

摘 要

此次專題製作「低音速簡易風洞」其目的為瞭解飛機機翼的升力，不同的機翼剖面對飛機產生的結果。此報告書共分兩個階段介紹此次專題製作。

第一章：在說明如何產生升力、產生升力的柏努利原理、影響升力的因素。

第二章：介紹製作的動機、模型的製作方法及步驟、製作時所拍攝的照片。

在這隨處可見飛機的現今世界，作過飛機的人很多，但會去了解它的人並不多，所以作次專題的目的就是為讓同學對飛機有初步的認識。以上是本次專題製作的目的及重點。

目 錄

頁次

摘要

第一章 .

前言。	1
製作的動機。	2

第二章 .

2 – 1. 什麼是流體力學。	3
2 – 2. 什麼是空氣動力學。	4
2 – 3. 什麼是柏努利定理。	5
2 – 4. 機翼的升力原理。	7
2 – 5. 如何才能有的的產生升力。	9
2 – 6. 翼厚和攻角對升力的影響。	11

第三章 .

3 – 1. 製作的方法及步驟。	13
----------------------------	----

第四章 .

製作過程及成果照片。 1

6

第五章 .

心得報告。 2

1

參考文獻。 2

2

附錄 .

預定進度甘梯圖。 2

4

第一章 .

前言

萊特兄弟二人，皆醉心飛行，他們也是先從滑翔飛行著手，然後進步到動力飛行，經過多次實驗都不成功，幾乎要放棄了，1901年，幸得 Chanute 的鼓勵和資助，才能再繼續努力。這次，他們改變了著手的方向，順著科學研究的路子，製作了世界第一座的風洞。

雖然簡陋，只有六呎長，所能產生的風速只是每小時 27 哩，在風洞的頂端，裝有玻璃，可以觀察空氣的流動狀況，經過了許多次的試驗和改進後，終於找到了最佳的機翼形狀；巧的很，這個形狀卻與鳥類的翅膀不謀而合，不但可使升力大為增加，阻力也減少了。

其實，今天的風洞還是依照同樣的基本道理，當然測量所得的各種數據非常精確，有電腦控制，操作也很方便。不僅可以依需要而產生各種風速，還可以模擬各種天候呢！

製作的動機

主要是製作一個風洞模擬提供飛機向前的相對風速度，利用不同的機翼剖面形狀，在相同的相對風速與攻角、機翼面積及機翼重量情況下，比較兩種機翼截段是否可獲得不同的升力，使機翼截段克服重力而上升。

NACA2412 Airfoil 的機翼剖面可以平穩的飛行，但 NACA0012 Airfoil 的機翼剖面則會產生失速，所以做一個教具讓同學都了解機翼的形狀對升力的影響。

第二章 .

2 - 1 .什麼是流體力學

其實任何物體，包括流體，都服從牛頓的三大運動定律，加上能量不滅定律和質量不滅定律（對流體力學來說，又稱連續定律）。把能量不滅定律和連續定律合併後，便得到有名的柏努利原理，這些定律、原理都是處理流體力學的憲法。

只要處在不同壓力下，流體都會從壓力較高處流向壓力較低處。在流動過程中所表現出來的壓力、速度以及溫度的變化，都是依照這些規定而互相影響的，此消而彼長，這便是所謂的流體力學。

2 – 2. 什麼是空氣動力學

萊特兄弟用風洞進行科學研究，找出了最佳的機翼的形狀，使得動力飛行的夢想得以實現。於是許多物理學家便把流體力學的基本理論，特別應用到飛行理論上來，而加以修正和補充，便發展成空氣動力學。

如果飛行速度很高，以致馬赫數大 0.5，那麼空氣的壓縮性便不可以忽視了。例如在機翼最厚處，速度變的最快，壓力降的最低，空氣也就膨脹的更大，於是流線更向外擴張。這時要一馬赫數加以修正了。

到了超音速階段，情況更是不同，因有震波的出現，又產生了波動阻力。這是因為他們的管制方程式的型式根本不同。這些方程式便是由前面所說的憲法所導演出來的，我們不去管那些艱深的數學，單從物理觀念去探討，去認識超音速與次音速氣流之不同。專門討論這種接近音速以及超音速的動力學，又特別稱為氣體動力學。

2 - 3. 什麼是柏努利定理

飛機能在空中飛行是因為有機翼產生升力，機翼之所以能產生升力是因為有曲度，為了觀察翼面曲度和空氣流動的關係，常將機翼剖開，所得到的側面形狀即為翼剖面。觀察翼剖面時發現當氣流平滑的通過翼剖面上、下方時會產生壓力差，使得機翼產生向上的升力。當氣流在某些情形下不能平滑的通過翼面時升力會減少，當整各翼面產生的升力不足以負擔飛機本身的重量時，即造成「失速」的情形，大部份失速是在低速或大角度爬升、迴轉時發生，此時所有控制面將暫時失去作用，直到氣流揮復平滑為止。

