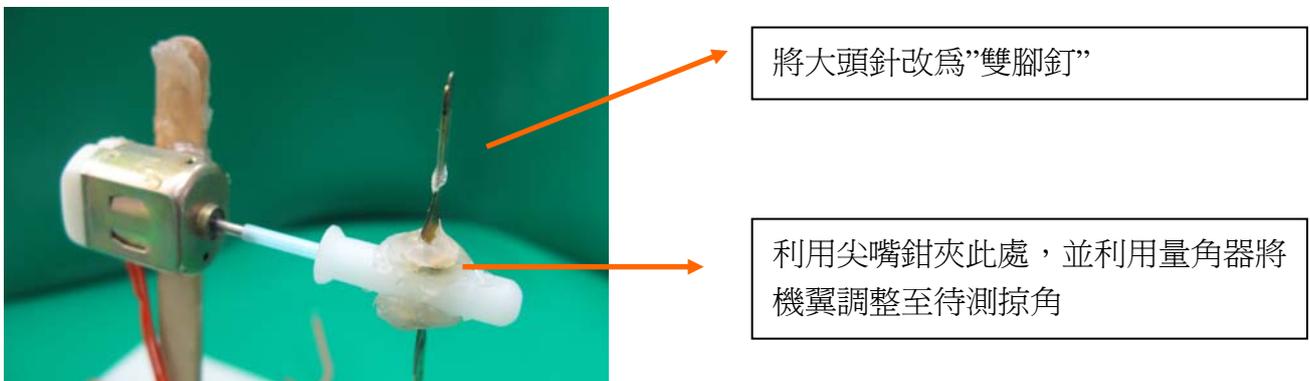
【結果】

- 1、當把機翼插在針上時，機翼以任意轉動，機翼也不會與裝置產生摩擦力，使我們可精確的測量出機翼攻角和升力。
- 2、當機翼轉動得太快時，製造出的電流太大，此時將電線接到可測得較大電流的毫安培計。

(三)、如何自製一個可以輕易調整機翼前掠與後掠的裝置？

【目的】自製一個簡便裝置來測量出機翼前掠與後掠的升力大小

【裝置】



(四)、自製機翼

【目的】自製機翼來測出數據

【步驟】替換機翼表面材質時，將機翼插入外模即可。

最高位置前 1 / 3 機翼	最高位置中間機翼	平的機翼	機翼表面材質外膜

伍、研究結果

一、機翼格式：

機翼編號	翼展(cm)	翼寬(cm)	面積(cm ²)	展弦比	最大弧高(cm)	最高點	厚度(片)
A1	9	2	18	4.5	平	平	2
B1	9	2.5	22.5	3.6	平	平	2
C1	9	3	27	3	平	平	2
D1	7	2	14	4.5	平	平	2
E1	8	2	16	3.6	平	平	2
F1	9	2	18	3	平	平	2
A	9	2	18	4.5	0.6	前 1/3	2
B	9	2.5	22.5	3.6	0.6	前 1/3	2
C	9	3	27	3	0.6	前 1/3	2
D	7	2	14	4.5	0.6	前 1/3	2
E	8	2	16	3.6	0.6	前 1/3	2
F	9	2	18	3	0.6	前 1/3	2
G	9	2.5	22.5	3.6	0.3	前 1/3	1
H	9	2.5	22.5	3.6	1.0	前 1/3	3
I	9	2.5	22.5	3.6	0.6	中	2
J	9	2.5	22.5	3.6	0.6	後 1/3	2
K	9	2.5	22.5	3.6	0.6	前 1/3	2
L	9	2.5	22.5	3.6	0.6	前 1/3	2
M	9	2.5	22.5	3.6	0.6	前 1/3	2
N	9	2.5	22.5	3.6	0.6	前 1/3	2

二、測試數據：

(一) A1 機翼：

翼長 9CM，翼寬 2CM，沒有最高位置，厚度 2 片，單位(mA)				
機翼角度	第一次	第二次	第三次	平均值
-50	-8	-8.2	-8.4	-8.20
-40	-5.2	-5.2	-5.2	-5.20
-30	-2.4	-3.2	-3.6	-3.07
-20	-2.4	-2	-2.8	-2.40
-10	0	0	0	0.00
0	0	0	0	0.00
10	0.8	1.2	1.2	1.07

20	3.2	2.8	3.2	3.07
30	5.6	4.8	4.4	4.93
40	8.4	6.8	7.6	7.60
50	16	16	15	15.67
60	15	15	16	15.33
70	14	14	14	14.00
80	12	12	11	11.67

(二) B1 機翼

翼長 9CM，翼寬 2.5CM，沒有最高位置，厚度 2 片，單位(mA)				
機翼角度	第一次	第二次	第三次	平均值
-50	-13	-13	-13	-13.00
-40	-10	-10	-12	-10.67
-30	-8	-9.6	-8	-8.53
-20	-4.8	-4.8	-4.8	-4.80
-10	-2	-2	-2	-2.00
0	0	0	0	0.00
10	1.6	1.2	1.2	1.33
20	4	4.4	3.6	4.00
30	5.2	4.8	5.6	5.20
40	8	7.6	7.6	7.73
50	8.4	9.6	9.2	9.07
60	12	13	12	12.33
70	11	11	12	11.33
80	10	10	9	9.67

(三) C1 機翼

翼長 9CM，翼寬 3CM，沒有最高位置，厚度 2 片 單位(mA)				
機翼角度	第一次	第二次	第三次	平均值
-50	-10.4	-10	-10	-10.13
-40	-8	-9.2	-8.4	-8.53
-30	-4.4	-5.6	-4.8	-4.93
-20	-2.4	-2	-2.4	-2.27
-10	-1.2	-1.2	-1.2	-1.20
0	0	0	0	0.00
10	5.6	5.6	6	5.73
20	7	6.8	6	6.60
30	12	8	13	11.00
40	18	17	17	17.33
50	20	19	20	19.67
60	22	20	20	20.67
70	20	2	20	14.00

