

國防部 113 年度

「國防部補助軍事院校教師(官)從事學術研究案」成果報告

研究計畫名稱：紙製無人機(P-Air)設計與製造研發

委託單位：國防部

研究單位：空軍航空技術學院

研究計畫主持人：徐嘉偉 副教授

協同主持人：江志煌 助理教授

劉力愷 講師

國防部編印

中 華 民 國 1 1 3 年 1 1 月 2 9 日

摘要

自兩亞戰爭至俄烏戰爭期間，無人機在戰爭中的應用逐漸增加，戰爭型態也演變成由有人機對抗或是地面火炮反制進而提升成無人機對無人機的對抗，即便無人機成本低於其他防衛性武器但長久的消耗人士可觀。本次專案研究為設計與製作一架高性價比、低雷達截面積（RCS）、可高酬載、自主導航的無人載具，探索輕量化、高強度的機體結構材料，以減少重量並提高機體剛性。同時，針對雷達截面積優化，採用低反射率材料，以實現低 RCS 值。整合航電系統，慣性導航系統（INS）、全球定位系統（GPS）和視覺感測，實現載具的自主導航能力。

關鍵字：無人飛機、RCS、GPS、自主導航

Abstract

During the period from the Second Nagorno-Karabakh War to the Russia-Ukraine War, the application of drones in warfare has gradually increased. The nature of warfare has evolved from manned aircraft confrontations or ground artillery countermeasures to engagements between unmanned aerial vehicles (UAVs). Despite drones having lower costs compared to other defensive weapons, their prolonged usage can lead to significant personnel consumption. This project aims to design and manufacture a high cost-performance unmanned vehicle with a low radar cross-section (RCS), capable of high payload capacity and autonomous navigation. It explores lightweight, high-strength structural materials to reduce weight and enhance rigidity. Additionally, it focuses on optimizing radar cross-section by employing low-reflectivity materials to achieve a low RCS value. The integration of avionics systems, inertial navigation systems (INS), global positioning systems (GPS), and visual sensing will enable the vehicle's autonomous navigation capabilities

Keywords : UAVs, RCS, GPS, autonomous navigation

目錄

摘要.....	ii
Abstract.....	iii
圖目錄.....	v
表目錄.....	vi
第一章 前言	2
第一節 研究緣起與背景.....	2
第二節 研究目的及研究重點	3
第三節 參考文獻.....	6
第二章 載具設計與評估	8
第一節 任務需求.....	8
第二節 構型設計	8
第三節 初步空氣動力特性估算	11
第三章 實驗結果與討論	15
第一節 RCS 模擬測試.....	15
第二節 載體制作	15
第四章 結論	18
參考文獻.....	19
個人資料表	21
任務編組表	22

圖目錄

圖 1-1：我國航空器產值統計.....	2
圖 1-2：Predator 和 Reaper 武器化無人機	3
圖 1-3：紙製無人機 Corvo PPDS.....	4
圖 1-4：Shahed-136 自殺式無人機.....	5
圖 1-5：瓦楞紙選用規格.....	6
圖 2-1：紙製無人機設計圖.....	9
圖 2-2：紙製無人機三視圖.....	9
圖 3-1：翼型輪廓參數定義.....	16
圖 3-2：最佳化翼型與其他平底翼型之比較.....	17

表目錄

表 1-1：瓦楞紙板的形成.....	7
表 2-1：各部位重量估計表.....	10

第一章 前言

第一節 研究緣起與背景

無人載具在近幾年的發展速度非常快，Gartner(市場研究公司)表示：2016 年全球無人機銷量攀升至 220 萬台，收入同比激增 36%，達到 45 億美元；專家更預計 2021 年的無人機銷售額將超過 120 億美元。這意謂著複合年增長率(CAGR)將由 2016 年的 85 億美元上升 7.6%，今年經濟部統計資料中 112 年航空器產業產值可望創歷史新高(圖 1-1)，全年產值規模可望回升至 500 億元以上水準。

無人載具(Unmanned Vehicles, UAVs)在現代化企業和軍事領域的應用具有重要的產值和戰略性重要性。在企業應用方面，主要於應用於物流、科技農業及監測和測繪；在軍事用途方面則為情報、監視和偵查(ISR)、打擊、防空和反無人機防禦及通信中繼。由上可知無人載具應用多元，不論是民生用途或是軍事用途均有著強大的支援能力。它們不僅提高了效率，降低了成本，還為企業和軍隊提供了更多的工具和選項，以應對複雜的挑戰和任務。



圖 1-1：我國航空器產值統計(資料來源經濟部)[1]

UAVs 提供了先進的情報、監視和偵查能力，能夠即時收集敵軍動態和地形資訊，這對於戰場決策和任務規劃至關重要。自兩亞戰爭至俄烏戰爭期間，無人機在戰爭中的應用逐漸增加，其比例和重要性取決於各場戰爭的具體情境。例如：

- 兩亞戰爭：

無人機在阿富汗和伊拉克等地的作戰中占有越來越重要的地位。無人機在情報、監視和偵查(ISR)方面的應用變得至關重要，同時也用於有限的打擊任務。例如：

Predator 和 Reaper 等型號的武器化無人機(如圖 1-2)成為有力的打擊工具。

- 敘利亞內戰：

在敘利亞內戰中，不僅僅是美國，還有俄羅斯和其他參與國均提高無人機的運用。無人機在打擊恐怖分子、監視戰區和提供即時情報上發揮了重要作用。同時，無人機也成為不同勢力之間的競爭工具。

- 俄烏戰爭：

俄羅斯和烏克蘭都在戰爭中使用無人機，其中俄羅斯無人機的數量和種類相對較多。無人機在烏克蘭戰場上用於情報收集、地圖製作和戰場監視。俄羅斯則利用無人機進行打擊任務，支援其陸軍和特種部隊。儘管無人機在俄烏戰爭大放異彩，但高強度作戰造成的耗損仍讓兩軍感到沉重。



