

中華民國第 65 屆中小學科學展覽會

作品說明書

高級中等學校組 物理與天文學科

051807

不對稱上反角與滑翔機滯空時間之研究

學校名稱： 國立暨南國際大學附屬高級中學

作者：	指導老師：
高二 吳閔安	駱奕帆
高二 白芸千	白振昌

關鍵詞： 滑翔機、上反角、滾轉力矩

摘要

本研究探討滑翔機左右機翼上反角 (Dihedral Angle) 不對稱設計對滯空時間的影響。傳統認為對稱設計較穩定，但比賽經驗發現，適度不對稱反而能提升飛行表現，引發驗證動機。

依據滾轉力矩 (Rolling Moment) 原理，規劃 11 組上反角組合，結合理論與實驗進行分析，並以標準差檢視數據穩定性與可信度。結果顯示，當上反角差處於適度範圍時，可產生有利滾轉力矩，挑戰了對稱設計的傳統觀念，證實其對飛行穩定與滯空表現的貢獻。

研究成果可應用於無人機及無動力飛行器，提供優化滯空設計的新視角。同時也希望傳達：科學來自生活，只要善用身邊資源，便能設計出具探究價值的實驗，進而激發更多人對科學研究的興趣。

壹、前言

一、研究動機

自 13 歲接觸滑翔機以來，就對這項活動充滿熱情，多年來在比賽和集訓中不斷累積經驗，並持續學習滑翔機製作和設計。2024 年，在老師的悉心指導與改良下，設計出了一款獨特版型的滑翔機，我們的團隊憑藉這項創新勇奪 2024 年全國自由飛行滑翔機競賽的第一、二名。通常在製作滑翔機時，會追求兩側機翼的對稱完美，認為這個平衡會幫助飛行的穩定而有更好的表現，但在這次比賽中所創造的特別版型，是將滑翔機左右機翼的上反角調整為不對稱，原本認為這種設計會導致飛行不穩甚至快速墜落，但實驗結果完全出乎意料，激發了我們的研究動機。

不對稱的上反角設計反而提升了滯空秒數，滑翔性能甚至超越對稱設計機型，這一現象與我們的直覺不符，讓人充滿好奇，所以萌生了深入研究的念頭。而在另一方面，也希望證明，想探討物理現象不一定需要昂貴或複雜的儀器設備才能研究，科學不是只有艱澀複雜的那一面，其實只需用心去觀察生活中的現象，就能發掘有趣的問題。就像滑翔機，它作為一種有趣、簡單而直觀的飛行工具，只要透過精心的測試設計，相信人人都能探索其中物理的奧秘與樂趣。

因此，本研究旨在分析出左右機翼上反角不對稱設計對滑翔機滯空性能的影響，探討其背後的物理原理，並希望用簡單的實驗設計來測試驗証，讓更多人感受到物理與日常生活的緊密聯繫和無窮魅力。

二、研究目的

(一) 探討上反角不對稱設計對滯空時間影響

以實驗分析滑翔機左右機翼上反角不對稱設計，對滯空時間和盤旋穩定性的影響，包含檢驗傳統對稱設計的表現，對飛行設計提供新的視角和實驗支持。

(二) 運用物理原理，分析不對稱上反角如何影響飛行穩定性

研究飛行相關空氣動力學原理，來理解上反角不對稱設計如何影響升力與穩定性。

(三) 以簡單並方便取得的物品作為實驗工具

本研究提供一個易於模仿且具趣味性的實驗模型，特別以簡單並方便取得的物品作為實驗工具，透過觀察和推演來深入理解飛行器的物理機制，希望傳遞「物理來自生活」的理念。此研究也非常適用於科學教育的推廣，在手做、有趣的實驗中啟發對物理現象的好奇心，激發更多人對科學及實驗的興趣。

(四) 為無動力飛行器的設計與應用提供新思路

本研究探討不對稱上反角設計，可為其它無動力飛行器的應用提供參考，並激發未來的設計創意。

三、文獻回顧

我們在做文獻研究時，注意到過去的研究大多數還是認為飛行穩定性，主要來自對稱機翼因其均衡的氣流設計，能在無擾動條件下保持穩定。然而，近年來也有學者提出，適當的上反角能夠提升飛行器滾轉穩定性，使其在偏航或側風影響下能夠自動回正。

(一) 上反角的重要性

1. Barnes W. McCormick (1995) 《Aerodynamics, Aeronautics, and Flight Mechanics》

書中指出，上反角使飛機在側滑時形成「正的滾轉力矩」並將其稱為「上反角效應」（Dihedral Effect）這種效應促使飛機有自動「回正」到機翼水平姿態的能力，是飛機橫側穩定設計的重要考量之一。

2. Stevens, B. L., & Lewis, F. L. (2003) 《Aircraft Control and Simulation》

討論飛機動力學與控制理論時，將上反角列為橫側穩定之主要幾何因素，指出在側滑角存在時，上反角能提供正的滾轉力矩，促使飛機回到水平姿態。

(二) 參考 Etkin & Reid (1995) 對上反角之分析

本研究參考了 Bernard Etkin 與 Lloyd Duff Reid(1995) 的《Dynamics of Flight: Stability and Control (3rd ed.)》第 3 章中，探討上反角對升力與滾轉力矩的影響，作者指出：「當機翼具有上反角，且側滑角 (β) 不為零時，上側機翼迎角與升力均增大，下側機翼則減少，最終導致一個隨上反角呈正比的滾轉力矩。」作者將此視為「上反角」對滾轉力矩的主要貢獻來源。

此外，在說明滾轉剛度 (Roll Stiffness) 的概念時也再次提到：「飛機在傾斜或側滑時，因機翼上反角，會自行產生一個讓機翼回到水平的力矩。」

對於滾轉力矩與其係數，Etkin & Reid 紿出下列定義：

$$C_l = \frac{L}{\frac{1}{2} \rho V^2 S b}$$

C_l : 滾轉力矩係數 (Rolling Moment Coefficient)

L : 滾轉力矩 ($N \cdot m$)

$\frac{1}{2} \rho V^2$: 動壓 (N/m^2)

S : 機翼參考面積 (m^2)

b : 機翼翼展 (m)

同時在小擾動下，

$$C_l = C_{l\beta} \beta$$

C_l : 滾轉力矩係數 (Rolling Moment Coefficient)

β : 側滑角 (Sideslip Angle)

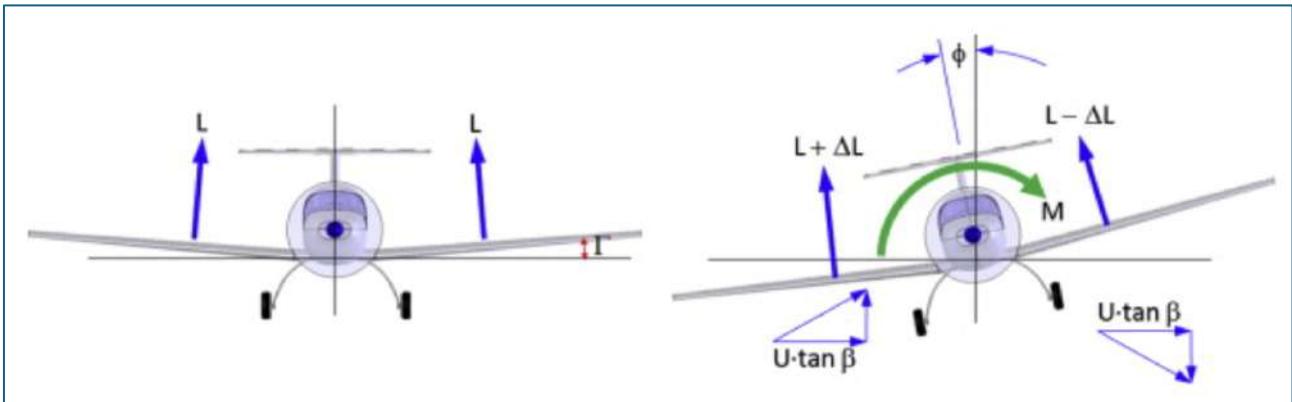
$C_{l\beta}$: 對側滑角之滾轉力矩係數導數，又稱「上反角導數」

此定義在於說明，因上反角導致左右機翼局部迎角差，使得飛機在側滑時會出現滾轉回復力矩；側滑角越大滾轉力矩也越明顯。並在小角度假設下，當飛機帶有上反角 Γ 且產生微小側滑角 β 時，機翼收到了上反角 Γ 帶來的垂直分量，就像將側滑角 β 投影到機翼平面，兩者在幾何上可對應近似於：

$$\beta \approx \tan(\Gamma)$$

另外透過 Snorri Gudmundsson (2021)《General Aviation Aircraft Design: Applied Methods and Procedures (Second Edition)》作者於第 4 章針對「上反角」、「側滑角」以及「滾轉力矩」三者關係的探討，做了完整的圖面說明，其表示：「當飛機以速度 U 飛行時，上反角使機體產生傾斜角 ϕ ，進而導致側滑角 β 和側向氣流分量 $U \cdot \tan\beta$ 。這改變了二側機翼的升力 L ，進而產生滾轉力矩 M ，使飛機回復水平飛行。」請參考圖一。

此圖讓我們對 Etkin & Reid 所提出的滾轉力矩定義，有更全面的理解。



圖一、上反角、側滑角以及滾轉力矩關係圖

圖片來源：General Aviation Aircraft Design : Applied Methods and Procedures(Second Edition)

4.2.3 Wing Dihedral 章節，圖 Figure 4-9

(三) 推導最終公式與研究應用

本研究基於 Etkin & Reid 所述，使用：

$$C_l = \frac{L}{\frac{1}{2}\rho V^2 S b} \quad \text{及} \quad C_l = C_{l\beta} \beta \quad \text{並在小角度下假設} \quad \beta \approx \tan(\Gamma)$$

若將上述參數推演合併，並以 M 代表推導後的滾轉力矩（不沿用文獻中的 L 符號），即可得到滾轉力矩與上反角的關係式，如下：

$$M \approx \left(\frac{1}{2}\rho V^2\right) S b \cdot C_{l\beta} \cdot \tan(\Gamma)$$

由以上文獻參考及推導，可以更清楚了解滾轉力矩 M 與 $\tan(\Gamma)$ 成正比關係，且若在飛行條件固定不變下，我們可以將 $\left(\frac{1}{2}\rho V^2\right) S b \cdot C_{l\beta}$ 物理量視固定常數， $\tan(\Gamma)$ 可視為影響滾轉力矩的參數，且此參數受到上反角影響。我們將參考此公式作為實驗設計的依據，不僅探討上反角對滾轉力矩與滯空時間的影響，並進一步驗證左右機翼上反角的不對稱設計是否能優化滑翔機的飛行性能。

傳統觀點認為對稱設計最能確保穩定性，但本研究嘗試突破此理論假設，利用不對稱上反角產生適當的滾轉力矩，以優化氣流分佈並延長滯空時間。

貳、研究設備及器材

一、滑翔機

(一) 製作材料：

1. 機翼：巴爾莎木、厚度 0.5 公分、長度 45 公分、寬度 8 公分
2. 尾翼：巴爾莎木、厚度 0.2 公分、長度 45 公分、寬度 8 公分
3. 機身：碳纖維管 直徑 0.3 公分、巴爾莎木 厚度 0.5 公分
4. 發射器：竹筷 1 雙、橡皮筋 2 粗 2 細
5. 長尾夾：1.5 公分寬 1~2 個
6. 絶緣膠帶

(二) 製作工具：

筆、尺、切割墊、美工刀、砂紙（粗中細）、木塊、三秒膠

(三) 製作步驟

1. 切割機身與機翼

使用圖紙或模板，按照設計切割機身和機翼，確保邊緣平滑。

2. 機翼打磨

機翼應該輕微打磨，使其具有流線型截面，以凸形的上翼面和平直的下翼面，來提高升力。

3. 安裝機翼

將機翼與機身連接，用三秒膠固定，並確保機翼平整且對稱。機翼通常安裝在機身的中段或略偏前位置。

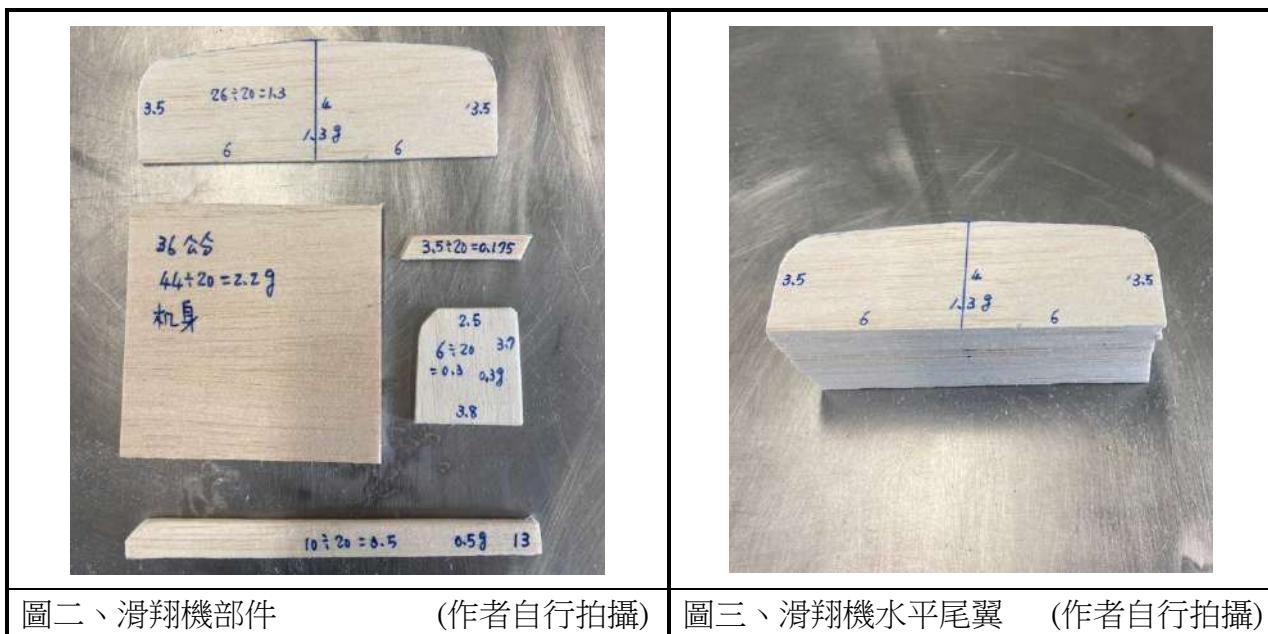
4. 安裝穩定翼

將水平尾翼和垂直尾翼安裝到機身的後端，同樣要保持對稱，確保飛行穩定性。

5. 調整重心

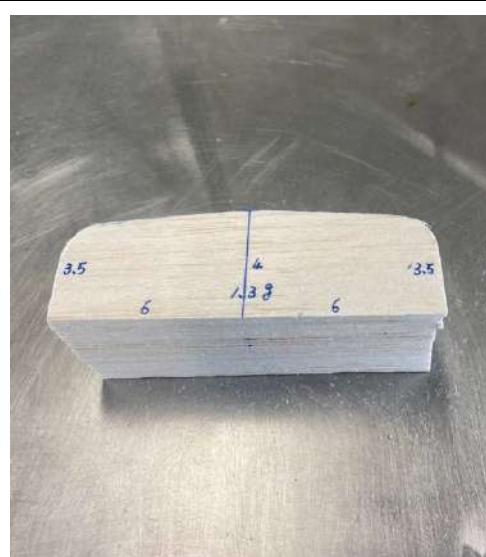
根據飛行測試，增加或減少機首或機尾的配重，使重心達到設計位置。

6. 製作完成（過程請參考圖二 ~ 圖十）。



圖二、滑翔機部件

(作者自行拍攝)