80	12	12	12	12.00
----	----	----	----	-------

(四) A 機翼

翼長 9CM，翼寬 2CM，最高位置前 1/3，厚度 2 片，單位(mA)				
機翼角度	第一次	第二次	第三次	平均值
-50	-1.4	-2	-2	-1.80
-40	-1.2	-1.6	-1.2	-1.33
-30	-6.8	-6.6	-6.4	-6.60
-20	-5	-4.8	-4.8	-4.87
-10	-2.8	-2.8	-2.8	-2.80
0	0	0	0	0.00
10	0.4	1	0.8	0.73
20	3.6	2.8	3.2	3.20
30	6	5.2	5.2	5.47
40	9.2	9.2	9	9.13
50	24	26	25	25.00
60	36	34	32	34.00
70	40	35	34	36.33
80	36	38	39	37.67

(四) B 機翼

翼長 9CM，翼寬 2.5CM，最高位置前 1/3，厚度 2 片，單位(mA)				
機翼角度	第一次	第二次	第三次	平均值
-50	-10.4	-10	-10	-10.13
-40	-8	-9.2	-8.4	-8.53
-30	-4.4	-5.6	-4.8	-4.93
-20	-2.4	-2	-2.4	-2.27
-10	-2	-1.2	-1.2	-1.47
0	0	0	0	0.00
10	1.6	2	1.2	1.60
20	3.8	3.2	4	3.67
30	4.4	4	4	4.13
40	6	6.4	6	6.13
50	10	10.4	10.4	10.27
60	23	22	20	21.67
70	16	17	15	16.00
80	20	21	23	21.33

(五) C 機翼

翼長 9CM，翼寬 3CM，最高位置前 1/3，厚度 2 片，單位(mA)				
機翼角度	第一次	第二次	第三次	平均值
-50	-6.8	-6.4	-6	-6.40

-40	-5.2	-5.2	-5.2	-5.20
-30	-4.4	-4	-4.4	-4.27
-20	-3.2	-3.2	-3.2	-3.20
-10	-1.2	-0.4	-2	-1.20
0	0	0	0	0.00
10	1.2	1.6	1.6	1.47
20	3.2	3.2	3.6	3.33
30	6	6	6	6.00
40	8.8	8.8	8.4	8.67
50	16	14	15	15.00
60	15	15	15	15.00
70	20	18	19	19.00
80	23	20	22	21.67

(六) D 機翼

翼長 7CM，翼寬 2CM，最高位置前 1/3，厚度 2 片，單位(mA)

機翼角度	第一次	第二次	第三次	平均值
-50	0	0	0	0.00
-40	0	0	0	0.00
-30	0	0	0	0.00
-20	0	0	0	0.00
-10	0	0	0	0.00
0	0	0	0	0.00
10	1.2	1.4	1.2	1.27
20	4.8	4.4	4.6	4.60
30	8	7.2	7.2	7.47
40	16	18	16	16.67
50	18	20	20	19.33
60	19	19	20	19.33
70	23	23	22	22.67
80	0	0	0	0.00

(七) E 機翼

翼長 8CM，翼寬 2CM，最高位置前 1/3，厚度 2 片，單位(mA)

機翼角度	第一次	第二次	第三次	平均值
-50	-2	-1.6	-1.8	-1.80
-40	-1.2	-1.6	-1.6	-1.47
-30	-7	-7.2	-7.6	-7.27
-20	-3.6	-4.2	-4.2	-4.00
-10	-0.4	0	0	-0.13
0	0	0	0	0.00

10	2	2	12	5.33
20	4	4	4	4.00
30	6.8	6.4	6.8	6.67
40	17	19	18	18.00
50	25	23	25	24.33
60	30	28	30	29.33
70	30	26	32	29.33
80	25	20	22	22.33

(八) F 機翼

翼長 9CM，翼寬 2CM，最高位置前 1/3，厚度 2 片，單位(mA)				
機翼角度	第一次	第二次	第三次	平均值
-50	-1.4	-2	-2	-1.80
-40	-1.2	-1.6	-1.2	-1.33
-30	-6.8	-6.6	-6.4	-6.60
-20	-5	-4.8	-4.8	-4.87
-10	-2.8	-2.8	-2.8	-2.80
0	0	0	0	0.00
10	0.4	1	0.8	0.73
20	3.6	2.8	3.2	3.20
30	6	5.2	5.2	5.47
40	9.2	9.2	9	9.13
50	24	26	25	25.00
60	36	34	32	34.00
70	40	35	34	36.33
80	36	38	39	37.67

(九) G 機翼

翼長 9CM，翼寬 2.5CM，最高位置前 1/3，厚度 1 片，單位(mA)				
機翼角度	第一次	第二次	第三次	平均值
-50	-10	-15	-20	-15.00
-40	-7.8	-6.8	-8	-7.53
-30	-6.4	-6	-5.6	-6.00
-20	-1.6	-1.6	-2.4	-1.87
-10	-0.8	-1.2	-1	-1.00
0	0	0	0	0.00
10	5.2	4.4	4	4.53
20	6.4	6.8	6.8	6.67
30	10	10	10	10.00
40	12	13	14	13.00
50	20	19	16	18.33

60	17	18	17	17.33
70	25	26	24	25.00
80	30	29	34	31.00

(十) H 機翼

翼長 9CM，翼寬 2.5CM，最高位置前 1/3，厚度 3 片，單位(mA)				
機翼角度	第一次	第二次	第三次	平均值
-50	-0.8	0	-0.8	-0.53
-40	-0.8	-1.2	-1.6	-1.20
-30	-6.8	-6.6	-6.8	-6.73
-20	-4.4	-4.4	-4.4	-4.40
-10	-2.4	-2	-2	-2.13
0	0	0	0	0.00
10	0.2	0.2	2.4	0.93
20	2.4	2.8	2.8	2.67
30	4	3.8	3.6	3.80
40	5.6	5.6	5.2	5.47
50	8	8.4	8	8.13
60	10	13	11	11.33
70	15	12	13	13.33
80	11	12	12	11.67

