

風洞的製作與探討

高中組物理第二名

建國中學

製作學生：鄒 經 宇
指導老師：馬 麟 驤



一、動機與總論：

在我們日常生活中時常玩各式各樣的模型飛機，因此發現我們的飛機在作某些動作時（例如急速爬升或下降），會發生俯衝失速摔落，或旋轉下降的現象。檢討結果發現操縱裝置並沒有問題，所以不難使我們想到是否機翼並不適合此類的活動，爲了要檢討機翼效應，就把此翼形的切面放入這簡易風洞中作試驗。

經過一個多學期的創新與突破，我們一直著重在風洞中翅膀的壓力討論及隨攻角的變化氣流對高速運動物體的壓力曲線。回溯起這一段披星戴月的日子，真叫人苦不堪言，但是隨著展出日期的逼近，我們愈感出物理科學的博大精深與絲毫不苟的本質，研究小組一直以我們自己微薄的知識，憑藉著一股對科學的熱愛，大胆提出實驗失敗的可能原因，而小心去求證而改進。我們研究小組通力合作，解決了許多技術上的困難，人人均學會了一身的好本事。相信憑藉著我們的智慧加上我們精巧的手藝，在以後進入高深物理研究方向，均有良好的基礎。而今天展出的結果，也只是對於今天教育界栽培我們的師長們一點獻禮而已。當然我們研究小組更會努力的充實自己，往後對科學界貢獻一己的力量，而使中國的科技日益精進，與歐美並驅，甚逾之。

二、實驗改進：

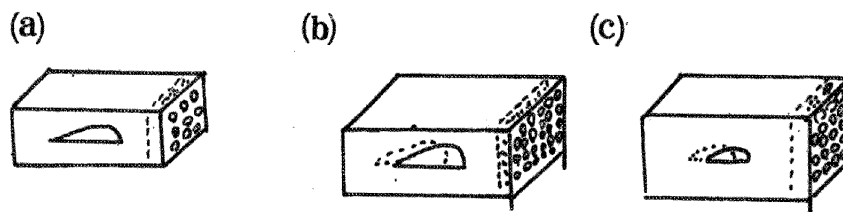
(一)前端整流的更迭：

爲了便於觀察氣流在翅膀周圍的情形，必須在氣流中混以有色煙霧，而使在主實驗箱中有線條的表現，但格於場地用電的限制，只好在整流技術上略作變通。

- 1 最初設計先將主實驗箱塞住，啓動馬達，將主實驗箱抽成近真空，而塞住的前端以小孔輸入氣體而達到效果。初步實驗結果：普通馬達加上改良的多翼式扇葉，仍無法達預定的風速：(1)馬達馬力不夠。(2)外部鐵殼無法承受內外壓力差。
- 2 後在學校的實驗展覽中，以硬紙板的格子插在前端，以銅管塞入硬紙殼中，然後將有色煙霧壓入銅管，以便定性觀察。結果效果雖然較前次爲佳，但發煙藥品，沒有使用現在的特

種發煙（再加上發煙器內壓力過大），及紙板對風速的阻力，無法達到預期理想效果。

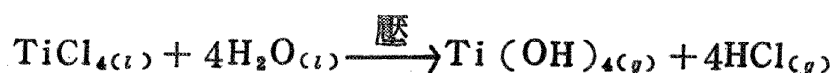
3. 目前以麥管的橫斷面的韌力極強且對風速阻力較紙板小得多，若以強力膠相連，則效果更佳。



(二) 扇葉與風扇：最先使用普通式的扇葉，結果發現效果不好。後經設計研究，乃採多翼式扇葉，頗有顯著的改進。

(三) 發煙材料的配置：另一個學以致用的例子——化學及數學的應用：

1. 最先試用的葯劑是四氯化鈦 (TiCl_4)



首先是要造成一個霧室， TiCl_4 由加壓筒噴入霧室，生成白色煙霧，但因 HCl 的產生，觀察到使用之後實驗器材被腐蝕。

2. 在校內展覽時，一度曾改用乾冰 + 水生成煙霧，但以其發煙量小，且多少不易控制，乃作罷論。 $\text{CO}_2(g) + \text{H}_2\text{O}(l) \rightarrow$



3. 後在物理書上看到電熱線裹石綿，浸入溶解的石臘生成的煙霧時多時少，且要不斷地取出石臘，造成許多麻煩。

4. 最後想到自己去找有關的化學葯品配製，且再找出反應控制器，即可控制發煙量時間。主要反應物為六氯乙烷 (C_2Cl_6) 與鋅粉 (Zn)



此種 ZnCl_2 煙霧乃是此次的發煙主角，我們曾試過把鋅粉改成鎂鋅，經多次實驗，仍然發現以 $\text{C}_2\text{Cl}_6 : \text{Zn} = 1 : 3$ 時最