圖三、滑翔機水平尾翼

(作者自行拍攝)

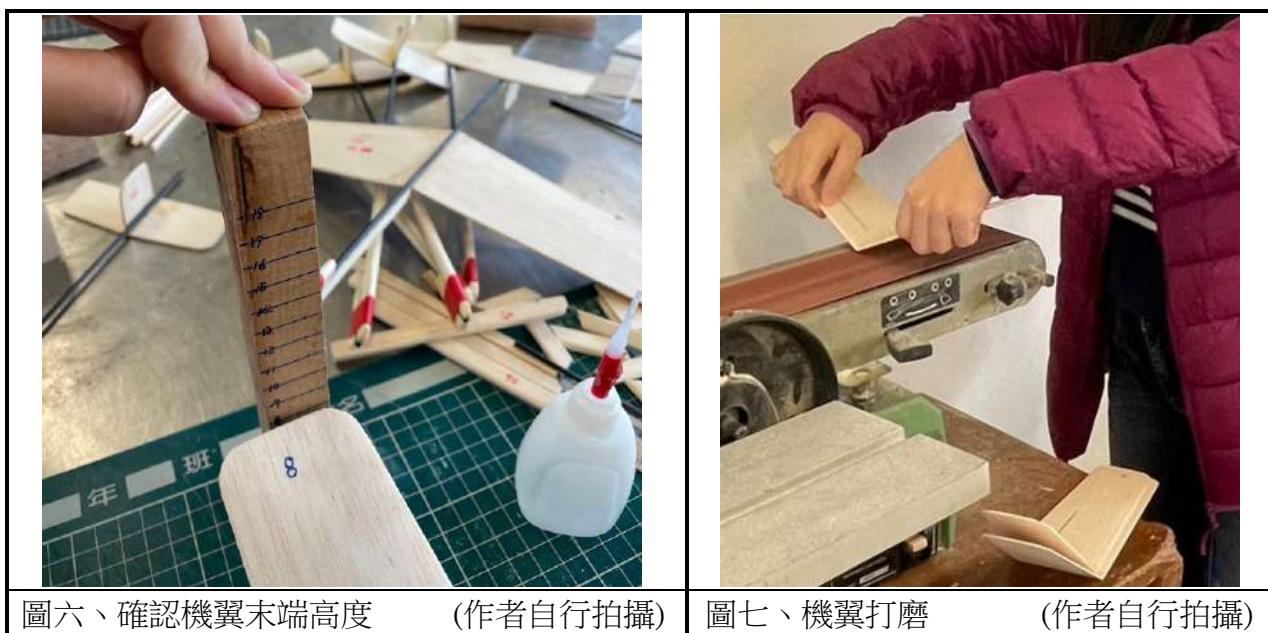


圖四、機翼裁切

(作者自行拍攝)

圖五、左右機翼細磨與拼接黏合

(作者自行拍攝)



圖六、確認機翼末端高度

(作者自行拍攝)

圖七、機翼打磨

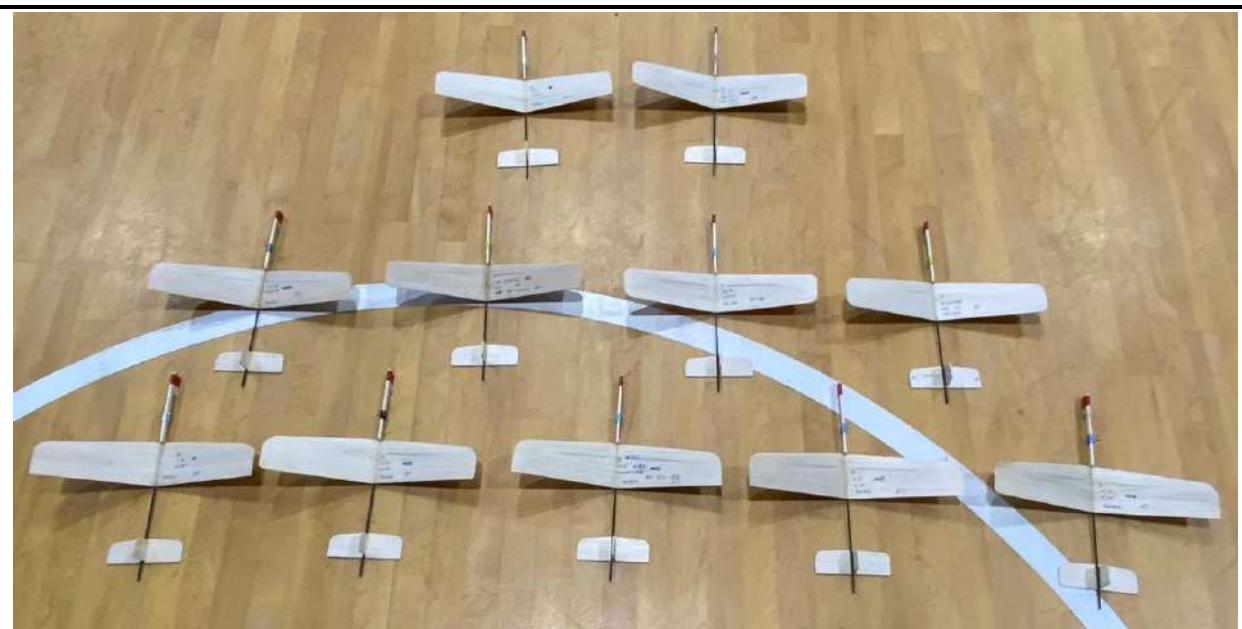
(作者自行拍攝)



圖八、機身+尾翼
(作者自行拍攝)



圖九、機體完成
(作者自行拍攝)



圖十、實驗滑翔機製作完成 上反角不同參數11架滑翔機
(作者自行拍攝)

二、自製滑翔機固定發射器

利用田徑跳高杆架鐵柱座做為支柱，並將鐵柱上框架與竹筷一端以強力橡皮筋牢固捆綁做為固定基礎，最後將竹筷的另一端綁上預留長度的強力橡皮筋做為發射端，固定發射器即完成（請參考圖十一）。而發射位置是以另一座田徑跳高杆架鐵柱固定處，做為發射位置標準座標點，接著將滑翔機機尾拉至固定座標處再發射（請參考圖十二）。



圖十一、自製滑翔機固定發射器 (作者自行拍攝)



圖十二、以第二座鐵架固定處
做為發射位置座標點 (作者自行拍攝)

三、測風儀

品牌：BENETECH 型號：WSensor - GM816

測量範圍：

風速：0 ~ 30 m/s 解析度：0.1 臨界點：0.2 精確度： $\pm 5\%$

風溫：-10 ~ 45°C 解析度：0.2 精確度： $\pm 2^\circ C$

現場測量情形請參考圖十三，測量風速值為 0 m/s 請參考圖十四。



圖十三、測風儀 (作者自行拍攝)



圖十四、實驗現場測風儀
風速數值為 0 m/s；溫度 $19.4^\circ C$ (作者自行拍攝)

四、計時器

使用 iPhone 碼錶計時器，

碼錶顯示的最小刻度為 0.01 秒，精確度： ± 0.01 秒。

五、筆電 Apple Macbook Air M2 13.6 吋（使用 Excel 分析數據）

參、研究過程或方法

一、研究過程

在本研究過程中，首先從實際觀察中發現問題並確立研究目標，接著透過參考文獻找出相關的影響因素，並歸納出關鍵議題與理論依據，形成研究基礎。之後再依此基礎進行實驗設計，安排對照組與實驗組，進行有系統的資料收集與分析，以檢驗實驗成果。

最後，綜合分析結果與既有文獻的對照，進一步進行討論並提出結論，提供後續研究與實務應用的參考。（完整研究流程請參考圖十五）



圖十五、研究流程圖

(作者自行繪製)

二、研究方法

(一) 理論分析

透過文獻研究，我們得到了滾轉力矩與上反角的關係式，如下：

$$M \approx \left(\frac{1}{2}\rho V^2\right) S b \cdot C_{l\beta} \cdot \tan(\Gamma)$$

為反應出滾轉力矩與上反角的表現，我們設定在固定不變的條件下進行實驗，實驗滑翔機的機身、機翼、重量都相同，實驗環境條件也相同，只調整左右翼的上反角角度，因此我們可以將 $\left(\frac{1}{2}\rho V^2\right) S b \cdot C_{l\beta}$ 物理量皆視為常數，此統整常數項並以 k 來代表，只

需要專注觀察 $\tan(\Gamma)$ (隨上反角改變的參數) 對於 M (滾轉力矩) 產生的變化來比較其影響，我們可以得到以下簡化公式：

$$M \approx k \cdot \tan(\Gamma)$$

M ： 滾轉力矩 (單位： $N \cdot m$)

k ： 統整常數項，包含 $\left(\frac{1}{2}\rho V^2\right) S b \cdot C_{l\beta}$ (單位： $N \cdot m$)

Γ ： 上反角

$\tan(\Gamma)$ ： 參數 (無單位)

考慮到滾轉力矩由左右機翼分別產生，且兩者方向相反，定義：

左機翼力矩 M_l 為正；右機翼力矩 M_r 為負

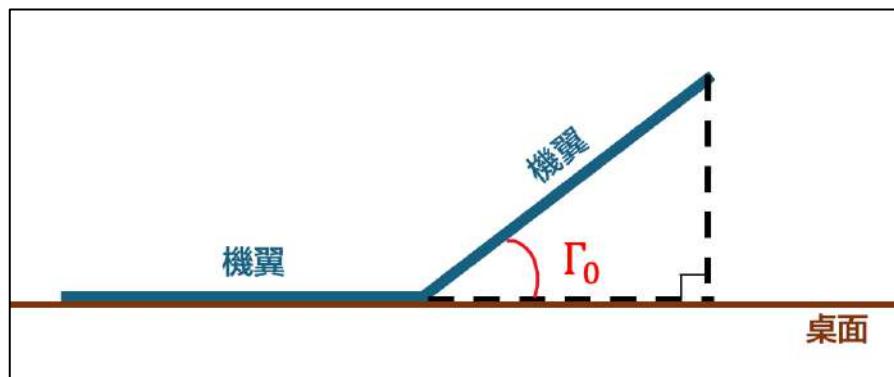
總滾轉力矩 M_t 為兩者相加： $M_t = M_r + M_l$

機翼上反角的計算方式分為以下二部份：

1. 左右機翼拼接結合階段的計算

- (1) 先將一片機翼保持水平，另一片翹起來，透過翹起側的高度來控制整體上反角。
- (2) 由於該機翼的一端固定，利用三角函數的反函數計算翹起角度，請參考圖十六，得到初始總上反角 (記作 Γ_0)：

$$\Gamma_0 = \sin^{-1} \left(\frac{\text{翹起高度}}{\text{機翼間距}} \right)$$



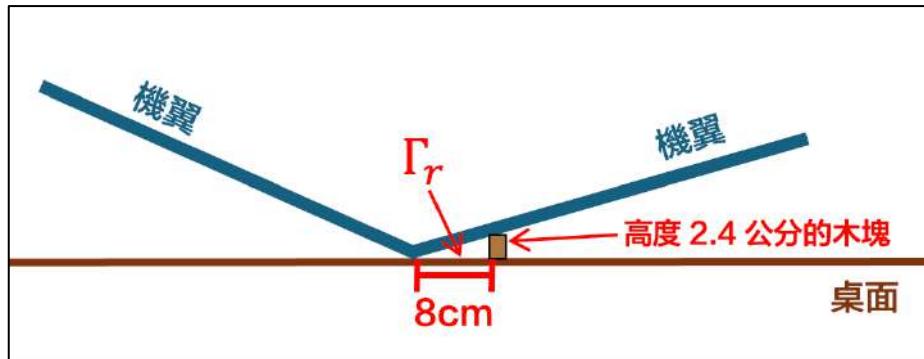
圖十六、初始總上反角 Γ_0 計算式示意圖

(作者自行繪製)

2. 機翼安裝階段，機翼黏接至機身後的計算

- (1) 右機翼的上反角設定為固定值，我們在右機翼距離機身 8 公分處放置一個高度 2.4 公分的木塊，請參考圖十七，因此右機翼上反角 Γ_r 可由下式計算：

$$\Gamma_r = \tan^{-1} \left(\frac{2.4}{8} \right)$$



圖十七、右機翼上反角 Γ_r 計算式示意圖 (作者自行繪製)

- (2) 左機翼的上反角 Γ_l 由初始總上反角 Γ_0 減去右機翼的上反角 Γ_r 來決定：

$$\Gamma_l = \Gamma_0 - \Gamma_r$$

總滾轉力矩的計算，根據滾轉力矩公式，可得：

$$\text{右機翼力矩 (方向為負)} : M_r \approx -k \cdot \tan(\Gamma_r)$$

$$\text{左機翼力矩 (方向為正)} : M_l \approx k \cdot \tan(\Gamma_l)$$

$$\text{總滾轉力矩} : M_t = M_r + M_l \approx k \cdot (\tan(\Gamma_l) - \tan(\Gamma_r))$$