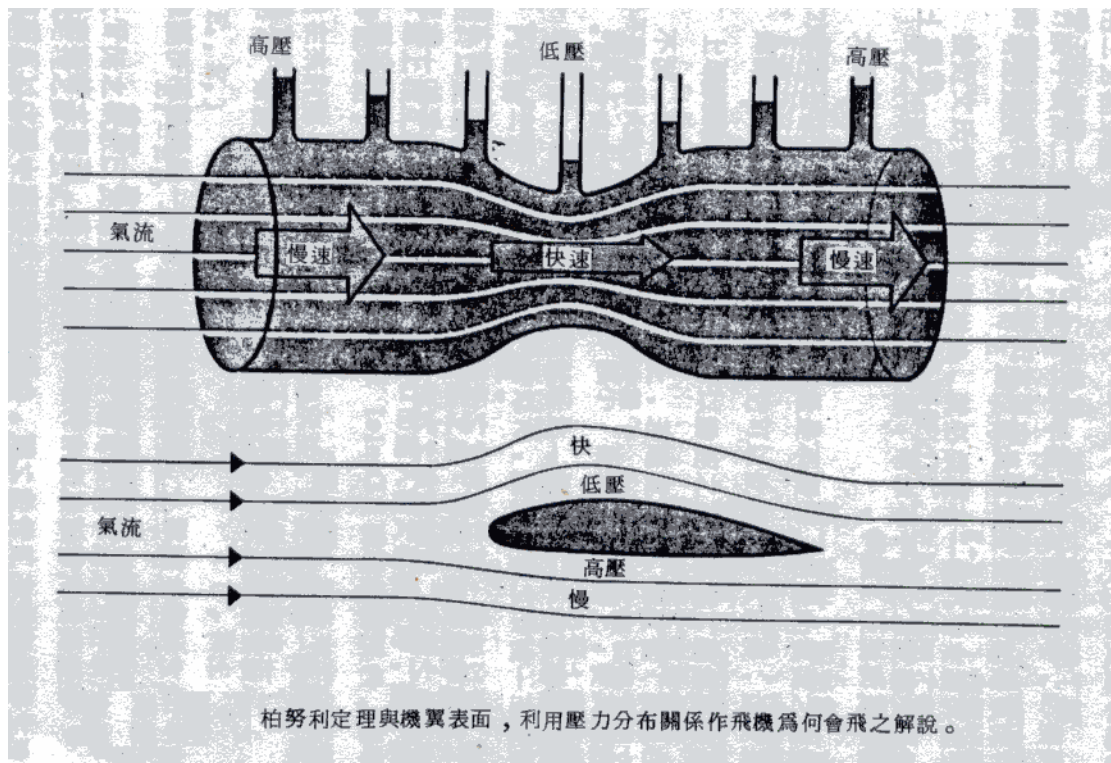


圖 1 - 1 柏努力原理對翼面的影響

要了解空氣壓力之作用，其最好之方法是利用一種叫文氏管的東西觀察，由於文氏管之原理，可以知道機翼剖面之彎型設計（如圖 1 - 1）。

2 - 4 .機翼的升力原理

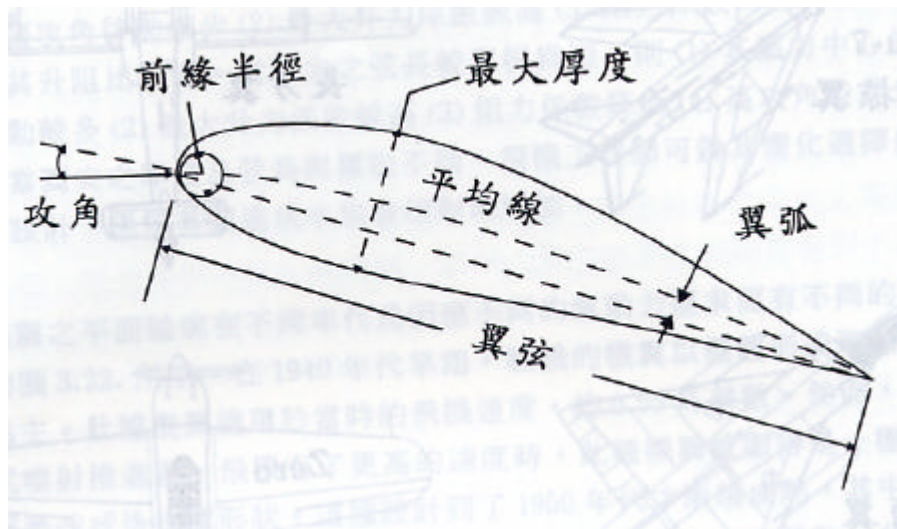


圖 1 - 2 機翼的術語

對於固定翼的飛機，當它在空氣中以一定的速度飛行時，根據相對運動的原理，機翼相對於空氣的運動可以看作是機翼不動，而空氣氣流以一定的速度流過機翼。空氣的流動在日常生活中是看不見的，但低速氣流的流動卻與水流有較大的相似性。日常的生活經驗告訴我們，當水流以一個相對穩定的流量流過河床時，在河面較寬的地方流速慢，在河面較窄的地方流速快。流過機翼的氣流與河床中的流水類似，由於機翼一般是不對稱的，上表面比較凸，而下表面比較平，流過機翼上表面的氣流就類似於較窄地方的流水，流速較快，而流過機翼下表面的氣流正好相反，類似於較寬地方的流水，流速較上表面的氣流慢。根據流體力學的基本原理，流動慢的大氣壓強較大，而流動快的大氣壓強較小，這