圖 1-2：Predator 和 Reaper 武器化無人機

無人機的優點為有較好精確度和準確性、可降低人員戰時所承受的風險、可執行長時間飛行任務、提供情報、監視和偵查（ISR）、無人機反制與對抗極快速部屬等優點，總的來說，無人機在現代戰爭中發揮了不可或缺的作用，並在提高作戰效能、減少風險和實現更好的任務成功率方面產生了深遠的影響，並且在戰略和戰術層面上都發揮了關鍵作用。

第二節 研究目的及研究重點

在今年澳洲工程公司 Spydex 宣布將每月提供烏克蘭軍 100 架旗下 PPDS 無人機，這款機型以特殊塗層的硬紙板為機身，將可提供烏軍低成本的無人機隊。Spydex 工程公司，旗下子公司 Corvo 專精無人機解決方案，為了減低無人機生產和運作成本，該公司用特規的硬紙板和橡皮筋製作出「精準設備運送系統」（Precision Payload Delivery System，PPDS）[2]，並加上軍用級導引和偵測系統，讓每架無人機成本在 1,000~5,000 澳幣之間約台幣 3 萬~15 萬元之間(如圖 1-3)。這一型無人機共有兩種款式，分別為載重能力於 3kg 及 5kg，除了機身輕便可單

兵攜帶操作外，先進軍用任務電腦也不需要太艱深的訓練即可上手，在輸入任務指令後釋放，便可自動進行飛航任務，最大航程可達 120 公里，低成本與「用後即丟」特性，則讓使用者無須特別擔心耗損問題。目前 PPDS 已在烏克蘭執行超過 60 次以上任務，烏軍大多用於用於運輸物資、偵察，以及投擲小型炸彈等用途。

先前俄羅斯大量使用伊朗製的「Shahed-136」自殺式無人機(圖 1-4)，由於技術規格不高，每架成本僅需 1 萬美元左右，讓烏克蘭必須使用昂貴的防空武器因應。但現在烏軍擁有成本更低的紙飛機，成本只有俄軍見證者的三至十五分之一，以每月 100 架的援助速度來看，烏軍僅需數個月內便可擁有一批比俄軍更為便宜的無人機大隊，反過來迫使俄軍必須使用成本較高的防空武器因應。



圖 1-3：紙製無人機 Corvo PPDS[2]



圖 1-4：Shahed-136 自殺式無人機

如何提高無人機性能與降低價格，一直是一項重要課題，雖然戰爭帶來許多殘酷的教訓但不諱言地也帶來許多技術上的突破與創新。本次研究目的也為開發高性價比-「紙製」無人飛機。

- 紙製無人機：

紙製無人機並非主流，而是相對罕見的概念。紙製品通常在航空領域中不被視為適當的構建材料，主要是因為它的脆弱性、較低的強度和抗風性能，紙製物品的雷達截面積（RCS）通常相對較高，這是因為紙是一種對雷達波而言相對反射的材料。紙通常是非導電的、不透明的，這導致雷達波大部分被反射而不是吸收，不利於戰場存活。但 RCS 的確切數值取決於紙的具體厚度、表面處理以及紙上可能存在的任何特殊塗層。

- 雷達截面積(RCS)

RCS（雷達截面積）是一個用於描述目標對雷達系統的探測能力的物理量。RCS 值衡量了目標表面對雷達波的反射效應，它是雷達反射的有效面積。RCS 的大小直接影響了目標在雷達屏幕上的顯示，而較大的 RCS 值表示目標更容易被雷達檢測到。

RCS 值通常是以平方米（ m^2 ）為單位，其計算涉及目標的幾何形狀、尺寸、材料特性以及入射雷達波的方向和頻率。目標的形狀和結構會影響雷達波在表面的反射和散射，進而影響 RCS 值。通常，具有角銳的邊緣和表面特徵的目標可能會有較大的 RCS。減小目標的 RCS 是雷達隱身技術的一個目標。雷達隱身的方法包括使用特殊的外形、吸波材料（減少反射）、吸波塗層等。藉由減小 RCS，目標可以更難被雷達偵測到，提高其在作戰中的生存能力。以下是各材料對 RCS 值的影響：

1. 吸波材料（Radar Absorbing Materials， RAM）：這些材料設計用來最小化雷達波的反射。吸波材料通常包含導電材料或吸波塗層，能夠有效地將雷達波轉化為熱能。使用吸波材料可以顯著減小目標的 RCS。
2. 金屬：金屬通常具有較高的導電性，因此在雷達頻段內，金屬表面會產生較大的反射。

然而，特殊的金屬網格結構或金屬塗層可以用於減小 RCS。

3. 複合材料：結合不同類型材料的複合材料可能具有中等到低的 RCS，具體取決於組合方式和結構。
4. 多層結構：使用多層結構可以有效地減小反射。這包括吸波材料的結合，以及結合不同反射特性的材料。
5. 表面處理：特殊的表面處理，如抗反射塗層，可以減小反射並影響 RCS。

本次研究重點在於製造出一架高性價比的紙製無人飛機(自此稱 P-Air)，任務需求為可酬載 5kg 的酬載設計、低雷達截面 RCS 值，配備高精度的全球定位系統 (GPS) 和慣性導航系統，確保飛行的穩定性和精確性，進行氣動外形優化，以減小雷達截面和提高飛行效率，所使用材料為瓦楞紙、巴爾莎木、複合材料(玻璃纖維布)等材料。

第三節 參考文獻

● 瓦楞紙材料特性

瓦楞紙板是由三層紙貼合而成，相較於木板或硬纖維為板，紙張本身雖然脆弱，但藉著波浪形瓦楞之結構，可成為強韌的紙板。瓦楞紙可組合出各種不同強度與特性的紙板，具有輕巧、緩衝的優點。瓦楞紙材非正規載具的製作材料，因此以紙材設計無人機是相對罕見的概念；而瓦楞紙的缺點也包含脆弱性、較低的強度和抗風性能[3、4]，但經表面處理後可以增進應用範圍。瓦楞紙主要由三層組成：外層的面紙（或稱表紙）、中間的波浪狀芯紙（或稱浪紙）。這種結構使得瓦楞紙在保持輕便的同時，具備優異的強度和緩衝性能。根據不同的需求，瓦楞紙可分為多種類型 A 楞、B 楞、AB 楞及 E 楞[5]。各型特性如表 1。選用瓦楞紙的好處另有輕量化、低成本、易加工、高回收性及友善環境等因素。瓦楞紙常用來作為貨物裝載用，目前市面上的應用也有用於精品加工及家具設計及娛樂事物上。本次的載具製作上則依各部位的需求選定以 B 楞及 AB 楞作為選用之規格(如圖 1-5)。