(二) 實驗方法

1. 設計 11 組上反角參數來進行實驗比對分析

為量化上反角不對稱與傳統對稱設計，在滯空時間上的差異進行分析，以先前獲得全國冠軍的版型為設計基礎，右機翼上反角度固定保持 17° ，只調整左機翼上反角來創造不對稱，共設計了 11 組 (A1~A11)，上反角度數設定如表一，其中

A3 為傳統對稱設計，左右上反角皆為 17 度，最後以自製滑翔機固定發射器來發射滑翔機，對滯空秒數做確實記錄。

表一、左右機翼上反角角度 實驗設定表（單位：度）

實驗編號	機翼上反角 度數		角度差
	左側機翼	右側機翼	
A1	9	17	-8
A2	13	17	-4
A3	17	17	0
A4	21	17	4
A5	25	17	8
A6	29	17	12
A7	34	17	17
A8	39	17	22
A9	46	17	29
A10	54	17	37
A11	83	17	66

(作者自行繪製)

2. 減少實驗數據誤差

- (1) 為了降低外界因素可能造成的干擾，我們選在學校的室內體能訓練室進行實驗。在實驗開始前，先關閉所有門窗使室內接近無風狀態，並使用測風儀持續監控，確認環境條件符合要求後才正式開始實驗準備。（請參考圖十八）



圖十八、實驗場地測風儀無風記錄（風速數值為 0 m/s 溫度 19.4 °C）

(作者自行拍攝)

- (2) 使用自製滑翔機固定發射器來發射滑翔機。
 - (3) 減少實驗人為測量誤差：
 - 每組參數機型發射測試 9 次，每次由 2 人同時測量記錄滯空秒數。
 - 去除每次彈射 2 人平均記錄秒數的最低與最高值，平均後做為該組上反角參數的實驗滯空秒數值，以確保數據的可靠性。
3. 使用 Excel 軟體來記錄、統計、繪製圖表，作為數據分析工具。

肆、研究結果

一、實驗滑翔機滯空秒數結果與分析

(一) 實驗結果

實驗滑翔機共有 11 架 (A1~A11，11 組參數設定)，每架發射 9 次，每次發射都由 2 人同時測量，詳細的滯空秒數記錄，請參考表二。

表二、實驗滑翔機滯空秒數 實驗結果記錄表（單位：秒）

實驗項次	A1		A2		A3		A4		A5		A6	
	第一人	第二人										
1	8.38	8.53	7.91	7.96	6.99	6.87	7.11	7.23	8.24	8.24	9.73	9.63
2	8.65	8.80	7.31	7.39	6.77	6.77	7.19	7.21	8.07	8.22	9.45	9.41
3	8.55	8.60	7.70	7.81	6.17	6.25	7.28	7.38	8.56	8.58	9.76	9.74
4	8.96	8.92	6.91	6.91	6.37	6.32	7.32	7.32	7.87	8.14	9.71	9.61
5	9.19	9.02	7.38	7.36	6.31	6.27	7.38	7.28	8.36	8.33	9.50	9.51
6	8.57	8.51	6.83	6.67	6.25	6.17	7.08	7.14	9.23	9.04	9.79	9.72
7	8.93	8.88	7.30	7.42	6.74	6.62	7.47	7.43	8.64	8.61	9.46	9.51
8	8.80	8.86	7.59	7.51	6.32	6.32	7.26	7.36	9.20	9.09	9.83	9.85
9	9.24	9.20	7.48	7.47	6.18	6.17	7.72	7.71	8.83	8.66	9.80	9.64
實驗項次	A7		A8		A9		A10		A11			
	第一人	第二人										
1	4.09	4.25	3.14	3.30	2.91	3.11	1.65	1.72	1.30	1.24		
2	3.68	3.81	3.32	3.48	3.16	3.20	1.67	1.82	1.33	1.44		
3	3.64	3.78	3.34	3.43	2.69	2.96	1.80	1.82	1.38	1.49		
4	3.44	3.56	3.27	3.32	3.33	3.25	1.70	1.74	1.23	1.30		
5	3.78	3.91	3.48	3.53	2.80	2.58	1.55	1.64	1.30	1.32		
6	4.33	4.35	3.47	3.40	2.93	2.73	1.61	1.67	1.17	1.19		
7	3.93	4.01	3.26	3.30	3.00	3.11	1.37	1.44	1.25	1.39		
8	4.05	4.11	3.39	3.55	2.91	3.01	1.54	1.61	1.57	1.49		
9	4.01	4.10	3.34	3.27	2.89	2.88	1.79	1.79	1.15	1.05		

(作者自行繪製)

由於在實驗中，最高值與最低值常可能是由於操作失誤或其他偶發因素干擾造成的極端數據，並不具代表性，因此，我們先取得每實驗項次 2 人同時測量秒數的平均值後，再找出每組實驗滑翔機滯空秒數平均值中的最低與最高秒數。詳細平均值與極端值標注結果，請參考表三。

表三、實驗滑翔機滯空秒數 平均結果與極端值標注 記錄表（單位：秒）

實驗項次	A1	A2	A3	A4	A5	A6
	2 人平均值					
1	8.46	7.94	6.93	7.17	8.24	9.68
2	8.73	7.35	6.77	7.20	8.15	9.43
3	8.58	7.76	6.21	7.33	8.57	9.75
4	8.94	6.91	6.35	7.32	8.01	9.66
5	9.11	7.37	6.29	7.33	8.35	9.51
6	8.54	6.75	6.21	7.11	9.14	9.76
7	8.91	7.36	6.68	7.45	8.63	9.49
8	8.83	7.55	6.32	7.31	9.15	9.84
9	9.22	7.48	6.18	7.72	8.75	9.72
實驗項次	A7	A8	A9	A10	A11	
	2 人平均值					
1	4.17	3.22	3.01	1.69	1.27	
2	3.75	3.40	3.18	1.75	1.39	
3	3.71	3.39	2.83	1.81	1.44	
4	3.50	3.30	3.29	1.72	1.27	
5	3.85	3.51	2.69	1.60	1.31	
6	4.34	3.44	2.83	1.64	1.18	
7	3.97	3.28	3.06	1.41	1.32	
8	4.08	3.47	2.96	1.58	1.53	
9	4.06	3.31	2.89	1.79	1.10	

註：紅色標注欄位為每次彈射 2 人記錄秒數平均後的最低與最高極端值

(作者自行繪製)

去除了最高值與最低值，排除這些潛在的離群點，計算最終平均值，減少誤差更能真實反映實驗的整體情況，請參考表四。

表四、實驗滑翔機滯空秒數 去除極端值之總平均值（單位：秒）

	A1	A2	A3	A4	A5	A6
實驗項次 總平均值	8.81	7.40	6.40	7.30	8.55	9.65
	A7	A8	A9	A10	A11	
	3.94	3.37	2.97	1.68	1.31	

(作者自行繪製)

最後我們把實驗滑翔機滯空秒數總平均值以折線圖來呈現，從曲線上更容易看到每組實驗滑翔機上反角參數與的關係變化，請參考圖十九。



圖十九、實驗滑翔機滯空秒數 測量總平均值折線圖

(作者自行繪製)

(二) 標準差分析

1. 標準差分析顯示實驗數據穩定性良好

為評估本研究實驗數據的穩定性與可信度，我們針對各組滑翔機（A1～A11）去除極端值後所保留的 7 次滯空時間測試結果，進行標準差（Standard Deviation）分析，結果請參考表五。標準差反映一組數據中各觀測值相對於平均值的離散程度，數值越小表示數據分布越集中、波動越小，代表實驗結果越穩定。

分析結果顯示，所有實驗組的標準差均落在 0.074 秒至 0.339 秒之間，整體變異幅度適中，A8 組為標準差最小者（0.074 秒），表示其滯空表現在多次實驗中極為集中穩定；A5 組雖為標準差最大者（0.339 秒），但該組平均滯空秒數本身較高，整體變異仍在可接受範圍內，並不影響其數據的代表性與可信度。

表五、滑翔機滯空時間實驗（去除極端值後）各組標準差計算結果（單位：秒）

實驗項次	A1	A2	A3	A4	A5	A6	A7	A8	A9	A10	A11
1	8.73	7.35	6.77	7.17	8.24	9.68	4.17	3.40	3.01	1.69	1.27
2	8.58	7.76	6.21	7.20	8.15	9.75	3.75	3.39	3.18	1.75	1.39
3	8.94	6.91	6.35	7.33	8.57	9.66	3.71	3.30	2.83	1.72	1.44
4	9.11	7.37	6.29	7.32	8.35	9.51	3.85	3.44	2.83	1.60	1.27
5	8.54	7.36	6.21	7.33	9.14	9.76	3.97	3.28	3.06	1.64	1.31
6	8.91	7.55	6.68	7.45	8.63	9.49	4.08	3.47	2.96	1.58	1.18
7	8.83	7.48	6.32	7.31	8.75	9.72	4.06	3.31	2.89	1.79	1.32
標準差	0.204	0.259	0.227	0.093	0.339	0.110	0.176	0.074	0.129	0.078	0.085

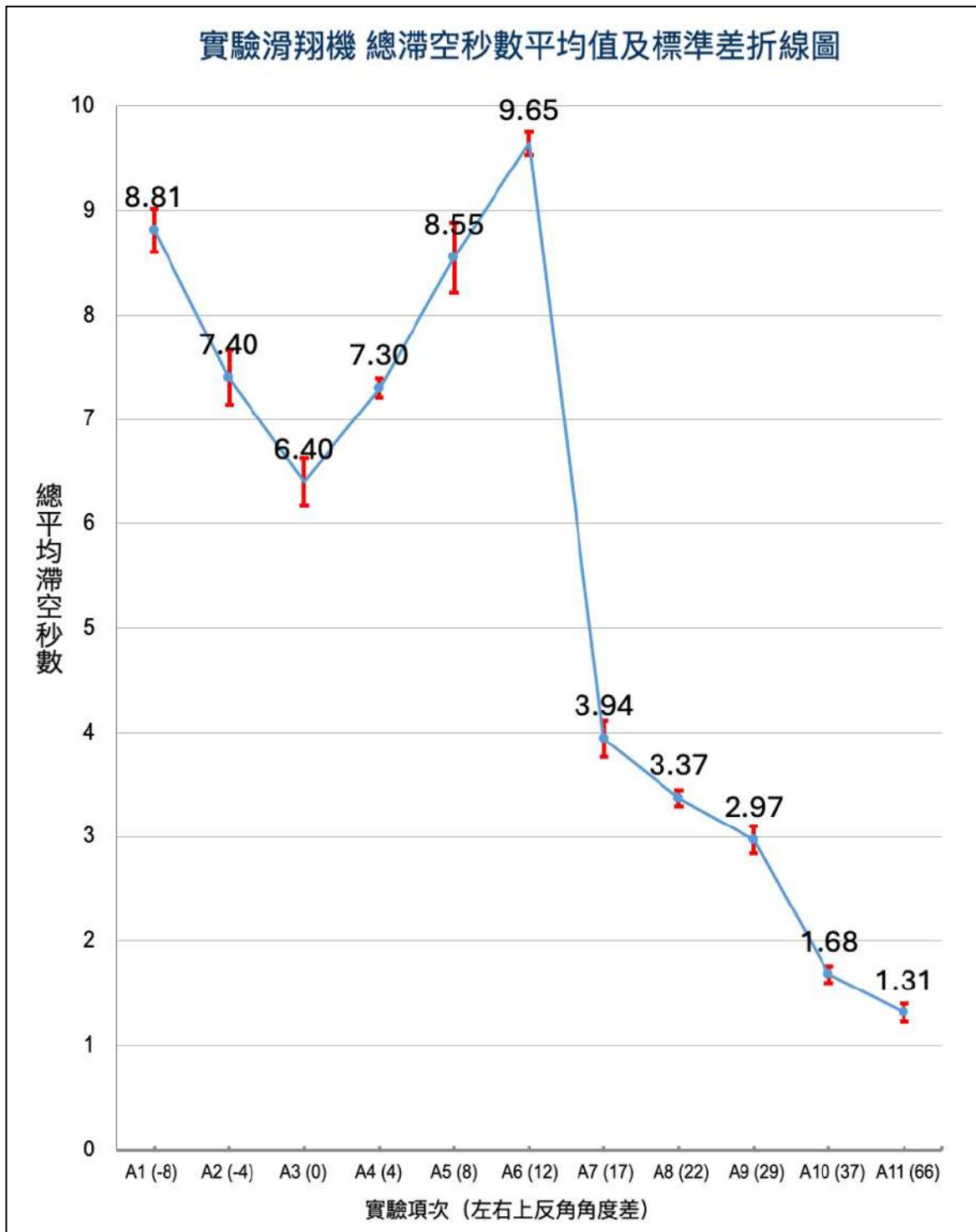
（作者自行繪製）

2. 嚴謹控制條件，強化數據穩定基礎

為減少外在干擾並確保實驗重現性，全程於室內無風環境進行，並以風速計確認場地風速為 0 m/s。所有滑翔機皆使用自製固定式發射架，由同一位操作人員以一致角度與姿勢進行發射，大幅降低了人為與環境變因造成的誤差。這些嚴謹的控制條件有效提升了數據的一致性，進一步確保了實驗結果的可靠性。

3. 實驗設計嚴謹、執行精確，數據具研究參考價值

整體而言，標準差分析結果顯示本研究的實驗數據具備良好的穩定性與信賴度。請參考圖二十，從各組平均滯空時間搭配標準差誤差棒的呈現可觀察到，數據分布集中、變異幅度小，反映出實驗執行的一致性與高度重現性，此結果進一步證實本研究在設計與執行上，具備科學研究所需的可比性與說服力。



圖二十、實驗滑翔機 總滯空秒數平均值及標準差折線圖

(作者自行繪製)