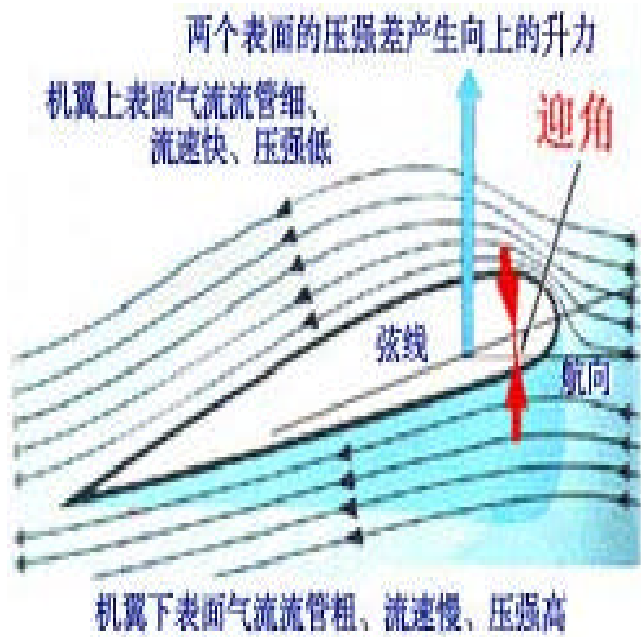


圖 1 - 3 空氣的流向

樣機翼下表面的壓強就比上表面的壓強高，換一句話說，就是大氣施加與機翼下表面的壓力(方向向上)比施加於機翼上表面的壓力(方向向下)大，二者的壓力差便形成了飛機的升力。

當飛機的機翼為對稱形狀，氣流沿著機翼對稱軸流動時，由於機翼兩個表面的形狀一樣，因而氣流速度一樣，所產生的壓力也一樣，此時機翼不產生升力。但是當對稱機翼以一定的傾斜角（稱為攻角或迎角）在空氣中運動時，就會出現與非對稱機翼類似的流動現象，使得上下表面的壓力不一致，從而也會產生升力。

2 - 5 .如何才能有的產生升力

機翼上翼面的曲度較大，路程也較長，空氣流過上翼面時，速度因而增大。根據柏努力原理壓力也就變小了，比周遭的大氣壓力還低，我們習慣稱這種情形為真空，其實只是部分真空而已，向吸塵器一樣，產生吸力把機翼往上吸。

