

組合式紙飛機於技術體驗教育上的應用

林建成、張堯基

摘 要

為使學生得以藉紙飛機的設計製作，體會有系統的工程設計方法論，本文開發低成本超低速風洞與力量量測儀，提供學生於設計紙飛機時使用。根據實際經驗，紙飛機的飛行速度在 5m/sec 左右，故本風洞可提供 0~15m/sec 的穩定流場，又紙飛機的重量約 20 克以內，實驗用量測儀的量測精度須達 0.1 克的精度。本研究利用市售的微型電子秤，與簡單的槓桿機構，設計適合於紙飛機實驗用的低成本教學用風洞量測系統。本研究所開發的低成本風洞與升阻力量測裝置可精密量測出低雷諾係數時的紙飛機用機翼的特性，學生可使用本研究設備量測出升力與阻力，由空氣動力效率追求其最佳的紙飛機之設計。

關鍵字：低速風洞、力量量測儀

壹、前言

在紙飛機的設計開發過程與一般飛機的設計開發過程相似 (Smith, 1992)，為使學生於有限時間與最經濟的條件下體驗完整的工程開發研究之過程，嘗試將『紙飛機的設計與製作』導入機械製造的課程，並以紙飛機的滯空時間的測試結果取代部份傳統的考試。多年試教的結果反應良好，同學多能於設計製作的過程體會造物的樂趣，了解錯誤嘗試的努力於工程造物過程中的重要。目前教學上的困難在於不能提供學生適當的風洞實驗設備，同學無法模擬真實飛機設計的空氣動力實驗步驟，從而體驗工程設計方法論。為改進此教學上的缺失，本研究嘗試建立一個紙飛機設計用的超低速風洞與力量量測儀。

貳、組合式紙飛機開發過程的工程意義

一架紙飛機定速滑翔飛行時，其所受的升力、阻力與重力必須處於如圖一所示的平衡狀態，飛機機身軸線與滑翔路徑線所成的夾角就是決定滑翔飛行狀態的平衡攻角。紙飛機的飛行有兩個不同的方法，從一定的高度 H 開始滑翔飛行時，我們可以設定一個適當的平衡攻角 α 使紙飛機飛行最遠的距離 L ，也可以設定另一個適當的平衡攻角 α 使紙飛機的滯空時間最長。本研究的目的為：

- (1) 建立紙飛機設計用之超低速風洞及力量量測儀。
- (2) 改變紙飛機翼型弦高，以求得對升力係數及阻力係數之影響。
- (3) 應用紙飛機設計於工程設計方法之教學中。

利用本研究的設備，學生可經由實驗量取升力與阻力的數據，並將其轉化成升力係數 (lift coefficient)、阻力係數 (drag coefficient)、空氣動力效率 (aerodynamic efficiency) 與功率係數 (power factor) 等四個無因次值，進行設計上的檢討。茲將以上四個無因次值的意義說明如下。

由圖一的相似三角形關係可得：

$$\frac{r}{h} = \frac{L}{D} \dots\dots\dots (2.1)$$

又升力與阻力的方程式如下：

$$L = \frac{1}{2} C_L \rho S V^2 \dots\dots\dots (2.2)$$

$$D = \frac{1}{2} C_D \rho S V^2 \dots\dots\dots (2.3)$$

式 2-2 與式 2-3 中，各符號的意義如下：

C_L ~ 升力係數

C_D ~ 阻力係數

ρ ~ 空氣密度

S ~ 機翼面積

V ~ 對空速度

將式 2-2 與式 2-3 代入式 2-1 可得下列關係：

$$\frac{r}{h} = \frac{L}{D} = \frac{C_L}{C_D} \dots\dots\dots (2.4)$$

一般稱比值 r/h 為滑翔比 (glide ratio)，稱 C_L/C_D 為空氣動力效率 (aerodynamic efficiency)，此兩值相等，其值愈大表示紙飛機可以從一定高度滑翔飛行更遠的距離。同時我們也可由圖一得知，紙飛機以一定速度 V 沿滑翔路徑飛行時，速度 V 可分解成 V_v 與 V_h ， V_v 就是紙飛機滑翔飛行時的下降速率。當滑空角 $\theta < 10^\circ$ 時，下滑飛行的升力可認為和重量相等，經由升力公式可得飛行速度 V ：

