

計畫編號：A1040662ENG036

# 無線電助導航設施之地 測改善研究案

## 期末研究報告書

委託機關：交通部民用航空局飛航服務總臺

受託機構：中華學校財團法人中華科技大學

中華民國 105 年 10 月 25 日

## 目 錄

|                                  |     |
|----------------------------------|-----|
| I. 期中報告內容重點表.....                | 3   |
| II. 計畫期中報告內容.....                | 8   |
| 1. 計畫摘要.....                     | 8   |
| 2. 無人機技術發展.....                  | 9   |
| 3. 多軸式遙控飛機技術發展.....              | 23  |
| 4. 四軸式遙控飛機設計技術.....              | 40  |
| 5. 繫留式航空用氣球設計技術.....             | 66  |
| 6. ILS 信號接收機與可昇高式載具系統整合設計技術..... | 68  |
| 7. 可昇高式載具系統實驗場地測試.....           | 70  |
| 8. 機場實地測試.....                   | 83  |
| 9. 問題討論.....                     | 99  |
| 10. 未來發展.....                    | 101 |
| 11. 重要有關文獻.....                  | 102 |

## I. 期中報告內容重點表

### (一)年度計畫預定與實際工作內容比較

| 預期成果工作項目                            | 無人機與無線助導航設施整合進行實驗場地測試與改良。 |         |
|-------------------------------------|---------------------------|---------|
| 預定工作內容                              | 實際工作內容                    | 實際工作內容差 |
| 1. 國際間相關技術之收集與分析。                   | 已完成，參考期中報告 8-38 頁。        | 無差異     |
| 2. 研究案計劃書                           | 已完成，已於 105 年 1 月 30 日繳交。  | 無差異     |
| 3. 繫留式航空用氣球及多軸式遙控飛機設計製作與測試。         | 已完成，參考期中研究報告書 39-68 頁。    | 無差異     |
| 4. 飛控電腦整合高度計與全球定位系統 (GPS)設計製作與測試。   | 已完成，參考期中研究報告書 39-68 頁。    | 無差異     |
| 5. 飛控電腦整合 PIR 手持式 ILS 信號接收機設計製作與測試。 | 已完成，參考期中研究報告書 39-68 頁。    | 無差異     |
| 6. 飛控電腦整合攝影裝置設計製作與測試。               | 已完成，參考期中研究報告書 39-68 頁。    | 無差異     |
| 7. 飛控電腦與無線助導航地測相關設施整合測試與改良。         | 已完成，參考期中研究報告書 39-68 頁。    | 無差異     |
| 8. 無人機與無線助導航設施整合進行實驗場地測試與改良。        | 已完成。參考期中研究報告書 69-89 頁。    | 無差異     |
| 9. 期中研究報告書                          | 已完成。                      | 無差異     |
| 10. 多軸式遙控飛機與無線助導航設施整合進行機場 ILS 信號量測。 | 已完成。                      | 無差異     |

|                                      |   |     |
|--------------------------------------|---|-----|
| 11. 繫留式航空用氣球與無線助導航設施整合進行機場 ILS 信號量測。 | 依據期中報告針對各式可昇高式載具用於助導航設施訊號量測之優缺點分析/比較結果，確定不需執行繫留式航空用氣球與無線助導航設施整合進行機場 ILS 信號量測。 |     |
| 12. 分析/比較各式可昇高式載具用於助導航設施訊號量測之優缺點。    | 已完成。  | 無差異 |
| 13. 期末研究報告書                          | 已完成。  | 無差異 |

## (二)資源運用探討

### 1、經費運用

本產學合作計畫經費共計910,000萬元整(經費核定清單如下表)，分三期撥付，第一期款273,000元整已撥入學校會計室。

#### 經費核定清單

| 補助項目 | 申請金額<br>(台幣：元) | 核定金額<br>(台幣：元) | 說明                           |
|------|----------------|----------------|------------------------------|
| 業務費  | 902,500        | 864,500        |                              |
| 管理費  | 47,500         | 45,500         |                              |
| 合計   | 950,000        | 910,000        | 執行期間：104/12/31<br>~105/10/25 |

## 2、人力運用

| 類別     | 姓名                | 職位                | 最高學歷 | 在本計畫中擔任之工作   |
|--------|-------------------|-------------------|------|--|
| 主持人    | 石大明               | 副教授<br>兼<br>系主任   | 博士   | <ol style="list-style-type: none"> <li>負責計畫推動、主導研究方法、步驟與整合、研究進度追蹤管控。</li> <li>可昇高式載具之設計。</li> <li>無人載具及航空氣球等相關飛航安全分析。</li> </ol>               |
| 協同主持人  | 陳作舟               | 副教授               | 博士   | <ol style="list-style-type: none"> <li>無線電助導航設施、GPS、高度計與可昇高式載具之飛控電腦整合設計。</li> <li>無線電助導航設施訊號使用可昇高式載具量測。</li> <li>無線電訊號遙測/遙控技術之評</li> </ol>     |
| 助理研究人員 | 林彥宏<br>鄭許驊<br>廖敬為 | 研究生<br>研究生<br>大學生 | 學士   | <ol style="list-style-type: none"> <li>可昇高式載具之製作與測試。</li> <li>無線電助導航設施、GPS、高度計與可昇高式載具之飛控電腦整合電路製作與測試。</li> <li>無線電助導航設施訊號使用可昇高式載具量測。</li> </ol> |

## 3、重要設備採購、裝設及使用情形

| 項次 | 品名   | 規格                   | 單位 | 數量 | 裝設及使用情形    |
|----|--|----------------------|----|----|------------|
| 1  | 微控器 ATMEGA1284P                            | megaAVR MCUs         | 個  | 1  | 已裝設於可昇高式載具 |
| 2  | 陀螺儀感測器<br>GYRO SENSOR                      | ADXRS620             | 個  | 3  | 已裝設於可昇高式載具 |
| 3  | 整流器<br>DC/DC - regulator<br>TSR1-2450 (5V) | supply<br>FlightCtrl | 個  | 2  | 已裝設於可昇高式載具 |
| 4  | 壓力感測器<br>Pressure Sensor<br>MPX4115A       | MPX 4115A            | 個  | 1  | 已裝設於可昇高式載具 |

|    |                              |                       |   |    |                |
|----|------------------------------|-----------------------|---|----|----------------|
| 5  | 加速傳感器<br>ACC-Sensor          | MXR9500G              | 個 | 1  | 已裝設於可昇<br>高式載具 |
| 6  | 飛控板總成                        | FlightCtrl V2.5       | 組 | 1  | 已裝設於可昇<br>高式載具 |
| 7  | 導航版含羅盤                       | NaviCtrl V2.0         | 組 | 1  | 已裝設於可昇<br>高式載具 |
| 8  | MKGPS含陶瓷天線                   | U<br>blox/NEO-M8<br>Q | 組 | 1  | 已裝設於可昇<br>高式載具 |
| 9  | 電子變速器 BL-Ctrl                | BL-Ctrl V3.0          | 個 | 8  | 已裝設於可昇<br>高式載具 |
| 10 | 無刷馬達<br>Brushless motor 500W | X4110U-340K<br>V      | 個 | 16 | 已裝設於可昇<br>高式載具 |
| 11 | 碳纖維螺旋槳<br>Carbon propeller   | 18*55                 | 支 | 16 | 已裝設於可昇<br>高式載具 |
| 12 | 2.4G遙控器                      | FUTABA<br>14SG        | 台 | 1  | 已裝設於可昇<br>高式載具 |
| 13 | 2.4G接收器                      | FUTABA<br>R7008SB     | 個 | 2  | 已裝設於可昇<br>高式載具 |
| 14 | 433Mhz數據傳輸模組                 | 3DR RADIO<br>433Mhz   | 組 | 4  | 已裝設於可昇<br>高式載具 |
| 15 | 5.8G視訊傳輸器                    | TX 500mW<br>32CH      | 組 | 2  | 已裝設於可昇<br>高式載具 |
| 16 | 5.8G接收模組含即時<br>錄影            | RX 832 32CH           | 組 | 2  | 已裝設於可昇<br>高式載具 |
| 17 | 指向性天線                        | 5.8GHz 8dBi           | 組 | 4  | 已裝設於可昇<br>高式載具 |
| 18 | 機架玻纖外殼                       | TL6X005               | 個 | 2  | 已裝設於可昇<br>高式載具 |
| 19 | 3K碳纖機架上下承載<br>板及配件           | Tarot X4              | 組 | 2  | 已裝設於可昇<br>高式載具 |
| 20 | 3K碳纖板量測儀器承<br>載總成            | GFK holder set        | 組 | 2  | 已裝設於可昇<br>高式載具 |
| 21 | 碳纖電動收放腳架                     | TL8X003               | 組 | 2  | 已裝設於可昇<br>高式載具 |
| 22 | 馬達承載座                        | TL96028               | 組 | 12 | 已裝設於可昇<br>高式載具 |

|    |                   |                     |   |   |                 |
|----|-------------------|---------------------|---|---|-----------------|
| 23 | 碳纖機臂圓管            | TL4X002             | 支 | 4 | 已裝設於可昇高式載具      |
| 24 | 鋁合金機臂             | TL8X014             | 支 | 8 | 已裝設於可昇高式載具      |
| 25 | 攝相頭含即時錄影          | TL300M4             | 組 | 2 | 已裝設於可昇高式載具      |
| 26 | 22.2V/10000mAh鋰電池 | LiPo 6S 25C         | 個 | 6 | 已裝設於可昇高式載具      |
| 27 | 鋰電池充電器            | SkyRC D100          | 組 | 1 | 已裝設於可昇高式載具      |
| 28 | 50A電源供應器          | SkyRC Efuel 30V 50A | 組 | 1 | 已裝設於可昇高式載具      |
| 29 | 鋰電池安全防爆攜型箱        | 防爆防火防水密封鐵箱          | 個 | 2 | 已裝設於可昇高式載具      |
| 30 | 工具及工具箱            | 工具組及攜行箱             | 套 | 1 | 已裝設於可昇高式載具      |
| 31 | 接收模組              | 13吋筆電               | 台 | 1 | 已裝設於可昇高式載具      |
| 32 | 多旋翼收納攜行箱          | 鋁材航空箱               | 套 | 1 | 已裝設於可昇高式載具      |
| 33 | 鏡頭模組及機架           | 800萬畫素鏡頭及固定機架       | 套 | 1 | 已裝設於可昇高式載具供攝影用。 |

## II. 計畫期中報告內容

### 1. 計畫摘要

本計畫主要在收集、運用以及研究各項「改善助導航設施地測」的可行替代技術，主要包括：繫留式航空用氣球或多軸式遙控飛機等技術，研究用於改善助導航設施地測之可行性。預定完成工作項目包括：

- 1) 執行精確目視滑降燈(PAPI)燈號影像攝錄測試(攝影/照相)以及左右定位台(LOC)/滑降台(GP)訊號測試(包括：DDM、SDM、MOD、Field Strength 等參數)。
- 2) 影像攝錄及信號參數測量時，應同時即時同步記錄高度、經緯度與時間，以利分析燈號及無線電信號分佈情形。
- 3) 完成各式可昇高式(elevated)載具(含多軸式旋翼遙控機及繫留式航空氣球等)於助導航設施在空(in space)訊號之實測與分析。
- 4) 無線電訊號遙測/遙控(Wireless control/Line control)技術之評估。
- 5) 國際間相關技術之收集與分析。
- 6) 分析/比較各式可昇高式載具用於助導航設施訊號量測之優缺點。
- 7) 無人載具及航空氣球等相關飛航安全分析。

## 2. 無人飛機技術發展

無人飛機系統(Unmanned Aircraft System, UAS)或稱無人飛行載具(Unmanned Aerial Vehicle, UAV), 包含自動控制、遠距無線通信、電子酬載、微機電系統整合、機械結構、複合材料、遙感探測、空間資訊加值處理等等先進技術, 相當適合我國電子、精密加工、複合材料製造、空間資訊業者參與。整個無人飛行載具系統結合飛機設計、製造、組裝、測試等完整航空產品研發製造流程, 可用於多種軍民用途, 屬系統整合型知識經濟產物, 且目前尚不需驗證, 以我國目前航空產業能量來看最適合發展。目前國內已有初步內需市場, 國內研發團隊亦逐步趕上國際水平, 經濟部將未來無人飛行載具系統產業定為重點策略發展項目之一, 在我國能成為高科技、高技術、高競爭力的產業。近年來針對國土與環境變遷監控、防救災緊急應變、資源探測、土地利用調查、三維建物立體建模等等各式應用, 越來越強調資料更新的即時性, 資料傳輸的可靠性、空間資料取得的時效性、發展低成本資料擷取平台, 成為各國遙感探測技術發展的重要課題。UAS 具備高機動性與低成本的特性, 因此可運用於填補傳統衛星遙測與傳統航拍資料獲取的空隙, 藉由同時具備定位導航系統、自動飛行控制、即時影像及可靠資訊傳輸等先進技術, 使得空間資料的蒐集更有效率。從個人信息數據的獲取來說, 無人機可以模擬 WiFi 熱點, 搜尋移動設備的地址, 並根據信號的強度等對設備進行三角定位, 搜集的信息匯總起來則可以繪制出用戶的運動地圖, 呈現出他通常會路過的街區、商店等, 進而有條件地對用戶進行篩選, 比如向「過其門而不入」的潛在消費者推送優惠促銷信息。通過對個人運動軌跡的跟蹤, 可以更全面地把握人群的生活習慣, 為廠商提供更精確的參考數據。此外, 在緊急情況下, 也可以通過定位移動設備來拯救生命。無人機通過受困者手機 Wi-Fi 信號來判斷受困者的位置。

UAS 全球市場發展現況說明如下：

- 全球 UAS 市場需求穩定成長

由 Global Information, Inc.所發行的 UAV 市場報告書指出，全球 UAV 的支出，2010 年已達到 50 億美元以上，預測到至 2020 年之 UAV 市場，將累積約 1400 億美元。

- 各國投入先期以軍事用途、防救災應用為主。  
無人飛行載具系統(UAV)的發展是以提高軍事力[1-3]為目的，近年各國均逐步投入發展。全球的軍隊皆擁有 UAV 作為情報、監視及偵察(ISR)的重要工具，也擔任攻擊任務。
- 全球無人機市場快速崛起，民用 UAV 需求蓬勃發展。  
2013 年 Google, Microsoft, Amazon, UPS 均大量佈局 UAV 技術市場，2014 年 Google 重金併購 Titan, Skybox 等 UAV 為主的航太與遙測公司，顯示全球無人機市場快速崛起。國境警備、邊境巡防、資源探勘、空間調查、物流遞送、與新聞及商業攝影等用途都牽引著民間的 UAV 市場[4, 5]。2015 年，多軸飛行器已在德國作為偏遠小島補給物資之用，2015 年 3 月，亞馬遜的無人送貨機得到美國聯邦航空管理局(FAA)批准，可以在戶外測試飛行，為了解決網路購物快速成長、快遞成本高的問題，多軸飛行器迅速將觸角伸向各領域，各國政府也修改法令，讓產品應用更廣泛，除了娛樂之外，更大的應用和物聯網、工業自動化、安全救災有關。
- 亞太地區國家開始大力投入發展行列  
全球其他的地區中，以色列成為 UAV 的主要輸出國及主要市場。大陸、印度、韓國及日本亦以大量的經費投入 UAV 發展計畫。目前 UAV 市場持續成長中，其 5 個主要次市場包括小型、戰術、民間、空中續航等 UAV 和無人攻擊機(UCAV)等市場都是各國極欲發展的方向。多軸式遙控飛機則因操作簡便，近兩年全球銷售高速成長。

按不同使用領域來劃分，無人機可分為軍用和民用等二大類，對於無人機的性能要求各有偏重：

- (1) 軍用無人機對於靈敏度、飛行高度速度、智慧化等有著更高的要求，是技術水準最高的無人機，包括偵察、誘餌、電子對抗、通信中繼、靶機和無人戰鬥機等機型。
- (2) 民用無人機一般對於速度、升限和航程等要求都較低，但對於人員操作培訓、綜合成本有較高的要求，因此需要形成成熟的

產業鏈提供盡可能低廉的零組件和支援服務，目前來看民用無人機最大的市場在於政府公共服務的提供，如警用、消防、氣象等，占到總需求的約 70%，而我們認為未來無人機潛力最大的市場可能就在民用，新增市場需求可能出現在農業植保、貨物速度、空中無線網路、資料獲取等領域。另多軸式遙控飛機平台，用於航拍、遊戲等休閒用途。

自 1960 年代起 UAV 即獲得輝煌的戰果，到了 1980 年代日新月異地蓬勃發展，適合執行低空偵查、跟監、微電子干擾、微通訊中繼、目標指示、戰場評估及核生化戰區偵測等任務。未來戰場上之戰鬥小組配備此種間諜飛機，當戰情發生在特殊地區，如偏遠山區、丘陵或城市時，即可發射此一偵察利器，蒐集需要之情資，如此不僅可以減少人員傷亡，並可有效提昇作戰效率[1-3]。此外，在非軍事用途上，可出入綁匪與人質之處所或尋找有毒化學氣體之來源，亦可在都市上空監視交通狀況或空氣污染情形等。可廣泛應用于海洋執法、森林防火、電力巡線、安防反恐等監測領域[4, 5]。