至於下翼呢，卻由於氣流衝擊所造成作用力，比周遭的大氣壓力大，也給了機翼一個向上推力。

這樣上吸下推的結果，機翼便受到了一股向上的升力了，大約 75 % 是上翼所受的吸力，下一所給的推力佔 25 %。

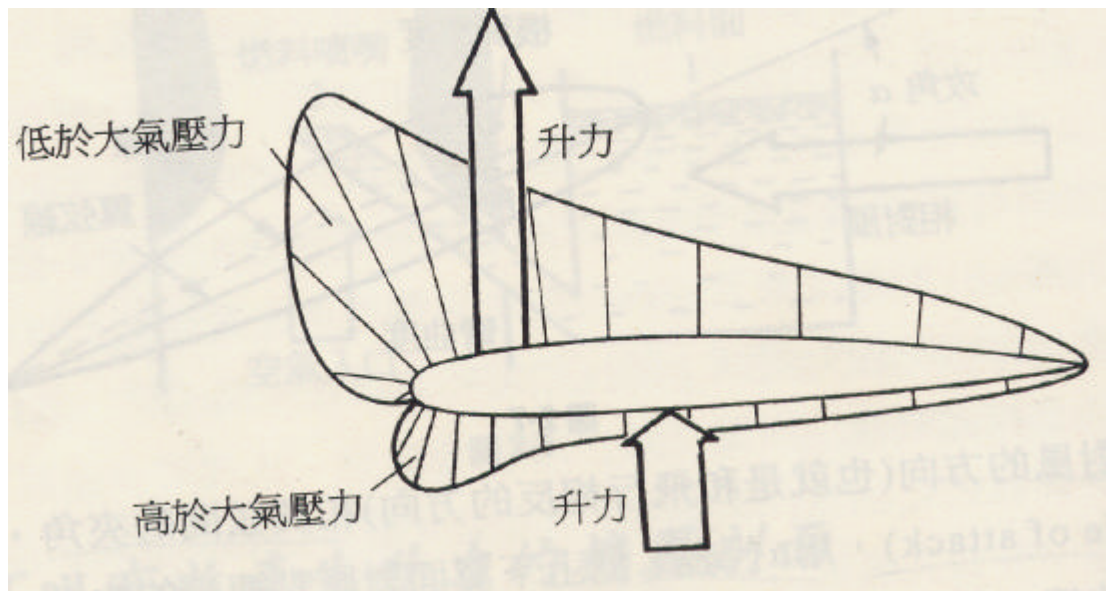


圖 1 - 4 機翼所受的升力

(圖 1 - 4) 是由風洞實驗所測得的壓力分布情形，上翼面壓力是負的 (小於大氣壓力) ，下翼的壓力是正的 (大於大氣壓力) 。這些分佈的壓力可以加起來，而已一個集中的力量 L 來表示，這便是升力。

2 - 6. 翼厚和攻角對升力的影響

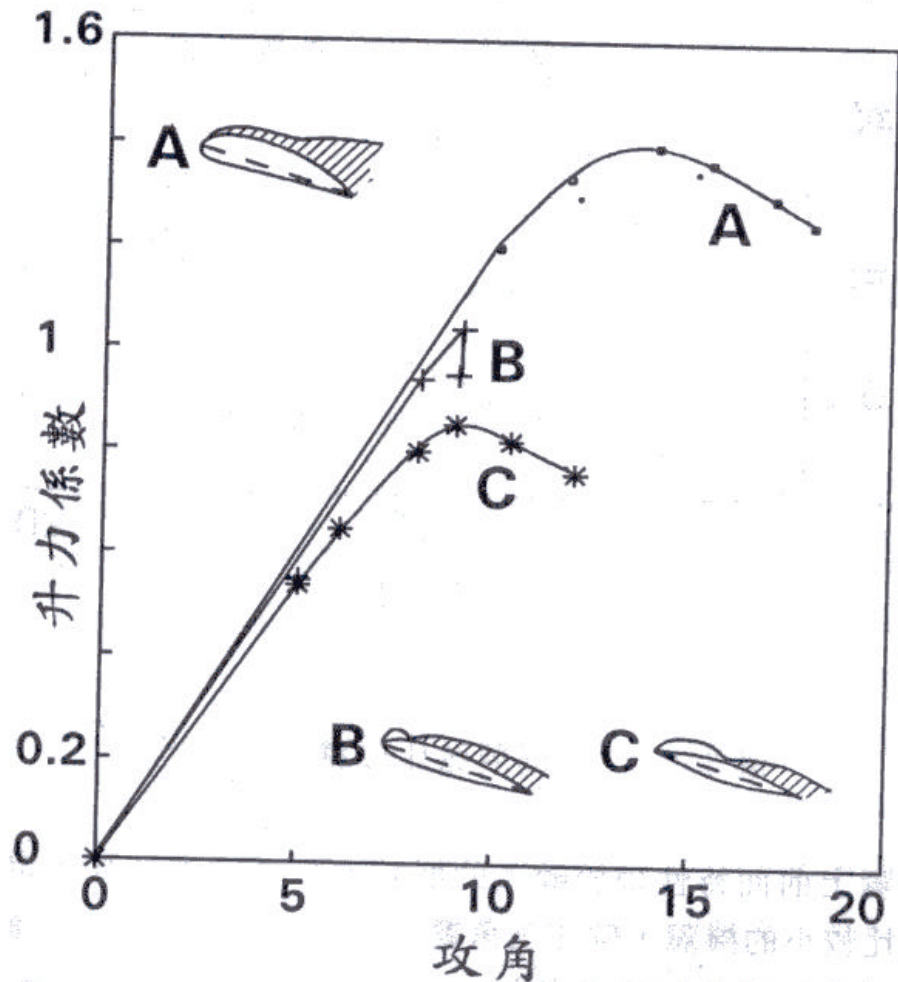


圖 1 - 5 不同機翼厚度之升力係數與攻角之關係

由機翼翼切形剖面研究氣流分離的情況可知在低攻角時，氣流會依附在整個曲面上，其特性表現在以升力係數對攻角繪圖（圖 1 - 5 曲線 A）的線性部分。在高攻角時，因有氣流分離現象發生，此時的升力係數曲線會偏離原先的線性部分，呈現非線性的情況。若以風洞進行有系統的研究可知，再高攻角時可區分出三種基本氣流型態：(1) 後緣分