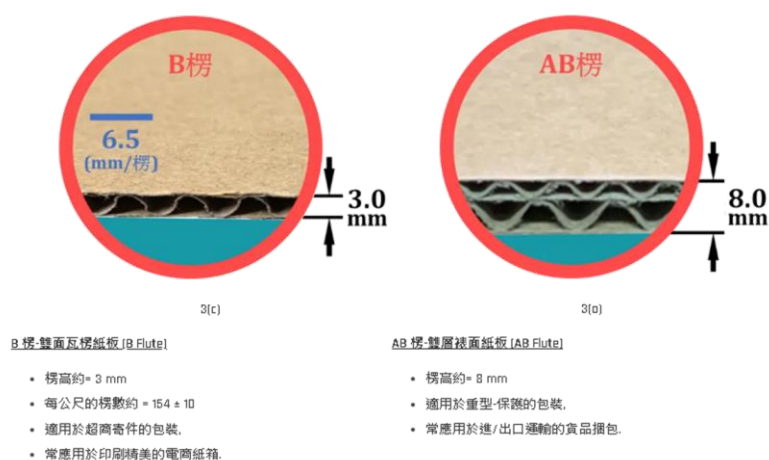


圖 1-5：瓦楞紙選用規格

表 1-1：瓦楞紙板的形式

楞型	楞高 h/mm	楞寬 t/mm	楞數(個/300mm)_	長寬比
A	4.5-5.0	8.0-9.5	31~37	1.55
B	2.5-3.0	5.5-6.5	45~53	1.36
C	3.5-4.0	6.8-7.9	34~40	1.47
E	1.1-2.0	3.0-3.5	70~82	1.26

現階段由於技術與性能的突破，未來無人機作業與應用將會更頻繁。交通部亦成立「無人機科技產業小組」，並研擬我國遙控無人機在交通領域發展之推動策略，聚焦遙控無人機應用於防救災、智慧運輸、物流運送三大議題[6~8]。

研究學者[9、10] 提出設計增強 RCS 的結構，以提升偵測距離與系統反應時間。而 RCS 增強結構設計，基本設想是採取平面化構型，以方便附加於目標物上。除了提升在車用雷達頻段的 RCS 增強效能。

Georgia Tech Aerial Robotics (GTAR)研究團隊發展出自主飛行 UAV J3-Cup[11]。每年參與國際 Unmanned Vehicle System 組織所舉辦的國際航空器競賽，於 2008 年完成所有競賽任務需求。該 UAV 偵察系統主要由直昇機本體，地面站台、影像處理與目標追蹤、任務規劃與軌跡產生等系統所組成；機上籌載 設備包括：飛控電腦（Embedded 233 MHz Pentium PC-104 單板計算機）、慣性量 測單元、D-GPS 接收機、磁力記錄器、高度計、11Mbps 資料鏈路及攝影設備等。Stanford 大學發展命名為 DragonFly 的 UAV[12]，該計畫由聯邦航空機構 (FAA) 及國防先進研究計畫局 (DARPA) 贊助，並由航空太空總署 (NASA) 協助。DragonFly UAV 為翼展 10 呎之固定翼機型，可裝載約 10 磅種的電子與感測器設備。電子設備包括含有 QNX 即時操作系統的單板計算機作為飛控電腦、Trimble 導航用 GPS 接收機（含有 5 支 GPS 天線分別置於兩個翼尖、機頭、機尾與機腹，以量測飛行時的位置、速度與高度）、姿態穩定器 (AHRS)，空速、攻角與側向角感測器 及無線電收發機等。Michigan 大學的 UAV 命名為 Flying Fish [13]，其配備有兩台機載電腦分別為 486 級和 Pentium133（使用 QNX 4.24 作業系統）、16Mb 和 20Mb Disc-on-chip 記憶體、三軸加速儀、磁羅盤、角速度陀螺儀及空速計等配備。因為配備較多，所以利用 兩台 486 級電腦來分工，其中 486 級電腦主要接收數據、建立資料結構及控制律演算，而 Pentium133 級電腦主要負責導航律演算、資料下傳及狀態估測等工作。

第二章 載具設計與評估

第一節 任務需求

1. 機體：

- (1) 為可控制、且起飛總重量小於15公斤之無人飛行載具；翼展以2公尺為限。
- (2) 固定於機體起飛裝置起飛或手擲方式起飛。

2. 推進動力：

- (1) 使用螺旋槳推進並以電動馬達驅動。
- (2) 螺旋槳得使用摺疊槳葉。

3. 遙控設備：使用 2.4GHz 頻段遙控設備。

4. 飛行時間為30分鐘。

5. 機身內部需有可拆換之獨立空間配置。

6. 載種能力需達3kg以上。

第二節 構型設計

無人飛機是以傳統的主翼以及三角尾翼為構型，主要考量傳統構型的飛機在製作上也比較簡單。主翼外型採用矩形翼，從左至右翼弦都一樣寬，所以製作過程相對簡單。設計上以減輕重量為主，並捨棄較複雜的氣動力外型設計，舵面控制採用副翼與升降舵混合控制，如圖 2-1、2-2。

起飛總重量 W_{To} 包含了固定重量 W_{empty} 、酬載重量 $W_{payload}$ ，如下方程式所示：

$$W_{To} = W_{empty} + W_{payload}$$

各部分估計重量為(表 2-1)：

- 酬載重量($W_{payload}$)：依照自訂之設計需求，設計 4 公斤。
- 固定重量(W_{empty})：飛機(機身、機翼、垂直尾、起落架、電子設備、馬達、附加裝備等重量)估計約為 5.15 公斤重。如表 2-1。