美國、日本、德國早已積極從事相關之研究[6-8]。國內在飛行器氣動力構型及飛控與導航的研究方面也有不錯的研究成果[9-11]，隨著氣動力構型、輕量級組件及全系統整合之成熟，數據鏈路傳輸(Data-Link Communication)之需求亦快速的發展，為了獲得 UAS 飛航數據用於分析並萃取氣動力參數，早期美國 Florida 大學的 MAV 團隊在 DARPA(Defense Advanced Research Projects Agency)支持下已經開始運用無線數據機(RF Modem)傳送飛航數據[12-13]，約略同時期在中國大陸的清華大學亦發展迷你型無線數據機[14]，然而，受限於零組件之體積與重量只能安裝於 60 公分級之 MAV 上；近年來，美歐具備聯網功能之輕量型無線數據機大量上市，開啟了無人飛機的空對空(Air-to-Air)與空對地(Air-to-Ground)的網路通訊[15-17]，使 UAS 在通訊中繼與標靶指示上具備了運用條件，在中國大陸西北工業大學則發展超寬頻無線數據機[18, 19]，在低數據量的長距離通訊方面有初步研究成果。

由於軍用無人機在「3D」(Dull, Dirty, Dangerous) 環境下執行任務的顯著優勢以及靈活機動的特性，民用各行各業對無人機的

應用也翹首以盼。但相比軍用無人機近百年的發展歷史，民用無人機在上世紀 80 年代軍用無人機的現代系統得到大發展的基礎上才開始嘗試應用，各領域全面發展應用只有 10 餘年時間。

日本的民用無人機開發較早，早在 1983 年 YAMAHA 公司採用摩托車發動機，開發了一種用於噴灑農藥的無人直升機，1989 年其成為實際首架成功用於試飛的無人直升機，2002 年 CERP 公司及發明一款 JAXA 多用途民用無人機；2003 年開始，耗時 3 年，岐阜工業協會先後開發了 4 代無人機產品，主要應用於森林防火、地震災害評估等領域；

2003 年美國 NASA 成立世界級的無人機應用中心，專門研究裝有高分辨率相機傳感器無人機的商業應用。近年美國國家海洋和大氣管理局用無人機追蹤熱帶風暴有關數據，借此完善颶風預警模型。2007 年森林大火肆虐時，美國 NASA 使用「伊哈納」(Ikhana) 的無人機來評估大火的嚴重程度，以及災害的損失估算工作。2011 年墨西哥灣鑽井平台爆炸後艾倫實驗室公司的無人機協助溢油監測和溢油處理等。

以色列也專門組建了一個民用無人機及其工作模式的試驗委員會，2008 年給予「蒼鷺」無人機非軍事任務執行證書，並與有關部門合作展開多種民用任務的試驗飛行。歐洲在 2006 年制定並即刻實施的「民用無人機發展路線圖」，之後歐盟擬籌構一個泛歐民用無人機協調組織，為解決最關鍵的空中安全和適航問題提供幫助。中國起步早，近年發展較快，在 80 年代，就將自行開發的無人機(脫胎於軍用機型)在地圖測繪和地質勘探中做了嘗試。近些年，專為民用「28 無人機」，可全自主起飛、著陸、懸停和航路規劃，能應用農業噴灑、電力巡檢、防災應急、航拍測繪、中繼通信等。對於民用領域，無人機僅僅是一個飛行平台，其功能歸根到底要通過機載系統中的任務載荷設備來完成。

作為一個「會飛的傳感器」，無人機未來在民用領域最具想像空間的應用可能是作為空中的數據端口，為連接全球的工業 4.0「大數據」系統提供更精確、更強大的數據流。使用無人機在全國範圍內來巡視農田，可以比衛星圖像更清晰地觀測到農作物長勢、自然災害、土壤變化等信息，無人機通過數據鏈接入全球互聯網，可以將收集的數據即時傳輸給大宗商品分析師，用以判斷

全球農作物期貨市場走勢；在未來的精準農業系統中，小型無人機可以用來觀測作物是否缺水，將信息反饋給灌溉系統以調節水量。2015年，多軸飛行器已在德國作為偏遠小島補給物資之用，2015年3月，亞馬遜的無人送貨機得到美國聯邦航空管理局(FAA)批准，可以在戶外測試飛行，為了解決網路購物快速成長、快遞成本高的問題，亞馬遜送貨機靠著周邊八個馬達轉動螺旋槳，控制方向及速度，並配有GPS辨識方位，下方附著一個黃色小盒載貨，限重2.3公斤內，由倉庫起飛到達正確位置降落。希望達成30分鐘內的送貨服務，多軸飛行器迅速將觸角伸向各領域，各國政府也修改法令，讓產品應用更廣泛，除了娛樂之外，更大的應用和物聯網、工業自動化、安全救災有關，市場龐大。

## 2.1 多軸式遙控飛機的發展現況

無人機根據飛行器結構和特性不同，分為無人旋翼飛行器，無人固定翼飛機、無人傘翼機、無人飛艇等，由於其相對載人飛機有諸多優點，例如較低成本、零傷亡等，在軍事和民用中得到了較多的應用。其中，無人旋翼飛行器的相關研究中，針對無人直升機的研究在該領域內得到了廣泛的開展。近年來，多軸式遙控飛機又稱多旋翼無人機(Multi-Rotor UAV)由於微電子機械系統(MEMS)器件和相關配套硬體的突破性發展，以及機身結構簡單、構造和維護成本低、支援定點懸停和垂直起降(Vertical Take Off and Landing)的優點，多旋翼無人機的研究和工程應用中獲得了快速的發展[22]。由於多旋翼無人機的旋翼數量和機身尺寸規格等參數的不同，多旋翼的構型和應用的場景也不盡相同，包括四旋翼[23]、六旋翼[24]、八旋翼無人機[25]等，多用於室外飛行任務中的軍事偵察、氣象觀測、航空拍攝、小型貨物運輸、安防監控以及低空測量標定等場合，其中，在民用多旋翼無人機中，用於室外航拍[24]的相關產品在近年來在無人機市場中大幅的提升，其中包括深圳大疆公司在內的多家公司生產的多旋翼無人機(如圖1)航拍產品已經實現了較高的盈利，。其中尺寸較小的四旋翼飛行器還有很多在室內環境下的應用[27]，在室內導航的基礎上實現室內的自主飛行，路徑規劃[28, 29]和三維地圖構建[30]，可用於建築環

境內部的災難搜救，動態監控，圖 4 旋翼平臺和產品成熟度較高，但是隨著對多旋翼無人機的載重和動力的要求逐漸提高，以及商業要求的促使，在四旋翼產品的基礎上，出現了多種新型多旋翼無人機平臺。相對四旋翼多出四個旋翼，一方面可以提供更大的升力，飛行高度和帶載重量得以增加，另一方面也增強了對外界環境中的風的干擾的抵抗，可以忽略旋翼在前進運動中的 blade flapping 效應[31]。此外，在一個或多個電機出現故障時，可以通過容錯控制的方法，繼續保持機體的穩定並安全回收，能夠更好的滿足在室外環境下的飛行需求。



圖 1. 大疆 Phantom2 Vision 四旋翼機

國內外在多旋翼無人機平臺的相關研究領域，包括數學模型建立、導航演算法和飛行控制在內，對於較大的多旋翼無人機，可以忽略槳葉的 blade flapping 效應[33]；導航演算法上針對室內室外的不同應用環境，分別應用了包括即時定位和地圖繪製[30]、視覺導航[34]以及應用成熟的 GPS/INS 組合導航[35]演算法；飛行控制上包括基於模型的傳統的經典控制和現代控制方法，以及先進的非線性演算法，不依賴模型的智慧控制演算法等。國內外對多旋翼無人機的實驗平臺較多使用四旋翼無人機，因其在多旋翼無人機中結構和尺寸較小，可同時在室內室外環境中應用。四旋翼設計和構造由來已久，其手動遙控較早得以實現，但是在近些年來在自主飛行控制研究和應用方面才開始迅速發展。2006 年，瑞士聯邦洛桑學院(EPFL)設計製造的 OS4 電動小型四旋翼飛行器，主要研究內容為機械機構設計和自主飛行控制演算法實現，其中 I 型樣機固定在結構測試平臺上，在減少了三個自由度的基礎上，

實現了多種控制演算法(PID, LQ 等)的姿態控制, II 型樣機改進了機械結構和硬體設定。增加了續航時間, 最終在室內環境中實現了基於慣性導航的自主懸停控制[36], 如圖 2 所示。



圖 2. S4 室內自主懸停

針對實際飛行的和商業用途的需要, 澳大利亞國立大學(ANU)2010 年自主設計的大型四旋翼飛行器 X.4 Flyer Mark[37] (如圖 3)也逐漸發展成成熟應用的平臺, 目前已經完成三代產品設計, 機體重量 4Kg, 酬載能力 1Kg。

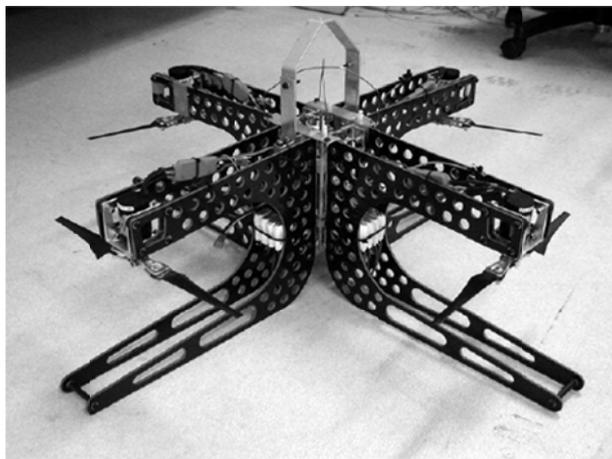
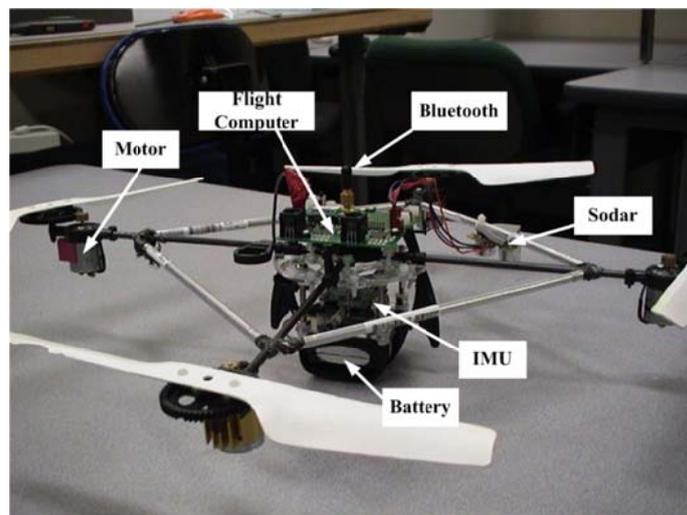


圖 3. X-4 Flyer Mark

從工程上細化了具體的數學模型參數，對該無人機進行細緻的參數測量和計算，利用針對多通道解耦的懸停工作點數學模型設計 SISO 控制器並在室外環境下進行試飛，獲得良好的控制效果。史丹佛(Stanford)大學 2011 年自主研發設計了用於室內外飛行的四旋翼飛行平臺 STARMAC[38](如圖 4)，並在此基礎上改進和研發了第二代升級版 STARMAC II，在此平臺上應用經典控制演算法實現了無人機在室內外完整的飛行任務，並對該四旋翼受 blade flapping 效應和升力損失的現象進行詳細的分析，並對控制器輸出增加了合理的補償，保證了控制的高精度。



(a)



(b)

圖 4. 史丹佛(Stanford)大學 STARMAC II

除此之外，最近幾年包括麻省理工學院(MIT)，卡內基梅隆大學(CMU)在內的很多高校都自主設計了自己的多旋翼無人機平臺，主要以小型四旋翼為主，作為無人機室內導航和控制演算法研究的重要平臺，並實現了產品的商業化，例如圖 5 中的 AR Drone[39]。其中，MIT 自主研發的四旋翼在國際空中機器人大賽中獲得冠軍，完成了比賽官方發佈的第五次任務。模型建立和控制演算法方面，很多大學提出了針對四旋翼的模型的非線性控制器和智慧控制方法，在模擬中舉得理想的效果，但在完整平臺實現上還有待進一步提高。基於四旋翼基礎上衍生出的六旋翼、八旋翼無人機，在民用上也出現了新的商業化產品，如圖 6 所示。中國大陸清華大學、北京航空航太大學、浙江大學等高校都在多旋翼無人機的理論研究和工程實踐上開展了很多的工作，並完成了自主起降、自主航線飛行、路徑規劃和跟蹤等任務。國內方面，在多旋翼無人機的研究上起步較晚，但是近幾年來的發展也十分迅速，大學和商業公司自主研發的成熟高性能平臺逐漸增多。



圖 5. 商業四旋翼平臺 AR Drone



圖 6. 八旋翼無人機

## 2.2 繫留式航空用氣球

繫留式航空用氣球是一種氣囊內的浮升氣體獲得浮力，並用纜索栓繫固定的浮空器。借助於繫留纜索、氣動升力和剩餘浮力，可以在空中特定範圍內實現定高度、長時間駐留。作為空中平臺，適合搭載各種通訊、干擾、偵察和探測等電子設備。根據需要繫留式航空用氣球的體積可從幾百立方公尺到幾萬立方公尺，升空高度從幾十公尺到四、五千公尺。按其規模，可分為大型陣地式和小型機動式兩大類。大型陣地式繫留式航空用氣球體積一般在

數千立方公尺以上，升空高度可達4000公尺以上，載重可達數噸，其特點是升空高度高、載重量大、探測距離遠，適合搭載雷達等探測設備，主要用於對重點地區的長期預警保衛；小型繫留式航空用氣球平臺體積一般在兩、三千立方公尺以下，升空高度也在兩、三千公尺以內。其主要特點是機動靈活、操作簡單、使用方便，適合搭載通信、偵察、干擾等電子設備，用途非常廣泛。進入1960年代，隨著氦氣開發技術在世界範圍內的普遍應用，繫留式航空用氣球的安全性能得以大幅度提高。與此同時，隨著現代電腦技術、微電子技術、高分子纖維材料、航空技術與現代控制技術的發展，使得繫留式航空用氣球進入了實用化、裝備化的新階段。從越戰開始，美國在南越進行了相關試驗，用於證明繫留式航空用氣球平臺作為VHF/FM通信載體的可行性。隨後，美國Westing House Electric公司成立了專門從事繫留式航空用氣球研究的公司，也就是現今繫留式航空用氣球界著名的TCOM公司。在美國的帶動下，繫留式航空用氣球技術得以迅速發展。目前陣地式繫留式航空用氣球在國際上應用較廣，美國、科威特、沙特和印度等國家和地區均佈置了大型陣地式繫留式航空用氣球系統。在繫留式航空用氣球領域，主要有美國的機動式偵察監視系統(RAID)、繫留式浮空器雷達系統(TARS) 如圖7、聯合對地攻擊巡航導彈防禦空中聯網感測器系統(JLENS) 如圖8 [40, 41]、海軍空中中繼系統(MARTS) 如圖9等。



圖 7. 繫留式浮空器雷達系統(TARS)



圖 8. 聯合對地攻擊巡航導彈防禦空中聯網感測器系統(JLENS)



圖 9. 海軍空中中繼系統 (MARTS)

1989 年中國大陸有 30 多家單位參與了繫留式航空用氣球平臺的綜合驗證工作。此後，高能所開展了繫留式航空用氣球關鍵技術的預先研究，主要研究內容包括：氣球的結構應力分析、球體材料關鍵技術的研究與試驗、多功能光電複合繫纜的研究和系統整體穩定性研究。具有代表性的繫留式航空用氣球系統主要包括：2004 年，研製了 BWQ 450 車載機動式系留系統。該系統球體體積為  $450\text{ m}^3$ ，任務載重為 160 kg(高度 400 m)或 100 kg(高度 800 m 時)，其特點是機動靈活，使用、維護簡便。繫留式航空用氣球搭載寬頻無線接入系統繫留式航空用氣球搭載寬頻無線接入系統球體體積為  $1200\text{ m}^3$ 。升空高度可達 1000 m，通信設備載荷 80kg。它的主要用途是利用繫留式航空用氣球平臺裝載寬頻無線通訊設備，擴大通訊覆蓋範圍。機動式繫留氣球系統主要用於預警探測、通信中繼、電子干擾、電子對抗和圖像監測等方面。球體體積在  $1200\sim 4500\text{ m}^3$ ，最大升空高度 1000 m 左右，任務載重 120~200 kg，典型的應用案例有為上海世博會研製的機動式繫留氣球監測系統(如圖 10)，能夠同時搭載預警雷達、圖像監控、氣象、環保和應急通信等多種設備，完成對低空、超低空目標和水面船隻的預警探測，保障上海世博會期間指定區域的公共安全。



圖 10. 機動式繫留氣球系統

### 3. 多軸式遙控飛機技術發展

常見飛行器通常被分為固定翼、直升機和多旋翼（四旋翼最為主流）。在 2010 年之前，固定翼和直升機無論在航拍還是航模運動領域，基本上佔有絕對主流的地位。然而，在之後的幾年中，因優良的操控性能，多旋翼迅速成為航拍和航模運動領域的新星，但這仍然需要專業人員調試或裝配飛機。