離 (2) 具短分離氣泡的前緣分離 (3) 具長分離氣泡的前緣分離。一般而言，在低攻角時先有後緣分離發生，隨攻角的增加，分離的現象由後緣向前移。當分離約再上蒙皮曲面發生時升力最大。一般對於機翼相對厚度大於 12 % 者較易有此種情況。對於中等翼切形剖面相對厚度者 (9 % - 12 %)，則在氣流分離時其升力會立刻下降，而阻力猛然提升，如圖 1 - 5 曲線 B 所示。對於更薄的翼切形剖面相對厚度者 (4 % - 8 %)，其前緣半徑很小，升力係數約只有在攻角 5 度內保持線性 (圖 1 - 5 曲線 C)，之後即發生分離現象。在達最大升力之攻角前，氣泡會變成長型並一直生長到後緣，所謂氣泡是指機翼上蒙皮曲面有反向氣流存在的部分。此種情況與厚剖面者相同，其具有較圓滑的升力係數，但是曲線 C 之最大升力遠比在後緣產生分離者低。

氣流分離的特性不只與厚度有關，壓力分佈也是影響的因素之一。而且三種基本型的氣流分離並不經常可準確地加以區分。換言之，有時前緣分離與後緣分離可能會同時發生。這種對於機翼曲面的研究室早期氣動力的主要課題之一，然而以理論模式來預測最大升力，至今乃非易事。

第三章 .

3 – 1 .製作的方法及步驟

氣流形成：

由一個相對風速鼓風機產生氣流，分佈於風洞管道之中，根據收集的資訊，一般的風洞應該是以吸入氣流的方式產生對機翼的相對風，經測試我們所購入的鼓風機（已經過搜尋，選用適用於模型的鼓風機的吸風或送風流量），以吸氣的方式無法達到升起機翼所需的風速，故而選擇以送風吹氣方式，也因此無法避免較不穩定的氣流。

鼓風機諸元：(藍色標註表選用值)

型式：FMS751 型低噪音鼓風機 馬力：1/2HP

出風口徑：110*160 mm 電源：1 , 3

電壓：110V, 220V 週率：50/60 Hz

轉速：2800/3500 RPM 連續使用功率：0.75KW

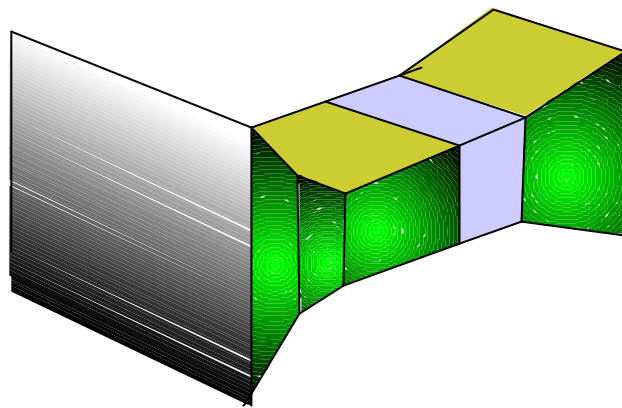
電流：14/ 3.5 A 靜壓：56/ 77 mmH₂O

風量：16/18 m³/min 最大風量：23/25 m³/min

噪音值：67/72 dB 長寬高：405*285*375 mm

風洞主體：

在開始設計時，原本思考風洞的主體截面形狀要採用圓形或方形截面，考慮到施工時的困難度，故而採用長方形的截面。為了配合機翼截段放置與觀察，以及風速是否足夠，我們選用主通道 1000*300 mm 的長方形截面。順應鼓風機的出口大小，則以一段長 300 mm 的漸擴管道調整。在，我們使用 280mm 長的透明壓克力材料做成觀察區。最後再以木頭的框架將主體組裝成一個整體。