(十一) I 機翼

翼長 9CM，翼寬 2.5CM，最高位置中間，厚度 2 片，單位(mA)				
機翼角度	第一次	第二次	第三次	平均值
-50	-13	-13	-13	-13.00
-40	-9.6	-9.6	-9.2	-9.47
-30	-6.4	-6.4	-6	-6.27
-20	-2.8	-3.2	-4.8	-3.60
-10	-2.8	-3.2	-3	-3.00
0	0	0	0	0.00
10	1.6	1.6	0.8	1.33
20	3.2	4	4.4	3.87
30	6	5.6	5.6	5.73
40	7.2	7.6	7.2	7.33
50	11	10	10	10.33
60	11	10	10	10.33
70	7	9	9	8.33
80	6	4	5	5.00

(十二) J 機翼

翼長 9CM，翼寬 2.5CM，最高位置後 1/3，厚度 2 片，單位(mA)				
---	--	--	--	--

機翼角度	第一次	第二次	第三次	平均值
-50	-12	-10	-10	-10.67
-40	-10	-9.6	-10	-9.87
-30	-6.8	-7	-6.8	-6.87
-20	-4.4	-4.4	-4.4	-4.40
-10	-2.4	-2.8	-3	-2.73
0	0	0	0	0.00
10	6	5	5	5.33
20	13	13	9	11.67
30	15	15	12	14.00
40	18	19	17	18.00
50	20	20	18	19.33
60	25	22	22	23.00
70	6	7	6	6.33
80	3	4	3	3.33

(十三) K 機翼

翼長 9CM，翼寬 2.5CM，最高位置前 1/3，厚度 2 片，單位(mA)，材質(100cw 砂紙)

機翼角度	第一次	第二次	第三次	平均值
0	0	0	0	0.00
-10	2.4	2.4	2.4	2.40
-20	3.2	3.6	4	3.60
-30	8	6	4	6.00
-40	7.2	8	8	7.73
-50	8	10	10	9.33

(十四) L 機翼

翼長 9CM，翼寬 2.5CM，最高位置前 1/3，厚度 2 片，單位(mA)，材質(220cw 砂紙)

機翼角度	第一次	第二次	第三次	平均值
0	0	0	0	0.00
-10	2.4	2	2	2.13
-20	3.2	3.2	3.2	3.20
-30	4	4.8	4.8	4.53
-40	8	8	8.4	8.13
-50	10	12	11	11.00

(十四) M 機翼

翼長 9CM，翼寬 2.5CM，最高位置前 1/3，厚度 2 片，單位(mA)，材質(800cw 砂紙)

機翼角度	第一次	第二次	第三次	平均值
0	0	0	0	0.00
-10	3	2.8	2.8	2.87

-20	4	5	4	4.33
-30	8	7	7	7.33
-40	7	8	8	7.67
-50	8	8	10	8.67

(十五) N 機翼

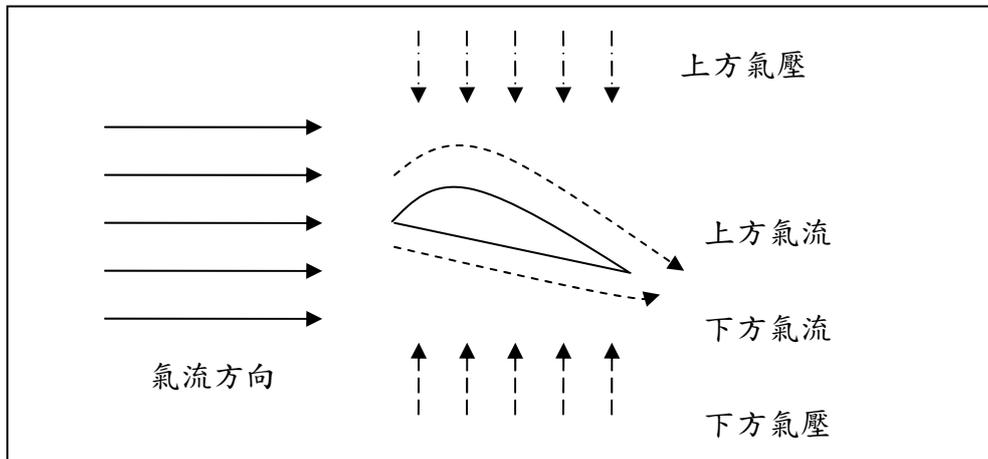
翼長 9CM，翼寬 2.5CM，最高位置前 1/3，厚度 2 片，單位(mA)，材質(紙)				
機翼角度	第一次	第二次	第三次	平均值
0	0	0	0	0.00
-10	3	2.4	1.6	2.33
-20	3.2	3.6	4	3.60
-30	7.6	7.6	8.8	8.00
-40	8	8	8	8.00
-50	9	8	8	8.33

翼長 9CM，翼寬 3CM，最高位置前 1/3，厚度 2 片，單位(mA) 前掠後掠 夾角-50				
前掠角度	第一次	第二次	第三次	平均值
50	15	15	14	14.67
40	18	17	16	17.00
30	21	18	21	20.00
20	21	20	21	20.67
10	22	21	18	20.33
0	8	6	6	6.67
後掠角度	第一次	第二次	第三次	平均值
-50	13	12	12	12.33
-40	12	16	12	13.33
-30	18	15	15	16.00
-20	27	25	25	25.67
-10	19	19	17	18.33

陸、討論

一、升力的原理

(一) 柏努利定律的主要公式如下: $\rho_1 + \frac{1}{2} \rho v_1^2 + \rho gy_1 = \rho_2 + \frac{1}{2} \rho v_2^2 + \rho gy_2$