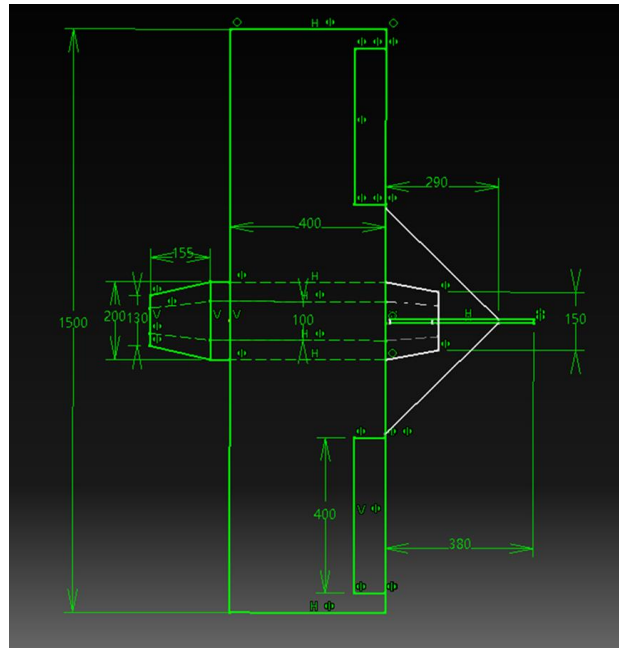


圖 2-6：紙製無人機設計圖

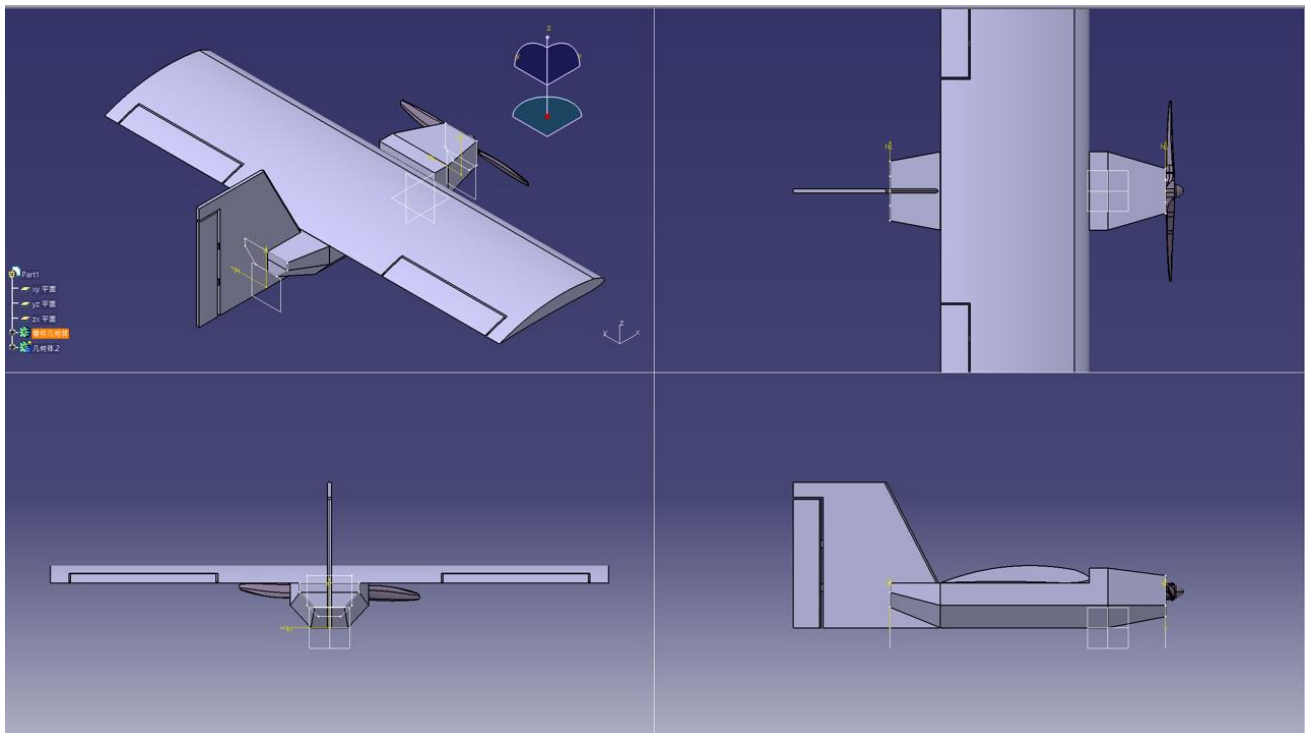


圖 2-7：紙製無人機三視圖

表 2-2：各部位重量估計表

飛機各部位	數量	重 (kg)
機翼	1	1.5
機身	1	1.2
起落架	1	0.27
鼻輪	1	0.19
伺服器	6	0.3
電池	1	0.43
馬達	1	0.4
TOTAL	1	4.09

在無設計襟翼的情況下，NACA4412 翼型之最大升力係數可達 1.6。假設計算飛機的失速速度為 12m/s，約 43km/hr。依此進行翼負載估算如下：

$$\frac{W}{S} \leq \frac{1}{2} \rho V_{stall}^2 C_{Lmax} = 0.5 \times 144 \times 1.5 = 108$$

可推算出需要的翼面積為

$$S = \frac{W}{W/S} = \frac{63.7}{100.8} = 0.58 \text{ m}^2$$

以展弦比 3~5 計算，翼展與翼面積之關係為

$$S = \frac{b^2}{A} \Rightarrow b = \sqrt{SA} = 1.37 \sim 1.77$$

其中空氣密度以標準大氣的海平面密度 1.23 kgf/m³ 來計算。由於競賽規則並未要求爬升率，在此不依據爬升率來估算必須以翼負載。以最大起飛重量 6.5 kgf 及 W/S = 100.8 (N/m²) 來估算，機翼面積至少須為 0.58 m²，本次製作主翼翼面積為 0.6 m²。