理想，於是列出上述方程式。控制反應劑為 $(\text{NH}_4)\text{Cl}$ ，因



時吸取大量熱能，故利用此性質減低反應溫度去控制所需煙霧。一般而言，5克 C_2Cl_6 其煙量可充滿一間教室而只需0.53克 NH_4Cl 即可停止全部反應。

三、實驗裝置之構造及操作程序：

(一)裝置：

1. 前後導風管，是利用白鐵片焊錫連接而成，內附有以麥管所做之整流裝置，以達到平穩順暢的氣流。
2. 發煙器部分，如前述之構造。
3. 動力風扇部份，由一110V, 15A 單相四極馬達驅動一多翼式扇葉而成，其轉速約1720轉/min。
4. 壓力測定裝置，是由一支5公分粗玻璃管體，底連接一水瓶與大氣壓力接觸，另在玻璃管上連接14支外徑4mm之細玻璃管，如此便分別成爲了14個向口壓力計。
5. 主實段，爲壓克力製品，外觀是一以黑色爲底正面透明的箱子，內裝置一由輪盤控制活動的機翼模型。上鑽28個孔，每2個一組，成一“L”形通路，外接銅管（外徑4mm）及塑膠管，連接氣壓計，測出翼面上下壓力差。

(二)操作程序：

1. 先裝壓力測定基準線定位，校正是否爲水平，管口上的塑膠管是否密切連接，全管內有無空氣泡產生，如有應盡速消除此障礙。
2. 將翼弦放至所需之衝角度數，開啓馬達即完成。若需觀察擾流，則引燃煙霧發生器。

四、實驗理論：

(一)風速的測定：我們由動靜壓管可以得到總壓 P_t (total pressure) 及靜壓 P_s (statics pressure)

$$P_t = P_s + P_{\text{dynamic}}$$

再從柏努力方程式 $P + \frac{1}{2} \rho V^2 = \text{常數}$

$$\text{故 } P_t = P_s + \frac{1}{2} \rho V^2$$

$$\text{即 } V = \sqrt{\frac{2(P_t - P)}{\rho}}$$

〔註〕：由壓力表所讀出的數據，代表流體的高度，需用 $P = \rho_i gh$ (ρ_i 表流體之密度) 換成壓力單位。

(二) 進氣口與截面積之變化：由連續性方程式

$$\rho VA = \text{常數}$$

$$\text{得 } \rho_1 V_1 A_1 = \rho_2 V_2 A_2$$

此時假設 $\rho_1 = \rho_2$ ，即得

$$\frac{A_2}{A_1} = \frac{V_1}{V_2}$$

所以當 A_2 減小時， V_2 必須增大。

(三) 翼面之效應：翼面特性決定於浮力係數、阻力係數及壓力中心的位置。

1 浮力係數與阻力係數：因運動翼面中的空氣密度為控制動壓力之主要因素，而動壓力是由運動中之空氣所產生之壓力，

故 $P = \frac{1}{2} \rho V^2$ 。又浮力與翼面之面積成正比，所以翼面浮力

$$\text{爲： } L = C_L \frac{1}{2} \rho V^2 S$$

其中 $L = \text{浮力}$ ， $C_L = \text{浮力係數}$ ，

$\rho = \text{空氣密度 (斯勒/呎}^3 \text{)}$ ，

$V = \text{翼面與空氣之相對速度 (呎/秒)}$

$S = \text{翼面面積 (呎}^2 \text{)}$

同理，阻力公式也可導出爲

$$D = C_D \frac{1}{2} \rho V^2 S$$

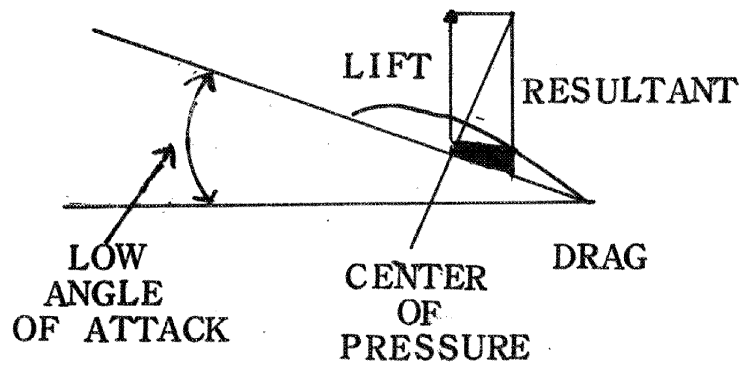
式中 C_D 為阻力係數，也由翼面形狀及衝角而定。

浮力對阻力之比率為度量翼面效應之主要因素，且隨衝角之大小而變化，但翼面之 (L/D) 永比飛機整體產生之 (L/D) 為大。

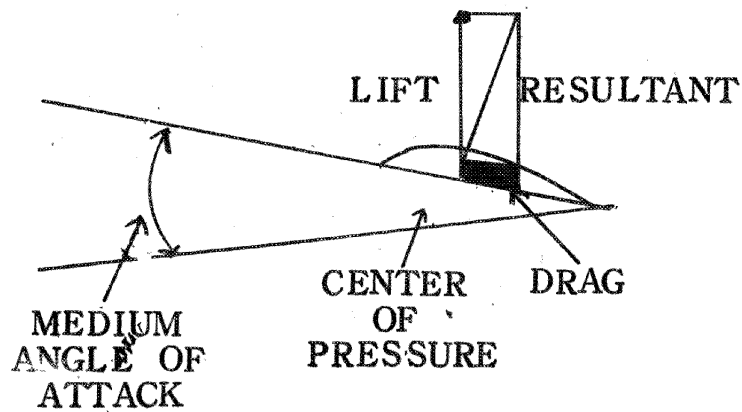
2 壓力中心 (C.P. center of pressure)