$\rho_{上}$:上方氣壓； $\rho_{下}$:下方氣壓； $V_{上}$:上方氣流速度； $V_{下}$:下方氣流速度； ρ :氣體密度

※解釋：這是說當流體流速減少時，與流速方向垂直之側向壓力會增加，試想空氣流經飛機機翼截面，氣流跟開成上下二道氣流，必須在通過機翼表面後，仍同時在同一點會合，通過機翼上方的流體因為行徑路線比較長（機翼上半部曲面弧長較長），因此速度比較快。因而側向壓力會較下方流體側向壓力來的小，所以下方氣壓大於上方氣壓，造成飛機的升力。飛機能飛是因為機翼受到氣壓差所造成的浮力，可以利用柏努利定律來解釋。一般來說機翼的形狀是上面凸底下凹，飛行的時候空氣分別從上下兩面流過，從上面流的速度快些，所以壓力小，從下面流的速度慢，所以壓力大。（柏努利定律）因此壓力強的一方要向壓力小的一方產生推力，這就是機翼的升力。

(二) 相關名詞:

1、機翼角度:主翼的翼弦線和氣流流動方向所夾的角度，如下圖所示

在我們的測試數據中，我們定義機翼角度如右圖為正角度。



在我們的測試數據中，我們定義機翼角度如右圖為負角度。



2、展弦比:翼展(S)與平均弦長(L)之比，因為大部分的機翼都不是矩形翼，平均弦長難求，因此以 S^2/A (A 為主翼面積) 來表示展弦比，其推導如下:

$$\frac{S}{L} = \frac{S \times S}{L \times S} = \frac{S^2}{A} \text{ 故得證}$$

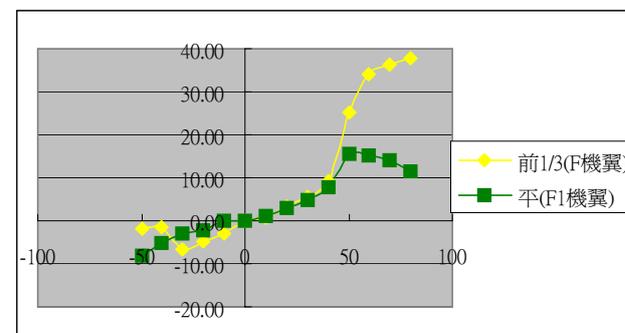
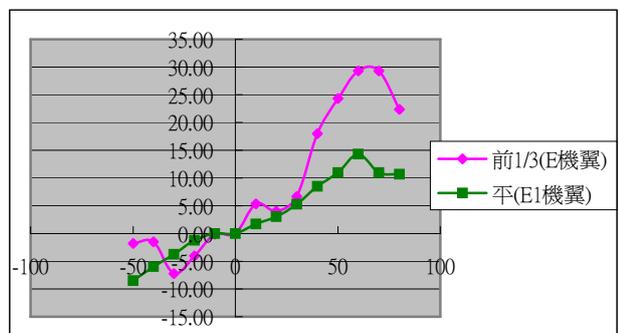
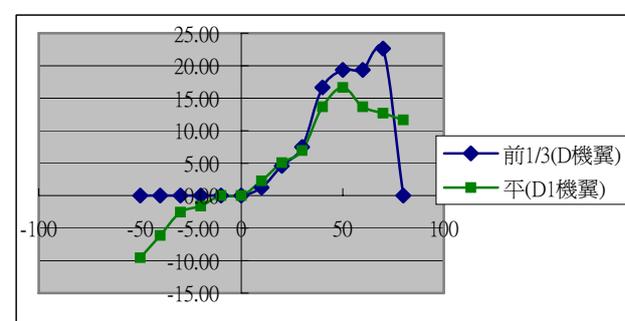
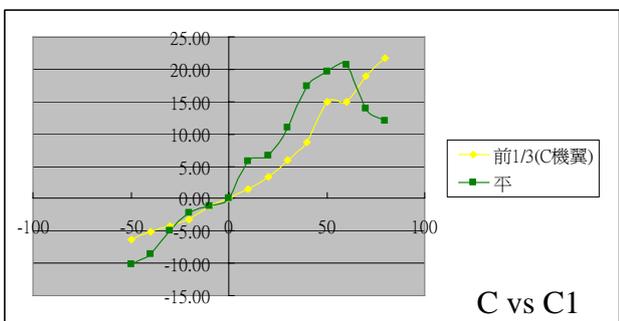
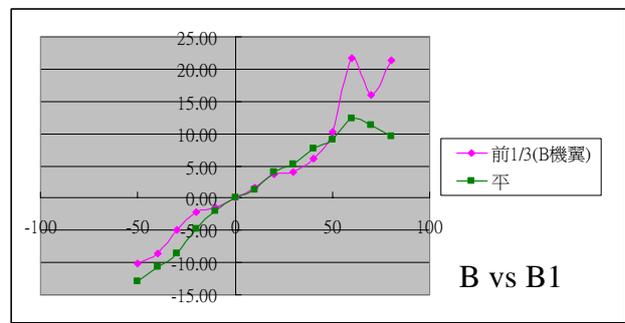
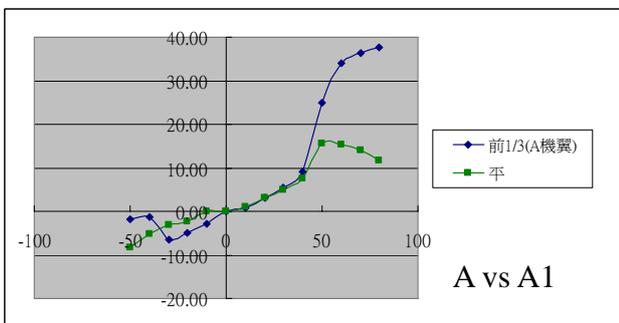
3、飛行潛力：在我們測量的數據中，有些機翼在經過某一特定攻角後，升力就會隨著角度增加而下降，而有些機翼則不會隨著角度增加而下降，而還有逐漸增高的趨勢，所以它的機翼升力還有更高的可能性，此時我們說它的飛行潛力較好