2012 年底，中國大疆公司推出四旋翼一體機--小精靈 Phantom。因該產品極大地降低了航拍的難度和成本，獲得了廣大的消費群體，成為迄今為止最熱銷的產品。之後短短兩年間，圍繞著多旋翼飛行器相關創意、技術、產品、應用和投資等新聞層出不窮。目前，多旋翼已經成為微小型無人機或航模的主流。比如在 2015 年剛閉幕的中國國際模型博覽會和農業展覽會上，我們隨處可見多旋翼的身影。隨著大疆產品的走熱、各種相關技術的不斷進步、開源飛控社區的推動、專業人才的不斷加入，以及資本的投入等等因素，多旋翼技術得到迅猛地發展。

對於目前多旋翼產品，一般分半自主控制方式和全自主控制方式。半自主控制方式是指自動駕駛儀的控制演算法能夠保持多旋翼飛行器的姿態穩定（或定點）等，但飛行器還是需要通過人員遙控操縱。在這種控制方式下，多旋翼屬於航模。全自主控制方式是指自動駕駛儀的控制演算法能夠完成多旋翼飛行器航路點到航路點的位置控制以及自動起降等。在這種控制方式下，多旋翼屬於無人機，而地面人員此時進行任務級的規劃。作為無人機，多旋翼飛行器可以在無人駕駛的條件下完成復雜空中飛行任務和搭載各種負載任務，可以被看作是“空中機器人”。

#### (1) 多旋翼機的特性

首先，我們以目前電動的固定翼、直升機和多旋翼為例比較它們的性能：

**在操控性方面，多旋翼的操控是最簡單的。**

它不需要跑道便可以垂直起降，起飛後可在空中懸停。它的操控原理簡單，操控器四個遙感操作對應飛行器的前後、左右、上

下和偏航方向的運動。在自動駕駛儀方面，多旋翼自駕儀控制方法簡單，控制器參數調節也很簡單。相對而言，學習固定翼和直升機的飛行不是簡單的事情。固定翼飛行場地要求開闊，而直升機飛行過程中會產生通道間耦合，自駕儀控制器設計困難，控制器調節也很困難。

在可靠性方面，多旋翼也是表現最出色的。

若僅考慮機械的可靠性，多旋翼沒有活動部件，它的可靠性基本上取決於無刷電機的可靠性，因此可靠性較高。相比較而言，固定翼和直升機有活動的機械連接部件，飛行過程中會產生磨損，導致可靠性下降。而且多旋翼能夠懸停，飛行範圍受控，相對固定翼更安全。

**在勤務性方面，多旋翼的勤務性是最高的。**

因其結構簡單，若電機、電子調速器、電池、槳和機架損壞，很容易替換。而固定翼和直升機零件比較多，安裝也需要技巧，相對比較麻煩。

在續航性能方面，多旋翼的表現明顯弱於其他兩款，其能量轉換效率低下。

在承載性能方面，多旋翼也是三者中最差的。

對於這三種機型，操控性與飛機結構和飛行原理相關，是很難改變的。在可靠性和勤務性方面，多旋翼始終具備優勢。隨著電池能量密度的不斷提升、材料的輕型化和機載設備的不斷小型化，多旋翼的優勢將進一步凸顯。因此，在大眾市場，“剛性”體驗最終讓人們選擇了多旋翼。

**多旋翼自身的發展瓶頸。**

它的運動和簡單結構都依賴於螺旋槳及時的速度改變，以調整力和力矩，該方式不宜推廣到更大尺寸的多旋翼。

第一 槳葉尺寸越大，越難迅速改變其速度。

正是因為如此，直升機主要是靠改變槳距而不是速度來改變升力。

第二 在大載重下，槳的剛性需要進一步提高。

螺旋槳的上下振動會導致剛性大的槳很容易折斷，這與我們平時來回折鐵絲便可將鐵絲折斷同理。因此，槳葉的柔性是很重要的，它可以減少槳葉來迴旋轉對槳葉根部的影響。正因為如此，為了減少槳葉的疲勞，直升機採用了一個容許槳葉在旋轉過程中上下運動的鉸鏈。如果要提供大載重，多旋翼也需要增加活動部件或加入涵道和整流片。這相當於一個多旋翼含有多個直升機結構。這樣多旋翼的可靠性和維護性就會急劇下降，優勢也就不那麼明顯了。當然，另一種增加多旋翼載重能力的可行方案便是增加槳葉數量，增至 18 個或 32 個槳。但該方式會極大地降低可靠性、維護性和續航性。種種原因使人們最終選擇了微小型多旋翼。

## (2) 多旋翼的技術發展

沉寂期：1990 年以前

早在 1907 年，法國 C.Richet 教授指導 Breguet 兄弟進行了他們的旋翼式直升機的飛行試驗，如圖 1a，這是有記錄以來最早的構型。第一架成功飛行的垂直起降型四旋翼飛行器出現在 20 世紀 20 年代，但那時幾乎沒有人會用到它。1920 年，E.Oemichen 設計了第一個四旋翼飛行器的原型，但是第一次嘗試空運時失敗了。之後在 1921 年 B.G.De 在美國俄亥俄州西南部城市代頓的美國空軍部建造了另一架如圖 1c 的大型四旋翼直升機，這架四旋翼飛機除飛行員外可承載 3 人，原本期望的飛行高度是 100 米，但是最終只飛到 5 米的高度。E.Oemichen 的飛機在經過重新設計之後(如下圖 b 所示)，於 1924 年實現了起飛並創造了當時直升機領域的世界紀錄，該直升機首次實現了 14 分鐘的飛行時間。E.Oemichen 和 B.G.De 設計的四旋翼飛行器都是靠垂直於主旋翼的螺旋槳來推進，因此它們都不是真正的四旋翼飛行器。

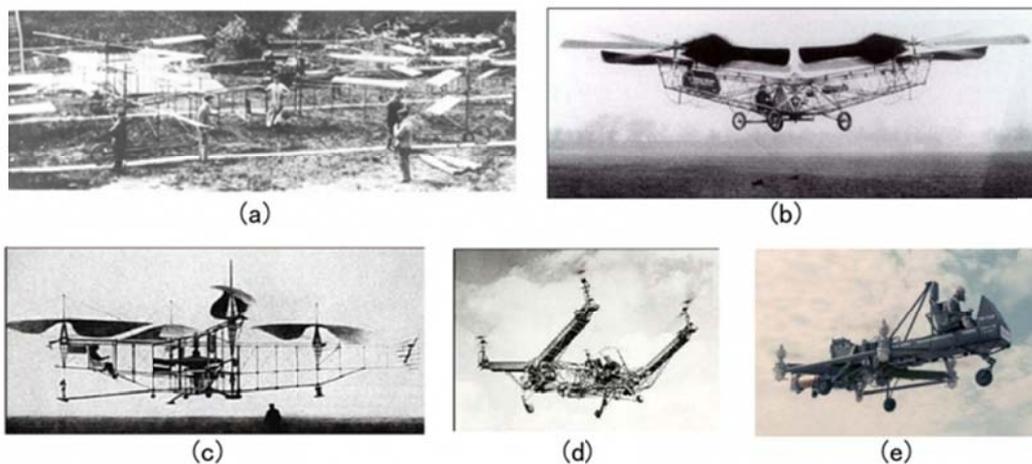


圖 11.早期的多旋翼

早期四旋翼飛行器的設計受困於極差的發動機性能，飛行高度僅僅能達到幾米，因此在接下來的 30 年裡，四旋翼飛行器的設計沒有取得多少進步。直到 1956 年，M.K.Adman 設計的第一架真正的四旋翼飛行器 Convertawings Model“A”（如圖 11d）試飛取得巨大成功，這架飛機重達 1 噸，依靠兩個 90 馬力的發動機實現懸停和機動，對飛機的控制不再需要垂直於主旋翼的螺旋槳，而是通過改變主旋翼的推力來實現。然而，由於操作這架飛機的工作量繁重，且飛機在速度、載重量、飛行範圍、續航性等方面無法與傳統的飛行器競爭，因此人們對此失去了進一步研究的興趣，該研究被迫停止。

在 20 世紀 50 年代，美國陸軍繼續測試各種垂直起降方案。Curtiss-Wright 是被邀請參與研製了 VZ-7 和杠桿燃氣渦輪機的幾家公司之一，杠桿燃氣渦輪機的出現提高了 VZ-7 的功率與重量比。因此，VZ-7 被稱作“Flying Jeep”，如圖(11e)所示，其有效載重量為 250 千克，靠 425 馬力的杠桿燃氣渦輪發動機驅動。VZ-7 的測試在 1959 年至 1960 年期間得到實現。雖然它相對穩定，但是它未能達到軍方對高度和速度的要求，該計劃並沒有得到更進一步的推行。

在 1990 年以前，慣性導航體積重量過大，動力系統載荷也不夠，因此當時多旋翼設計得很大。正如前面分析的，大尺寸的多旋翼並沒有那麼大優勢，與多旋翼相比，固定翼和直升機更適合

發展大尺寸。在此之後的 30 年中，四旋翼飛行器的研發沒有取得太大的進展，幾近沉寂。

復蘇期：1990 年至 2005 年

20 世紀 90 年代之後，隨著微機電系統（MEMS, Micro-Electro-Mechanical System）研究的成熟，重量只有幾克的 MEMS 慣性導航系統被開發運用，使製作多旋翼飛行器的自動控制器成為現實。此外，由於四旋翼飛行器的概念與軍事試驗漸行漸遠，它開始以獨特的方式通過遙控玩具市場進入消費領域。

雖然 MEMS 慣性導航系統已被廣泛應用，但是 MEMS 傳感器數據噪音很大，不能直接讀取並使用，於是人們又花費大量的時間研究去除噪聲的各種數學演算法。這些演算法以及自動控制器本身通常需要運算速度較快的單片機，可當時的單片機運算速度有限，不足以滿足需求。接著科研人員又花費若干年理解多旋翼飛行器的非線性系統結構，並為其建模、設計控制演算法、實現控制方案。因此，直到 2005 年左右，真正穩定的多旋翼無人機自動控制器才被製作出來。

起步期：2005 年至 2010 年

在生產製造方面，德國 Microdrones GmbH 于 2005 年成立，2006 年推出的 md4-200 四旋翼（如圖 12a）系統開創了電動四旋翼在專業領域應用的先河，2010 年推出的 md4-1000 四旋翼無人機系統，在全球專業無人機市場取得成功。另外，德國人 H.Buss 和 I.Busker 在 2006 年主導了一個四軸開源項目，從飛控到電調等全部開源，推出了四軸飛行器最具參考的自駕儀 Mikrokopter。2007 年，配備 Mikrokopter 的四旋翼像“空中的釘子”一般停留在空中。很快他們又進一步增加了組件，甚至使它半自主飛行。美國 Spectrolutions 公司在 2004 年推出 Draganflyer IV 四旋翼（如圖 12b），並隨後在 2006 年推出了搭載 SAVS（穩定航拍視頻系統）的版本。



(a) md4-200



(b) Dragonflyer

圖 12. md4-200 四旋翼機

在學術方面，2005 年之後四旋翼飛行器繼續快速發展，更多的學術研究人員開始研究多旋翼，並搭建自己的四旋翼。

之前一直被各種技術瓶頸限制住的多旋翼飛行器系統瞬間被炒得火熱，大家驚喜地發現居然有這樣一種小巧、穩定、可垂直起降、機械結構簡單的飛行器的存在。一時間研究者蜂擁而至，紛紛開始多旋翼飛行器的研發和使用。而國內的愛好者也紛紛研究，並開設論壇。雖然多旋翼的演算法易懂，但組裝一架多旋翼卻不是一件容易的事情。在早期研究階段，研究人員把很多時間都花在了飛行器的組裝調試環節。然而，有能力開發工藝的人往往缺乏對飛控的深入瞭解，一般只是復現國外的技術，談不上進一步對系統進行改進。當時既掌握飛控技術又精通多旋翼工藝的經常是那些原來從事固定翼或直升機飛控的公司。德國 Microdrones 雖然較早地推出產品，但是工業級的四旋翼的價格對於普通消費者來說簡直是遙不可及。除此之外，消費級的 Draganflyer 四旋翼之所以沒有推廣是因為其操控性及娛樂性不強

(智慧型手機或平板電腦還尚未普及)、二次開發能力弱以及銷售管道窄(當時電商網路處於初步發展階段)。

復興期：2010 年至 2013 年

經過 6 年努力(2004 年至 2010 年)，法國 Parrot 公司於 2010 年推出消費級的 AR.Drone 四旋翼玩具，從而開啟了多旋翼消費的新時代。AR.Drone 四旋翼在玩具市場非常成功，它的技術和理念也十分領先。

第一 它採用光流技術，能夠測量飛行器速度，使得 AR.Drone 四旋翼(圖 13a)能夠在室內懸停。

第二 可以做到一鍵起飛，操控性得到極大提升。

第三 它採用手機、平板電腦或筆記本電腦控制，視頻能夠直接回傳至電腦，娛樂感較強。

第四 整個飛行器為一體機，並帶有防護裝置，比較安全。

第五 AR.Drone 開放了 API 介面，供研究人員開發應用。



(a) AR. Drone 1.0



(b) Phantom

圖 13. 四旋翼一體機產品

AR.Drone 的成功也引發了一些自駕儀研發公司的思考。兩年後，大疆推出的小精靈 Phantom 一體機(圖 13b)正是借鑒了其設計

理念。伴隨著蘋果在 iPhone 上大量應用加速計、陀螺儀、地磁傳感器等，MEMS 慣性傳感器從 2011 年開始大規模興起，6 軸、9 軸的慣性傳感器也逐漸取代了單個傳感器，成本和功耗進一步降低，成本僅為幾美元。另外 GPS 晶片僅重 0.3 克，價格不到 5 美元。WiFi 等通信晶片被用於控制和傳輸圖像資訊，通信傳輸速度和質量已經可以充分滿足幾百米的傳輸需求。同時，電池能量密度不斷增加，使無人機在保持較輕的重量下，續航時間達到 15-30 分鐘，基本滿足日常的應用需求。近年來移動終端同樣促進了鋰電池、高圖元攝像頭性能的急劇提升和成本下降。這些都促進了多旋翼更進一步發展。

與此同時，學術界也開始高度關注多旋翼技術。2012 年 2 月，賓夕法尼亞大學的 V.Kumar 教授在 TED 大會上做出了四旋翼飛行器發展歷史上里程碑式的演講，展示了四旋翼的靈活性以及編隊協作能力。這一場充滿數學公式的演講大受歡迎，它讓世人看到了多旋翼的內在潛能。

2012 年，美國工程師協會的機器人和自動化雜誌（Robotics & Automation Magazine, IEEE）出版空中機器人和四旋翼（Aerial Robotics and the Quadrotor）專刊，總結了階段性成果，展示了當時最先進的技術。在這期間，之前不具備多旋翼控制功能的開源自駕儀增加了多旋翼這一功能，同時也有新的開源自駕儀不斷加入，這極大地降低了初學者的門檻，為多旋翼產業發展裝上了翅膀。

爆發期：2013 年至今

2012 年初，大疆推出小精靈 Phantom 一體機。Phantom 與 AR.Drone 一樣控制簡便，初學者很快便可上手。同時，價格也能被普通消費者接受。相比 AR.Drone 四旋翼飛行器，Phantom 具備一定的抗風性能、定位功能和載重能力，還可搭載小型相機。當時利用 Gopro 運動相機拍攝極限運動已經成為歐美年輕人競相追逐的時尚潮流，因此 Phantom 一體機一經推出便迅速走紅。

連線雜誌主編 C.Anderson 于 2012 年年底擔任 3D Robotics 公司 CEO，該公司於 2013 年 8 月推出 Iris 遙控四旋翼飛行器，於 2014 年推出 X8+ 四旋翼飛行器，並很快於 2015 年推出 Solo 四旋翼飛行器。

| 开源项目 (Open-Source Projects) | 网址 (Web site URL)   |
|-----------------------------|---|
| Arducopter                  | <a href="http://ardupilot.com">http://ardupilot.com</a>   |
| Openpilot                   | <a href="http://www.openpilot.org/">http://www.openpilot.org/</a>   |
| Paparazzi                   | <a href="http://paparazziuav.org">http://paparazziuav.org</a>   |
| Pixhawk                     | <a href="https://pixhawk.ethz.ch/">https://pixhawk.ethz.ch/</a>   |
| Mikrokopter                 | <a href="http://www.mikrokopter.de">http://www.mikrokopter.de</a>   |
| KKmulticopter               | <a href="http://www.kkmulticopter.kr/">http://www.kkmulticopter.kr/</a>   |
| Multiwii                    | <a href="http://www.multiwii.com/">http://www.multiwii.com/</a>   |
| Aeroquad                    | <a href="http://www.aeroquadstore.com/">http://www.aeroquadstore.com/</a>   |
| Crazyflie                   | <a href="https://www.bitcraze.io/category/crazyflie/">https://www.bitcraze.io/category/crazyflie/</a>                                   |
| CrazePony                   | <a href="http://www.crazepony.com/">http://www.crazepony.com/</a>   |
| 圆点博士                        | <a href="http://www.etootle.com/">http://www.etootle.com/</a>   |
| Autoquad                    | <a href="http://autoquad.org/">http://autoquad.org/</a>   |
| MegaPirate                  | <a href="http://megapiratex.com/index.php">http://megapiratex.com/index.php</a>   |
| Elerobot                    | <a href="http://erierobotics.com/">http://erierobotics.com/</a>   |
| MegaPirateNG                | <a href="http://code.google.com/p/megapirateng">http://code.google.com/p/megapirateng</a>   |
| Taulabs                     | <a href="http://forum.taulabs.org/">http://forum.taulabs.org/</a>   |
| ARDrone API(开放 SDK)         | <a href="https://projects.ardrone.org/embedded/ardrone-api/index.html">https://projects.ardrone.org/embedded/ardrone-api/index.html</a> |
| 3DR DRONEKIT(开放 SDK)        | <a href="http://www.dronekit.io/">http://www.dronekit.io/</a>   |
| DJI DEVELOPER(开放 SDK)       | <a href="http://dev.dji.com/cn">http://dev.dji.com/cn</a>   |
| EHANG GHOST SDK(开放 SDK)     | <a href="http://dev.ehang.com/">http://dev.ehang.com/</a>   |