二、實驗滑翔機滾轉力矩計算分析

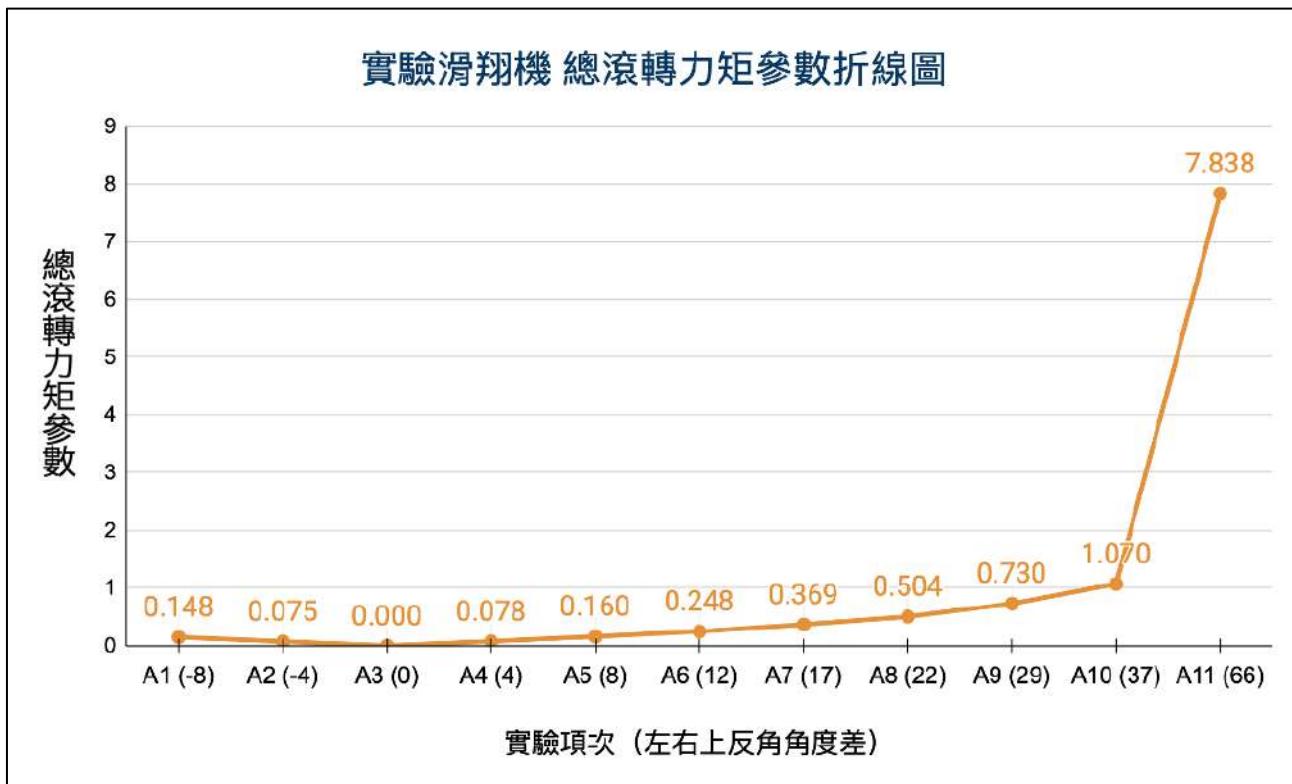
我們以每組實驗滑翔機的上反角角度，得到了各組實驗滑翔機參數的 $\tan(\Gamma_l)$ 與 $\tan(\Gamma_r)$ ，並計算 $|\tan(\Gamma_l) - \tan(\Gamma_r)|$ 得到該組實驗滑翔機的總滾轉力矩參數。

此採用絕對值，是為了關注左右機翼上反角度之間的「差距」，避免因正負號而混淆對「方向」及「差距幅度」的判斷。詳細數據可參考表六及圖二十一，可以直接觀察上反角差異對滾轉力矩參數的影響程度。

表六、總滾轉力矩參數計算結果表

實驗 項次	機翼上反角 度數		上反角 角度差	$\tan(\Gamma_l)$	$\tan(\Gamma_r)$	$ \tan(\Gamma_l) - \tan(\Gamma_r) $
	左側 機翼	右側 機翼				
A1	9	17	-8	0.158	0.306	0.148
A2	13	17	-4	0.231	0.306	0.075
A3	17	17	0	0.306	0.306	0.000
A4	21	17	4	0.384	0.306	0.078
A5	25	17	8	0.466	0.306	0.160
A6	29	17	12	0.554	0.306	0.248
A7	34	17	17	0.675	0.306	0.369
A8	39	17	22	0.810	0.306	0.504
A9	46	17	29	1.036	0.306	0.730
A10	54	17	37	1.376	0.306	1.070
A11	83	17	66	8.144	0.306	7.838

(作者自行繪製)



圖二十一、總滾轉力矩參數折線圖

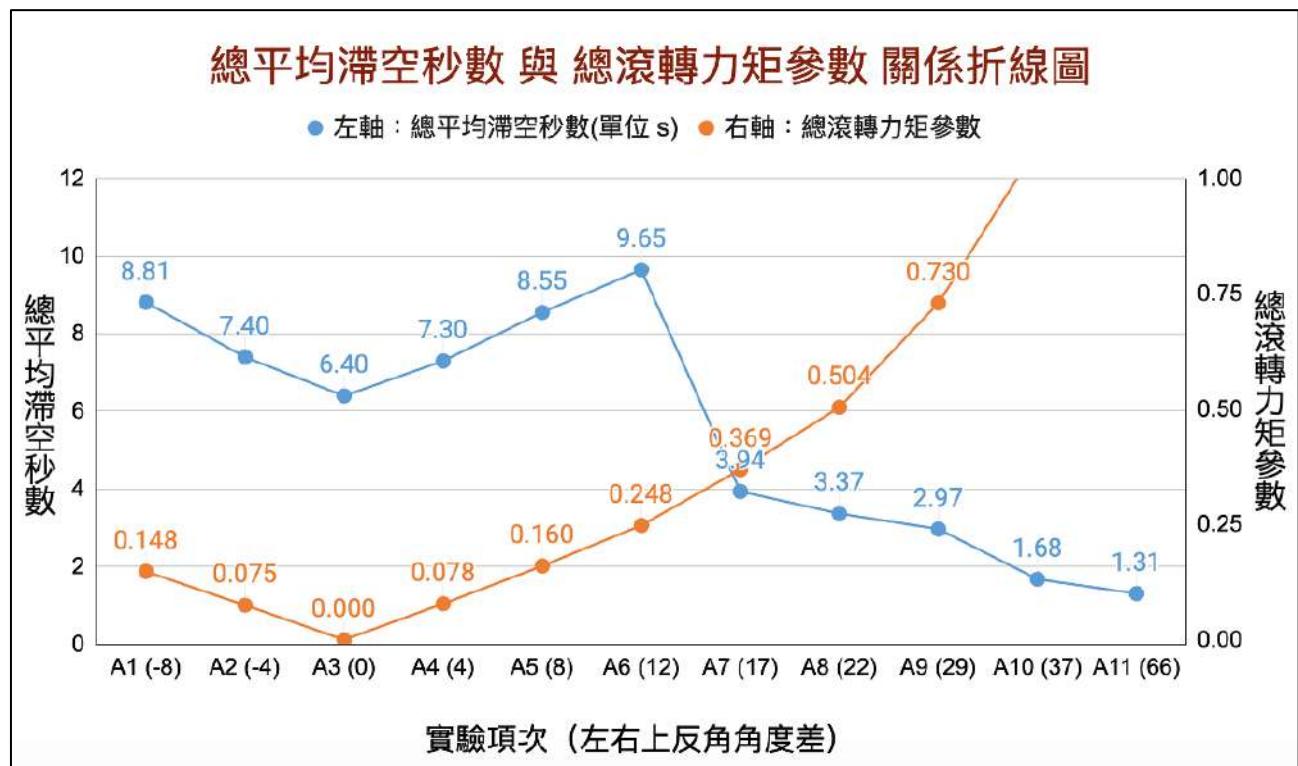
(作者自行繪製)

伍、討論

本研究透過實驗與理論計算，基於 Bernard Etkin 與 Lloyd Duff Reid (1995) 對上反角的理論分析，推導運用滾轉力矩公式：

$$M \approx k \cdot \tan(\Gamma)$$

來計算不同上反角設定下的滾轉力矩變化，再透過實驗測量數據與比對，驗證不對稱上反角對飛行穩定性的影響。為了進一步探討，這二者之間的關聯性，我們使用表五的總滾轉力矩參數及表四的總平均滯空秒數來繪製關係折線圖，折線圖成果請參考圖二十二。



註：因 A10 、 A11 總滾轉力矩數參數值過大為極端值較無參考價值，故數值不在圖內表示

圖二十二圖、總平均滯空秒數與總滾轉力矩參數關係折線圖

(作者自行繪製)

一、A6 組滯空秒數達到峰值，A7 之後大幅下滑

(一) A1~A6 的上升趨勢

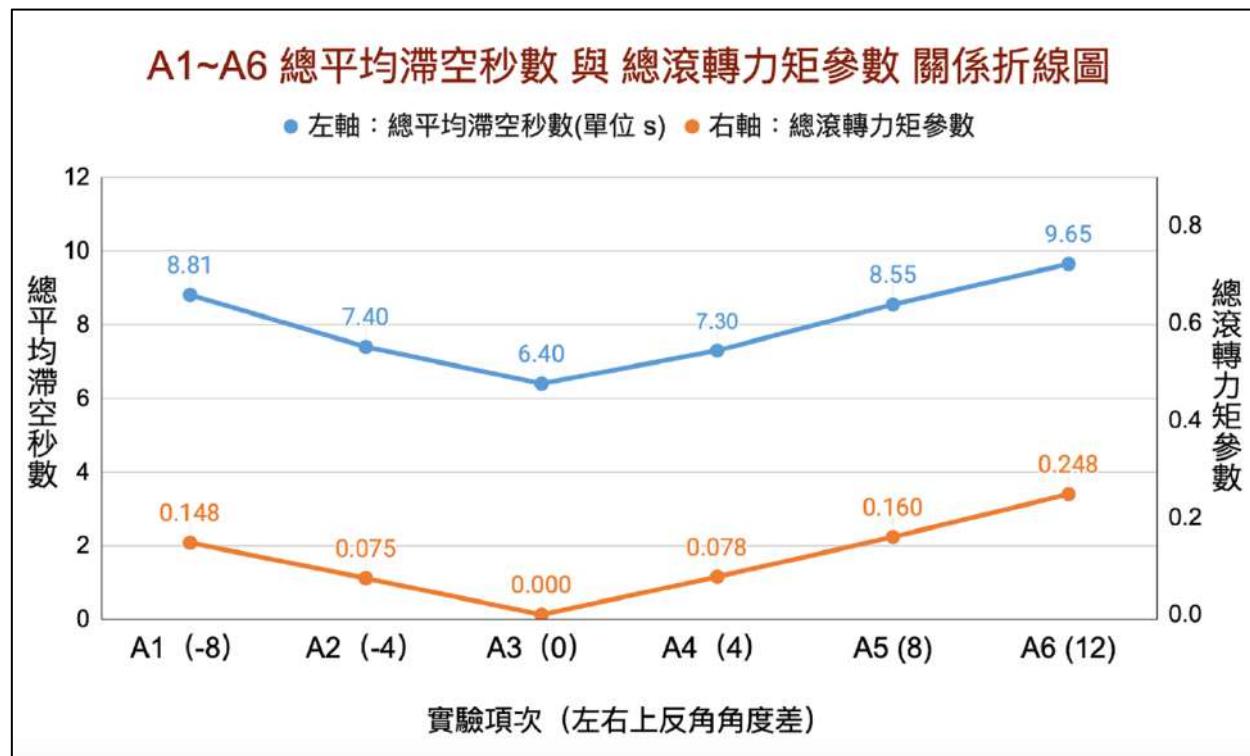
這顯示在這個區間內「適度不對稱的上反角差」，為滑翔機帶來一定的回正力矩（滾轉力矩），有助於保持飛行平衡並延長滯空時間，因此飛行穩定性與升力效益都還能維持在較佳的水準。

(二) A7 之後的急遽下滑

當上反角差擴大至 17° (A7) 乃至 66° (A11) 時，滯空秒數明顯下降至僅約 1 秒。此現象說明，雖然過大的不對稱上反角，在理論上會產生更強的滾轉力矩，但實際上過大的滾轉力矩反而破壞飛行穩定，例如翻滾、側滑等，使得氣流在機翼或尾翼上的流動被破壞，帶來飛行姿態失衡以及氣流分離等問題，導致阻力大增、升力效率降低，最終造成滯空表現顯著惡化。

二、適度的不對稱上反角，總滾轉力矩 $|M_t|$ 與滯空時間呈正相關

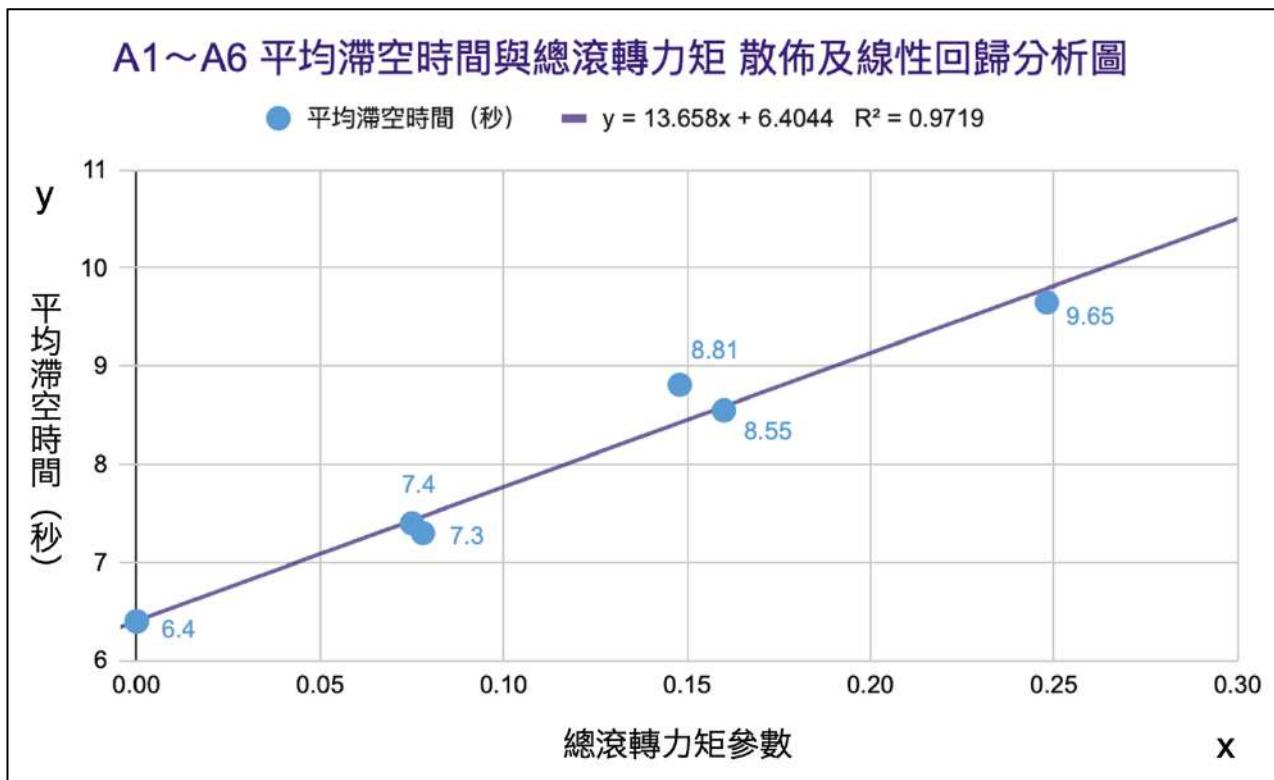
在 A1~A6 組實驗中，滾轉力矩參數與平均滯空時間的變化趨勢呈現高度一致，兩者曲線皆形成明顯的「同步 V 型」走勢，請參考圖二十三。這代表在「適度不對稱」上反角配置下，所產生的滾轉力矩，能有效提升滑翔機的飛行穩定性與滯空表現。