機翼截段模型：

在本模型中，我們採用了 NACA 2412



NACA2412 Airfoil

的升力翼截面與 NACA0012 的對稱翼截



NACA0012 Airfoil

面。藉以比較零攻角時的升力情況。

註：NACA2412 airfoil 的升力係數 $C_L = 0.25$ at A.O.A.=0°，

NACA0012 airfoil 的升力係數 $C_L = 0$ at A.O.A.=0°

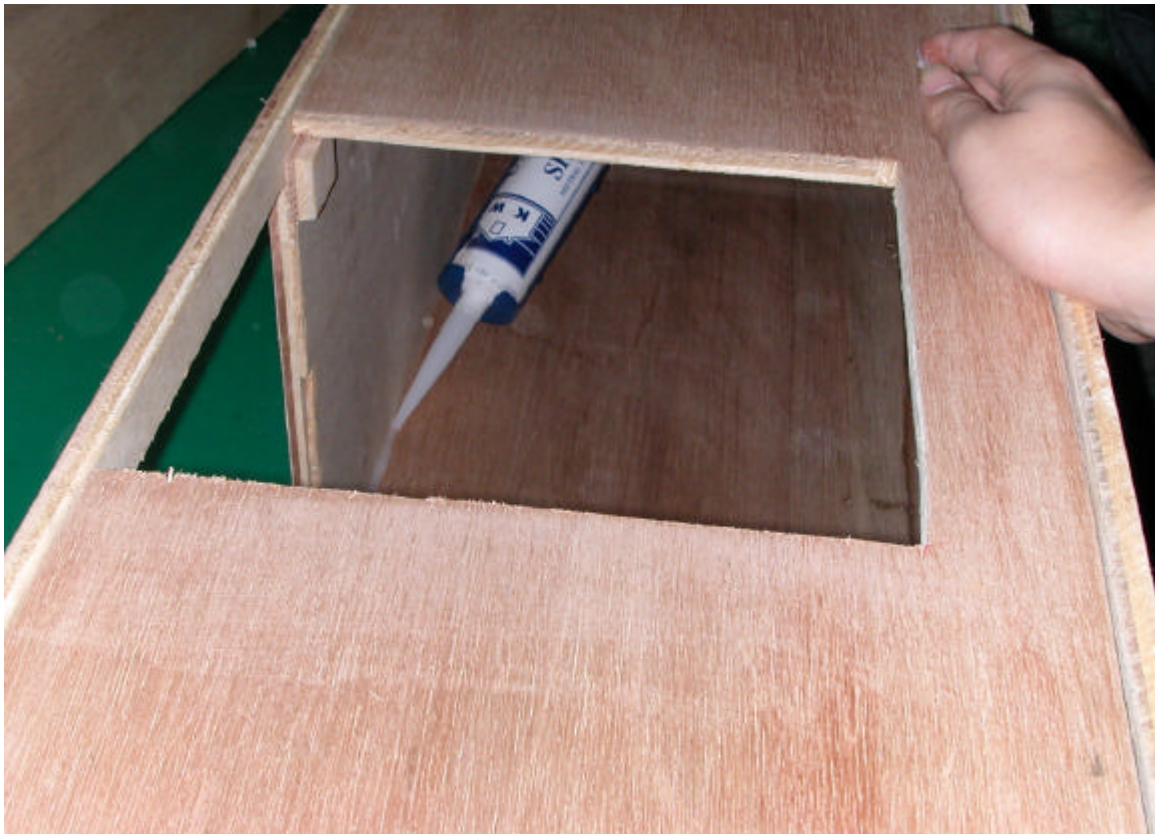
活動構成：

機翼的移動則採用一組四連桿機構以供給機翼上下方所需空間並控制其移動範圍、保持其攻角姿態。四連桿機構以直徑 1.5mm 之彈簧鋼絲配合壓克力底座製成。

第四章 .

製作過程及成果照片

風洞主體的組裝是由木板所構成，邊角的縫細再用矽利康加以密封，在主體入口處用吸管製成穩流層，以穩定氣流的流動，在主體中間切開三個觀察窗，蓋上壓克力版以便觀測（壓克力板上鑽四個孔，以便固定翼剖面模型）。