因為有翼展的限制，展弦比太高會使翼端的弦長過小，所以無法使用較大的展弦比。以翼展 1.5 公尺計算，主翼展弦比為：

$$AR = b^2/S = 1.5^2/0.63 = 3.57$$

根據主翼尺寸，並考量控制系統、引擎、螺旋槳及酬載等安裝，完成之初步規劃與尺寸設定，以確保各部尺寸有良好之配合，減少實際製作時的困擾。各主要部份之說明如下：

1. 主翼：

(1) 翼展：1.5m

(2) 翼弦長：0.4m

(3) 翼面積：0.6m²

(4)展弦比：3.57

2. 機身：

剖面形狀以矩形為基礎，以圓角修飾成平順之外型，後機身有漸縮。主要尺寸為

(1)全長：1 m(不含螺旋槳)

(2)最大寬度：0.2 m

最大高度：0.37 m (含起落架)

3. 尾翼面積估算：

使用容積係數方法來估算適當的尾翼面積。容積係數定義如下：

水平尾翼面積：
$$C_{HT} = \frac{S_{ht}L_t}{S_w C_w}$$

垂直尾翼面積：
$$C_{VT} = \frac{S_{vt}L_t}{S_w b_w}$$

適當的 C_{HT} 及 C_{VT} 值參考容積係數參考值。其中 L_t 為尾翼臂距離， $L_t = 1$ m，翼面積 $S_w = 0.6$ m²，翼展 $b_w = 1.5$ m，弦長 $C_w = 0.4$ m 則

水平尾翼：
$$C_{HT} = \frac{S_{ht}L_t}{S_w C_w} = 0.5 = \frac{S_{ht} 0.4}{0.6 0.4}, S_{ht} = 0.3$$

垂直尾翼：
$$C_{VT} = \frac{S_{vt}L_t}{S_w C_w} = 0.04 = \frac{S_{vt} 0.4}{0.6 0.4}, S_{vt} = 0.024$$

第三節 初步空氣動力特性估算

起飛速度設定為 $V_{f0} = 1.1 V_{stall} = 13.2$ m/s。則機翼之平均雷諾數為

$$Re_{\bar{c}} = \frac{\rho V_{f0} \bar{c}}{\mu} = \frac{1.23 \times 13.2 \times 0.4}{1.789 \times 10^{-5}} = 3.6 \times 10^5$$

機身之雷諾數為

$$Re_l = \frac{1.23 \times 13.2 \times 1.8}{1.789 \times 10^{-5}} \approx 1.63 \times 10^6$$

最大升力係數：

在無使用襟翼的情況下，估計為 $C_{Lmax} = 1.5$ 。

升力曲線斜率：

主翼升力曲線斜率以下式計算

$$C_{L\alpha} = \frac{2\pi A}{2 + \sqrt{4 + \frac{A^2 \beta^2}{\eta^2} (1 + \frac{\tan^2 \Lambda}{\beta^2})}} \left(\frac{S_{exp}}{S_{ref}} \right);$$

其中， S_{ref} 為機翼參考面積($=0.8+0.13=0.93 \text{ m}^2$)， S_{exp} 為機翼曝露面積， A 為展弦比， Λ 為後掠角或前掠角， η 為翼型效率($=C_{La}/2\pi$)， $\beta^2=1-M^2=1$ 為壓縮性修正因子。因本次主翼型為矩型翼，故 $\Lambda=0$

(1)主翼升力曲線斜率：

$$S_{exp}=0.6-0.08=0.52 \text{ m}^2, A=3.57, \Lambda=0, \beta=1, \eta=1$$

$$C_{La} = \frac{2\pi \times 3.57}{2 + \sqrt{4 + \frac{3.57^2 \times 1^2}{1^2} (1 + \frac{\tan^2 0}{1^2})}} \left(\frac{0.52}{0.6} \right) = 3.16$$

(2)尾翼升力曲線斜率：

$$S_{exp}=0.09 \text{ m}^2, A=4, \Lambda=0, \beta=1, \eta=1$$

$$C_{La} = \frac{2\pi \times 4}{2 + \sqrt{4 + \frac{4^2 \times 1^2}{1^2} (1 + \frac{\tan^2 0}{1^2})}} \left(\frac{0.09}{0.6} \right) = 0.58$$

(3)總升力係數斜率

$$C_{La} = 3.16 + 0.58 = 3.68 (\text{/radian}) = 0.064 (\text{/degree})$$

阻力估算分為五部分估算：機身、機翼。以速度 15 m/s、標準海平面狀況計算。參考馬赫數 $M=15/340=0.044$ ，黏滯係數 $\mu=1.789 \times 10^{-5} (\text{N.s/m}^2)$ 。

1.機身：

長度 $l=1\text{m}$ ，最大截面積 $A_{max}=0.2 \times 0.2=0.04 \text{ m}^2$ ，則型狀因子(form factor)為

$$FF=1+\frac{60}{f^3}+\frac{f}{400}=1.75$$

其中

$$f=l/d=l/\sqrt{(4/\pi)A_{max}}=4.54$$

雷諾數 $Re_1=\frac{1.23 \times 15 \times 1.8}{1.789 \times 10^{-5}} \approx 1.85 \times 10^6$ ，則摩擦力阻力係數為

$$C_f = \frac{0.455}{(\log_{10} Re)^{2.58} (1+0.144 M^2)^{0.65}} = 0.0042$$

以近似長方體計算其濕面積為 $S_{wet}=0.4 \times 2 \times 0.9=0.72 \text{ m}^2$ ，估算之寄生阻力係數為 $C_{D0,fuselage}=C_f \times FF \times S_{wet}/S_{ref}=0.0057$

2.主翼：

平均弦長為 $c = 0.4 \text{ m}$ ，據此計算之雷諾數為 $Re= 3.2 \times 10^5$ 。厚度比為 $t/c=12$ ，最大厚度位置 $(x/c)_m=0.4$ ，無後掠角。濕面積 $S_{wet}=S_{exp}[1.977+0.52(t/c)]=1.47 \text{ m}^2$ 。其形狀因子為

$$FF=\left[1+\frac{0.6(t/c)}{(x/c)_m}+100(t/c)^4\right][1.34M^{0.18}(\cos \Lambda_m)^{0.28}]=1$$