### (多旋翼主要开源项目一览表)

此時，學術界對於多旋翼的研究更偏向智慧化、群體化。2013年，蘇黎世聯邦理工學院的 R.D'Andrea 教授在 TEDGlobal 的機器人實驗室展示了四旋翼的驚人運動機能。縱觀學術界的發展，以“四旋翼(quadrotor)”和“多旋翼 (multirotor)”為關鍵詞的文獻在近年成井噴趨勢。這些研究往往具備前瞻性，將推動多旋翼產業未來的發展。

### 動力技術

#### ① 新型電池。

2015年，來自加拿大蒙特利爾的 EnergyOr 技術有限公司採用燃料電池的四旋翼進行了2小時12分鐘續航飛行。2015年4月6日，科學權威期刊《自然》網絡版刊登了一篇報道，一種鋁電池僅需60秒便能讓手機電力“滿血復活”。此外，石墨烯、鋁空氣、納米點這三項電池技術將成為未來電池世界的三大奇兵。這些新的電池技術有著十分迫切的需求，首先會被應用到手機和電動汽車，隨後可配備多旋翼。

#### ② 混合動力。

2015年，美國初創公司 Top Flight Technologies 開發出混合動力六旋翼無人機。它僅需要1加侖（約合3.78升）汽油便可以飛行兩個半小時（可飛行約160公里），最高負重達20磅（約合9公斤）。

### ③ 地面供電。

它採用地面供電，通過電纜將電能源源不斷輸送給多旋翼，例如 Skysapience 公司的 Hoverlite。

### ④ 無線充電。

來自德國柏林的初創公司 SkySense 在無人機戶外充電方面提供了一種解決方案，他們研發出一塊可以為無人機進行無線充電的平板。SkySense 的最大特點是可以進行遠程式控制，無人機的“降落—充電—起飛”全過程可以獨立實現，不需要人為進行現場干預和輔助。如果能夠縮短充電時間，那麼無線充電技術將會極大地幫助多旋翼進行長途飛行。

## 導航技術

定位是導航中的關鍵技術，目前該領域發展迅速。

### ① GPS 載波相位定位。

來自美國的 Swift Navigation 公司基於該項技術開發的 Piksi 是一個低耗電、高性能的具備 RTK 功能的釐米級的 GPS 接收器。它的小型化、高更新率和低能耗的特點使得它非常適合集成到自動駕駛飛行器和便攜的測量設備裡。由日本東京海洋大學開發的 RTKLIB 開源項目 (<http://www.rtklib.com/>) 也在積極推動 RTK 技術發展。

### ② 多資訊源定位。

英國軍方 BAE 最近公佈了他們研發的名為 NAVSOP (Navigation via Signals of Opportunity) 技術。該技術將利用包括 TV、收音機、WiFi 等資訊進行定位，彌補 GPS 的不足。

### ③ UWB (Ultra Wideband, 超寬帶)無線定位。

UWB 信號具有低成本、抗多徑干擾、穿透能力強的優勢，因此適用於靜止或者移動物體以及人的定位跟蹤，提供十分精確的定位精度，靜態精度可達 10 釐米。通過與慣性導航傳感器融合，UWB 可以提供更高的精度、更強的魯棒性。

對於多旋翼無人機，在飛行過程中，快速且準確地獲取自身速度能有效地提高多旋翼控制的穩定性（提高阻尼），從而達到更好的懸停和操控效果，因此測速工作起到了十分重要的作用。比較精

確的測速方案是通過“視覺(光流)+超聲波+慣導”的融合。Ar.Drone 是最早採用該項技術的多旋翼飛行器，它極大地提升了飛行器的可操控性。PX4 自駕儀開源項目提供了開源的光流傳感器 PX4Flow。該傳感器可以幫助多旋翼在無 GPS 情況下實現精確懸停。

為了使多旋翼完成更好的飛行，避障技術無疑能夠為其提供更加穩定的導航性能。

① 深度相機避障技術。

它的原理是先對場景投影結構光，然後分析紅外傳感器接收的反光得到深度資訊。微軟在 2010 年推出了深度相機 Kinect。然而 Kinect 體積還是較大，並且在兩米之外才能準確地識別用戶手勢。2014 年，晶片廠商英特爾推出 RealSense 傳感器，體積更小，使用距離更短。在 2015 年 CES 美國消費電子展上，英特爾把 RealSense 技術也應用到了無人機上，以用於感知周圍環境，進而自主避障。

② 聲吶系統避障技術。

Panoptes 公司擬推出 Bumper4 避障系統。它由指向多個方向的超聲波傳感器組成，通過測量多個方向的距離來判斷障礙。

③ “視覺+憶阻器”避障技術。

美國 “Bio Inspired”公司期望利用視覺和憶阻器（具有短期記憶效果的電阻器）使系統具備識別和短期記憶功能，從而使無人機擁有避障的能力。

④ 雙目視覺避障技術。

美國的 Skydio 公司採用兩個普通的攝像頭充當無人機的“眼睛”並研發出識別障礙軟件，從而使多旋翼無人機能夠具備識別障礙的能力，進而實現自我導航。

⑤ 微小型雷達。

Echodyne 公司利用一臺四軸無人機展示了它的小型電子掃描雷達。它可追蹤地面上的某個人，或是在飛行中躲避障礙物，不過目前它仍然處於原型階段。他們試圖將這款雷達的尺寸縮小到只有一臺 iPhone6 Plus 大小，且重量不超過 1 磅。

無人機通常利用被跟蹤者身上放置的 GPS 裝置進行定位和跟蹤。這種方式會在某種程度上影響用戶體驗。除此之外，在沒有 GPS 信號的情況下，該方式就會失效。而且，對於非自願攜帶 GPS 設備的用戶，該方式也是行不通的。

新的技術完全可以從視覺和雷達角度出發。視覺跟蹤技術方面，3D Robotics 公司推出開源飛控應用 Tower，它能夠使飛行器跟隨用戶，並將用戶保持在攝像頭中心。OpenCV 開源軟件也同樣有很多跟蹤演算法供飛行器開發。此外，採用小型電子掃描雷達也能夠實現新式的跟蹤模式。

## 交互技術

### ① 手勢控制技術。

在 CES 2014 的展場上，工作人員演示了利用 MYO 手勢控制臂帶來控制 AR.Drone 2.0 四旋翼。用戶只要將臂帶戴在其中一隻手上，並以兩手指擊響便可啟動並控制該飛行器。智能手機、手環、手錶、戒指等內置慣性傳感器的設備也可以識別操作者的手勢，用於控制多旋翼。

### ② 腦機介面。

它是指在人腦與計算機等外部設備之間建立直接的連接通路。通過對於腦電資訊的分析解讀，將其進一步轉化為相應的動作，就像是在用“意念”操控物體。多家機構對該技術也展開了研究。布朗大學與猶他州 Blackrock Microsystems 公司的研究員將此無線裝置商業化，他們將其粘附在人類頭骨上，並通過無線電發送由人腦植入設備收集的意識命令；Emotiv 公司的 EPOC 可以檢測 8 種行為現象，識別出 7 種表情，從而使殘障人士具備控制飛行器的能力；浙江大學 CCNT 實驗室的研究人員演示了 FlyingBuddy2 系統——即用大腦控制四旋翼無人飛行器；葡萄牙里斯本的無人機公司 Tekever 推出了一種依靠腦電波操控的無人飛機。

## 通信技術

該項技術有助於資訊共用，適用於交通管理或自身監控等，比如將數據備份到雲端進行雲計算等。

### (1) 4G/5G 通信技術。

2013 年 6 月 17 日，北京 4G 聯盟聯合無人機聯盟組織召開了 4G 聯盟與無人機聯盟交流研討會，旨在加強北京 4G 聯盟和無人機聯盟之間技術交流，尋找無人機機載載荷與 4G 設備儀器的聚焦，促進北京市資訊產業發展。2015 年，中國移動開發 4G“超級空戰隊”設備，能支援航拍影像即拍即傳。

### (2) WiFi 通信技術。

2013 年，德國的卡爾斯魯厄理工學院開發出了一項新的無線廣域網技術，打破了最快的 WiFi 網絡速度紀錄，它可以讓 1 公里以外的用戶每秒鐘下載 40GB 大小的數據。由於這種設備的傳輸距離比普通 WiFi 路由器的覆蓋範圍要廣得多，因此這種設備很適合無人機航拍圖傳或光纖布放不方便的農村地區應用。

## 晶片技術

① 在 2015 年 CES 上，高通和英特爾展示了功能更為豐富的多軸飛行器。

例如，高通在 CES 上展示的 Snapdragon Cargo 無人機是基於高通 Snapdragon 晶片開發出來的飛行控制器。它具備無線通信、傳感器集成和空間定位等功能。英特爾 CEO Brian Krzanich 也親自在 CES 上演示了他們的無人機，採用了四核的英特爾凌動 (Atom) 處理器的 PCI-express 定制卡。此外，活躍在機器人市場的歐洲處理器廠商 XMOS 也表示已經進入無人機領域。

② 3D Robotics 發表聲明與英特爾共同合作開發 Edison 晶片，這是一種新型微型處理晶片。

雖然它只有一個硬幣的大小，卻具有個人電腦一樣的處理能力。

③ 目前，包括 IBM 在內的多家科技公司都在模擬大腦，開發神經元晶片。

而一旦“神經形態”晶片被應用於無人機，自主反應、自動識別將會變得輕而易舉。

④ 未來飛行器上的 MEMS 產品會向集成化方向發展。

例如三軸加速度與三軸陀螺儀結合而成的集成產品。手機晶片公司推出無線多合一晶片後，又推出了手機市場的定位與導航晶片。新一代定位晶片，將滿足可穿戴與無人機等差異化需求。不僅如此，新晶片內部還會直接集成控制演算法。

⑤ 為了讓機器人應用能夠更好地感知環境，高通研究院正在開發一款機器視覺研究軟件開發工具包(SDK)，其中包含至關重要的計算機視覺技術。

比如：視覺慣性測程、視覺同步定位和繪圖立體相機景深。對於可穿戴設備和無人機等新興領域的定位需求，他們需要更準確、更小尺寸或是更快速的定位，甚至室內導航功能，同時這些領域的需求並不要求集成其他無線功能，這給傳統的定位晶片廠家又帶來了新的商機。

## 平臺技術

① “Dronecode”無人機開源系統。

2014年10月，著名計算機開源系統公司Linux推出了名為“Dronecode”的無人機開源系統合作項目，將3D Robotics、英特爾、高通、百度等科技巨頭納入項目組，旨在為無人機開發者提供所需要的資源、工具和技術支持，加快無人機和機器人領域的發展。

② Ubuntu 15.04 操作系統。

Ubuntu 15.04 的物聯網版本是Ubuntu目前最小且最安全的版本，它十分精簡，適合開發者、科技專業人士使用，能夠在無人機等領域中使用。

③ Airware 企業級無人機系統。

Airware 公司旨在通過標準化的無人機軟件系統，幫助企業迅速、高效地完成商用無人飛行器的部署及管理。該系統已於2015年4月16日正式發布，通過硬體與軟件的結合，Airware成功地實現了在單個軟件平臺上統一管理多個不同型號、不同品牌無人機的目標。目前，Airware 產品已獲得兩家合作夥伴的採納，分別為通用電氣(也同時是Airware的投資者)和Infinigy。

④ 一家名為Percepto的創業團隊在Indiegogo上發起了一個同名開源項目，它是一個

以安裝在現有無人機之上的計算機視覺組件，目標是搭建一個集硬體、驅動、演算法、安全、機身控制於一體的平臺，讓更多的開發者在此平臺上為無人機開發應用。

## 空管技術

①2014年，Airware計劃在NASA加州基地針對不同類型的無人機（四旋翼、直升機、固定翼飛機）展開一系列的飛行和實驗室測試，最快可能會在今年開始該項目。測試第一階段的目標是理解不同的飛行器對空管系統的響應方式。

②初創公司Skyward正在研發無人機交通控制系統，這套系統使數千無人機在城市上空飛行而不會互相碰撞。Skyward正在跟FAA和全球三大無人機製造商（大疆、3D Robotics、Parrot）合作以證明大量的無人機可以在擁擠空域安全地共存。

③NASA同空間技術公司Exelis已經聯手組成團隊開發無人機空中交通管制系統的原型產品。

## 技術碰撞產生新火花

在多旋翼的潛在新技術發展進程中，各個技術是相互耦合依存的，比如晶片、傳感器和演算法等等。這些技術將構成無人機（多旋翼）的生態環境，這種情況下無人機（多旋翼）的發展可能被其中某項技術的發展引領，存在著各種可能性，很多是我們目前無法想像到的。同樣，在無人機（多旋翼）發展帶動的技術也會促進相關行業技術的發展，解決各種實際問題。

## 風險問題

首先是人身安全問題。雖然多旋翼正向著輕量化方向發展，但在搭載了各種設備之後，其自身重量必然大幅增加，很可能砸傷甚至砸死人。

其次是財產安全。無人機不同於航模，它搭載著各種精密昂貴的傳感器設備，它們有的價值百萬元甚至更高。面對如此精貴的“測繪裝備”，多旋翼的操控人員更需要過硬的技術和心理素質。

最後是道德和輿論風險。多旋翼砸傷砸死人、公共安全或隱私等問題很可能引起媒體的大量報道，這無疑對多旋翼的發展形成較大阻力。目前，我們已經能夠看到風險上升的苗頭。2015年1月29日，無人機闖入了白宮，緊接著在2015年4月24日，另一架無人機又在日本首相官邸墜落。

那麼，如何才能有效地降低風險呢？對於多旋翼生產和設計廠商，有效地執行以下五點對策會在很大程度上減輕飛行器的風險。

第一 提高飛行器自身的可靠性。

硬體方面，購買質量有保證的元器件。軟件方面，需要進行大量的測試和考慮安全實效保護措施。這需要花費大量的人力和物力。因此，對於掌握飛控方面核心技術和具備開發能力，十分重要。

第二 減少飛行器下降帶來的沖擊。

減輕重量是最有效的方法，這會隨著設備的小型化和材料的輕型化實現。另外一方面，多旋翼裝載降落傘也是一種選擇。

第三 為飛機編寫 ID 號（飛機編號）。

這就像車輛需要有車牌號一樣，每架多旋翼也需要有個 ID 號。這樣可有效減少不法人員對多旋翼飛行器的濫用。

第四 設置禁飛區。

只要不在人口密集區飛行，墜機對人類的傷害就不會很大。但在人口密集區域，墜機的負面影響便會大大增加。因為，除非特批，無人機在人口密集區域不應飛行。此外，在人口稀少地帶，操作人員可以採用運營商聯動的方式，利用短信群發功能通知周邊人員，以提高安全系數。

第五 防欺騙和入侵。

多旋翼在飛行過程中可能被盜或發生數據洩漏，進而引發安全事故。例如在2012年，德克薩斯大學某一研究團隊告知美國國會，他們可以利用商店買來的GPS設備入侵價值8萬美元的無人機系統內部。為了防止類似情況發生，多旋翼需要更安全的設計，包括通訊鏈路加密、防病毒設計等等。對於多旋翼運營廠商，要注意以下三點。

第一 培養合格的多旋翼飛控手。在敏感區域飛行或飛行器重量超過一定限制時，需要持證上崗。

第二 辦理保險。未來購買多旋翼飛行器應該像買汽車一樣繳納強制險以減少自身風險，尤其當多旋翼搭載了十分昂貴的設備時。

第三 限制飛行器飛行範圍。

## 多旋翼的未來

從事多旋翼開發，無外乎從需求、方案、技術三個角度入手。需求創新不僅需要對用戶需求的把握，還要綜合把握方案和技術的可行性。需求創新又會帶來新的問題和特色，這樣會立刻形成產品和方案的差異性。新的問題引發新的設計、新的技術開發與集成，從而形成門檻。

方案創新需要廣闊的知識面和對專業技術可行性的把握，它會降低技術的難度。

技術創新需要本領域很強的專業知識，其難度在於需要對多旋翼的某種性能進行較大改善。行業每個細分領域都會帶來新需求和問題。多旋翼與其他設備組合，不斷形成新的應用。新的應用場景勢必帶來新的問題、新的技術。同時，應該對用戶進行細分。這可以挖掘另外的新需求。