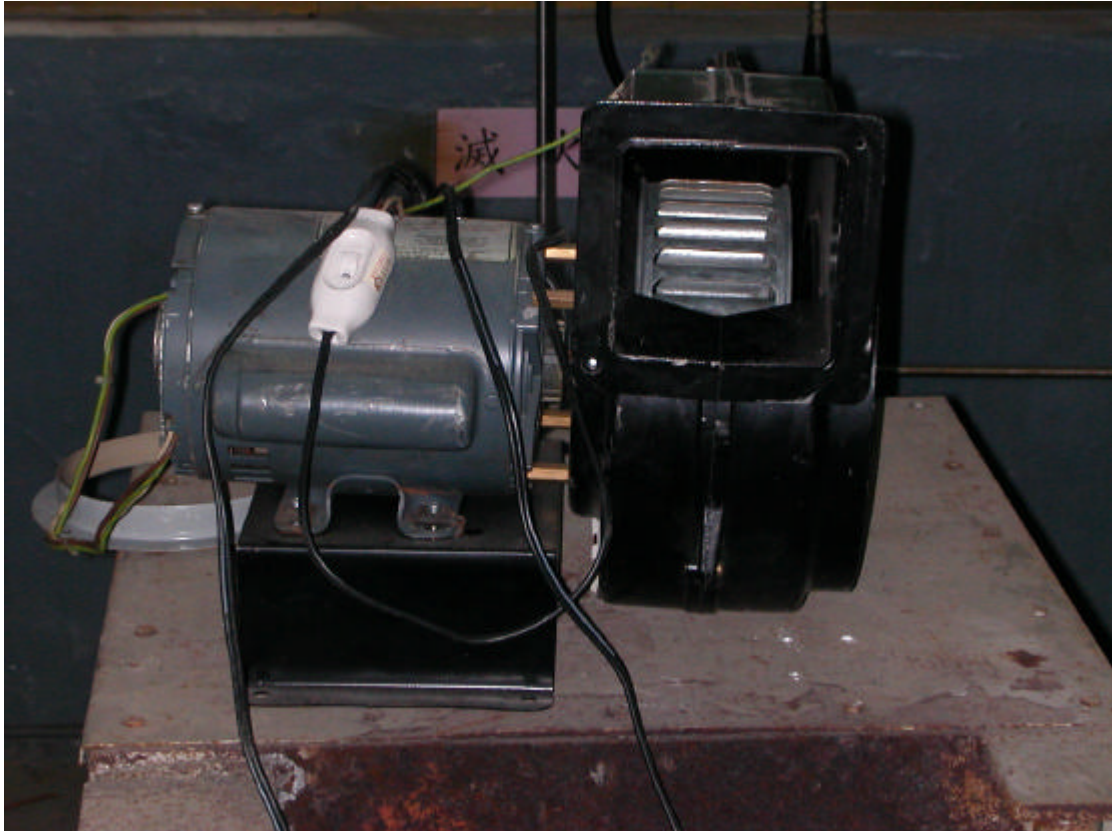


風洞主體的組裝



風洞入口處用吸管製成穩流版

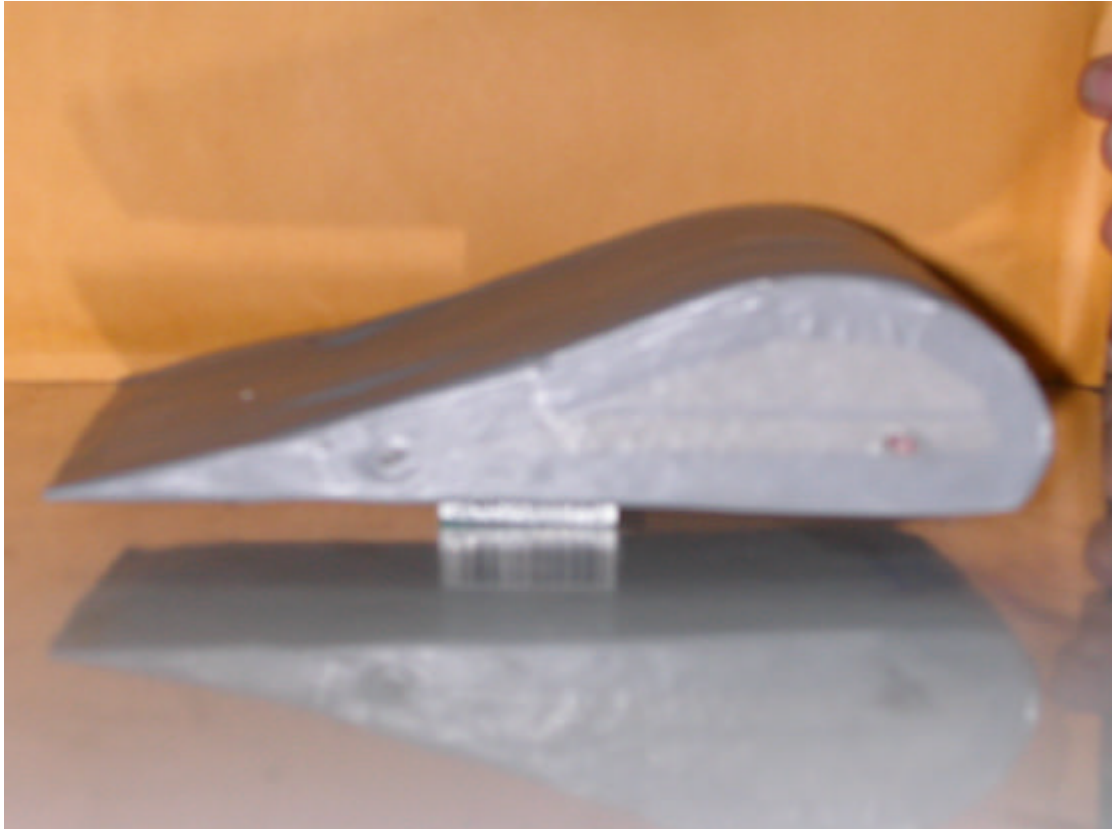
將買來的鼓風機接上開關及插頭，在風扇處用朔鋼漿加以固定避免滑動。



鼓風機

翼剖面的模型是依照NACA 2412、NACA 0012所設計，先用CAD繪製出翼剖面的切形，然後再用保

麗龍切割出模型，外層用膠帶包覆使表面平滑。

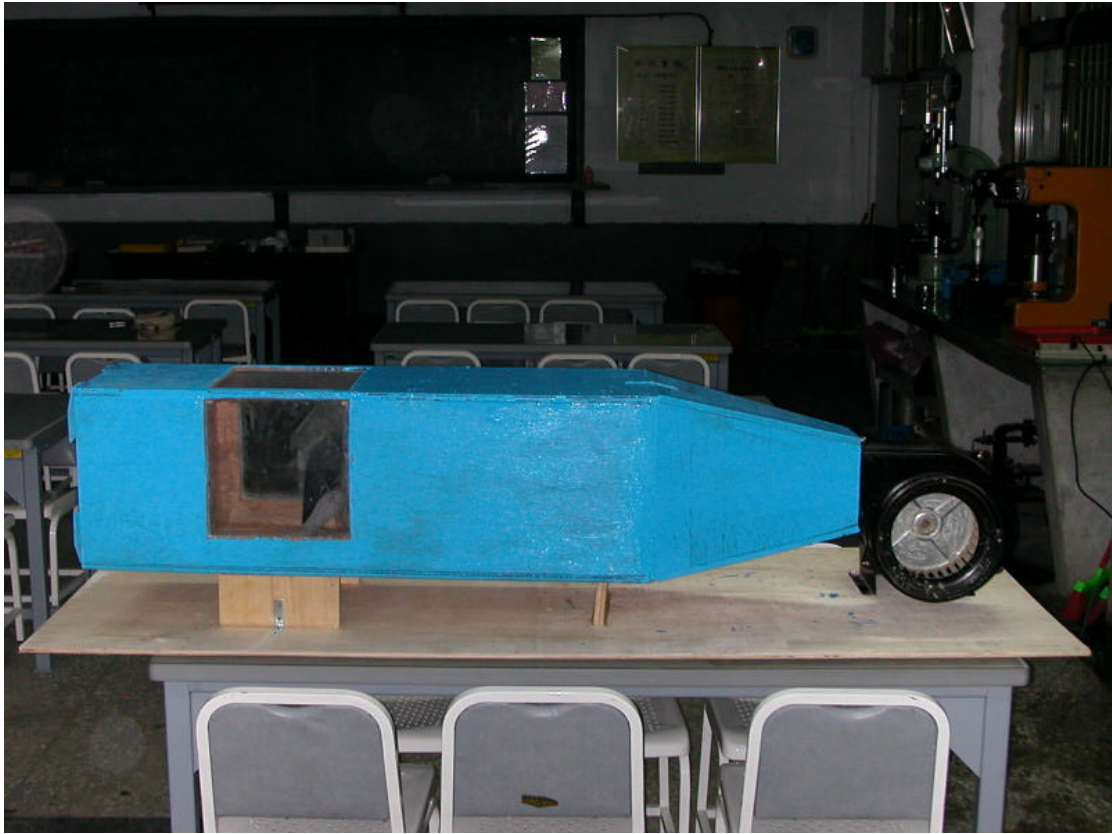


NACA 2412 機翼結面



NACA0012 機翼結面

風洞與鼓風機用木板接合，底部再用木板加以固定。



風洞及鼓風機

第五章 .

心得報告

對於這一次專題製作，讓我們每一個組員都從中學習到不少東西，剛開始的時候大家對風洞都不瞭解，可是經過查書及組員的說明才略知一二，專題並不是想像中的困難，只要多點功夫花時間花心思就會有好的結果，雖然只是簡單的組裝，但是也學了平常學不到的東西，還有經過老師的指導才能讓專題更加完美。

在現在航空發達的時代，看到一架飛機飛上天是很簡單，可是深入瞭解才知道光一片機翼就要許多的理論和原理才能產生升力，那更何況是一架飛機，要不是專題想必我們也不會去研究機翼的升力，所以我們要感謝所以參予這次專題製作的同學及老師，希望在未來的路程上，在遇到專題的製作會有更好的成績。

參 考 文 獻

飛行的奧秘

編著：黃嘉彥

發行：民 85 年 10 月 10 日初版發行

飛機設計基本原理

編著：趙先寧、王石生

發行：民 86 年 5 月 1 日初版發行

揭開飛行的奧秘

編著：王懷柱

發行：民 87 年 2 月初版發行，全華出版社

航空動力學概論