摩擦阻力係數為

$$C_f=\frac{0.455}{(\log_{10}Re)^{2.58}(1+0.144M^2)^{0.65}}=0.0054$$

估算之寄生阻力係數為

$$C_{D0,wing}=C_f \times FF \times S_{wet}/S_{ref}=0.08$$

3.水平尾翼：

平均弦長為 $c=0.17 \text{ m}$ ，據此計算之雷諾數為 $Re= 2.3 \times 10^5$ 。尾翼為平板，濕面積以投影面積兩倍來計算 $S_{wet}=0.25 \text{ m}^2$ 。摩擦阻力係數為

$$C_f=\frac{0.455}{(\log_{10}Re)^{2.58}(1+0.144M^2)^{0.65}}=0.0059$$

估算之寄生阻力係數為

$$C_{D0,ht}=C_f \times S_{wet}/S_{ref}=0.00016$$

4.垂直尾翼：

平均弦長為 $c = 0.5 \text{ m}$ ，據此計算之雷諾數為 $Re=2.2 \times 10^5$ 。尾翼為平板，濕面積以投影面積兩倍來計算 $S_{wet}=0.18 \text{ m}^2$ 。摩擦阻力係數為

$$C_f=\frac{0.455}{(\log_{10}Re)^{2.58}(1+0.144M^2)^{0.65}}=0.006$$

估算之寄生阻力係數為

$$C_{D0,vt}=C_f \times S_{wet}/S_{ref}=0.00011$$

總寄生阻力係數為

$$C_{D0}=C_{D0,fuselage}+C_{D0,wing}+C_{D0,tail}=0.08597$$

在計算能夠保持俯仰穩定的重心位置之前，必須先求出整架飛機的空氣動力中心，也就是所謂的中性點(neutral point, n.p.)。依照以下的公式來計算：

$$X_{np} = \frac{x_{ac,1}C_{L\alpha,1} + x_{ac,2}\eta_2(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha})C_{L\alpha,2}(\frac{S_2}{S_1})}{C_{L\alpha,1} + \eta_2(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha})C_{L\alpha,2}(\frac{S_2}{S_1})}$$

其中 $C_{L\alpha,1}$ 和 $C_{L\alpha,2}$ 分別是前翼和後翼的升力曲線斜率， η_2 為後翼的氣流動壓效率，其值與後翼位置有關。一般取 $\eta_2 = 0.9$ 。

重心(c. g.)位置必須在中性點(n. p.)之前，才能夠保持俯仰穩定。這兩點之間的距離，通常為弦長的 5%~10%。距離越大，穩定性越好，以上的計算公式已寫成一個 Excel 的巨集程式，如圖 4-3。前翼翼根的前緣當作原點，n. p. 的位置為 0.096 m，c. g. 位置為 0.056 m。

第三章 實驗結果與討論

第一節 RCS 模擬測試

減小目標的 RCS 是雷達隱身技術的一個目標。雷達隱身的方法包括使用特殊的外形、吸波材料(減少反射)、吸波塗層等。藉由減小 RCS，目標可以更難被雷達偵測到，提高其在作戰中的生存能力。本次研究因受通知核定時間過晚及受天候影響無法順利進行飛行測試，故採用模擬方式驗證。

以下為驗證 RCS 時，需要注意以下幾個細節，以確保符合相關標準和要求：

- 標示清晰性：所有的尺寸、材料和標註必須清晰可見，避免因為不明確的標示導致誤解或錯誤施工。
- 剖面圖與平面圖的一致性：剖面圖的方向和位置必須與平面圖及立面圖相符，避免因為方向不一致造成混淆。
- 尺寸標註：所有剖面圖的尺寸、建材標示必須明確，並需與其他相關圖紙(如室內粉刷表、立面圖)相互對應，以免因矛盾導致計算誤差或經費損失。
- 完整性：必須包含所有必要的文件和數據。

本次模擬成功獲補 RCS 回饋數據。

第二節 載體制作

PPSD 載具機翼弦長約為 0.4 m，巡航速度 60 km/hr，因此機翼的雷諾數(Reynolds number)約為 5×10^5 。一般航空器雷諾數多在 10^6 以上，翼型具有較大厚度比(thickness ratio)及弧高(camber)。雷諾數在 10^6 以下，空氣動力性能會降低。以 NACA4412 翼型為例，雷諾數由 10^6 降低到 10^5 ，最大升力係數減少 1/4，且阻力係數增加將近 1 倍[14、15]。厚度比較小的翼型，其最大升力係數與阻力係數受雷諾數影響較小[16]。因此，在低速小型無人飛行載具應用上，必須針對實際的飛行雷諾數選擇或設計適當的翼型，不應直接使用傳統 NACA 4 數字系列或一般通用航空(General Aviation)等級飛機使用的翼型。

為了製作方便，PPSD 載具機翼下表面為平面。大部分實用翼型的下表面輪廓和上表面一樣是曲面，以獲得較好的空氣動力性能。小型無人飛機或模型飛機，受限於製作方式及成本，採用平底翼型的比例較高。實用化的翼型中，早在 1922 年即使用的 Clark Y 翼型是平底翼型的代表，可以在不同雷諾數範圍維持不錯的空氣動力性能。其底部輪廓只有在 30%弦長位置以後是平面，並非完全是平面。近年針對低雷諾數範圍設計的平底翼型，如 S7055[17、18]、

AG03[19]等翼型，都是針對模型滑翔機的需求而設計，也是採用 30%前為曲面、30%後為平面的輪廓。若下表面輪廓全部保持為平面，除了前緣附近，是否仍可以獲得良好的空氣動力性能，是本研究探討的目標。