4、飛行穩定度：在我們測量的數據中，有些機翼的升力曲線圖較平順，而不會在某一特定攻角時，機翼升力突然攀升或驟降，此時我們稱此機翼飛行穩定度較好

二、探討平面機翼和弧面機翼對升力的影響

【目的】比較平面機翼與弧面機翼對升力及下降力量的優缺

【結果】



【討論】

1、爲了要比較弧面機翼與平面機翼是否有受到柏努力定律的影響，我們各組做了平的機翼

互相對照比較。

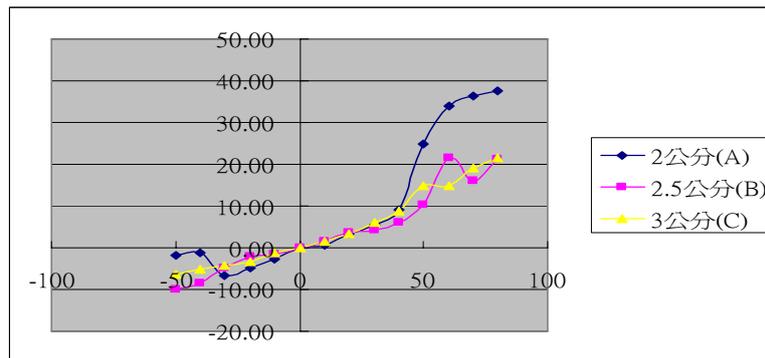
- 2、結果發現所磨的機翼升力都比平的來的高，所受到的柏努力定律也較平的明顯。
- 3、這證明所磨的機翼的確有受到柏努力定律的影響，代表我們做出的數據是正確的。

三、如果改變機翼的寬度對升力及失速攻角會有影響嗎？

【目的】比較不同機翼寬度對升力的優缺

- 【步驟】
- 1、利用珍珠板，固定翼長，做成矩形平板翼，不同寬度三種來比較。
 - 2、分別改變其攻角，記錄其不同攻角的升力。

【結果】



【討論】

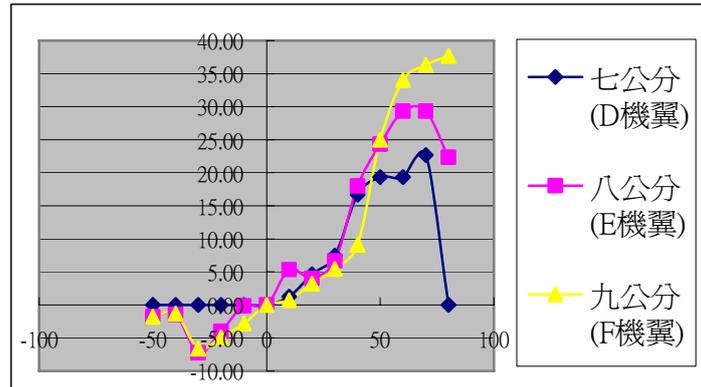
- 1、由上表可知，兩公分寬機翼在攻角-30度時，當氣流通過機翼上下兩側，無法配合機翼外型，平順的環繞通過，而在機翼上形成亂流，機翼便開始急遽下降，但2公分寬機翼在-40、-50度，下降力量還維持在一定的數值內，在-20到80度，下降力量持續的減少，且在攻角為10度時，氣流開始可以平順的通過機翼上下兩側，使機翼受到柏努力定律影響而上升，我們可以推論，2公分寬機翼在攻角-30度時，為最容易使機翼失去升力的角度，當機翼-30度時飛行的平穩度與升力皆較差。
- 2、2.5公分寬機翼在攻角70度時，與兩公分寬機翼在攻角-30度時，情況極為相似。
- 3、在這三個機翼中，2公分寬機翼造成的升力最大，換句話說，高展弦比的機翼，造成的升力和所受到的柏努力效應愈大。
- 4、2.5公分寬機翼不像2公分、3公分寬的兩機翼在攻角80度之前，升力還持續增加，而是在攻角60度時最好，之後隨著攻角增大，升力逐漸變小，因此其飛行潛能遜於2公分、3公分兩機翼。
- 5、一般來說，攻角愈大，升力也愈大，所受的柏努力效應也就愈明顯！由上表可知，3公分寬機翼在攻角逐漸增加時，沒有像2、2.5公分寬兩機翼的升力增加的那麼明顯，所以我們可以推論，機翼攻角對越寬的機翼影響越小。

四、如果改變機翼的長度對升力及失速攻角會有影響嗎？

【目的】比較不同機翼長度對升力的優缺。

- 【步驟】
- 1、利用珍珠板，固定翼寬，做成矩形平板翼，不同長度三種來比較。
 - 2、分別改變其攻角，記錄其不同攻角的升力。

【結果】



【討論】

- 1、7公分長機翼最大升力約為 70 度時，在 80 度時升力瞬間降低，由於過大的攻角，無法在翼面上形成穩定流線的空氣狀態(紊流)，因此對機翼上方產生極大的壓力，可能會衝撞機翼表面，此時，機翼就會失去升力。
- 2、8公分長機翼在角度 60 度和 70 度時，轉速是相同的，可推得機翼的最大升力約是在 60 度至 70 度之間。
- 3、9公分長機翼在角度 50 度時，升力有大幅度的增加。
- 4、綜合以上數據，可以推得當機翼處於相同攻角時，具有較大展弦比的機翼穩定度越大，升力越穩定。亦可推得面積越大的機翼，可使機翼的升力越大。