$$V = \sqrt{\frac{W}{\frac{1}{2} \rho S C_L}}$$

由圖一得知：

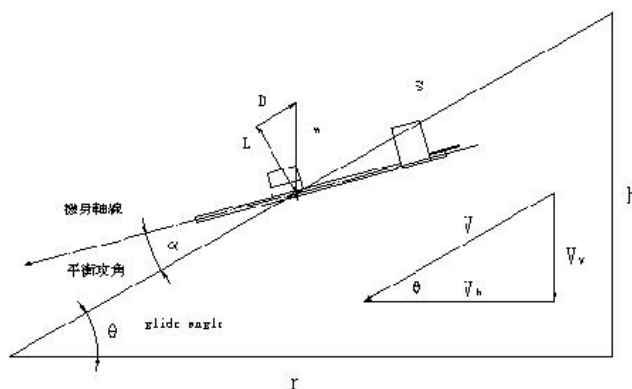
$$V_v = V \cdot \sin \theta$$

當滑空角 $\theta < 10^\circ$ ，與的值非常接近，即

$$\sin \theta \approx \tan \theta = \frac{h}{r} = \frac{D}{L} = \frac{C_D}{C_L}$$

$$\begin{aligned}\therefore V_v &= V \sin \theta = \sqrt{\frac{W}{\frac{1}{2}\rho S C_L}} \times \frac{C_D}{C_L} \\ &= \sqrt{\frac{W}{\frac{1}{2}\rho S}} \times \frac{C_D}{C_L^{\frac{3}{2}}} \dots\dots\dots (2.5)\end{aligned}$$

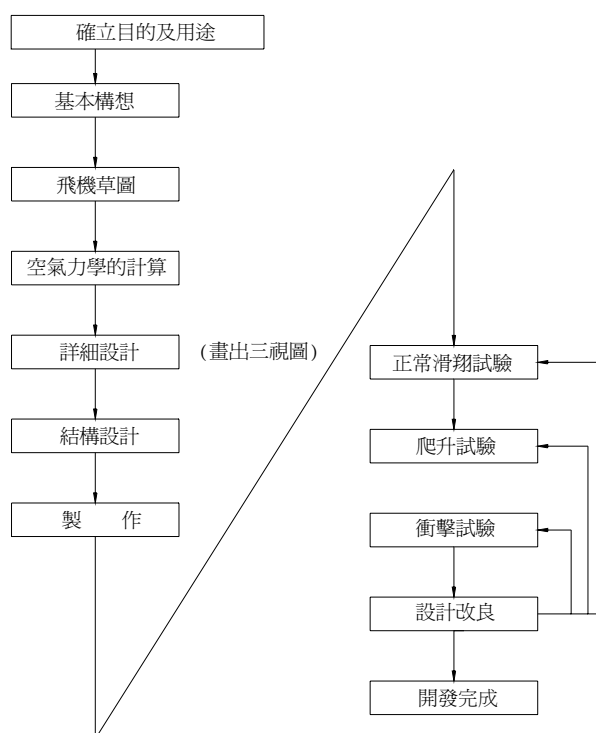
由式 2.5 得知，為追求更久的滯空時間，我們必須設法減輕翼面荷重 (W/S)，或使飛機飛行於 $C_L^{3/2}/C_D$ 值更大的平衡攻角之下，且 $C_L^{3/2}/C_D$ 的增大對滯空時間增長的效應要比翼面荷重的減 (W/S) 少來的大。於航空用語上稱 $C_L^{1.5}/C_D$ 為功率係數 (power factor)。



圖一 紙飛機定速滑翔飛行中的平衡狀態

參、研究設計與實施

由圖二得知紙飛機的開發步驟與一般飛機的設計開發過程相似 (小林昭夫 1987)。因此如何製造一個讓同學有機會體驗完整的『創造、設計與造物』過程的適當環境，並選擇最適當的教育載具 (造物 sample) 作為學生活用所學動手實作的體驗對象，是決定機械工程教育成功與否的關鍵。