本研究首先建立方便以紙板製作的參數化翼型輪廓函數，以粒子群最佳化方法尋找具有最佳空氣動力性能之外形。翼型的性能指標採用升阻比，據此來定義最佳化之目標函數。

翼型輪廓函數採用如先前研究[20]所使用之定義，如圖 3-1。上表面為 PARSEC 函數[21]，下表面為圓弧與相切直線。

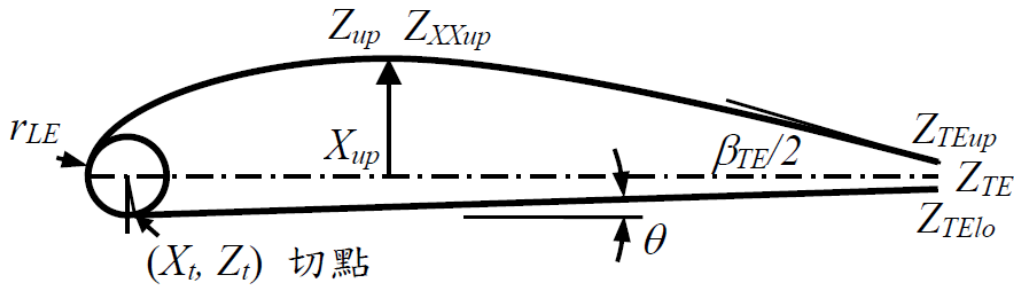


圖 3-8：翼型輪廓參數定義[8]

$$z_{up} = \sum_{i=1}^6 a_i \cdot x^{n-1/2}$$

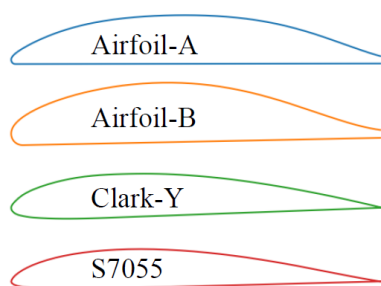
$$z_{lo} = \begin{cases} -\sqrt{r_{LE}^2 - (x - r_{LE})^2} & 0 < x \leq X_t \\ Z_t + m(x - X_t) & X_t < x \leq 1 \end{cases}$$

$$m = \frac{-Z_{TElo}(r_{LE} - 1) \pm r_{LE} \sqrt{Z_{TElo}^2 - 2r_{LE} + 1}}{(1 - 2r_{LE})}, \quad X_t = r_{LE} \left(1 + \frac{m}{\sqrt{1 + m^2}}\right), \quad Z_t = \frac{-r_{LE}}{\sqrt{1 + m^2}}$$

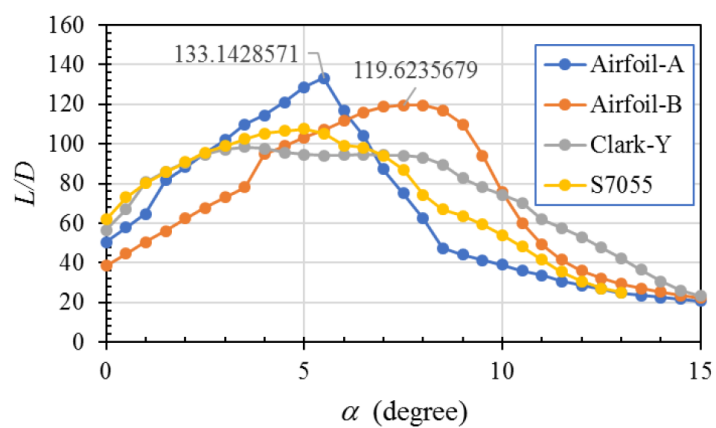
控制參數為 r_{LE} , X_{up} , Z_{up} , Z_{XXup} , Z_{TEup} , β_{TE} ，分別是前緣半徑、最大厚度位置、最大厚度、最大厚度位置的二階導數、後緣厚度及後緣角度。式中的 (X_t, Z_t) 是切點座標， m 是直線部分的斜率，可由前緣半徑 r_{LE} 及下表面後緣厚度 Z_{TElo} 決定。

不同目標函數定義獲得的最佳化輪廓有明顯的差異。最明顯的差異是前緣半徑，只考慮最大升阻比的 Airfoil-A 前緣半徑不及 Airfoil-B 的一半。兩種最佳化翼型的厚度比都超過 13%，比傳統的 Clark-Y 和 S7055 較厚。最大厚度位置也都在 40%弦長位置之後。

上述各翼型在雷諾數 = 500000 的升阻比如圖 3-2。Airfoil-A 有最高的升阻比 133.1，發生在攻角 5.5° ，且在 6° 開始急遽下降。Airfoil-B 的最大升阻比為 119.6，發生在攻角 7.5° ，低於 Airfoil-A，仍高於 Clark Y 及 S7055。因為是以平均升阻比為目標函數，在攻角 7.5° 前後的升阻比變化較緩和。考量零升力攻角的差異，兩者最大升阻比的絕對攻角差不多相同。



(a) 翼型外觀



(b) 升阻比

圖 3-9：最佳化翼型與其他平底翼型之比較

第四章 結論

● 研究成果

紙製無人機並非主流，而是相對罕見的概念。紙製品通常在航空領域中不被視為適當的構建材料，主要是因為它的脆弱性、較低的強度和抗風性能，紙製物品的雷達截面積（RCS）通常相對較高，這是因為紙是一種對雷達波而言相對反射的材料。紙通常是非導電的、不透明的，這導致雷達波大部分被反射而不是吸收，不利於戰場存活。但 RCS 的確切數值取決於紙的具體厚度、表面處理以及紙上可能存在的任何特殊塗層。

瓦楞紙上的中間的波浪狀芯紙（或稱浪紙）有著類似蜂巢板的結構效果，製作過程中需注意浪紙的抗力方向，可獲得一定強度的機體結構。另外瓦楞紙取得容易且易加工，且本次設計可大幅降低製作成本及增加製作速度。目前整體設計上人有許多可以強化之處，例如：於機身表面上塗層防水膠膜，可增加適應的範圍。紙製外型可任意開挖勾槽，結合外部增幅之設計。若不幸掉落或是損毀，全機有 80% 以上的材料可被環境吸收，不會造成汙染事件。