五、如果改變機翼的厚度對升力及失速攻角會有影響嗎？

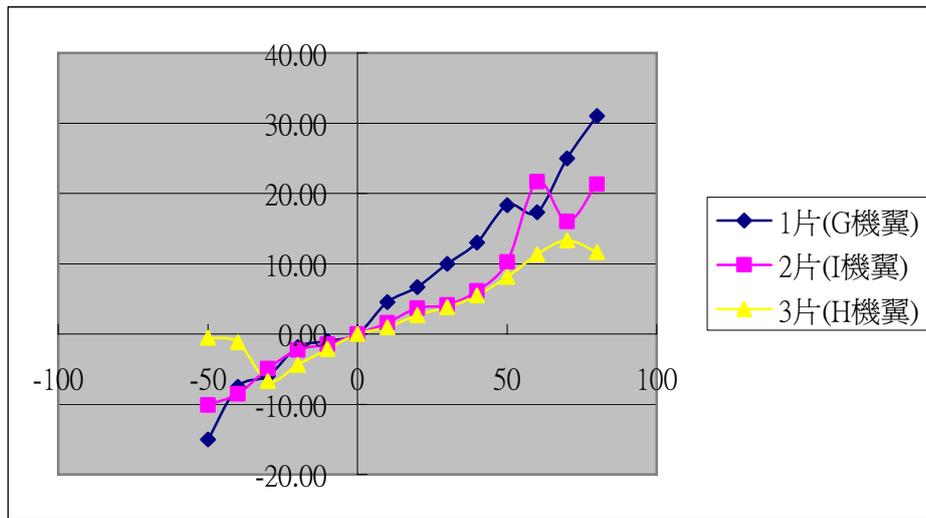
【目的】比較不同機翼厚度對升力的優缺。

- 【步驟】
- 1、利用珍珠板，固定翼寬，翼長做成矩形平板翼，不同厚度三種來比較。
 - 2、分別改變其攻角，記錄其不同攻角的升力。

【結果】

翼長 9CM，翼寬 2.5，最高位置前 1/3，改變機翼厚度，單位(mA)			
機翼角度	1 片	2 片	3 片
-50	-15.00	-10.13	-0.53
-40	-7.53	-8.53	-1.20
-30	-6.00	-4.93	-6.73
-20	-1.87	-2.27	-4.40
-10	-1.00	-1.47	-2.13
0	0.00	0.00	0.00
10	4.53	1.60	0.93
20	6.67	3.67	2.67
30	10.00	4.13	3.80
40	13.00	6.13	5.47
50	18.33	10.27	8.13
60	17.33	21.67	11.33

70	25.00	16.00	13.33
80	31.00	21.33	11.67



【討論】

- 1、在厚度1片機翼得數據中，觀察到升力是逐漸上升的，沒有下降的趨勢，表示**厚度1片機翼的平穩度較佳**，且**飛行的潛力較大**，攻角愈大時，升力亦能達到最大的升力，柏努力效應也比較明顯。
- 2、厚度2片機翼最大升力在60度時，在70度時卻突然下降，形成較不平穩的氣流最大升力也僅能在60度時顯現。
- 3、厚度3片機翼的平均值皆比厚度2片機翼和厚度1片機翼來的還要低，顯示出**厚度3片機翼的升力較小**。
- 4、綜合以上數據，**較薄的機翼，升力愈好，飛行穩定度愈佳，飛行潛力較大；較厚的機翼使升力減小，飛行穩定度較差。**

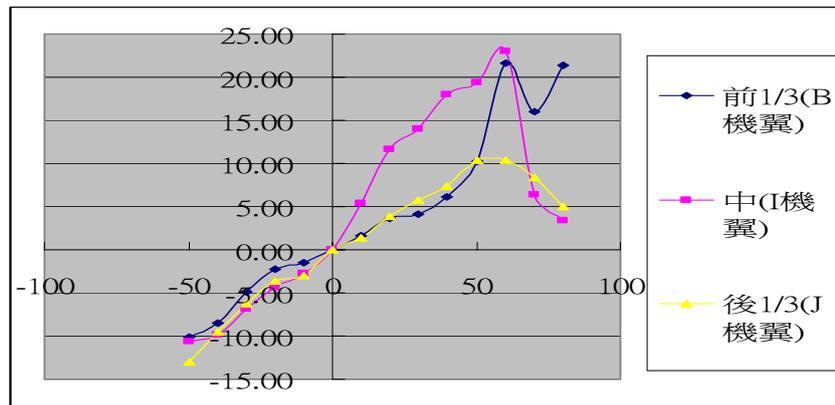
研究六、如果改變機翼的最高位置對升力及失速攻角會有影響嗎？

【目的】比較不同機翼的最高位置對升力的優缺。

【步驟】1、利用珍珠板，固定翼寬，翼長做成矩形平板翼，不同最高位置三種來比較。

2、分別改變其攻角，記錄其不同攻角的升力。

【結果】



【討論】

- 1、由上表可知，最高位置中間機翼在攻角60度時，當氣流通過機翼上下兩側，無法配合機翼外型，平順的環繞通過，而在機翼上形成亂流，機翼便開始急遽下降。
- 2、最高位置中間機翼與最高位置前1/3機翼在高攻角時所受到的柏努力效應較最高位置後1/3機翼來的大，但最高位置中間機翼自攻角60度之後升力急遽下降，雖然最高位置前1/3機翼在攻角70度時升力也略為下降，但下降幅度較最高位置中間機翼來的小，且最高位置前1/3機翼自60度後，升力也逐漸回升，我們可以推論**最高位置中間機翼的飛行穩定度遠不如最高位置前1/3機翼**。
- 3、雖然最高位置後1/3機翼在升力方面遠不如最高位置中間，但最高位置後1/3機翼並沒有像最高位置中間機翼在某一特定攻角時，升力突然驟降，所以最高位置後1/3機翼的飛行穩定度遠優於最高位置中間機翼。
- 4、上表中，**最高位置前1/3機翼在攻角為70度時，升力突然驟降，但在80度時升力又開始回升**，從其他機翼的數據中並無觀察到此現象，因此我們推論造成此現象有**兩個原因**：
 - (1) **若數據沒有誤差**，代表某些機翼的升力會隨著角度增加發生驟降後又陡升的情形，但我們無法查得相關資料來說明此現象。
 - (2) **若數據有誤差**，則可能是因為使用大頭針，測到後面的角度時，因多次的轉動機翼攻角，使機翼與馬達連接處鬆動，所以當風吹動機翼時，造成攻角的改變，因此造成數據的誤差。
- 5、若數據沒有誤差，最高位置前1/3、中間兩機翼都在某一特定角度之後，升力跟著攻角變大而逐漸變小，但最高位置前1/3機翼在升力驟降後，還有逐漸回升的趨勢，所以可以推論最高位置後1/3、中間兩機翼的飛行潛力不如最高位置前1/3機翼。