相關標準的推出同樣也會擴大需求。國內外相關政策不斷完善，行業也將變得更加規範。這些標準勢必會給用戶吃下定心丸，刺激用戶購買欲望，從而會進一步擴大需求。

目前，具有廣大消費群體的市場需求是被普遍看好的，比如玩具、教育、可穿戴四旋翼以及農業無人機等熱門領域。多旋翼需要可靠的品質，這就意味著生產商需要源源不斷的研發投入。因此，安全風險可控和具備廣闊的消費群體的市場可以幫助廠家賺取合理的利潤，進一步幫助產品提升質量。

#### 4. 四軸式遙控飛機設計技術

四軸式遙控飛機(又稱四旋翼飛行器)的概念已存在很長的一段時間，擁有垂直起飛與降落的功能，可以定點停懸與水平飛行，相較於一般標準直昇機，擁有較高的穩定性與機動性。

##### 4.1 飛行原理

兩對螺旋槳成相反方向轉動以抵銷自旋，同時改變所有馬達的轉速可增加或減少升力

同時改變相對馬達轉速可達到改變姿態或運動方向。

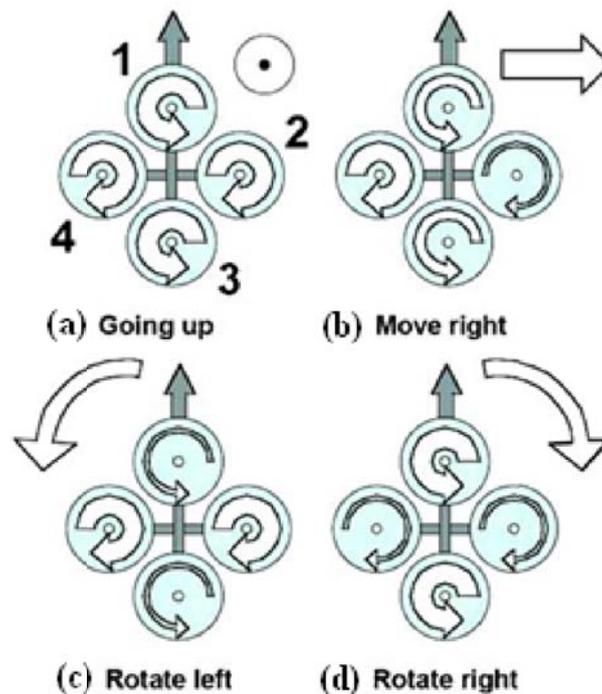


圖 14. 四旋翼(Quadrotor)的概念說明(箭頭寬度代表螺旋槳轉速)

結構形式直升機在巧妙使用總距控制和週期變距控制之前，四旋翼結構被認為是一種最簡單和最直觀的穩定控制形式。但由於這種形式必須同時協調控制四個旋翼的狀態參數，這對駕駛員認為操縱來說是一件非常困難的事，所以該方案始終沒有真正在大型直升機設計中被採用。這裡四旋翼飛行器重新考慮採用這種結構形式，主要是因為總距控制和週期變距控制雖然設計精巧，控制靈活，但其複雜的機械結構卻使它無法在小型四旋翼飛行器設計中應用。另外，四旋翼飛行器的旋翼效率相對很低，從單個旋

翼上增加拉力的空間是非常有限的，所以採用多旋翼結構形式無疑是一種提高四旋翼飛行器負載能力的最有效手段之一。

至於四旋翼結構存在控制量較多的問題，則有望通過設計自動飛行控制系統來解決。四旋翼飛行器採用四個旋翼作為飛行的直接動力源，旋翼對稱分佈在機體的前後、左右四個方向，四個旋翼處於同一高度平面，且四個旋翼的結構和半徑都相同，旋翼 1 和旋翼 3 逆時針旋轉，旋翼 2 和旋翼 4 順時針旋轉，四個電機對稱的安裝在飛行器的支架端，支架中間空間安放飛行控制計算機和外部設備。四旋翼飛行器的結構形式如圖 15 所示。

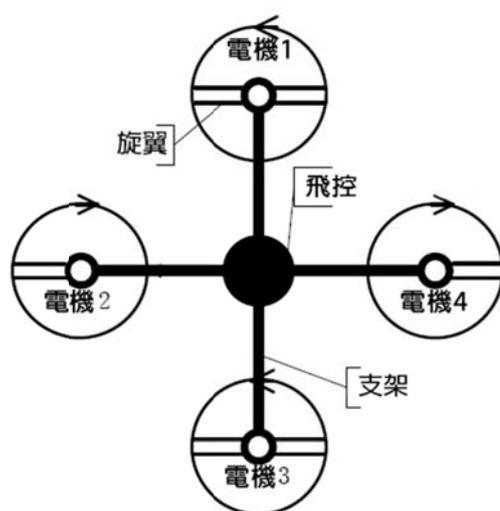


圖 15. 四旋翼飛行器的結構形式

## 4.2 工作原理

典型的傳統直升機配備有一個主轉子和一個尾槳。他們是通過控制舵機來改變螺旋槳的槳距角，從而控制直升機的姿態和位置。四旋翼飛行器與此不同，是通過調節四個電機轉速來改變旋翼轉速，實現升力的變化，從而控制飛行器的姿態和位置。由於飛行器是通過改變旋翼轉速實現升力變化，這樣會導致其動力部穩定，所以需要一種能夠長期保穩定的控制方法。四旋翼飛行器是一種六自由度的垂直升降機，因此非常適合靜態和准靜態條件下飛行。但是四旋翼飛行器只有四個輸入力，同時卻有六個狀態輸出，所以它又是一種欠驅動系統。

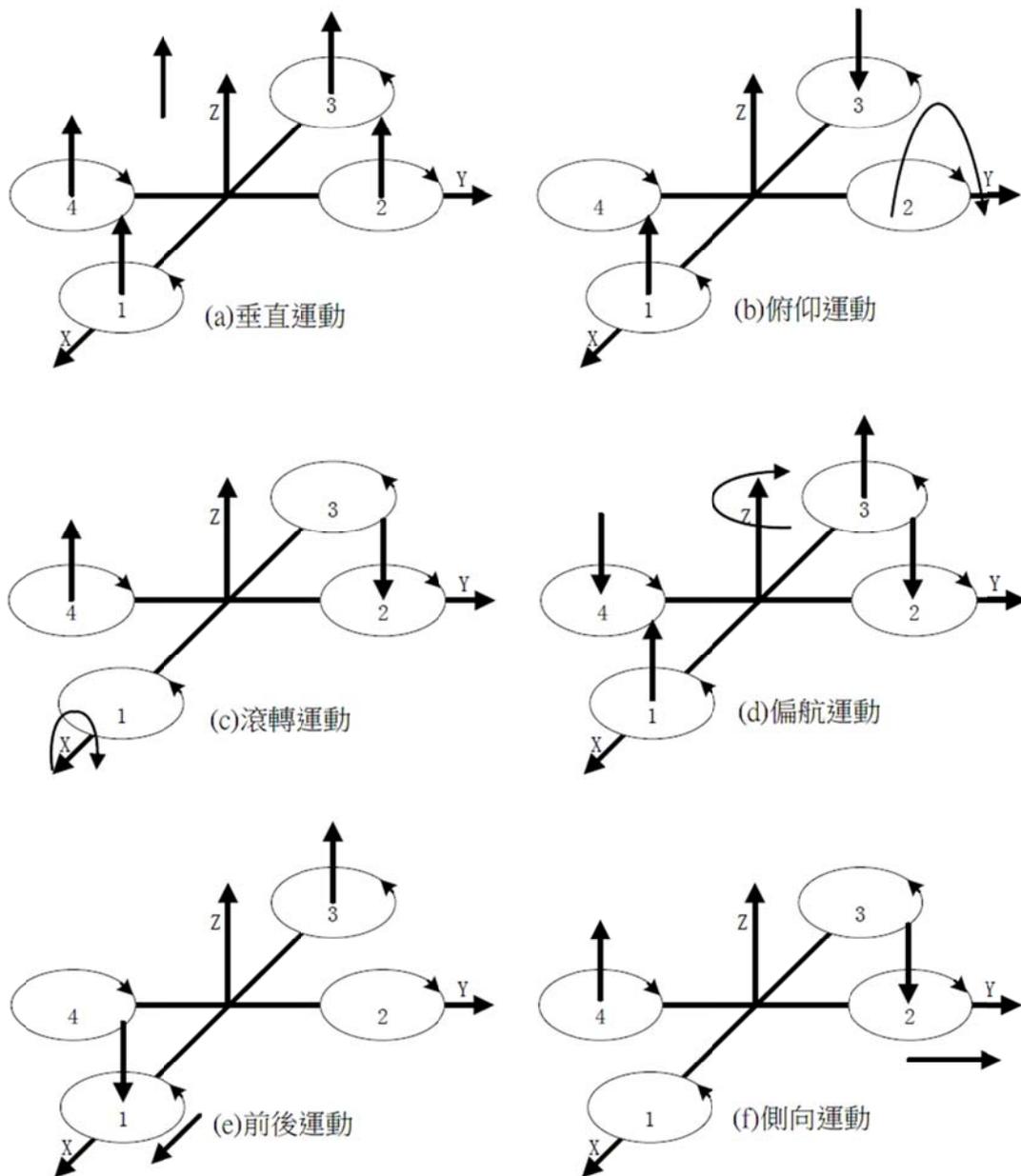


圖 16. 四旋翼飛行器沿各自由度的運動

四旋翼飛行器結構形式如圖所示，電機 1 和電機 3 逆時針旋轉的同時，電機 2 和電機 4 順時針旋轉，因此當飛行器平衡飛行時，陀螺效應和空氣動力扭矩效應均被抵消。

與傳統的直升機相比，四旋翼飛行器有下列優勢：  
 各個旋翼對機身所施加的反扭矩與旋翼的旋轉方向相反，因此當電機 1 和電機 3 逆時針旋轉的同時，電機 2 和電機 4 順時針旋轉，可以平衡旋翼對機身的反扭矩。四旋翼飛行器在空間共有 6 個自

由度（分別沿 3 個坐標軸作平移和旋轉動作），這 6 個自由度的控制都可以通過調節不同電機的轉速來實現。

基本運動狀態分別是：(1) 垂直運動；(2) 俯仰運動；(3) 滾轉運動；(4) 偏航運動；(5) 前後運動；(6) 側向運動。

在圖 3.2 中，電機 1 和電機 3 作逆時針旋轉，電機 2 和電機 4 作順時針旋轉，規定沿 x 軸正方向運動稱為向前運動，箭頭在旋翼的運動平面上方表示此電機轉速提高，在下方表示此電機轉速下降。

- (1) 垂直運動：垂直運動相對來說比較容易。在圖中，因有兩對電機轉向相反，可以平衡其對機身的反扭矩，當同時增加四個電機的輸出功率，旋翼轉速增加使得總的拉力增大，當總拉力足以克服整機的重量時，四旋翼飛行器便離地垂直上升；反之，同時減小四個電機的輸出功率，四旋翼飛行器則垂直下降，直至平衡落地，實現了沿 z 軸的垂直運動。當外界擾動量為零時，在旋翼產生的升力等於飛行器的自重時，飛行器便保持懸停狀態。保證四個旋翼轉速同步增加或減小是垂直運動的關鍵。
- (2) 俯仰運動：在圖 (b) 中，電機 1 的轉速上升，電機 3 的轉速下降，電機 2、電機 4 的轉速保持不變。為了不因為旋翼轉速的改變引起四旋翼飛行器整體扭矩及總拉力改變，旋翼 1 與旋翼 3 轉速該變量的大小應相等。由於旋翼 1 的升力上升，旋翼 3 的升力下降，產生的不平衡力矩使機身繞 y 軸旋轉（方向如圖所示），同理，當電機 1 的轉速下降，電機 3 的轉速上升，機身便繞 y 軸向另一個方向旋轉，實現飛行器的俯仰運動。
- (3) 滾轉運動：與圖 b 的原理相同，在圖 c 中，改變電機 2 和電機 4 的轉速，保持電機 1 和電機 3 的轉速不變，則可使機身繞 x 軸旋轉（正向和反向），實現飛行器的滾轉運動。
- (4) 偏航運動：四旋翼飛行器偏航運動可以借助旋翼產生的反扭矩來實現。旋翼轉動過程中由於空氣阻力作用會形成與轉動方向相反的反扭矩，為了克服反扭矩影響，可使四個旋翼中的兩個正轉，兩個反轉，且對角線上的來年各個旋翼轉動方向相同。反扭矩的大小與旋翼轉速有關，當四個電機轉速相同時，四個旋翼產生的反扭矩相互平衡，四旋翼飛行器不發生轉動；當四個電機轉速不完全相同時，不平衡的反扭矩會引起四旋翼飛行

器轉動。在圖 d 中，當電機 1 和電機 3 的轉速上升，電機 2 和電機 4 的轉速下降時，旋翼 1 和旋翼 3 對機身的反扭矩大於旋翼 2 和旋翼 4 對機身的反扭矩，機身便在富餘反扭矩的作用下繞 z 軸轉動，實現飛行器的偏航運動，轉向與電機 1、電機 3 的轉向相反。

- (5) 前後運動：要想實現飛行器在水平面內前後、左右的運動，必須在水平面內對飛行器施加一定的力。在圖 e 中，增加電機 3 轉速，使拉力增大，相應減小電機 1 轉速，使拉力減小，同時保持其它兩個電機轉速不變，反扭矩仍然要保持平衡。按圖 b 的理論，飛行器首先發生一定程度的傾斜，從而使旋翼拉力產生水平份量，因此可以實現飛行器的前飛運動。向後飛行與向前飛行正好相反。當然在圖 b 圖 c 中，飛行器在產生俯仰、翻滾運動的同時也會產生沿 x、y 軸的水準運動。
- (6) 傾向運動：在圖 f 中，由於結構對稱，所以傾向飛行的工作原理與前後運動完全一樣。

### 4.3 設計概念

以 AVR 微控制器作為飛控系統核心，利用三軸陀螺儀做姿態偵測，使用氣壓高度計做飛行高度之估算，三軸加速度計量測三個軸向之加速度與絕對位置，利用 PID 控制法以達到自主平衡與停懸(hovering)飛行，I2C 的通訊界面增加飛控系統與無刷馬達之響應速度

#### 4.3.1 機構設計

機身材料主要為兩片玻璃纖維板，並在其中間夾入泡棉，目的是為更加強其防震之效果。軸長採用相對馬達距離約為 38 公分的設計，搭配上反應速度快的 I2C 匯流排，可以使飛行時的平衡補償反應速度效果更好更為靈敏，適合在室內飛行。

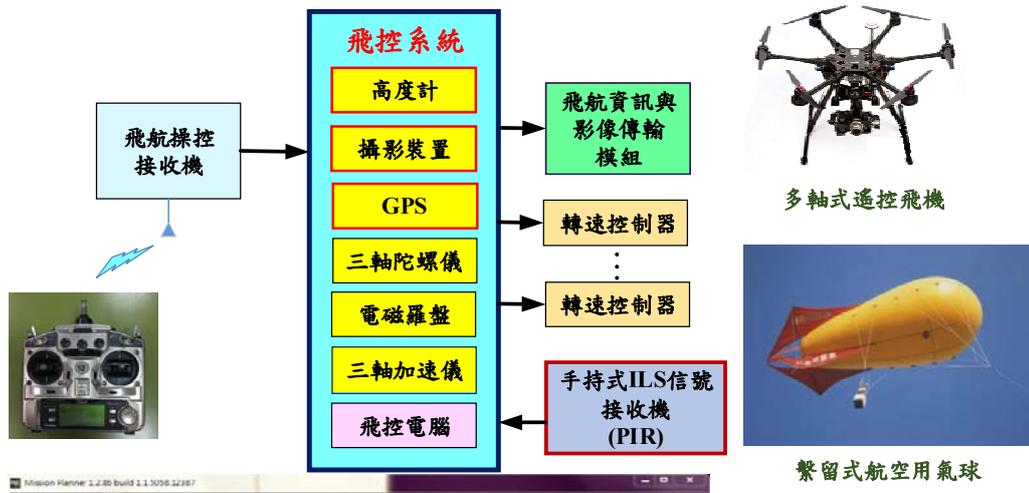
#### 4.3.2 飛控系統設計

系統包括以下幾個子系統：

- (1) MCU: 採用 AVR 微控制器，它有高可靠性、功能強、高速度、低功耗和低價位等特性。
- (2) 感測器系統: 有三軸陀螺儀、三軸加速度計、GPS 模組、氣壓高度計、低電壓偵測。
- (3) 遙控接收模組: 接收遙控模組的信號，透過 PPM 模組將訊號解碼後，再傳給 AVR 微控制器來讀取無線遙控信號。
- (4) 電子變速器: 控制馬達轉速的快慢
- (5) 無刷馬達: 經由改變線圈通電的方向，產生磁場，來推動磁鐵轉子。無刷馬達的可靠度高、效率好、體積小。
- (6) 電源模組：鋰聚合物(Li-PO)電池。