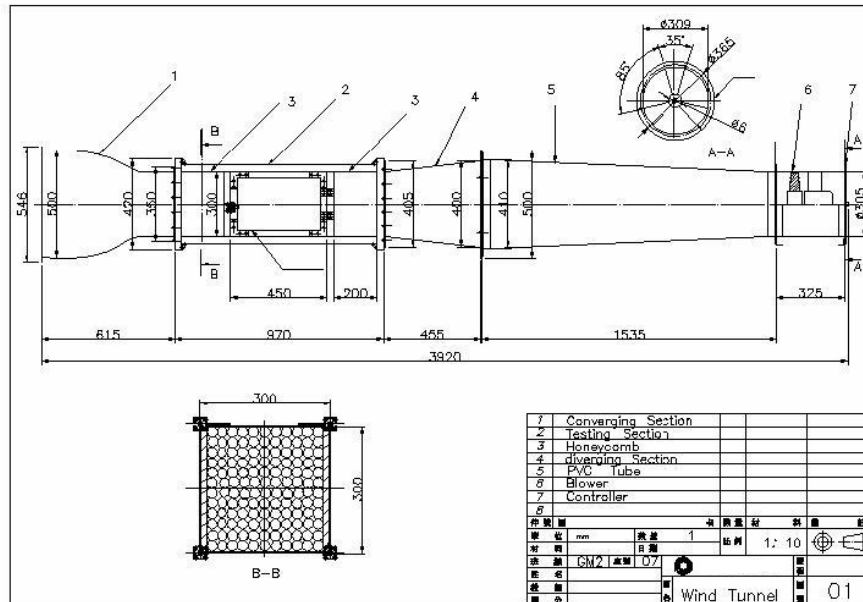


圖二 紙飛機的開發步驟

資料來源：小林昭夫（1987）。

參、教學用風洞的設計

研究配合紙飛機設計上需要，以風速 5m/sec 以下的範圍進行實驗。為此本研究建造如圖三所示的小型風洞。本風洞由風扇、PVC 風管、收縮段、前整流段、測試段、擴散段與後整流段等七個部分所構成。經由 PVC 風管的減震，與測試段前後二次的整流，本風洞於測試區可得 $5 \pm 1.06\%$ (m/sec) 的穩定流場。



圖三 風洞本體

測試用機翼的重量小於 20 克重，由於微小力量變化的量測不易，於本研究中採用兩個可於實驗中適時設定歸零的電子秤與力量量測槓桿配合使用。採用本研究所設計的微小力量量測方法，可於實驗中任意改變測試機翼的攻角，於實驗中同時精密量測升力與阻力的值達 0.1 克重的精度。為精確量測各種翼型於風速 5m/sec 時的升力與阻力，本研究設計一力量量測槓桿並採用兩個精度 0.1g 的電子磅秤，構成本風洞的力量量測儀。本風洞的力量量測儀如圖四所示。機翼模型於 5m/sec 的風速中所產生的升力與阻力，經由量測槓桿的傳遞，可由兩個電子秤分別量取 R_{ey} 與 R_{cy} 的值，其中 R_{cy} = 阻力且 R_{ey} = 升力 + 阻力。即

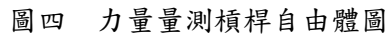
$$R_{by} \approx Lift + Drag$$

$$\text{同理 } R_{cy} = \frac{Drag}{1 + \mu_s \left(\frac{h}{l} \right)} \approx Drag \quad \because \mu_s \left(\frac{h}{l} \right) \ll 1$$

量測的步驟為：

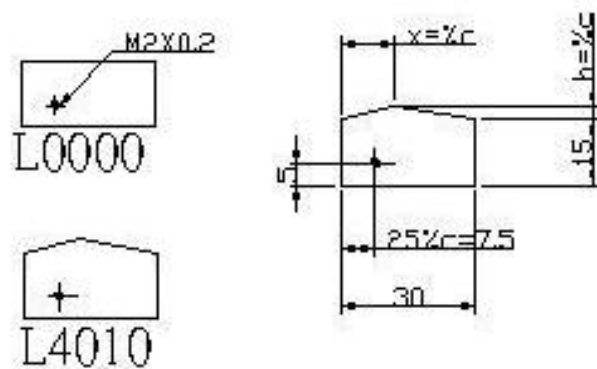
- (1) 架設攻角量測裝置。
- (2) 風速調整到 5m/sec，以皮托管校正。