七、如果改變機翼的表面材質對升力及失速攻角會有影響嗎？

【目的】比較不同機翼表面材質對升力的優缺。

- 【步驟】
- 1、利用珍珠板，固定翼寬，翼長做成矩形平板翼，不同表面材質三種來比較。
 - 2、分別改變其攻角，記錄其不同攻角的升力。

【結果】

翼長 9CM，翼寬 2.5CM，最高位置前 1/3，厚度 2 片，單位(mA)		
表面材質 100CW 砂紙		

機翼角度	第一次	第二次	第三次	平均值
-50	8	10	10	9.33
-40	7.2	8	8	7.73
-30	8	6	4	6.00
-20	3.2	3.6	4	3.60
-10	2.4	2.4	2.4	2.40
0	0	0	0	0.00

翼長 9CM，翼寬 2.5CM，最高位置前 1/3，厚度 2 片，單位(mA)

表面材質 220CW 砂紙

機翼角度	第一次	第二次	第三次	平均值
-50	10	12	11	11.00
-40	8	8	8.4	8.13
-30	4	4.8	4.8	4.53
-20	3.2	3.2	3.2	3.20
-10	2.4	2	2	2.13
0	0	0	0	0.00

翼長 9CM，翼寬 2.5CM，最高位置前 1/3，厚度 2 片，單位(mA)

表面材質 800CW 砂紙

機翼角度	第一次	第二次	第三次	平均值
-50	8	8	10	8.67
-40	7	8	8	7.67
-30	8	7	7	7.33
-20	4	5	4	4.33
-10	3	2.8	2.8	2.87
0	0	0	0	0.00

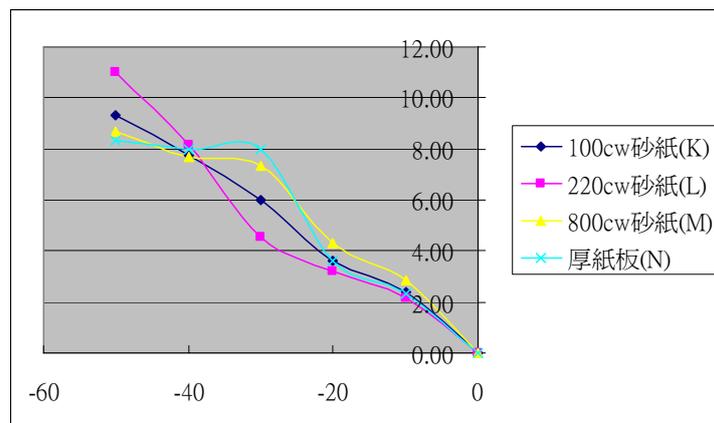
翼長 9CM，翼寬 2.5CM，最高位置前 1/3，厚度 2 片，單位(mA)

表面材質 厚紙板

機翼角度	第一次	第二次	第三次	平均值
-50	9	8	8	8.33
-40	8	8	8	8.00
-30	7.6	7.6	8.8	8.00
-20	3.2	3.6	4	3.60
-10	3	2.4	1.6	2.33
0	0	0	0	0.00

(一) 升力及數據分析

表面材質	100CW 砂紙	220CW 砂紙	800CW 砂紙	厚紙板
編號	K	L	M	N
翼展(cm)	9	9	9	9
翼寬(cm)	2.5	2.5	2.5	2.5
展弦比(翼展/翼寬)	3.6	3.6	3.6	3.6
面積(cm ²)	22.5	22.5	22.5	22.5
最大弧高(cm)	0.6	0.6	0.6	0.6
最高點	前 1/3	前 1/3	前 1/3	前 1/3
最大升力(ma)	9.33	11.00	8.67	8.33



- 【討論】
- 1、由上表可知，厚紙板機翼的升力最小，220CW 砂紙機翼的升力最大，所以表面愈平滑的材質並不代表升力愈大，而表面愈粗糙的材質也並不代表升力愈大。
 - 2、由於厚紙板機翼表面光滑，導致氣流能順利的通過機翼，也因為流速較快，未能和底部的氣流結合，使氣流在尾端會形成渦流，進而影響到機翼的升力。
 - 3、由於100CW 砂紙機翼表面粗糙，當氣流在通過機翼時，會有小渦流形成，而在氣流尾端更會形成較大的渦流，影響到機翼的升力。
 - 4、由上表可知，220CW 砂紙機翼的升力最大，是因為表面雖然有產生小渦流，但仍能和底部的氣流順利結合，使氣流能順利通過，而讓機翼的升力到最大。