圖二十三、A1~A6 總平均滯空秒數與總滾轉力矩參數關係折線圖

(作者自行繪製)

為進一步驗證上述觀察，本研究針對 A1~A6 組進行線性回歸分析（請參考圖二十四），結果決定係數 $R^2 = 0.9719$ ，表示該模型可說明 97.19% 的滯空秒數變化可以由滾轉力矩參數的變化來解釋，具高度解釋力與預測性，顯示滾轉力矩參數與滯空秒數之間具有高度正相關。



圖二十四、A1~A6 平均滯空時間與總滾轉力矩 散佈及線性回歸分析圖 (作者自行繪製)

圖二十三的同步曲線與圖二十四的回歸結果相互呼應，構成「趨勢觀察」與「統計驗證」的雙重佐證，這進一步奠定了本研究核心論點：在適度不對稱上反角設計下，滾轉力矩的產生對於穩定飛行與延長滯空時間具有關鍵影響。

三、A3 組別（雙翼對稱）滾轉力矩最低，導致不穩定

從計算結果來看，A3 組別的雙翼上反角對稱，導致左右機翼的滾轉力矩相互抵消，使得總滾轉力矩 $|M_t|$ 最小（值為 0），且實驗顯示其滯空秒數僅約 6.40 秒，不如在適度的不對稱上反角內 A1~A6 其它組的表現。

這說明在飛行中，若缺乏足以抵抗側向擾動的回正力矩（滾轉力矩），整體穩定度會較差一些，此結果也印證了不對稱上反角「適度滾轉力矩」對於飛行器設計的重要性。

陸、結論

本研究透過實驗與理論雙重驗證，探討「上反角不對稱設計」對滑翔機滯空時間的影響，並對傳統認為「對稱設計才能提供穩定性」的觀點提出新的解釋與挑戰。為確保研究數據具備可信度與重現性，本研究進行標準差分析，結果顯示各組數據變異幅度小、分布集中，整體統計表現穩定一致，奠定了本研究在科學性與實驗信度上的基礎。整體研究不僅深化了對飛行機制的理解，也展現出實際應用潛力，兼具學術探索與工程設計的價值。主要結論如下：

一、實驗最佳結果與理論計算相符

(一) A6 組（左翼 29°、右翼 17°，相差 12°）滯空秒數最佳

在 11 組 (A1~A11) 上反角參數中，A6 組的平均滯空時間達 9.65 秒，為本研究之最。此時的滾轉力矩雖非所有實驗組別中「最大」，但屬「適度偏大」的範圍，這顯示在「適度不對稱的上反角差」區間內，能為滑翔機帶來一定的滾轉力矩，足以提供良好的回正能力，有助於保持飛行平衡並延長滯空時間，進一步驗證了「適度不對稱上反角所產生滾轉力矩，可以提升飛機在側滑或受擾動時的橫側穩定性與滯空表現」。

(二) 過大或過小的上反角差均不利於飛行

A7~A11 組雖有更高的滾轉力矩，卻呈現飛行時間急遽下降的現象；而 A3(對稱設計) 則滾轉力矩最低，也無法提供足夠的橫側穩定度，導致滯空表現不佳。整體結果進一步說明了「適度的不對稱」才是取得最佳滯空表現的關鍵。

二、物理滾轉力矩公式的驗證，不對稱上反角可作為滑翔機設計的重要參數

過去理論與設計都強調對稱性以維持飛行穩定，但本研究運用理論計算，驗證了上反角與滾轉力矩對滯空時間的關聯性，不僅提供了物理依據，更透過實驗，佐證了「上反角差異越大，滾轉力矩越高」的理論關係，同時也反映了並非「滾轉力矩越大越好」，而是需在「足以回正又不致過度」的範圍內，才能達到最優飛行效果，這代表著不對稱設計不僅可行，更可以有效改善滑翔機的飛行性能。

三、生活化的實驗，推廣物理教育與應用

- (一) 本研究採用簡易工具和校園空間，就能完成有系統且具參考價值的實驗，說明「研究」並非只能依賴使用複雜或昂貴設備。
- (二) 此模式能讓學生與大眾更直接地觀察飛行力學原理，進而激發學習興趣與思考能力，體現「物理源自生活」的教育精神。

四、應用與未來發展，開啟新設計可能性

本研究的成果，可為其它類型的無動力飛行器及無人機提供重要參考，例如：

- (一) 滑翔傘與風箏的優化：在面臨側風或亂流環境時，可利用不對稱上反角設計來提升飛行穩定度，實現更長的滯空時間。
- (二) 無人機節能與故障保護：本研究結果可應用於無人機在低動力或緊急滑翔模式下的設計，透過適度不對稱上反角提升穩定滯空控制能力，延長飛行續航或爭取故障處置時間。

柒、參考文獻資料

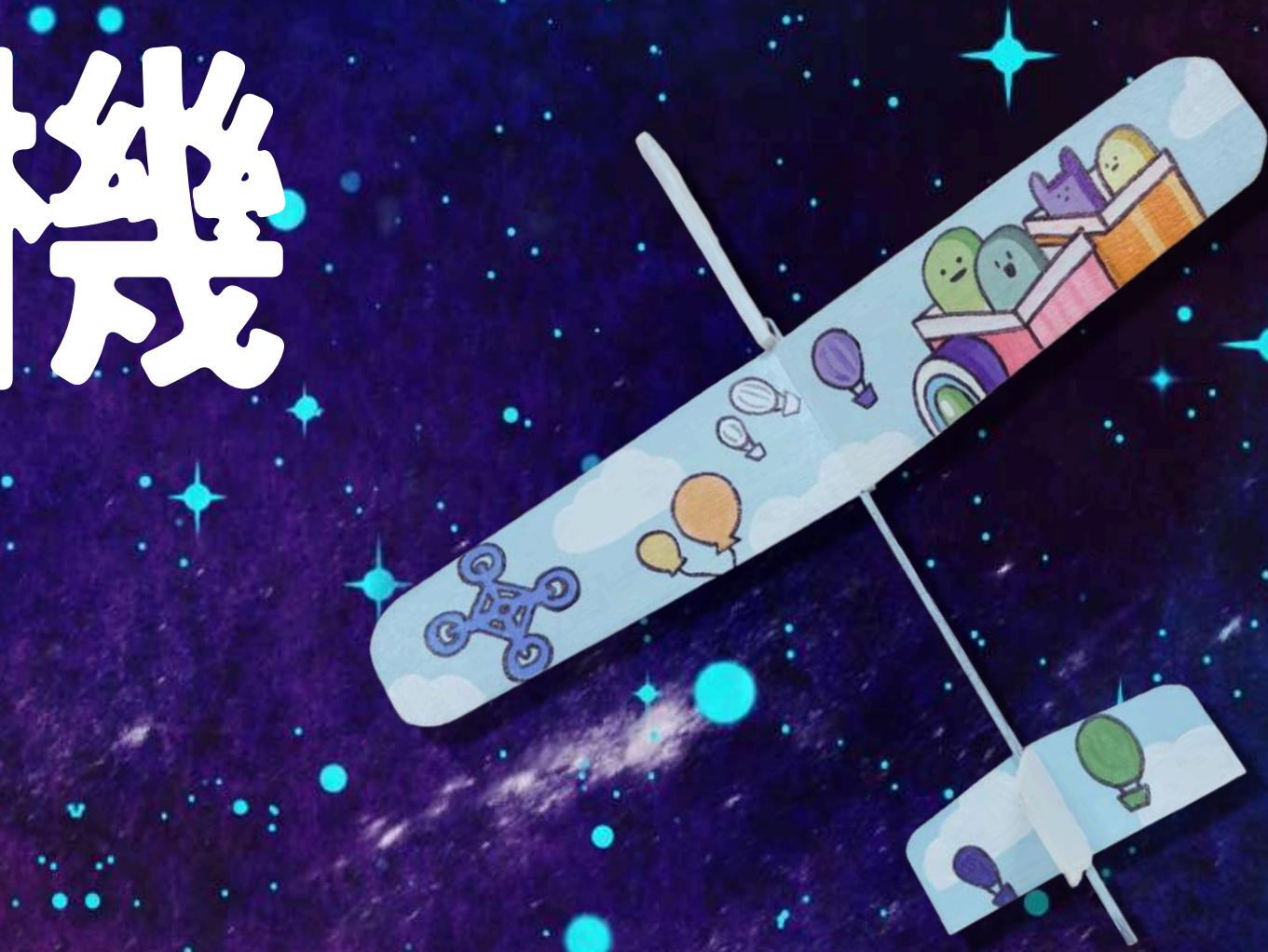
- 一、 Barnes W. McCormick (1995). Aerodynamics, Aeronautics, and Flight Mechanics (2nd ed.). Wiley.
- 二、 Etkin, B. & Reid, L. D. (1995). Dynamics of Flight: Stability and Control (3rd ed.). John Wiley & Sons.
- 三、 Snorri Gudmundsson(2021).General Aviation Aircraft Design:Applied Methods and Procedures (Second Edition). Elsevier - Health Sciences Division.
- 四、 Stevens, B. L., & Lewis, F. L. (2003). Aircraft Control and Simulation (2nd ed.). Wiley.
- 五、 中村寬治 (2017)。飛機力學超入門：讓飛機飛上天的航空基礎工程學。晨星。
- 六、 展京霞、王晋军 (2008 年 11 月 18 日投稿)。〈機翼掠角非對稱變化的橫航向效應〉。《科學引擎 ScienceEngine 期刊》。2009 年第 39 卷第 7 期發行。
- 七、 莊濟謙、張立欣、劉翊丞 (2022 年 8 月 12 日)。〈魚你翼鰭飛—探討飛魚腹鰭對飛行穩定度的作用〉。國立臺灣科學教育館。中華民國第 62 屆中小學科學展覽。

【評語】051807

探討滑翔機機翼上反角之不對稱設計，對滑行滯空時間的影響，可有探討空間。自製左右機翼之上反角各異的滑翔機 11 組，以左右機翼上反角角度差、及多次投擲滑翔機為實驗參數，量測滑翔時間，以滑翔時間隨左右機翼上反角角度差作圖，出現一峰形顯示當左右機翼上反角角度差為 12 度時，滑翔時間最長，並以滾轉力矩討論，但未出現峰形，但主張滑翔時間長源於可產生有利滾轉力矩之結論可再研議。內容聚焦在呈現運動行為，但較少物理蘊含分析，可再擴大參數範圍。

作品海報

不對稱上反角與滑翔機 滯空時間之研究



摘要

本研究探討滑翔機左右機翼上反角 (Dihedral Angle) 不對稱設計對滯空時間的影響。傳統認為對稱設計較穩定，但比賽發現，適度不對稱反而能提升飛行表現，引發驗證動機。依據滾轉力矩 (Rolling Moment) 原理，規劃11組上反角組合，結合理論與實驗分析，並以標準差檢視數據可信度。結果顯示，當上反角差處於適度範圍時，可產生有利滾轉力矩，挑戰了對稱設計的傳統觀念，證實其對飛行穩定與滯空表現的貢獻。研究成果可應用於無人機及無動力飛行器，提供優化滯空設計的新視角。同時也希望傳達：科學來自生活，只要善用身邊資源，便能設計出具探究價值的實驗，進而激發更多人對科學研究的興趣。

壹、研究動機

- 一、以不對稱上反角設計版型，得到了2024年全國自由飛行滑翔機競賽的第一、二名
- 二、競賽經驗顯示，特定的不對稱上反角設計可能提升飛行穩定性並延長滯空時間
- 三、傳統認為對稱機翼提供最佳穩定性與飛行效能，與競賽結果不同，引發強烈好奇
- 四、希望能展現科學就在生活的理念，透過便利取得的工具來設計實驗，激發更多人對科學研究的興趣

貳、研究目的

- 一、探討上反角不對稱設計對滯空時間影響
- 二、運用物理原理，分析不對稱上反角如何影響飛行穩定性
- 三、以簡單並方便取得的物品作為實驗工具
- 四、為無動力飛行器及無人機的設計與應用提供新思路