編著：秦大鈞

發行：民 70 年 3 月初版發行，大中國出版社

流體作用與應用機械

編著：陳祺銘、陳志成

發行：民 76 年 9 月初版發行，大夏出版社

航空科學

編著：傅鶴齡

發行：民 71 年 7 月初版發行，大中國出版社

Fundamentals of Aircraft Design, Leland M. Nicolai,

發行：民 65 年初版發行，成大書局

Introduction to Fluid Mechanics 3rd Edition, Robert W. Fox & Alan

T. McDonald,

發行：民 76 年初版發行，東南書報社

Fundamentals of Aerodynamics, John D. Anderson, Jr.,

發行：民 73 年初版發行，新智出版社

流力固力實驗

發行：民 89 年初版發行，中央圖書出版社

流體動作與應用機器

發行：民 68 年初版發行，啟學出版社

附錄 .

預定進度甘梯圖 & 工作分配表

工作項目	月次	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	備註
	月	月	月	月	月	月	月	月	月	月	月	月	
凝訂計劃書	√	√											
收集材料	√	√	√										
設計模型		√	√	√									
組裝風洞		√	√	√	√	√							
測試風洞			√	√	√	√	√						
修改錯誤				√	√	√	√	√					
實際操作					√	√	√	√	√				
完成作品					√	√	√	√	√	√			
預定進度累計百分比	5%	10%	20%	30%	50%	60%	70%	80%	90%	100%			