### 4.3.3 多軸式遙控飛機系統設計

應用於改善助導航設施地測之可昇高式載具系統包括多軸式遙控飛機及繫留式航空用氣球，系統設計製作如圖 17 所示，顧及飛行之安全性，所製作之多軸式遙控飛機選擇四軸機為機身框架，慣性量測單元 (Inertial Measurement Unit, IMU) 及控制硬體則採用 Mikrokopter 模組為基礎，該模組具有完整的電路設計文件、韌體、免費開發工具、無線通訊協定以及地面站軟體等配套支援，遵循 GNU (General Public License) 的規範，在網路上公開所有技術資料及原始碼，容許使用者自行修改及應用，架構在此飛控系統上，即可依據不同應用需求進行機身、組件等硬體以及飛控韌體之修改，藉以解決商用空拍載具應用彈性不足之問題。多軸飛行載具系統架構如圖 18(a) 所示，其中 18(b) 為多軸遙控飛機本體，18(c) 為多軸遙控飛機配上 ILS 信號接收機酬載，操作手透過遙控器輸入飛行動作，由機上之操作接收器接收該動作並傳輸至飛控模組，飛控模組依據此操作動作，配合 IMU、GPS 等感測器透過卡爾曼濾波法解算之訊號，再以 PID 控制器輸出各馬達之控制訊號，透過四個馬達之轉速控制器來控制飛行動作。機身傾斜角度、空速、前進方向、爬升速率以及坐標等飛航資訊，另行透過飛航資料傳輸模組回傳至地面站，地面站軟體除負責顯示飛航資訊外，亦將載具之飛行軌跡及現在位置，顯示在以 GoogleMap 等服務為地圖來源之視窗上，使用者亦可透過此介面進行導航點設定等操作，達到全自動飛行之目的。除此之外，透過對飛控模組韌體之修改，及相機架上加裝兩組可調整相機架角度之伺服機後，即可依據機身之傾斜角，即時反向調整相機之角度，使相機瞄準之影像，不因側風、震動或操作之影響改變，達到自動平衡之目的，亦可透過遙控器調整拍攝範圍為正前方至正下方內任何角度，使航拍及 ILS 量測時更為容易。



地面監控站

圖17. 可昇高式載具系統設計製作

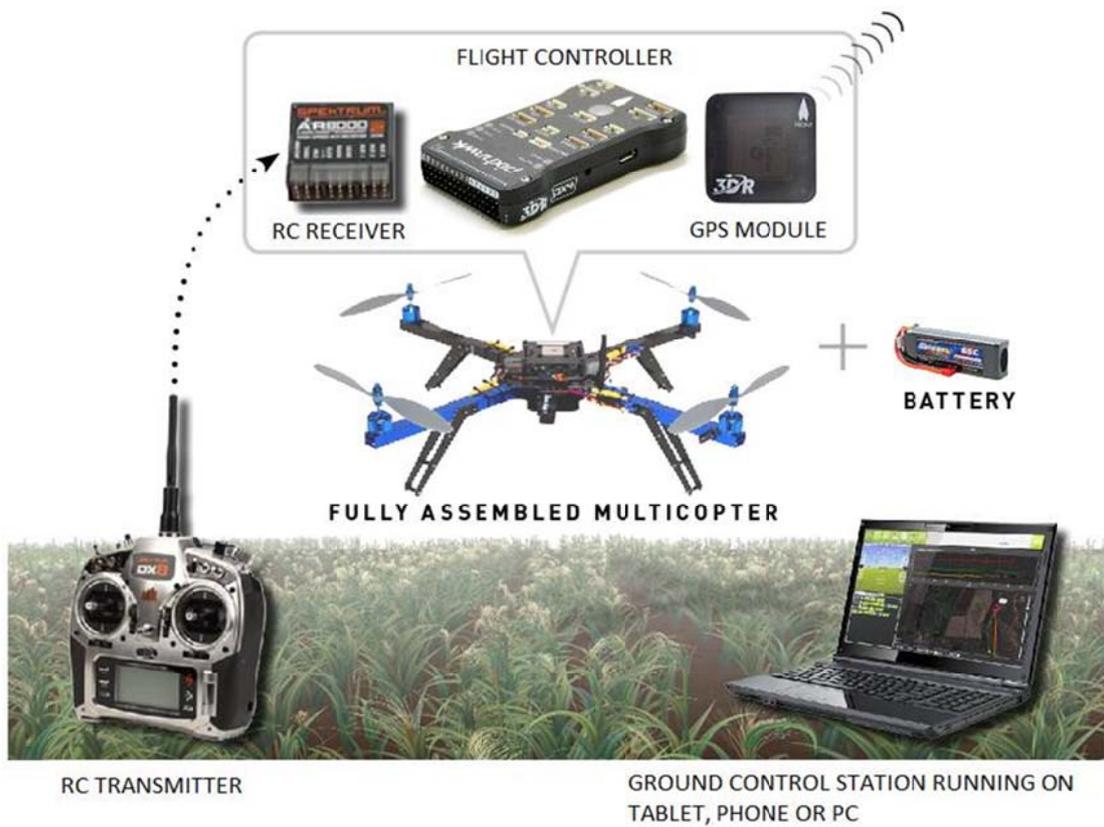


圖18(a). 多軸式遙控飛機系統架構圖



圖18(b). 多軸式遙控飛機本體



圖18(c). 多軸式遙控飛機+ILS信號接收機

多軸式遙控飛機技術規格如下：

- 八軸式遙控飛機本體（軸距約150cm）複材製作並可折疊收納。
- 酬載可達5公斤。

- 具備飛行控制系統及三軸自穩雲台。
- 提供2.4GHz雙向接收遙控器。
- 具備5.8GHz視訊傳輸及接收系統。
- 具備433MHz雙向數據傳輸模組。
- 地面控制站資料傳輸
- 飛控電腦整合GPS及攝影裝置
- 60公尺電源線及捲軸組。
- 多旋翼機體攜行箱。
- 八個310rpm/v的無刷馬達。
- 雙螺旋槳結構(螺旋槳長度22吋-螺距角55吋或螺旋槳長度21吋-螺距角 70吋螺距)。
- 使用22.2V 22000mAh的鋰電池，飛行時間約5分鐘。

**多軸式遙控飛機系統各組件設計說明如下:**

#### 4.3.4 機身設計

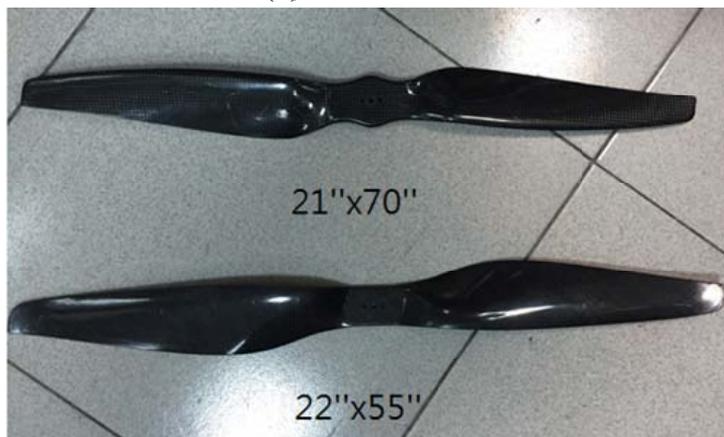
用來放置控制器、馬達、電池...等等的平台。機身的大小，會限制螺旋槳的長度，進而影響到負載的大小；機身的硬度，會使感測器受到馬達所產生震動影響的大小。本專案使用對角長度150公分的機身，如圖18(a)。

#### 4.3.5 螺旋槳設計

經由馬達旋轉來產生升力，以推動飛行器。其中螺旋槳依對角分成兩組，兩組旋轉方向為相反，以達到水平的旋轉力矩平衡。在相同轉速下，螺旋槳越長，攻角越大，所提供的升力就越大，但所受到的阻力亦會越大，所以轉動大的槳需要扭力大的馬達。為達到更平穩的飛行，本專案使用八螺旋槳結構(螺旋槳長度22吋-螺距角 55吋，如圖19所示。



圖19(a). 螺旋槳實體圖



19(b). 螺旋槳實體圖

#### 4.3.6 無刷馬達設計

旋轉螺旋槳來提供升力，以推動飛行器。與有刷馬達相比，無刷馬達具有扭力大、低耗損的優點，但由於其結構，必須加上一些電路與較為複雜的方法控制(換相)，線圈的匝數，會影響到馬達的扭力與轉速，匝數越多扭力越大、轉速越低；匝數越少，扭力越小、轉速越快。本專案使用310rpm/v的無刷馬達，如圖20所示。



圖20. 無刷馬達實體圖

#### 4.3.7 電子調速器設計

藉由此裝置可以簡化無刷馬達的控制，這裡簡稱電調。電調內已放置了驅動電路與無刷馬達控制程式，只需輸入 PWM 即可控制無刷馬達。本專案使用 40A 的電調。

#### 4.3.8 電池設計

提供控制板與馬達電源。本專案使用 22.2V 22000mAh 的鋰電池，如圖 21 所示。



圖 21. 鋰電池實體圖

#### 4.3.9 飛行控制器

控制飛行器平衡運動與傳輸的裝置，這裡簡稱飛控板。飛控板是集成微控制器、感測器、無線傳輸模組的裝置，如圖 22(a)所示。飛行控制器與 GPS 等週邊組件連接示意圖如圖 22(b)，以下為配置：

- 微控制器  
ARM 32bit Cortex-M4 CPU with FPU  
Frequency up to 168MHz  
196Kbytes SRAM，1024bytes Flash
- 無線模組 nRF24L01+PA+LNA  
使用 SPI 傳輸( Max 10MHz )  
空曠下的理想傳輸距離及速率  
520m(2Mbps)/750m(1Mbps)/1000m (250Kbps)
- 氣壓式高度計+GPS

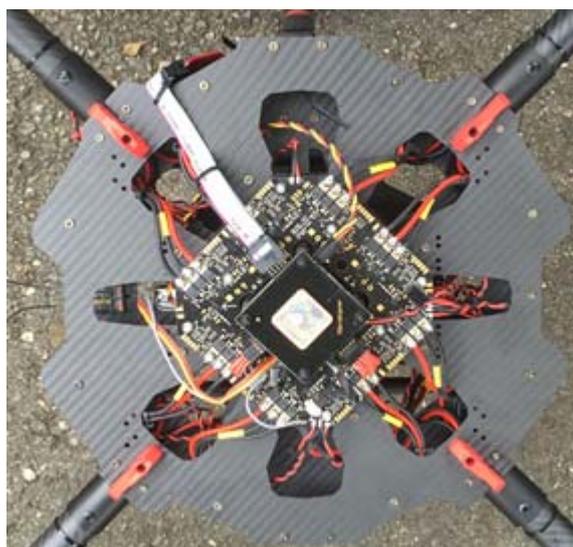


圖 22(a). 飛行控制器實體圖

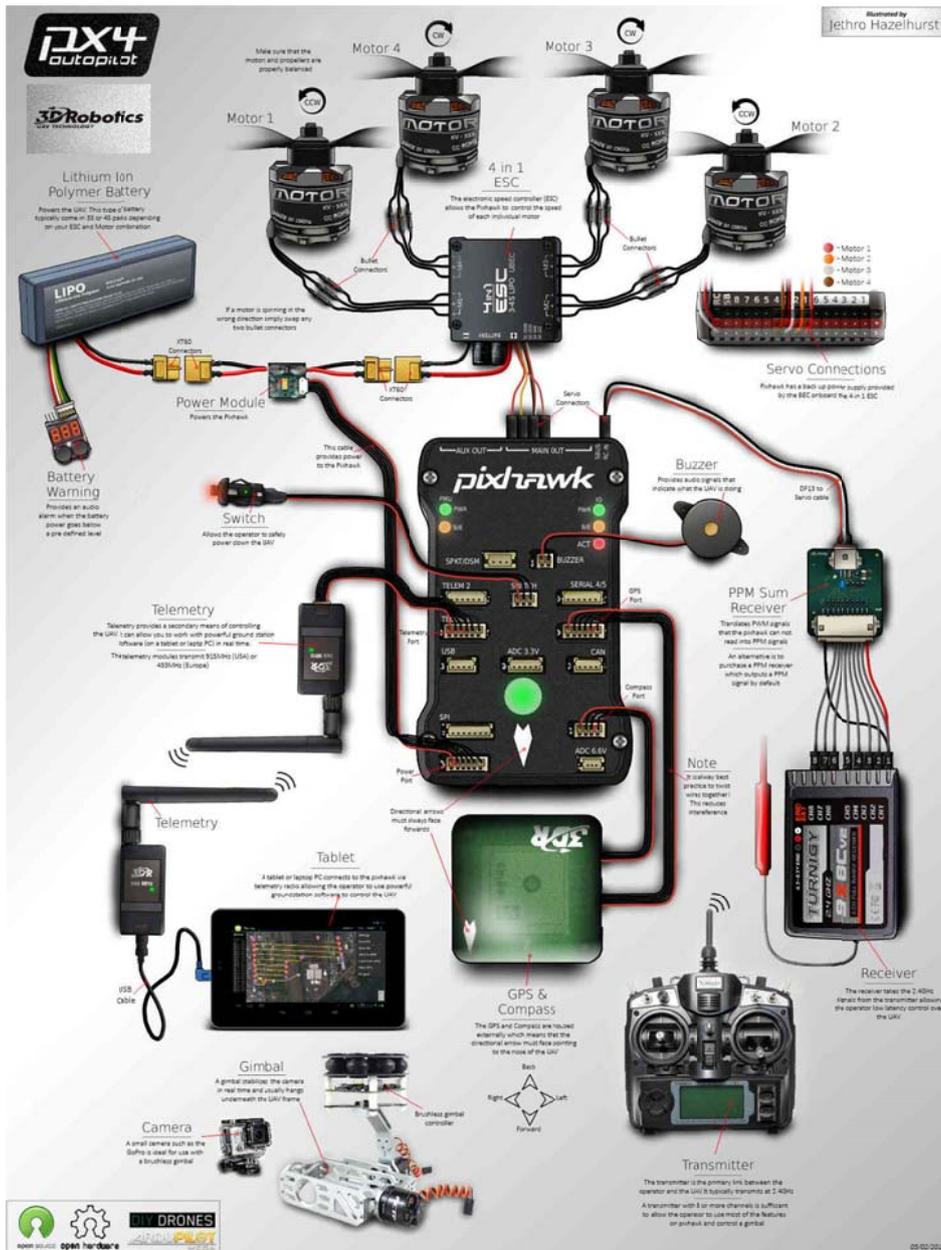


圖 22(b). 飛行控制器與 GPS 等週邊組建連接示意圖

#### 4.3.10 遙控器設計

遙控飛行器、給予飛行器指令與監控訊息的裝置。設有示波器可以檢測飛行器感測器訊息，如圖 23 所示。以下為配置：

- 微控制器  
ARM 32bit Cortex-M4 CPU with FPU

196Kbytes SRAM，1024bytes Flash

- 無線模組 nRF24L01+PA+LNA

使用 SPI 傳輸( Max 10MHz )

空曠下的理想傳輸距離及速率

520m(2Mbps)/750m(1Mbps)/1000m (250Kbps)

- 顯示器 4.3" TFT

控制器 SSD1963

解析度 480\*272

色彩 16-bit( RGB 565 )



圖 23 遙控器實體圖

## 4.4 多軸式遙控飛機系統細部設計

### 4.4.1 系統架構

四軸式遙控飛機系統的系統運作示意圖如圖 24 所示，微控制器從感測器讀取資訊，轉換成飛行器姿態，經由無線傳輸模組發送至監控平台做顯示，監控平台傳送飛行命令資訊給飛行器，飛行器上的微控制器依此資訊與飛行器當前姿態，轉換成 PWM 訊號控制電調，改變無刷馬達轉速，來達到自主平衡與方向控制。