參、文獻回顧

Etkin & Reid (1995) 對於上反角之產生的滾轉力矩與其係數給出下列定義：

$$C_l = \frac{L}{\frac{1}{2} \rho V^2 S b}$$

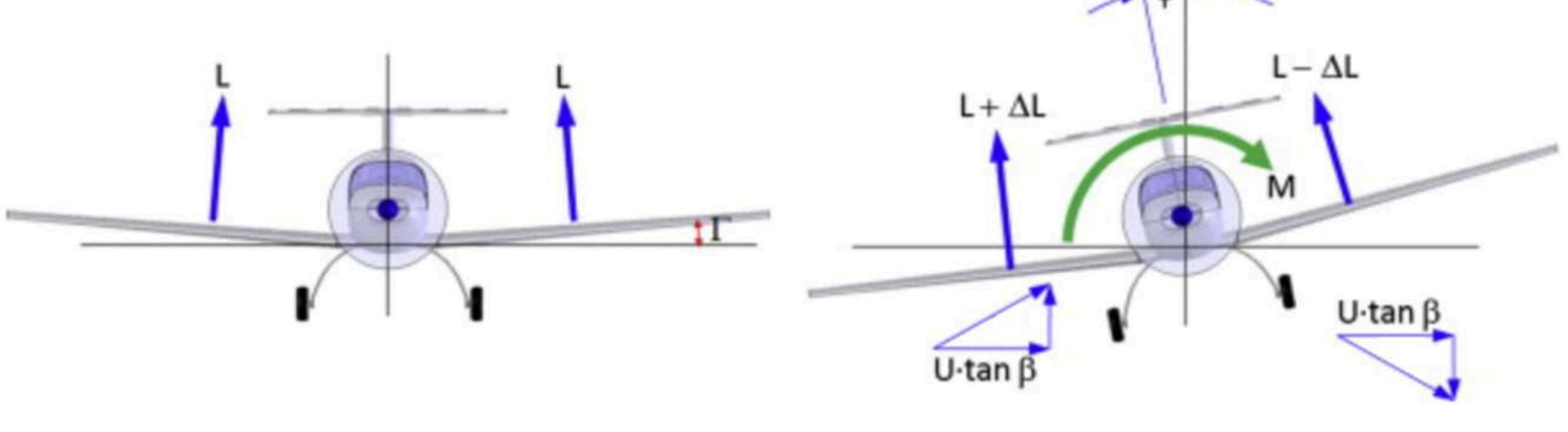
C_l ： 滾轉力矩係數 (Rolling Moment Coefficient)
 L ： 滾轉力矩 ($N \cdot m$)
 $\frac{1}{2} \rho V^2$ ： 動壓 (N/m^2)
 S ： 機翼參考面積 (m^2)
 b ： 機翼翼展 (m)

同時在小擾動下， $C_l = C_{l\beta}\beta$

C_l ： 滾轉力矩係數 (Rolling Moment Coefficient)
 β ： 側滑角 (Sideslip Angle)
 $C_{l\beta}$ ： 對側滑角之滾轉力矩係數導數，又稱「上反角導數」

並在小角度假設下，當飛機帶有上反角 Γ 且產生微小側滑角 β 時，機翼收到了上反角 Γ 帶來的垂直分量，就像將側滑角 β 投影到機翼平面，兩者在幾何上可對應近似於： $\beta \approx \tan(\Gamma)$

Snorri Gudmundsson (2021) 對上反角、側滑角及滾轉力矩三者關係做了圖示說明：「當飛機以速度 U 飛行時，上反角使機體產生傾斜角 ϕ ，進而導致側滑角 β 和側向氣流分量 $U \cdot \tan \beta$ 。這改變了二側機翼的升力 L ，進而產生滾轉力矩 M ，使飛機回復水平飛行。」



圖片來源：General Aviation Aircraft Design : Applied Methods and Procedures (Second Edition) 4.2.3 Wing Dihedral章節，圖Figure 4-9

推導最終公式與應用

- 一、由以上文獻參考及推導，可以更清楚了解滾轉力矩 M 與 $\tan(\Gamma)$ 成正比關係
- 二、 $\tan(\Gamma)$ 可視為影響滾轉力矩的參數，且受到上反角的影響
- 三、在飛行條件固定不變下，我們可以將 $(\frac{1}{2} \rho V^2) S b \cdot C_{l\beta}$ 物理量視固定常數

基於 Etkin & Reid 所述，使用：

$$C_l = \frac{L}{\frac{1}{2} \rho V^2 S b} \quad \text{及} \quad C_l = C_{l\beta} \beta \quad \text{並在小角度下假設} \quad \beta \approx \tan(\Gamma)$$

若將上述參數推演合併，並以 M 代表推導後的滾轉力矩（不沿用文獻中的 L 符號）即可得到滾轉力矩與上反角的關係式，如下：

$$M \approx \left(\frac{1}{2} \rho V^2 \right) S b \cdot C_{l\beta} \cdot \tan(\Gamma)$$

肆、研究設備及器材

一、實驗滑翔機製作



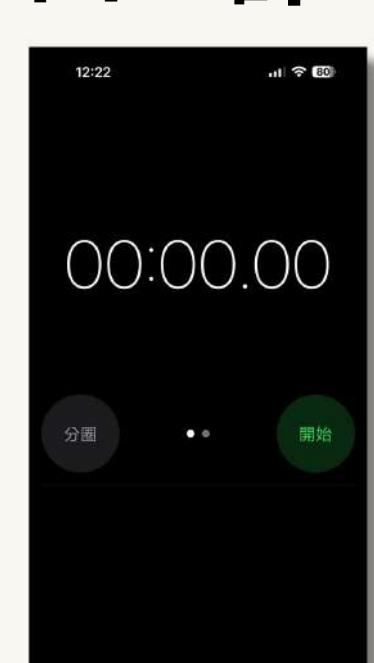
三、測風儀



實驗現場使用測風儀

風速數值為 0 m/s；溫度 19.4 °C

四、計時器



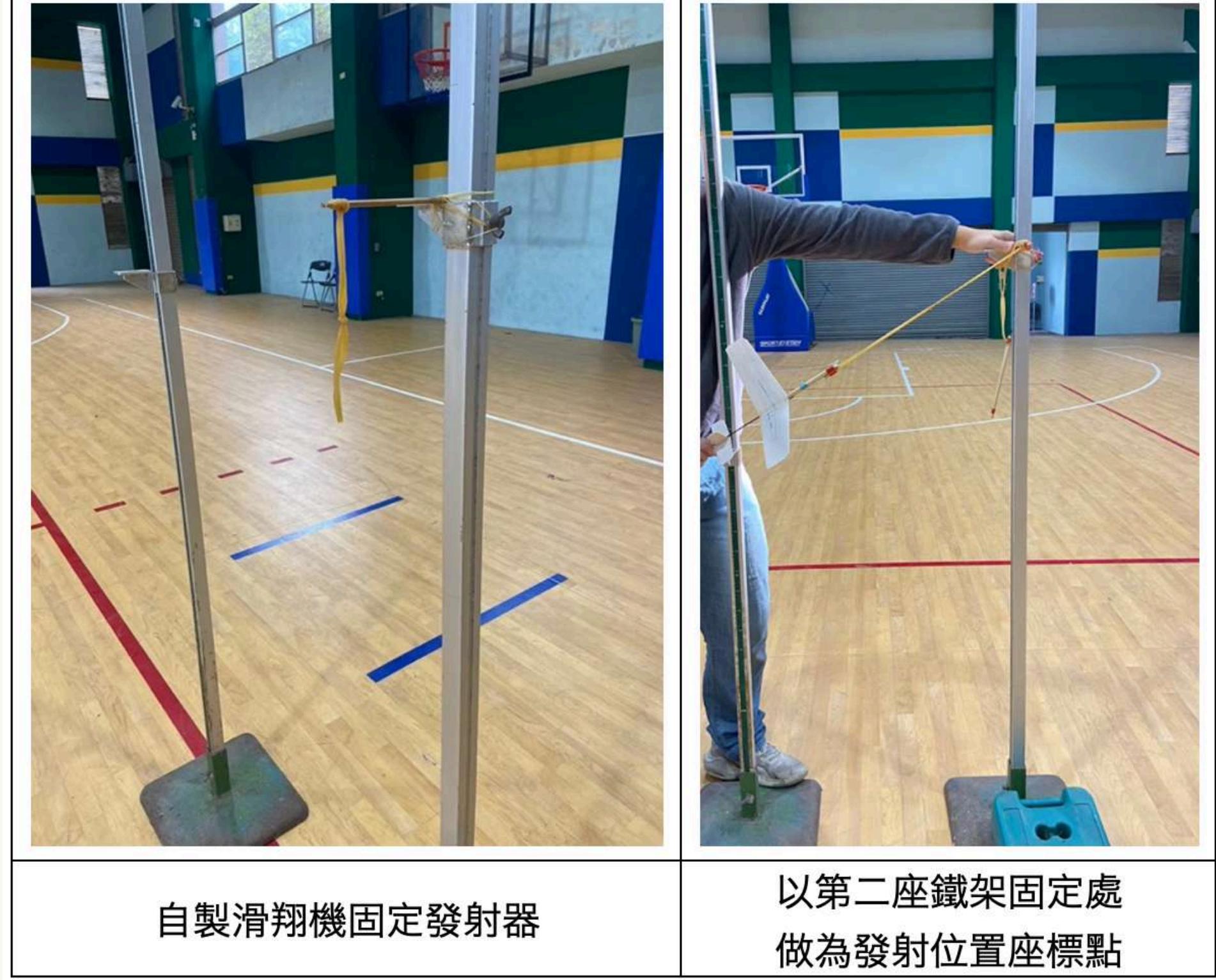
五、筆電



二、自製滑翔機固定發射器

利用跳高桿架作為支柱，將竹筷與強力橡皮筋綁定於鐵柱上，製作簡易固定式滑翔機發射器。

發射時，將滑翔機尾部拉至第二座跳高桿架所設定的標準座標點，再行釋放完成發射。

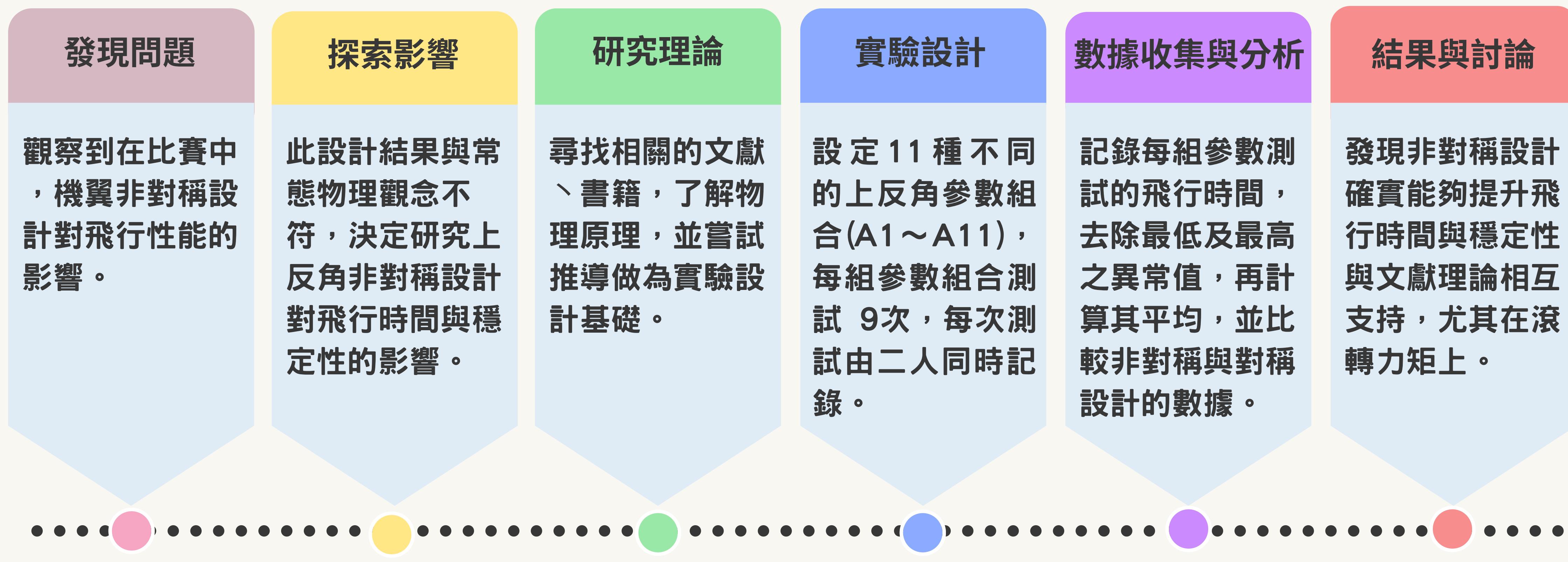


圖片來源：作者自行拍攝

以上圖片來源：作者自行拍攝

伍、研究過程與方法

一、研究流程



圖片來源：作者自行繪製

二、研究方法

• 實 驗 •

(一) 設計11組上反角參數來進行實驗

以先前獲得全國冠軍的版型為設計基礎，固定右翼上反角 17° ，僅調整左翼角度以創造不對稱設計，規劃出 11 組參數 (A1~A11)，其中 A3 為對稱設計對照組 (左右皆為 17°)。

(二) 誤差控制與測量方式

為提升數據精準度，採用以下方式嚴謹控管實驗誤差：

- 無風環境控制：於學校室內體能訓練室進行實驗，關閉門窗並以測風儀確認風速為 0 m/s 。
- 固定發射器：使用自製發射架，由同一人以固定角度發射。
- 人為誤差控制：
 - 每組機型測試 9 次，每次由 2 人同步計時。
 - 每組去除最高與最低值，再平均作為代表值。

實驗編號	機翼上反角 度數		角度差
	左側機翼	右側機翼	
A1	9	17	-8
A2	13	17	-4
A3	17	17	0
A4	21	17	4
A5	25	17	8
A6	29	17	12
A7	34	17	17
A8	39	17	22
A9	46	17	29
A10	54	17	37
A11	83	17	66

圖表來源：作者自行繪製

• 理 論 •

(一) 透過文獻研究 $M \approx \left(\frac{1}{2}\rho V^2\right) Sb \cdot C_{l\beta} \cdot \tan(\Gamma)$ 推導簡化公式

1. 設定在**固定不變的條件下**進行實驗

(實驗滑翔機的條件都相同，實驗環境條件也相同，只調整左右翼的上反角角度)