● 額外成果

本期研究工作中額外成果如下：

- (1) 國際會議論文 1 篇。
- (2) 國內會議論文 4 篇(機械研討會 1 篇、航太研討會 3 篇)。
- (3) 中華民國新型專利 1 件。
- (4) 參與學生增進基礎氣動力學、飛機設計等基礎學科能力。
- (5) 增強飛機設計製圖能力透過 CAITA 繪圖軟體製作。

參考文獻

- [1] 經濟部產業經濟統計簡訊第 440 期，2012。
- [2] <https://corvouas.com.au/productdisplay/home/>
- [3] Damian, M., Tomasz, G., Jakb K. G., and Tomasz, G., “Verification of numerical homogenization for corrugated boards through experimental tests and simulations”, 43rd Solid Mechanics Conference: SolMech 2024, 16-18 September 2024, Wroclaw, Poland.
- [4] Z. Aboura, N. Talbi, S. Allaoui, and M.L. Benzeggagh, “Elastic behavior of corrugated cardboard: experiments and modeling”, Composite Structures 63 (2004) 53–62.
- [5] <https://boxlife.com.tw/knowledge/detail.php?nid=2&nowpage=1>
- [6] 邵珮琪、林清一、吳東凌, “無人機於交通運輸領域應用與政策推動之探討” 運輸計劃季刊 49 卷 3 期, pp 201-233, 2020。
- [7] 陳楷鵬, “線上零售商的運輸服務競爭模型” 國立臺灣大學資訊管理學系學位論文, 2016。
- [8] 吳益銘、鄧友清, “智慧生活的未來想像—無人機技術探索” 電腦與通訊, 175 期, pp 7-13, 2018。
- [9] 林宛柔, “使用回授陣列天線技術之雷達反射截面積增強結構” 國立臺灣科技大學電機工程系學位論文, 2017
- [10] E. F. Knott, J. F. Shaeffer, and M. T. Tuley, Radar Cross Section. Artech House, Norwood, MA, 2004.
- [11] Christophersen, H. B., Dhingra, M., Guily, R., Hart, M. G., Johnson, E. N., and Kahn, A., “Development of an autonomous aerial reconnaissance system at Georgia Tech,” Georgia Institute of Technology, 2001.
- [12] J. S. Jang and C. J. Tomlin, “Autopilot design for the Stanford DragonFly UAV: Validation through hardware-in-the-loop simulation,” GNC Conference Montreal Canada, Aug. 2001.
- [13] Hsiao, F. B. and Lee, M. T., “The development of unmanned aerial vehicle in RMRL/NCKU,” 4th Pacific International Conference on Aerospace Science and Technology, Kaohsiung, Taiwan, May 21-23, 2001.
- [14] Abbott, I. H. and Von Doenhoff, A. E., Theory of Wing Sections, Dover Publications, Inc., New York, p. 489, 1969.
- [15] Jacobs, E. N. and Sherman, A., “Airfoil Section Characteristics as Affected by Variations of the Reynolds Number,” NACA Report No. 586, 1937.
- [16] Schmitz, F. W., “Aerodynamik des Flugmodels,” Carl Lange Verlag Duisburg, Duisburg, pp. 92a, 171, 1960.
- [17] Selig, M. S., Guglielmo, J. J., Broeren, A. P., and Giguere, P., “Summary of Low-Speed Airfoil Data - Volume 1,” Soar Tech Publications, 1995.
- [18] Selig, M. S., Lyon, G. A., Giguere, P., Niham, C. P., and Guglielmo, J. J., “Summary of Low-Speed Airfoil Data - Volume 2,” SoarTech Publications, 1996.

- [19]Drela, M., “Mark Drela's Designs - Charles River Radio Controllers,”
<https://charlesriverrc.org/articles/on-line-plans/mark-drela-designs/>, 2000.
- [20]江志煌, 徐嘉偉, 許掙強, 「低雷諾數平底翼型最佳化設計與性能探討」, 2023 中華民國航
太學會學術研討會, 論文編號 1115, 2023。
- [21]Sobieczky, H., Parametric Airfoils and Wings, Notes on Numerical Fluid Mechanics, Vol. 68,
Vieweg Verlag, pp 71 - 88, 1998.

個人資料表

計畫主持人個人資料				
中 文 姓 名	徐 嘉 偉	聯 絡 電 話	07-6254168	
英 文 姓 名	Hsu , chia wei	行 動 電 話	0912329101	
通 訊 地 址	高雄市岡山區巨輪路 1 號	身 分 證 字 號	M121648458	
電 子 信 箱	Hsuchiawei7114@gmail.com			
學 歷	學校名稱		院系級別	起訖年月
	學士	空軍官校	航空太空工程系	自 2000 年 8 月 至 2004 年 7 月
	碩士	成功大學	航太所	自 2005 年 9 月 至 2007 年 6 月
	博士	成功大學	航太所	自 2009 年 9 月 至 2016 年 10 月
現 職	服務機關 名稱	職稱	擔任工作	起訖年月
	空軍航空 技術學院	副教授	副教授	自 2022 年 8 月 至今
職 經 歷	服務機關 名稱	職稱	擔任工作	起訖年月
	空軍航空 技術學院	副教授	科主任	自 2020 年 6 月 至 2022 年 7 月
專 長	流場量測、無人載具應用、空氣動力、SROI			

任務編組表

113 年度國防部補助軍事院校教師從事學術研究案專案編組人員名冊						
計畫名稱：紙製無人機(P-Air)設計與製造研發						
項次	專案人員級別	人員所屬單位	姓名	職稱	計畫中擔任具體工作性質、項目及範圍	備考
1	計畫主持人	空軍航空技術學院 飛機工程系	徐嘉偉	中校 副教授	研究計劃之規劃與執行。	
2	協同主持人	空軍航空技術學院 飛機工程系	江志煌	助理教授	研究計劃中實驗之規畫與驗證。	
3	協同主持人	空軍航空技術學院 飛機工程系	許掙強	助理教授	研究計劃中實驗之規畫與驗證。	
4	協同主持人	空軍航空技術學院 飛機工程系	劉力愷	少校 講師	研究計劃中實驗之規畫與驗證。	