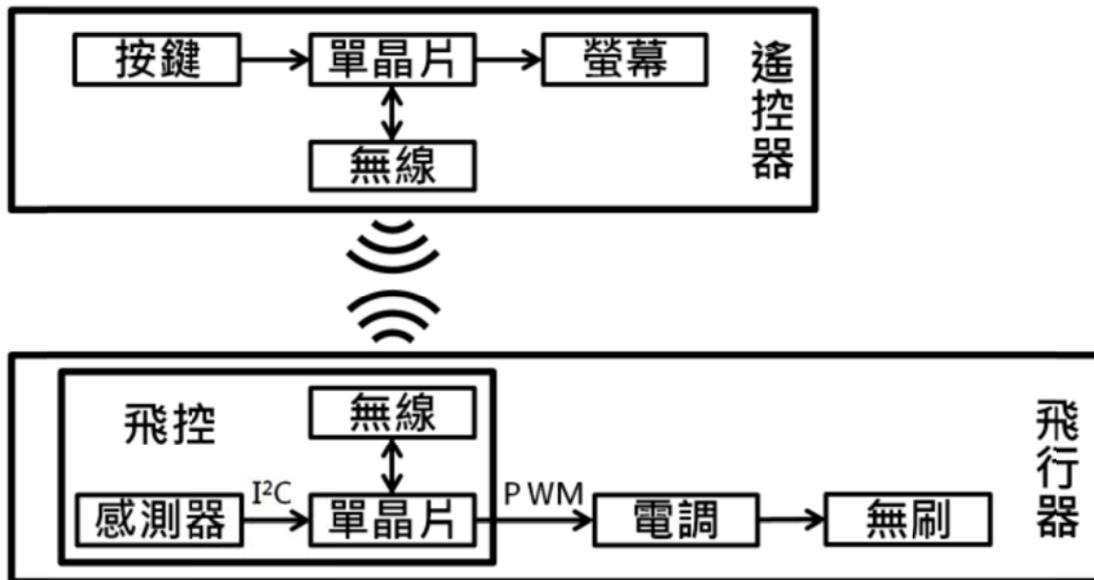


圖 24. 四軸飛行器系統運作示意圖

#### 4.4.2 硬體設計

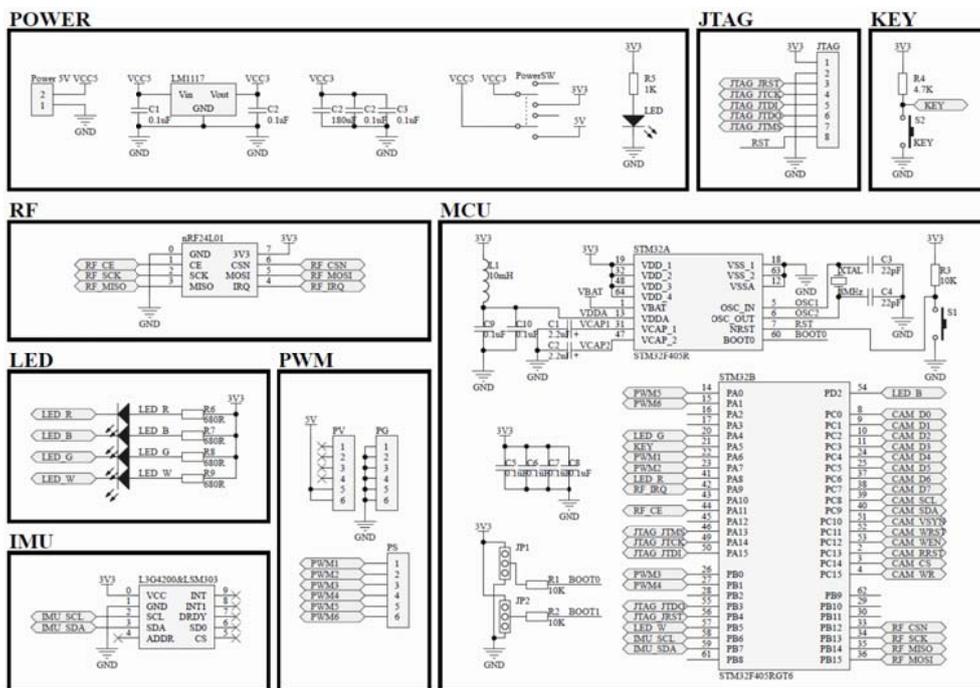


圖 25. 四軸飛行器之電路圖

#### 4.4.3 微控制器(MCU)設計

採用意法半導體公司(ST)的32位微控制器 STM32F405RG 作為主控制器，其 CPU 採用 ARM Cortex-M4；具有 210 DMIPS 的處理能力，最高工作頻率 168MHz，196Kbytes SRAM，1Mbyte Flash，有浮點數運算單元(FPU)、DSP 指令集；並設有 USB、SDIO、USART、SPI、I2C 等外設。

微控制器通過 1 個 SPI 與無線傳輸模組連接，1 個 I2C 與慣性測量單元連接，4 個通道的 PWM 與 4 個電調連接。

#### 4.4.4 慣性測量單元(IMU)設計

由圖 26 為微控制器的 I2C 與感測器的連接示意圖，I2C 使用發送地址來決定控制的裝置，所以只需兩條線即可與多個裝置通訊。



圖 26. I2C 連接圖

專題使用 ST 公司的 L3G4200(3 軸陀螺儀)[3]與 LSM303D(3 軸加速度計+3 軸電子羅盤)[4]組成 9 個自由度(DOF)的 IMU。

L3G4200 與 LSM303D 皆具有 16 位元的解析度，並且可通過 I2C 以最高 400kHz 的速率讀取資料。

#### 4.4.5 無線傳輸設計

無線傳輸模組用於向監控平台傳送飛行器上的資訊與接收控制平台所發送的控制訊號、指令。

本案所採用的無線傳輸模組使用 NORDIC 公司 2.4G 的 nRF24L01P[5]，並搭配功率放大器(PA)與低噪音放大器(LNA)來增加傳輸距離。nRF24L01P 提供了三種傳輸速率 2Mbps、1Mbps、250Kbps，其空曠下傳輸距離分別為 520m、750m、1000m。

#### 4.4.6 電源設計

四軸飛行器的電源供應如圖 27 所示，由 11.1v 2200mAh 的鋰電池作為電力的來源，11.1v 經過 LM2596 轉換成 5v，再經由 AMS1117 轉換為 3.3v，其中 11.1v 供電給電調與無刷馬達，5v 供電給其他設備，3.3v 供電給飛控板。

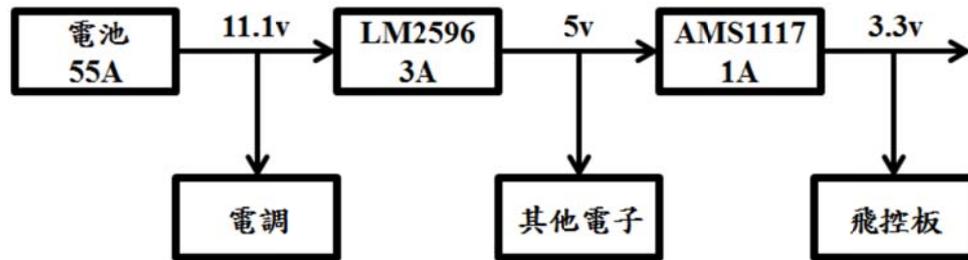


圖 27. 電源供應圖

#### 4.4.7 軟體設計

四軸飛行器的程式流程如圖 28 所示，供電後系統首先對系統時脈、I/O 與各種模組及功能做初始化，接著對感測器做初始校正與飛行器姿態的初始化，然後為防止馬達突然啟動，設置了鎖定功能，在解鎖前，接收任何訊號皆不會使馬達旋轉。

解完鎖後即進入有限狀態機(FSM)，狀態機的狀態如圖 29 所示，狀態機的初始狀態為接收模式，在此狀態中會接收來自控制平台的控制訊號，接收成功後才會進入到下一個狀態發射模式，在發射模式中會將感測器讀到的資料與計算的姿態傳送到控制平台，傳送完後就進入下一個狀態控制模式，在控制模式中會使用平台所傳來的控制資訊，對四軸飛行器做控制，目前只有控制飛行器的傾斜角度與馬達轉速大小，控制完後就進入串列模式，這個狀態是用來測試與外接其他功能用的，以增加擴充性。

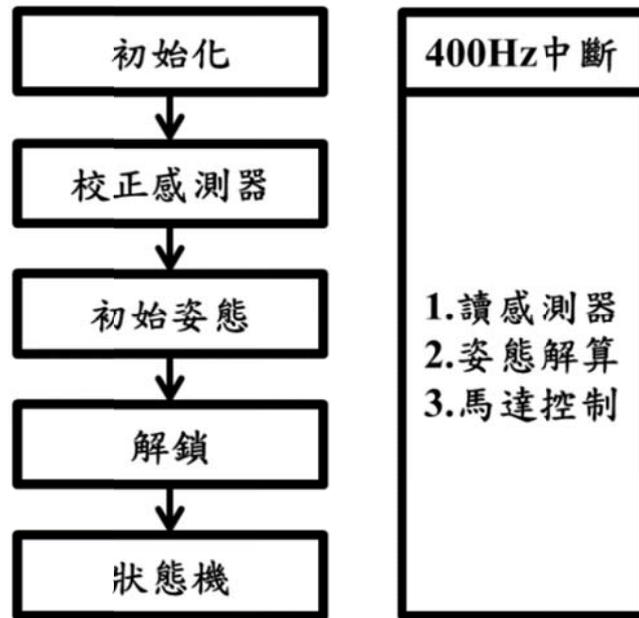


圖 28. 程式流程圖



圖 29. 狀態機示意圖

#### 4.4.8 飛控演算法設計

演算法為四軸飛行器之核心，其中主要包含了感測器的校正、姿態的計算、與平衡的控制，本次專題中主要的演算法實現於 400Hz 的計時中斷中，其流程如圖 30 所示。

一開始先讀取感測器資料，然後利用初始校正所得到的校正資訊對讀到的資料作校正，校正完後轉成物理量(mg、dps、gauss)，再對其做加權移動平均，減少誤差，最後計算飛行器姿態，並依此當前的姿態做 PID 平衡，以達到自主懸停及控制。

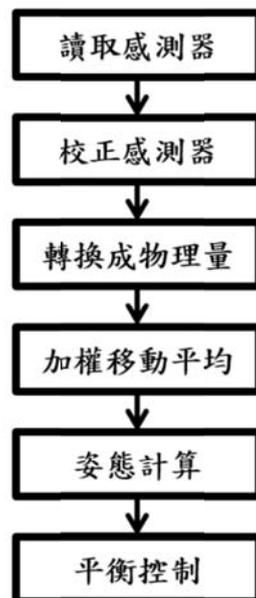


圖 30. 演算法流程圖

#### 4.4.9 初始校正

MEMS 元件雖然具有體積小與低成本的優勢，但只要是感測器都會有誤差存在的問題。

#### 4.4.10 加速度計校正

考慮到地球上相同地區的重力加速度誤差可視為零的情況下，預先測量在水平狀態下的加速度與重力加速度  $g(0, 0, 1)$  的誤差並記錄，在程式中就不需再次測量，直接對加速度計誤差的做偏移校正。

#### 4.4.11 陀螺儀校正

陀螺儀為測量角速度的元件，已知靜止無運動的情況下，角速度為零，利用此條件對陀螺儀做校正，實際方法：先讓飛行器保持靜止，此時讀取陀螺儀 100 筆數據求平均值，此平均值則為陀螺儀的誤差偏移量，之後每次讀取完後減去此平均值即可得到正確的數據。

#### 4.4.12 電子羅盤校正

地球磁場並非是均勻分佈的，會存在磁傾角及磁偏角，以台灣為例，磁傾角約為 37 度左右，加上馬達、環境、電池...等的影響，在不校正的情況下，難以取的正確的航向。

只考慮二維的情況下，電子羅盤的 X 軸 Y 軸所讀到的磁場理想上會以中心在原點上的圓形所分佈，但受到其他磁場的影響會使圓形變形且偏離原心，造成磁場以橢圓形分佈。

對電子羅盤間隔 45 度做一次取樣，共有 8 點的磁場樣本，在對樣本做橢圓擬合，得出橢圓方程後，將橢圓移到原心，並還原成圓形，使航向可以正常取得。

四旋翼飛行機器人之系統架構

#### 4.4.13 姿態計算

直接對角速度做積分是取得姿態的方法之一，但由於陀螺儀本身的誤差會隨溫度變化，長時間對角速度做積分等同於放大誤差，加上角速度所計算出來的角度其中有一為 90 度或 270 度時，轉回原始座標時就會產生萬向節鎖(Gimbal lock)的問題，導致轉不回去，所以專題在姿態計算中採用四元數。

在航向角部分則採用互補濾波(Complementary Filter)，將電子羅盤靜態時精確及陀螺儀的高靈敏度的特性結合在一起，以取得準確的航向。

#### 4.4.14 四元數計算

四元數可以有效解決萬向節鎖問題，且經過一些變換後，可以直接以角速度來更新姿態與使用加速度計來校正陀螺儀。

4.2.2 四元數校正。利用四元數將地理的重力加速度旋轉至飛行器上面，再與加速度計讀出的值(已歸一化的)做外積，得出誤差，用此誤差對角速度做校正融合。

#### 4.4.15 互補濾波

將電子羅盤長期準確及陀螺儀靈敏度高的特性互補，即為對電子羅盤做低通濾波，對陀螺儀做高通濾波，並將其相加，得出較為可信的資訊。

#### 4.4.16 平衡控制

圖 31 為 PID 系統圖，PID 控制器在控制領域上已有數十年的發展，其特點簡單、穩定、有效使他至今仍然廣為使用，本專題在自主平衡方面選用 PID 控制器，輸入期望角度及當前三軸角度至 PID，將計算出來的三軸 PID 結果，依螺旋槳旋轉的方向分配至四顆馬達上，來達到對四軸平衡的效果。