- 讀取 L+D 值, D 值 (L+D 值以負值呈現, D 值以正值呈現)。



肆、測試結果與討論

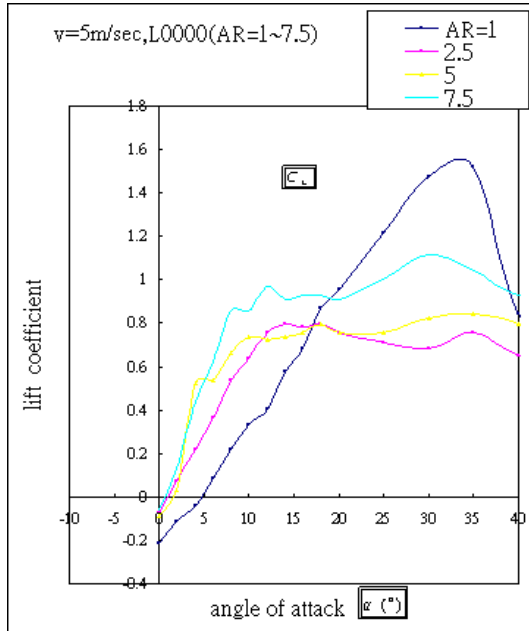
紙飛機專用翼型的設計除必須具備良好的空氣動力特性外，加工容易且形狀精度易於保持是良好紙飛機翼型的必備條件。於本研究中我們以翼弦長的百分比來描述折線翼型的形狀，如圖六所示。亦即我們以大寫英文字母 L 後加四位數 XXXX 來描述，前兩位數表示最大弦高位於 XX% 翼弦長，後兩位數表示最大弦高為 XX% 翼弦長，其中 L0000 就是我們最基本的平面翼型。一般最常用的折線翼型以 LXXXX 表示之。前兩位數表示最大弦高 h 位於翼弦長的 XX% 處後兩位數表示最大弦高等於翼弦長的 XX%。



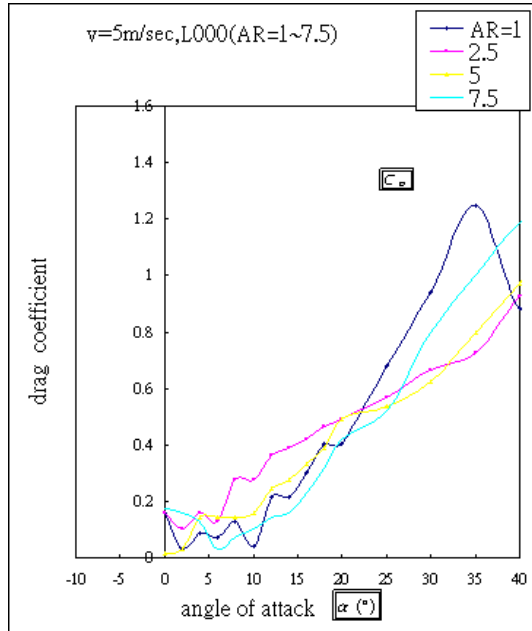
圖六 折線翼形的尺寸圖

為確認本研究所開發的風洞與升阻力量測系統之有效性，測試實驗分兩種類進行，第一個定義改變機翼的展弦比。考量紙質的構造，製作四種不同展弦比而機翼面積相同的平面型機翼進行實驗。設定機翼面積為 45 平方公分，根據展弦比的定義 $AR=b/c$ (b =翼展， c =翼弦)，求計 AR 值分別等於 1、2.5、5 與 7.5 時的 b 與 c 的值。

利用上述的風洞與升力阻力量測系統進行實驗，所得的量測結果如圖七、圖八所示。由圖七、圖八得知，利用本研究所開發的量測系統，可精密量測出攻角改變對升力、阻力係數的影響。由圖七得知， AR 愈大，其升力係數的特性愈佳，其值符合一般空氣動力學上的推論。