八、如果改變機翼的前掠與後掠對升力及失速攻角會有影響嗎？

【目的】比較不同機翼前掠與後掠對升力的優缺。

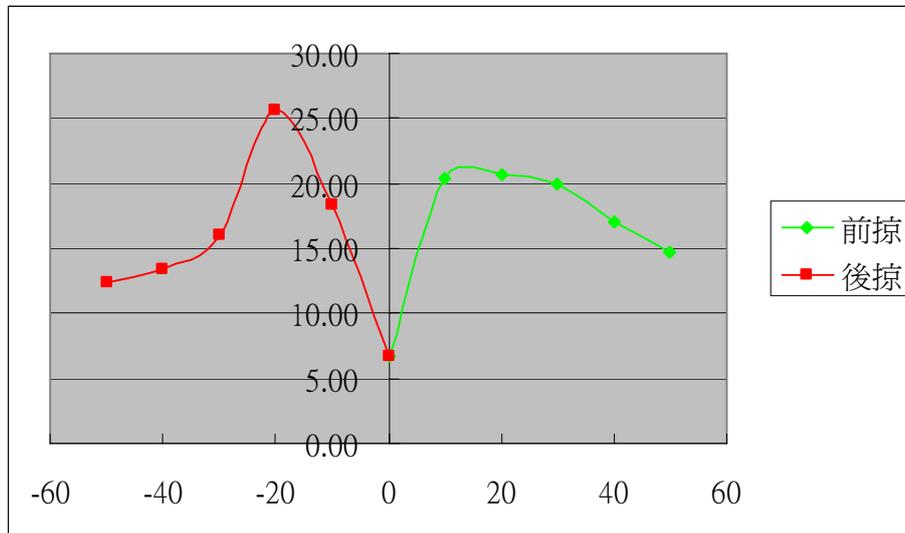
- 【步驟】
- 1、利用珍珠板，固定翼寬，做成矩形平板翼，不同角度來比較
 - 2、分別改變其攻角，記錄其不同攻角的升力。

【結果】

(一) 升力及數據分析

前掠與後掠	前掠角度	後掠角度
翼展(cm)	9	9
翼寬(cm)	3	3
展弦比(翼展/翼寬)	3.6	3.6

面積(cm ²)	22.5	22.5
最大弧高(cm)	0.6	0.6
最高點	前 1/3	前 1/3
最大升力(ma)	20.33	25.67



- 【討論】
- 1、一般來說，前掠式機翼在內側有渦流產生，但因藉由圓滑機身將擾流導出，所以使升力優於後掠式機翼，常用於航太科技上。
 - 2、我們採用的是表面較不圓滑的馬達當作機身，無法將內側擾流導出，使前掠式機翼升力遠不如後掠式機翼。

柒、結論

- 一、製做機翼時，使用保麗龍板最好，因重量輕、好取得價格便宜。
- 二、簡易風洞製做中，使用紙箱製作，整流段採用較短的粗吸管，並用電風扇採吹入式的動力。
- 三、測試簡易風洞後，發現風洞內氣流極不穩定，因此我們推斷是因整流段不夠長使氣流流速不夠均勻、擾動變大，影響風洞內氣流的穩定性，所以改用較長的月曆紙管改良風洞後發現風洞內的氣流果然更穩定，這也使我們的實驗數據更精確，我們也將風洞從較簡便的紙箱改為厚珍珠板製作，使結構更堅硬，外觀更精美。
- 四、最後我們發現風洞內的氣流流速不夠快，導致無法測得明顯的白努力效應，於是在整流段後做了收縮段，將風洞截面積變小，使氣流流速變快。
- 五、在測試區內我們本來利用電子秤，配合槓桿原理，但因氣流吹動懸掛機翼的繩子，影響電子秤上的讀數，無法測得精準的數據，於是改用馬達接上檢流計，並讓機翼插在大頭針上使其輕易的轉動來改變機翼的攻角，我們用好彎折的雙腳釘來改變機翼的前掠與後掠，使我們能精確的測出機翼的升力與下降力量大小。
- 六、測量不同寬度的機翼後，越寬的機翼在高攻角時，所受到的白努力效應較窄的機翼來的不明顯，而機翼攻角對越寬的機翼影響越小。

- 七、測量不同長度的機翼後，長度愈長的機翼，機翼面積愈大，展弦比也愈大，使機翼的升力愈大，飛行穩定度也愈好。
- 八、測量不同厚度的機翼後，愈薄的機翼，升力愈好，穩定度愈佳，較厚的機翼不僅重量重，升力也不好，不適合用來做飛機的機翼。
- 九、測量不同最高位置的機翼後，最高位置前 1/3 的機翼升力最好，故一般飛機皆採此構造，而最高位置中間的機翼，其飛行穩定度最差，故不適合當作飛機結構。
- 十、測量不同表面材質的機翼後，粗糙不平的表面，使氣流無法順利通過，而光滑的表面能使氣流平順通過，所以粗糙表面的機翼其飛行穩定度遠不如光滑表面的機翼。
- 十一、測量前掠與後掠的機翼後，前掠型機翼雖然能藉由機身將擾流導出，但我們的機身是採較不平滑的馬達，無法將擾流順利導出，造成前掠型機翼的升力遠不如後掠型的機翼。
- 十二、綜合以上結論，大面積與高展弦比的機翼，其升力較好，而最高位置為前 1 / 3 的機翼升力最好，薄、有一點粗糙的表面和後掠型的機翼其升力最好，適合用在貨機與軍用運輸機上，可載運較多的貨物與軍事用品，而表面光滑、前掠型的機翼，其飛行穩定度較好，故適合用在客機上，已提供舒適的搭機品質。

捌、參考資料

- 一、翰林出版社 國中自然與生活科技 2 下 理化科第六章－壓力與浮力。
- 二、環境風洞基本特性測試－蕭葆羲、許世昌、黃威文 <http://wt.hre.ntou.edu.tw/003/003-01.htm>
- 三、風洞體驗（2004）。高雄：國立科學工藝博物館。
http://www.nstm.gov.tw/education/07_05_1.asp?menu=5&teach_tool_sn=4

【評語】 031606

優點：以旋轉發電方式量測升阻力，解決懸吊的問題。

缺點：馬達摩擦力、阻力等等諸多問題沒有探討，致數據稍為混亂。