為翼弦與氣壓合成作用線之交切點，如下圖所示：

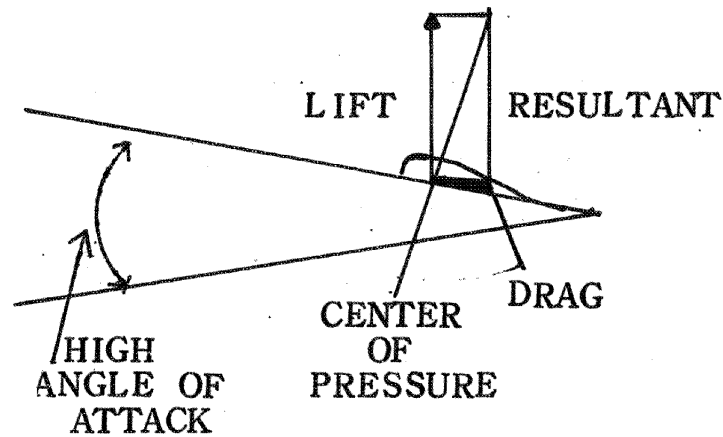
(1)



(2)



(3)



該點上之一切氣壓（在翼面下之正氣壓及翼面上的負氣壓）皆發生作用。且壓力中心和氣動中心不同，氣動中心不論衝角如何變化，其俯仰力矩均維持一定，但壓力中心却因衝角之大小而前後移動。一般翼形其壓力中心最前為翼弦，前緣算起十分之三處，到十分之四處（最末點）。當衝角小時（如圖 1）壓力中心靠後合力較小，衝角較大時（如圖 3）壓力中心靠近前端，合力較大。

除上述所提及各項因素可影響翼面的效應外，還有下列數點為應注意之處。

- (1)展弦比：翼展對平均翼弦之比，即機翼長度之平方對機翼全面積之比率(b^2 / s)。
- (2)翼尖渦流 (Wind tip Vortices)：產生原因為翼面下方壓力遠比翼面上方壓力為大，故翼面下方高壓氣流就由翼尖經翼面上方低壓流去，使正常流經翼尖之氣流形成渦流。如此使機翼之浮力因渦流發生而減少，阻力却因而加上，使效應變低。但適當的展弦比却能控制翼尖渦流的發生。
- (3)擾流的產生：由前述我們得知當衝角增大時則所產生的上升浮力便愈大，但衝角愈大，則擾流所產生的始點便向前移動。

機翼之所以能產生升力，是由於翼面上下壓力差或壓

力的不平衡所產生的。但當翼面上之表面氣流因衝角度過大而產生擾流或氣流分離表面時，則流速減小，相對地壓力升高。如此上下表面壓力差減小，或升力減小甚而喪失，因而失速。

爲了改進此項缺點，因而在機翼前端裝置翼縫條（Slat）以改進因衝角過大所產生的弊端。翼縫則爲張口狀通道，可以增進機翼在大衝角飛行中氣流的順暢，使翼面不易失速。

五、實驗討論：

(一)測定試驗時之風速：觀測動靜壓管之差異，兩管液面高度相距 10 cm。由前述理論，

$$V_F \sqrt{\frac{2(\Delta P)}{\rho_{\text{air}}}}$$

ΔP 代表壓力差，但

$$\Delta P = \rho g \Delta h = (1)(980)(10) = 9800 \text{ dyne/cm}^2$$

$$\text{故 } V = \sqrt{\frac{2(9800)}{0.00129}} \doteq 3870 \text{ cm/sec, 即 } 38.7 \text{ m/sec}$$

(二)翼面壓力分布：因開口壓力計之液面變化，可輕易測出壓力的改變。由公式 $P = \rho gh$ 可算出垂直翼面此點所受之單位力量（dyne/cm²）。

(三)浮力及阻力的測定，及壓力中心的尋求。將14個壓力向量，平移至一坐標平面。以翼弦前端爲中心點作各向量之垂直距離，測量其長度以此向量，而求出壓力中心。用分度器量出 α 角，再以三角函數解出升力及阻力。

(四)浮力係數與阻力係數求取。

六、結論：

(一)此試驗翼形的效能限制於 $-8^\circ \sim 24^\circ$ 之間，超出此角度，則有摔落危險。

(二)翼弦截面積一定時，則厚度大浮力愈大。但有一定之增加限度，因爲浮力係數有一定高峰，而阻力却一直增大。

(三)衝角愈大，則上昇浮力愈大，但也有一定之 α 角，理由同上。