- 將 $\left(\frac{1}{2}\rho V^2\right) Sb \cdot C_{l\beta}$ 物理量皆視為常數，以統整常數項 k 來表示
- 只需要專注觀察 $\tan(\Gamma)$ (隨上反角改變的參數)對於 M (滾轉力矩) 產生的變化

$$\text{得到簡化公式} : M \approx k \cdot \tan(\Gamma)$$

- 考慮到滾轉力矩由左右機翼分別產生，且兩者方向相反，

定義：

- 左機翼力矩 M_l 為正；右機翼力矩 M_r 為負

$$\bullet \text{總滾轉力矩 } M_t \text{ 為兩者相加} : M_t = M_r + M_l$$

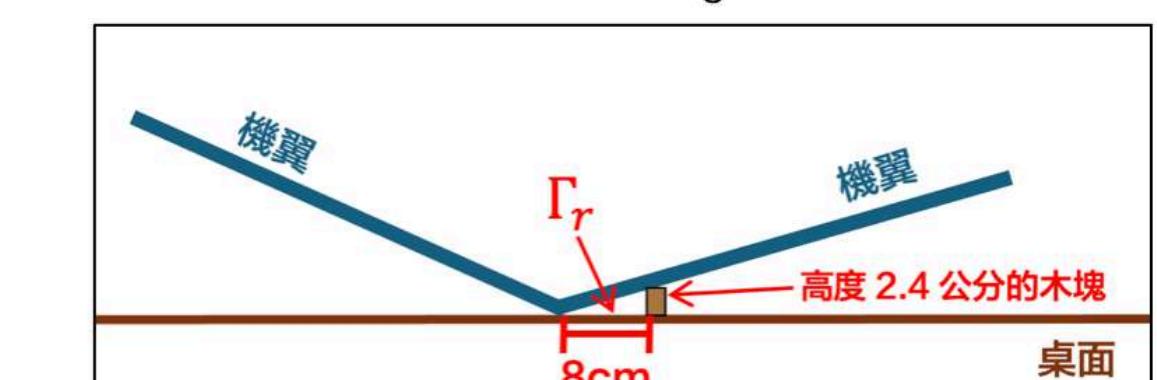
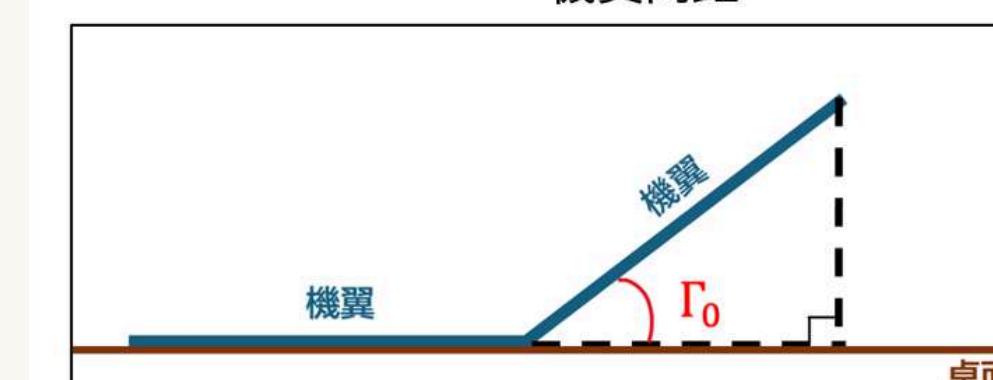
(二) 機翼上反角的計算

1. 得出初始總上反角 Γ_0 ：左右機翼拼接結合時計算

$$\Gamma_0 = \sin^{-1}\left(\frac{\text{翹起高度}}{\text{機翼間距}}\right)$$

2. 得出右機翼上反角 Γ_r ：機翼黏接至機身後時計算

$$\Gamma_r = \tan^{-1}\left(\frac{2.4}{8}\right)$$



$$3. \text{得出左機翼的上反角 } \Gamma_l = \Gamma_0 - \Gamma_r$$

圖片來源：作者自行繪製

(三) 總滾轉力矩的計算

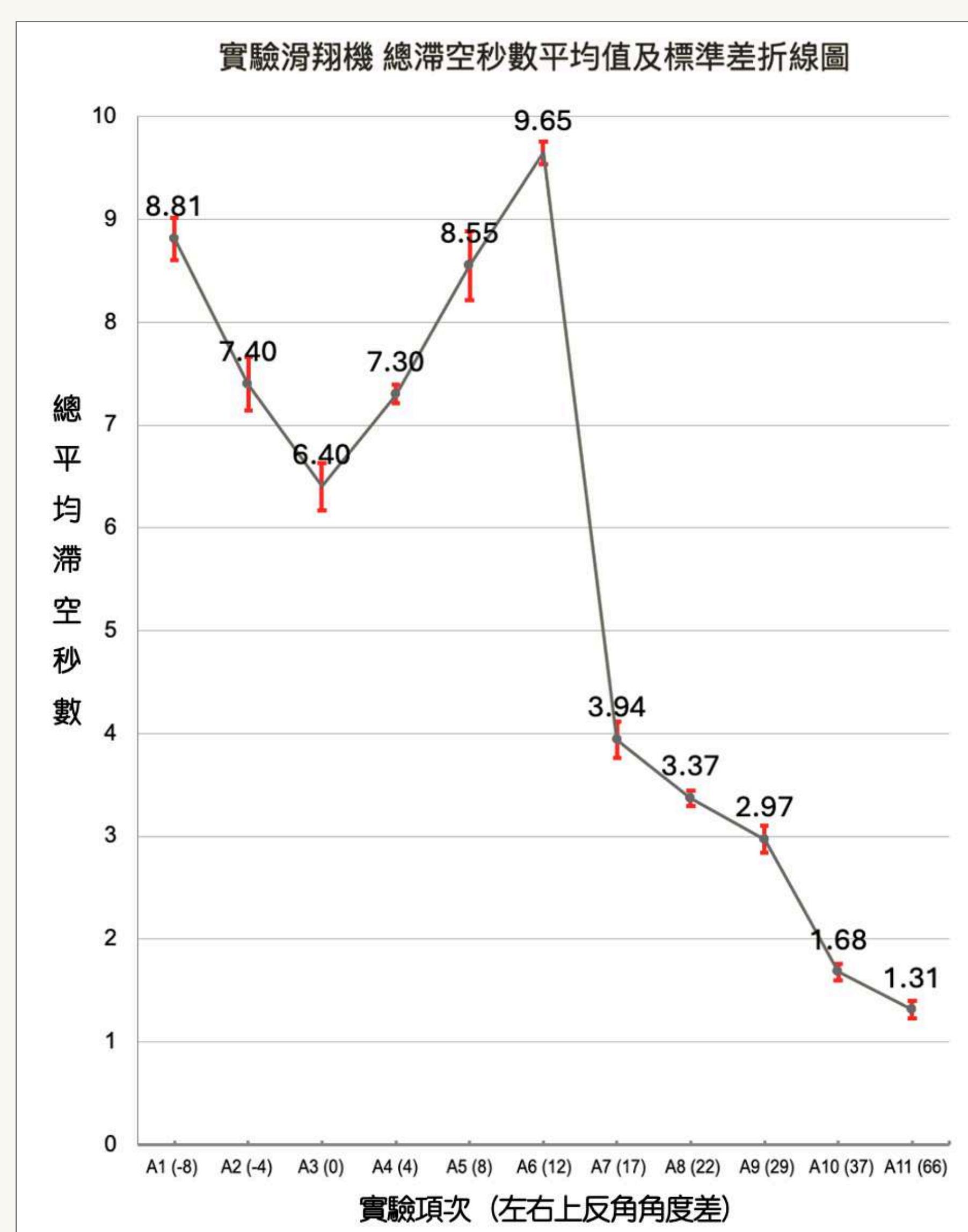
$$\text{右機翼力矩 (方向為負)} : M_r \approx -k \cdot \tan(\Gamma_r)$$

$$\text{左機翼力矩 (方向為正)} : M_l \approx k \cdot \tan(\Gamma_l)$$

$$\text{總滾轉力矩} : M_t = M_r + M_l \approx k \cdot (\tan(\Gamma_l) - \tan(\Gamma_r))$$