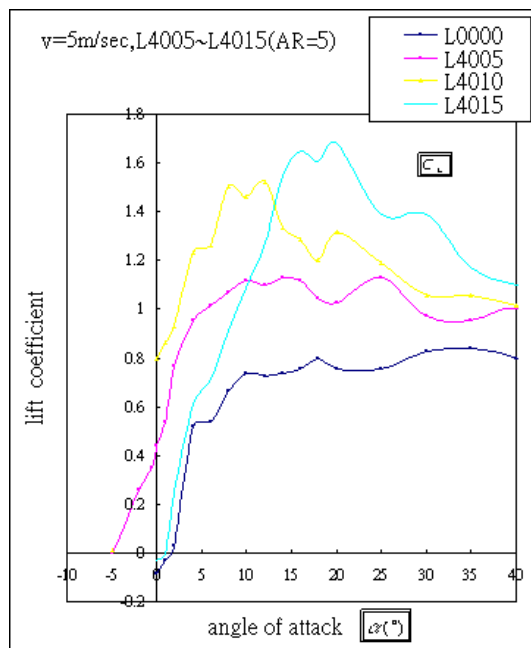


圖七 展弦比對升力係數之影響

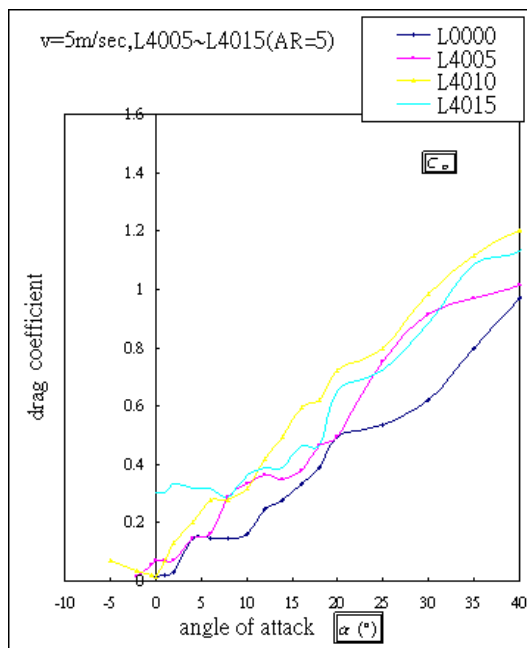


圖八 展弦比對阻力係數之影響

又圖九、圖十表示當翼型弦高改變時對升力、阻力係數的影響的量測結果。由圖得知，所量測結果也與一般空氣動力學實驗所得結果相符。且弦高愈大，其升力係數的最大值愈大，即具有弦高的翼型，其零升力攻角小於零。又圖十阻力係數量測的結果也顯示弦高愈大，其阻力係數值也愈大。由以上的量測結果得知，本研究所開發的低成本風洞與升阻力量測裝置可精密量測出低雷諾係數時的紙飛機用機翼的特性，學生可使用本研究所開發的低成本風洞與力量量測系統量測出升力與阻力，並進而求計升力係數 C_L ，阻力係數 C_D ，空氣動力效率 C_L/C_D 與功率係數 $C_L^{3/2}/C_D$ ，由空氣動力效率追求其最佳的紙飛機之設計。



圖九 翼型弦高對升力係數的影響



圖十 翼型弦高對阻力係數的影響

伍、結論

為了讓學生得以藉紙飛機的設計與製作，體會有系統的工程設計方法論。本文嘗試開發低成本超低速風洞與升、阻力量測裝置，得到以下結果：

- (1)製作低速風洞，流場穩定，性能優良。風速在 2.5m/s~7.5m/s 範圍內，測試段風速很均勻，風速隨時間跳動很小，流場穩定，達到我們實驗的標準。
- (2)升力阻力的量測裝置設計精巧，製作成本低，適合於教學上使用。
- (3)當翼型弦高改變時對升力、阻力係數影響的量測結果得知，與一般空氣動力學實驗所得結果相符。

參考文獻

- 賴光哲 (1983)。機械工程教育的改進。台北：大同大學機械工程學系。
- 賴光哲 (1998)。台北的天空與一架紙飛機的誕生。台北：大同大學機械工程學系。
- Smith, H. C. (1992)。The illustrated guide to aerodynamics. MC Graw Hill, 221.
- 小林昭夫 (1987)。紙一知飛行の原理。日本：講談社。
- 東昭模型 (1992)。東昭模型航空機和風科學。日本：電波實驗社，42-43。