陸、研究結果

一、實驗滑翔機滯空秒數結果與標準差分析



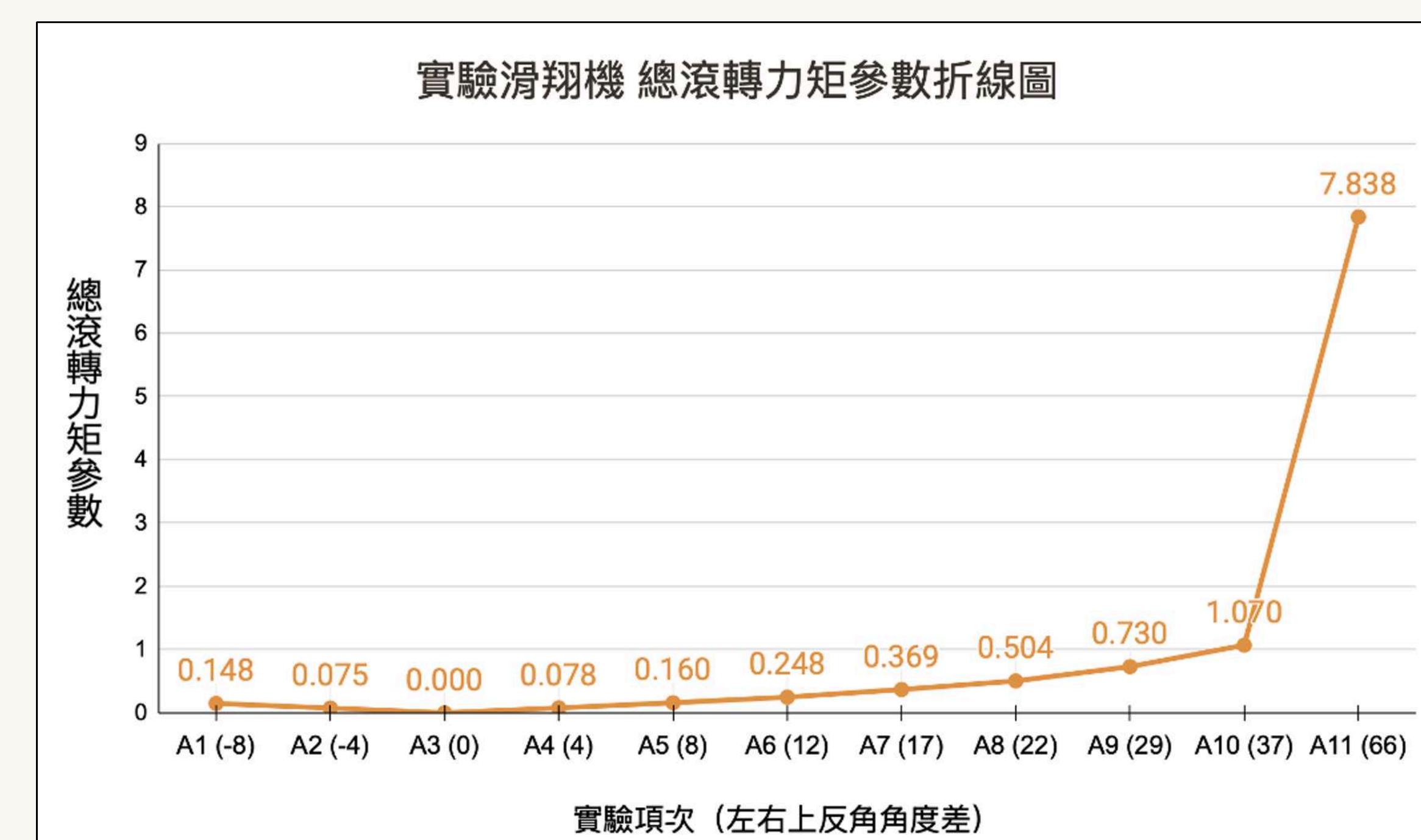
圖片來源：作者自行繪製

為確保結果可信，本研究針對每組實驗 (A1~A11) 去除極端值後進行標準差分析，驗證數據穩定性，由於實驗過程條件嚴謹、誤差控制得當，分析結果如下：

(一) 數據穩定、變異幅度小：各組標準差介於 0.074 秒至 0.339 秒。

(二) 具實驗重現性與統計信度：圖表顯示數據集中、誤差小，證實本實驗設計與執行具備高度可比性與研究價值。

二、實驗滑翔機滾轉力矩參數計算結果



圖片來源：作者自行繪製

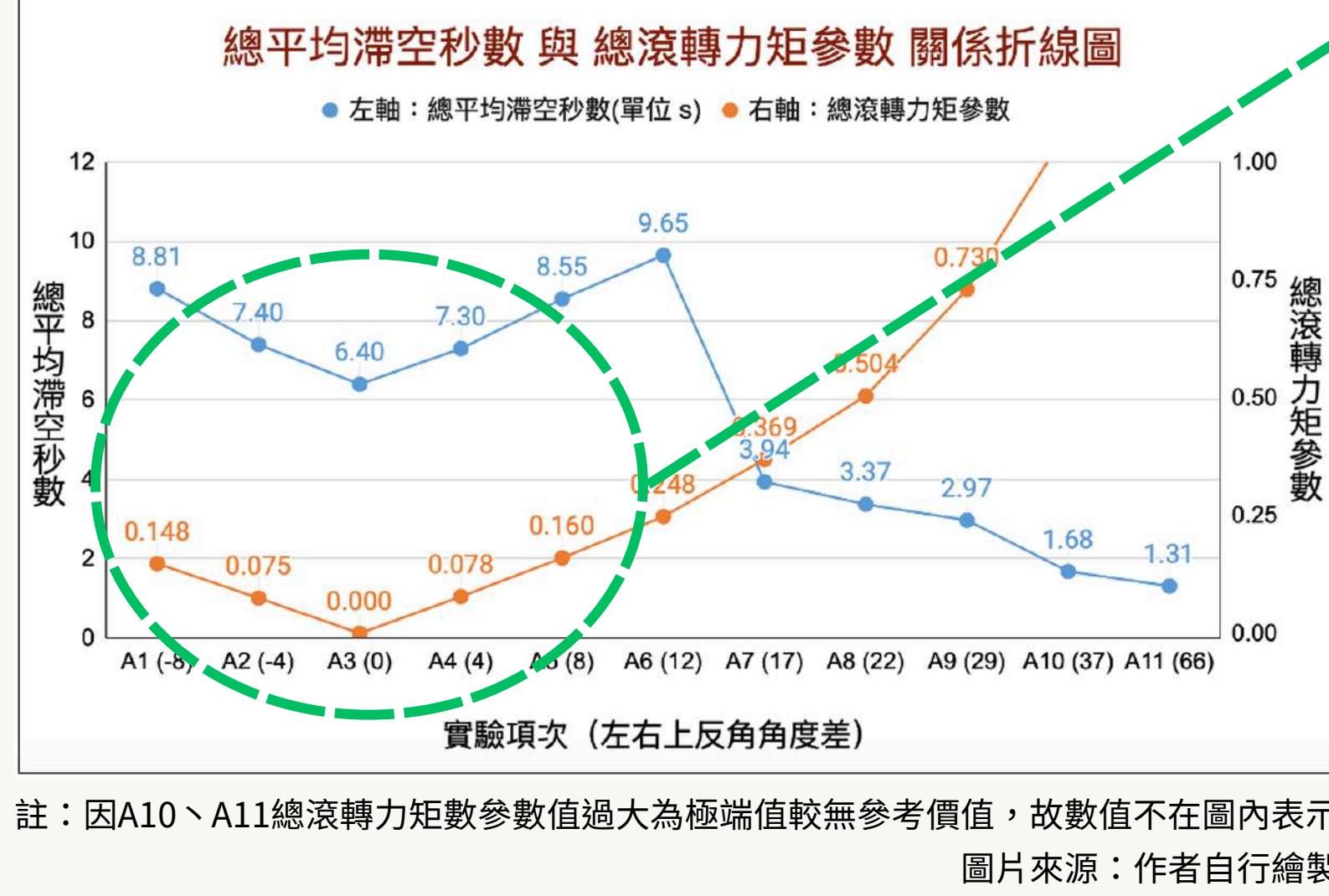
一、A6 組滯空秒數達到峰值，A7 之後大幅下滑

(一) A1~A6 的上升趨勢

這顯示在此區間內，「適度不對稱的上反角差」為滑翔機帶來一定的回正力矩（滾轉力矩），有助於保持飛行平衡並延長滯空時間。

(二) A7 之後的急遽下滑

當上反角差擴大至 17° (A7) 以上，滾轉力矩過大反而導致飛行失穩。現象包括：翻滾、側滑、氣流破壞、阻力上升、升力降低，最終使滯空時間大幅下降 (A11 僅約 1 秒)。

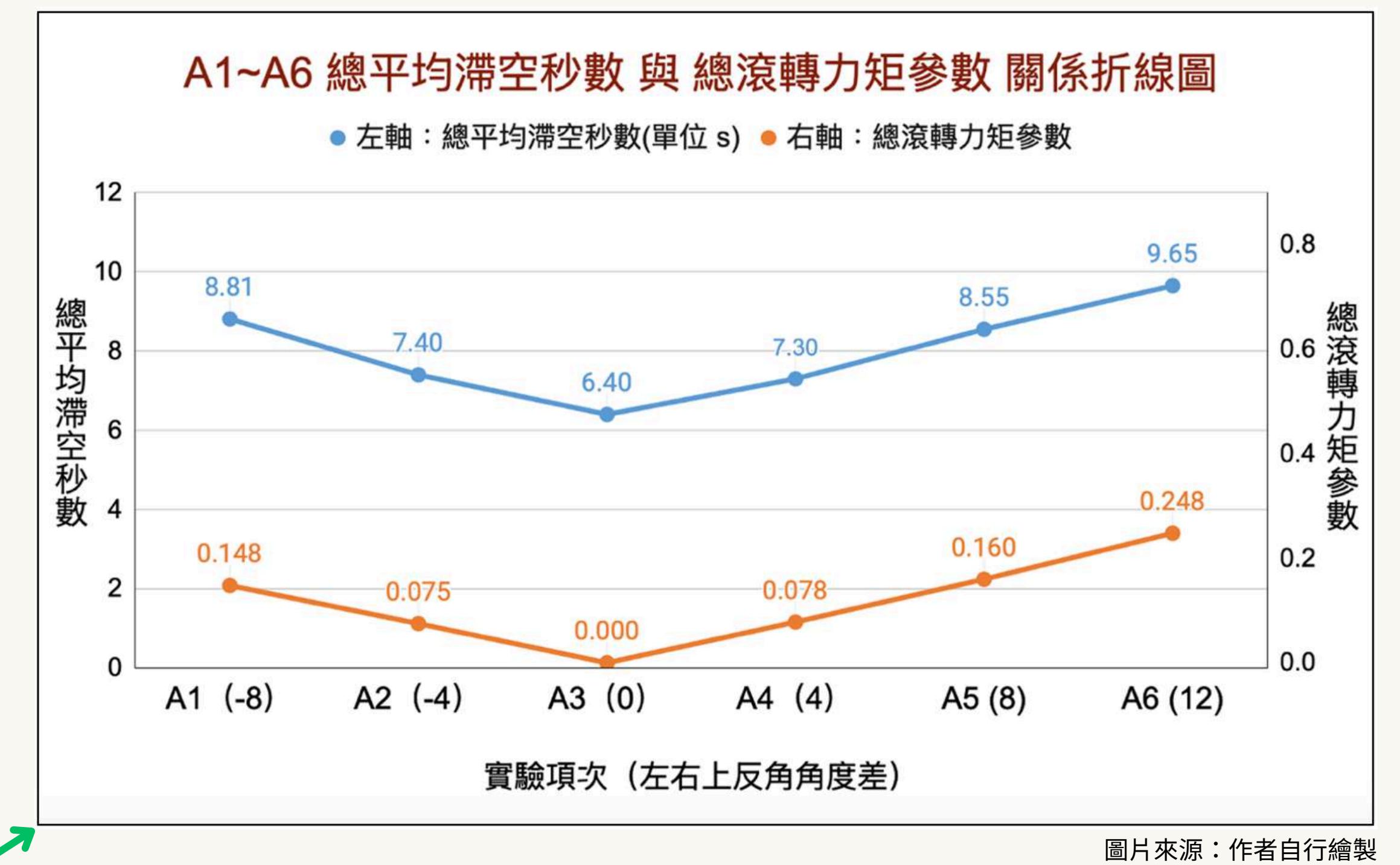


註：因A10、A11總滾轉力矩參數值過大為極端值較無參考價值，故數值不在圖內表示

圖片來源：作者自行繪製

二、A3 組（對稱雙翼）表現不佳

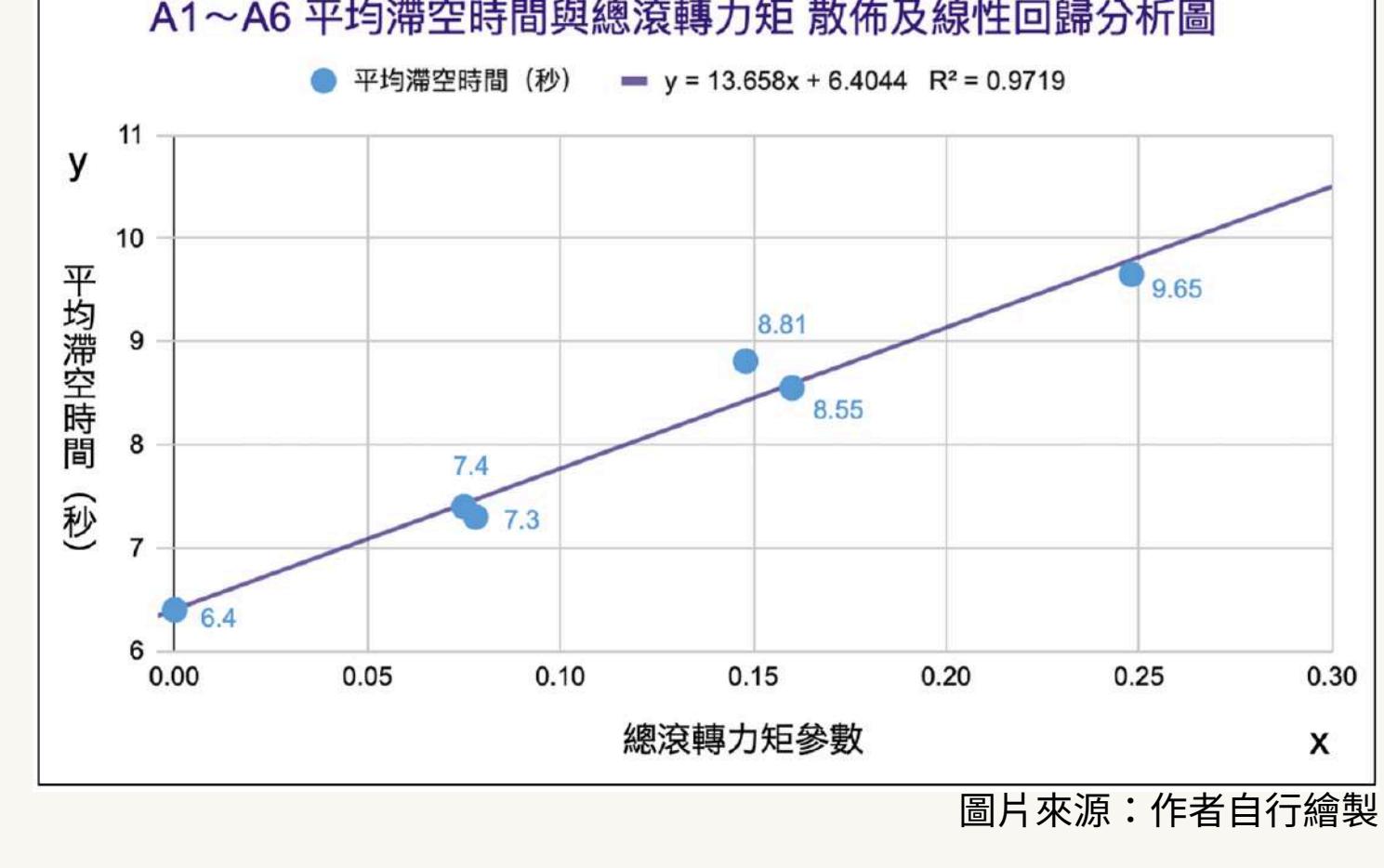
- 滯空時間僅約 6.40 秒，表現不如其他適度不對稱組
- 顯示若缺乏足夠滾轉力矩，無法有效抵抗側向擾動
- 導致飛行穩定性下降，滯空表現不佳
- 此結果印證：
→ 適度滾轉力矩對飛行器設計至關重要
→ 不對稱上反角設計更有利於穩定飛行



圖片來源：作者自行繪製

三、適度不對稱上反角，其總滾轉力矩與滯空時間呈正相關

在 A1~A6 組中，滾轉力矩參數與平均滯空秒數呈現同步 V 型趨勢，顯示適度不對稱上反角能有效提升飛行穩定性與滯空表現。進一步線性回歸分析結果顯示 $R^2 = 0.9719$ ，代表滯空秒數變化有 97.19% 可由滾轉力矩解釋，具高度預測力，形成趨勢觀察與統計驗證的雙重佐證。



圖片來源：作者自行繪製

捌、結論

一、實驗最佳結果與理論計算相符

(一) A6 組滯空秒數最佳

左翼 29° 、右翼 17° ，相差 12°

A6 組平均滯空時間達 9.65 秒，為全組最高，其滾轉力矩雖非最大，但屬於適度偏大，足以維持穩定飛行，展現最佳表現。

(二) 過大或過小的上反角差均不利於飛行

A7~A11 組雖產生更大滾轉力矩，卻因失穩導致滯空時間大幅下降；A3 組對稱設計，滾轉力矩為 0，亦缺乏穩定性，表現不佳。

整體結果顯示，適度不對稱上反角才能有效產生回正力矩，提升側滑穩定性，是優化滯空時間的關鍵。

二、物理滾轉力矩公式的驗證

不對稱上反角為關鍵設計參數

(一) 傳統上反角對稱性設計觀點的突破。

(二) 理論研究證實：「上反角差異越大，滾轉力矩越高」。

(三) 實驗佐證：並非「滾轉力矩越大越好」，而是需在「足以回正又不致過度」的範圍內，才能達到最優飛行效果。

(四) 適度的不對稱上反角設計不僅可行，更可以有效改善滑翔機的飛行性能。

三、生活化的實驗，推廣物理教育與應用

(一) 研究不是只能依賴昂貴設備，校園內也能做出好實驗

本研究運用簡易工具與校園場地，即完成具系統性與價值的實驗，證明科學探究不需高成本設備，只要設計得當，依然能產出可信且具意義的成果。

(二) 推廣直觀學習，啟發物理思維

本研究以飛行現象為切入點，讓學生與大眾能直觀觀察物理原理，進而引發興趣與思考，實踐「物理源自生活」的理念。

四、應用與未來發展，開啟新設計可能性

本研究的成果，可為其它類型的無動力飛行器或無人機，提供設計的重要參考，例如：

(一) 滑翔傘與風箏的優化

在面臨側風或亂流時，可利用不對稱上反角設計來提升飛行穩定度，實現更長的滯空時間。

(二) 無人機節能與故障保護

本研究結果可應用於無人機在低動力或緊急滑翔模式下的設計，透過適度不對稱上反角提升穩定滯空控制能力，延長飛行續航或爭取故障處置時間。

玖、參考文獻資料

- 一、 Barnes W. McCormick (1995). Aerodynamics, Aeronautics, and Flight Mechanics (2nd ed.). Wiley.
- 二、 Etkin, B. & Reid, L. D. (1995). Dynamics of Flight: Stability and Control. John Wiley & Sons.
- 三、 Snorri Gudmundsson(2021).General Aviation Aircraft Design: Applied Methods and Procedures (Second Edition). Elsevier - Health Sciences Division.
- 四、 Stevens, B. L., & Lewis, F. L. (2003). Aircraft Control and Simulation (2nd ed.). Wiley.
- 五、 中村寬治 (2017)。飛機力學超入門：讓飛機飛上天的航空基礎工程學。晨星。
- 六、 展京霞、王晉軍 (2008 年 11 月 18 日投稿)。〈機翼掠角非對稱變化的橫航向效應〉。《科學引擎 ScienceEngine 期刊》。2009年第39卷第7期發行。
- 七、 莊濟謙、張立欣、劉翊丞 (2022 年 8 月 12 日)。〈魚你翼鱗飛—探討飛魚腹鱗對飛行穩定度的作用〉。國立臺灣科學教育館。中華民國第 62 屆中小學科學展覽。