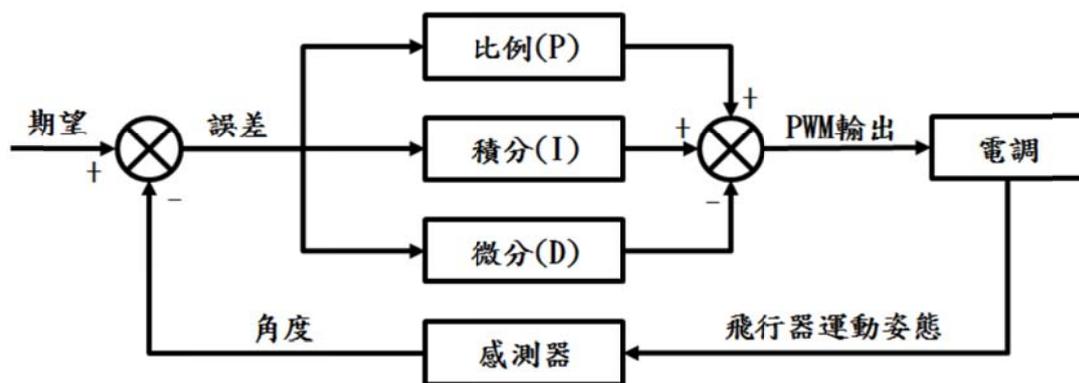


圖 31. PID 控制

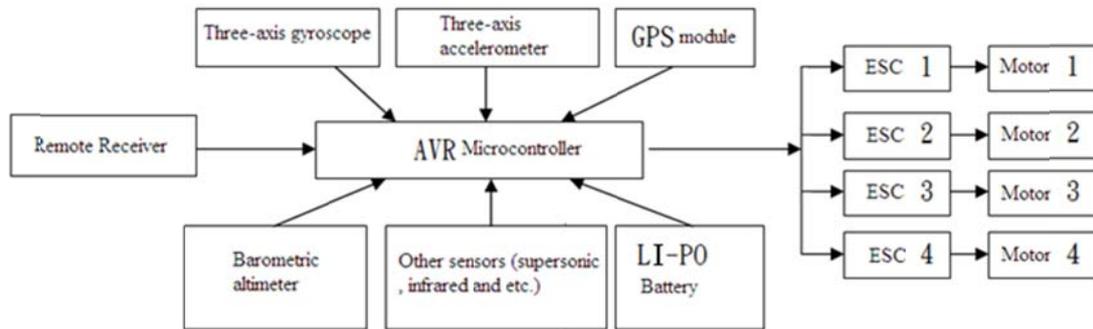


圖 32. 四旋翼機之控制系統

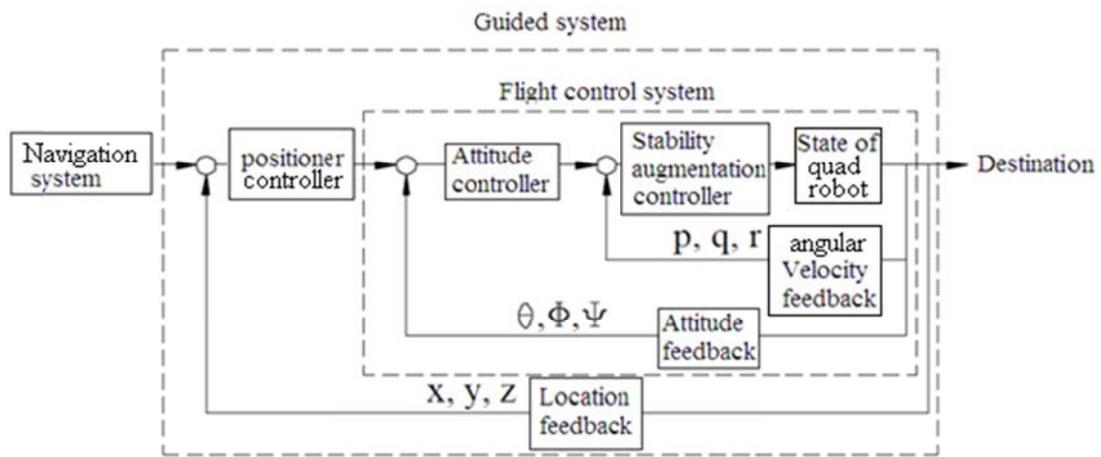


圖 33. 四旋翼機之控制流程圖

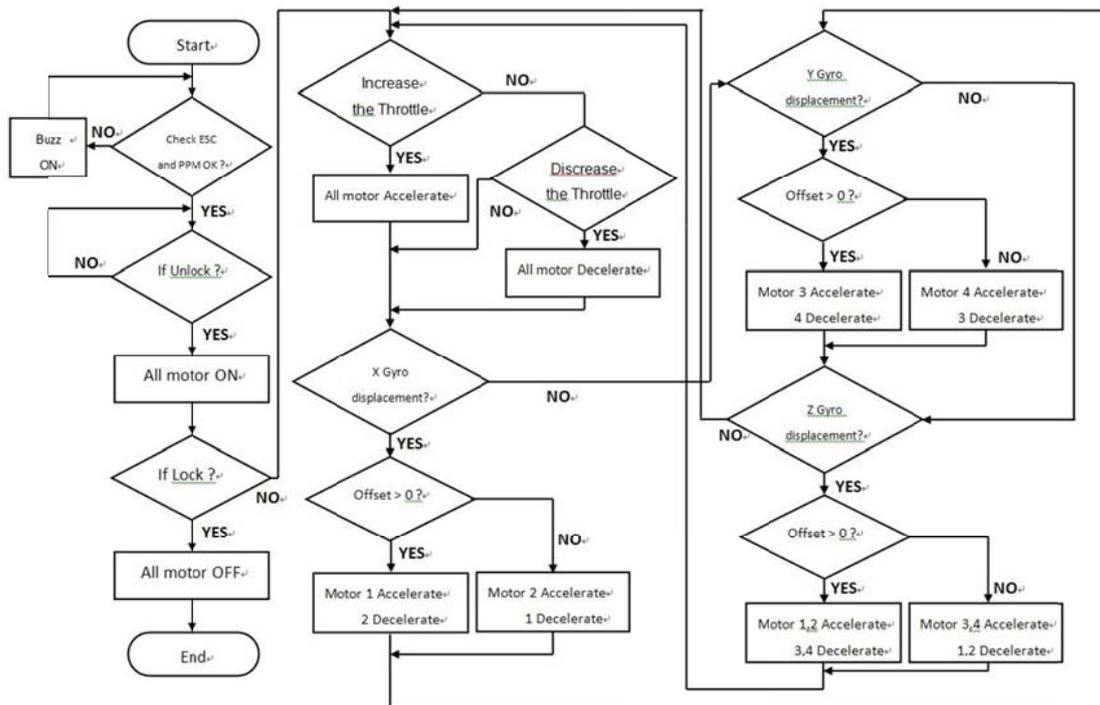
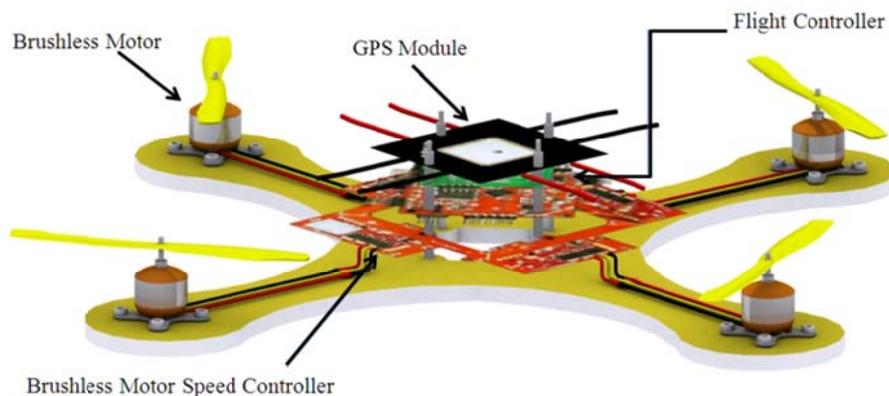


圖 34. 四旋翼飛行機器人之軟體流程圖

#### 4.4.17 姿態修正

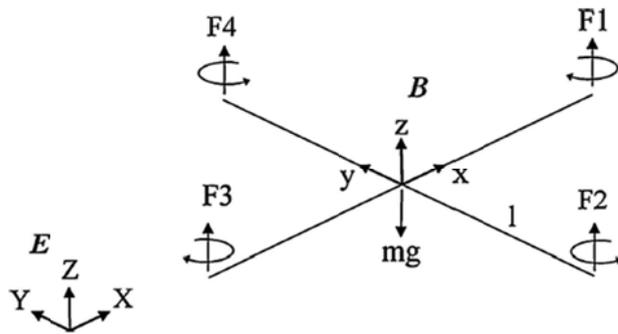
陀螺儀積分:由三軸陀螺儀所量得的數據積分可獲得三軸飛行姿態角。隨著時間的累積，誤差將會因積分而被放大，產生所謂的飄移現象。加速度計與重力傾角關係:利用重力 1G 永遠垂直向下的特性偵測姿態是否傾斜。利用陀螺儀數據積分獲得姿態角，配合加速度計量得的靜態角度估測陀螺儀的積分誤差，再對陀螺儀做修正。



#### 4.4.18 數學模型建立

$$R = \begin{bmatrix} c\phi c\theta & c\phi s\theta s\phi - c\phi s\theta & c\phi s\theta c\phi + s\phi s\theta \\ s\phi c\theta & s\phi s\theta s\phi + c\phi c\theta & s\phi s\theta c\phi - c\phi s\theta \\ -s\theta & c\theta s\phi & c\theta c\phi \end{bmatrix}$$

其中: c 代表 cos、s 代表 sin



六個自由度滿足以下方程式

$$\begin{bmatrix} mI_{3 \times 3} & 0 \\ 0 & I \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{V} \\ \dot{\omega} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \omega \times mV \\ \omega \times I\omega \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} F \\ \tau \end{bmatrix}$$

$I_{3 \times 3}$  為體座標系的單位向量

$V$  為質心線速度

$\omega$  為轉動角速度

$F$  為飛行器受到的外力

$I$  為機體的三軸轉動慣量

最終數學模型簡化為

$$\left\{ \begin{array}{l} \ddot{x} = (\cos \phi \sin \theta \cos \varphi + \sin \phi \sin \varphi) \frac{1}{m} U_1 \\ \ddot{y} = (\cos \phi \sin \theta \sin \varphi - \sin \phi \cos \varphi) \frac{1}{m} U_1 \\ \ddot{z} = -g + (\cos \phi \cos \theta) \frac{1}{m} U_1 \\ \ddot{\phi} = \frac{1}{I_x} U_2 \\ \ddot{\theta} = \frac{1}{I_y} U_3 \\ \ddot{\psi} = \frac{1}{I_z} U_4 \end{array} \right.$$

$$U_1 = b(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2);$$

$$U_2 = bl_1(\Omega_1^2 + \Omega_4^2 - \Omega_2^2 - \Omega_3^2);$$

$$U_3 = bl_2(\Omega_3^2 + \Omega_4^2 - \Omega_1^2 - \Omega_2^2);$$

$$U_4 = d(\Omega_1^2 + \Omega_3^2 - \Omega_2^2 - \Omega_4^2);$$

$U_1$  為總拉力和

$U_2$  為滾轉運動

$U_3$  為俯仰運動

$U_4$  為偏航運動

## 5. 繫留式航空用氣球設計技術

### 5.1 繫留式航空用氣球設計考量

繫留式航空用氣球一般包含繫留式航空用氣球平臺、地面保障系統和任務酬載三大部分。繫留式航空用氣球平臺按照結構劃分包含氣球分系統、繫留纜繩分系統和地面遙測分系統三部分。氣球分系統包含球體結構、球上測控設備、球上通信設備、和適航設備等；繫留纜繩分系統包含光纖複合纜繩、連接器和繫留組件等；地面錨泊分系統包含地面錨泊車、纜繩收放裝置、地面操控裝置、地面電源設備、地面測控設備和地面通信設備等。繫留式航空用氣球平臺設計製作的關鍵技術主要包括：

- (1) 浮空平臺的總體設計技術。
- (2) 浮空平臺的氣動分析和氣動佈局。
- (3) 軟式結構及軟硬體連接設計技術。
- (4) 浮空平臺強度計算與分析方法。
- (5) 浮空平臺的使用維護技術。
- (6) 浮空平臺的通信與測控技術。
- (7) 繫留式航空用氣球的地面繫留及保障系統設計與製作。
- (8) 飛控電腦整合 GPS 及攝影裝置設計與製作。

### 5.2 繫留式航空用氣球設計

繫留式航空用氣球系統如圖 38 所示，其功性能包括：

- (1) 航空氣球組：兩顆直徑 2.6 公尺的 PVC 氣球，酬載約 6 公斤。
- (2) 具備三軸自穩雲台。
- (3) 提供 2.4GHz 雙向接收遙控器。
- (4) 具備 5.8GHz 視訊傳輸及接收系統。
- (5) 具備 433MHz 雙向數據傳輸模組。
- (6) 兩組 100 公尺捲軸組。
- (7) 地面控制站資料傳輸。

(8) 飛控電腦整合 GPS 及 360° 攝影裝置。

## 6. ILS 信號接收機與可昇高式載具系統整合設計技術

- (1) 為減輕可昇高式載具系統的酬載重量，將原 ILS 信號接收機鋁質機殼更換為複材機殼如圖 35，充電電池更換為 7.4V 鋰電池，共計減輕約 0.8 公斤。
- (2) ILS 信號接收機天線安裝於複材機殼頂端如圖 36，未來視機場實際測試狀況調整天線安裝位置。
- (3) 左右定位台(LOC)/滑降台(GP)訊號 (包括:DDM、SDM、MOD、Field Strength 等參數)擷取，採用將攝影機對準 ILS 信號接收機之 LCD 顯示器進行錄影記錄如圖 37，飛行測試完成後，由人工判讀紀錄。
- (4) 由於 ILS 信號接收機( Model 2137 PORTABLE ILS RECEIVER ) 原廠電路圖不完整，無法直接擷取左右定位台(LOC)/滑降台(GP)訊號數位信號，未來可採用直訊號錄製機種或影像辨識技術，自動判讀紀錄。
- (5) 可昇高式載具系統可每秒一次記錄時間、GPS 之經緯度及高度，飛行測試完成後，將錄存的位置資料(高度、經緯度和時間)與 ILS 信號接收機之 LCD 顯示器錄影記錄，使用同一時間軸進行整合，並製成數據圖表，以作為量測結果。

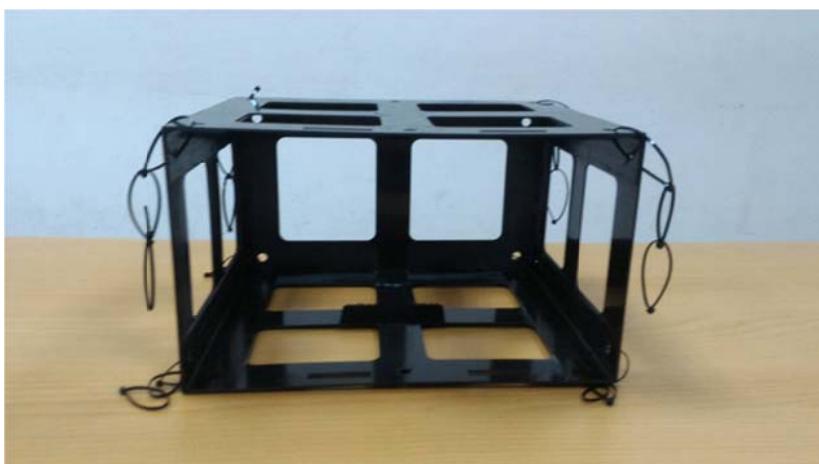


圖 35. 複材機殼



圖 36. ILS 信號接收機天線安裝



圖 37. LCD 顯示器錄影裝置

## 7. 可昇高式載具系統實驗場地測試

### 7.1 多軸式遙控飛機系統

軟體可以載入 GoogleEarth 地圖，輸入經緯度即可使用。在地圖上可以設定數點 Way Point，啟動執行後，多軸式遙控飛機會依照設定的順序與位置自主飛行(如圖 38)。室外飛行測試飛行前整備如圖 39，室外飛行測試如圖 40，酬載約 5 公斤，飛行高度可達 60 公尺，在高度 10 公尺平飛 600 公尺。

多軸式遙控飛機系統的高度量測及其精準度測試，測試方法與結果如下。

#### 7.1.1 測試方法

##### A. 縱向飛行(升高飛行)量測

- ① 於空曠處找一量測定點，首先確認量測定點之實際經緯度。
- ② 位於該量測定點，操控員定點操控升高，測量垂直高度 10~60 公尺範圍。
- ③ 位於該定點以一條纜線繫留於多軸式遙控飛機，纜線上有長度標記(每一標記間隔 1 公尺)，做為高度精確度量測的標準。
- ④ 多軸式遙控飛機定速直線升高，每 1 秒記錄高度與經緯度。並同時攝錄影像。
- ⑤ 步驟 2-4 共測試 10 次，量測結果取平均值。
- ⑥ 將高度量測結果取平均值，與纜線實際長度比較，算出多軸式遙控飛機系統高度量測誤差值。

##### B. 橫向飛行(水平飛行)量測

- ① 於測試場，固定 A 點，距離 A 點 300 公尺處定為 B 點 (AB 兩點距離=300 公尺)，定出 A 點與 B 點的實際座標。

- ② 操控多軸式遙控飛機系統在固定高度為 10 公尺，由 A 點直線水平航行至 B 點。紀錄載具測量位置資料(經緯度與高度)與時間，取樣頻率時間 1 秒。
- ③ 步驟 2 共計執行 10 次，取載具測量位置資料的平均值。
- ④ 飛行測試完成後，將載具測量紀錄的位置資料與 Google Map 的實際經緯度(A 點-B 點直線的實際座標值)比較，算出多軸式遙控飛機系統經緯度(相對於 A 點的直線距離)量測誤差值。



圖 38. GPS 定位飛行規劃



圖 39. 室外測試飛行前整備  
(使用與 ILS 信號接收機相同的假負載(5 公斤))



圖 40. 室外飛行測試  
(酬載約 5 公斤，升高達 60 公尺)

## 7.1.2 測試結果

### A. 縱向飛行(升高飛行)量測

縱向飛行(升高飛行) WayPoint (WP)航線地圖如圖 41，高度量測結果如圖 42，平均誤差值為 0.32m，最大誤差為 0.65m，位移量測如圖 43，最大位移量為 1m。



圖 41. 縱向飛行(升高飛行)WP 航線地圖

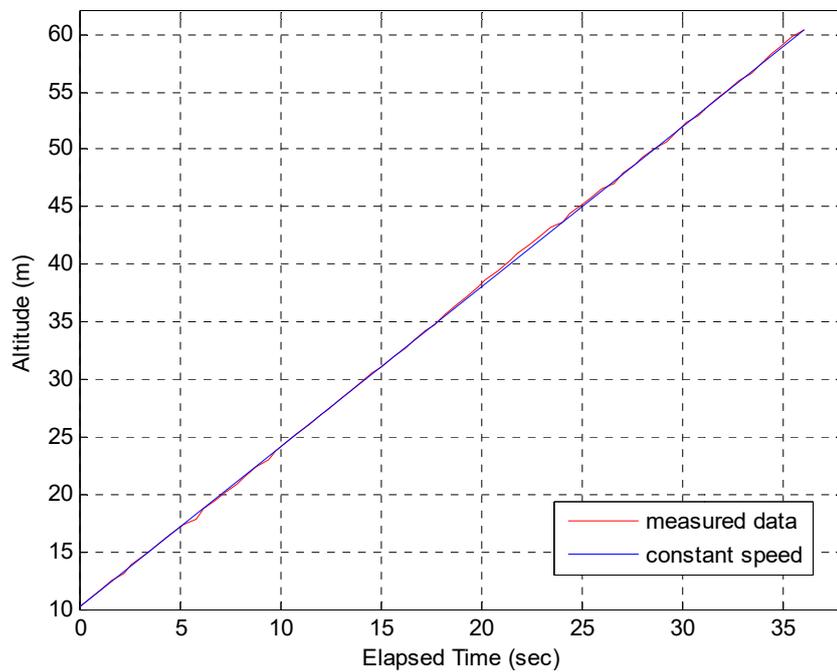


圖 42. 縱向飛行(升高飛行) 高度量測比較圖

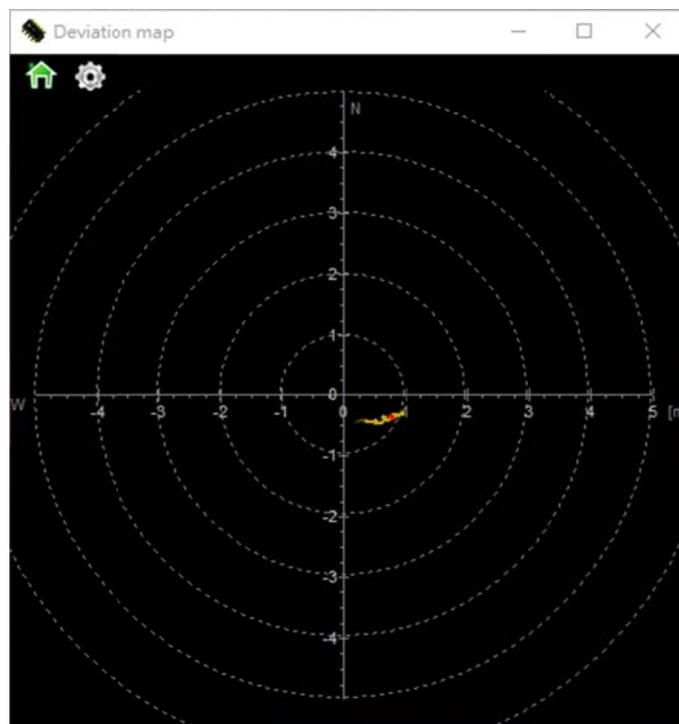


圖 43. 縱向飛行(升高飛行)位移量測圖

## B. 橫向飛行(水平飛行)量測

橫向飛行(水平飛行)WayPoint(WP)航線地圖如圖 44，量測結果如圖 45，平均誤差值為 0.35m，最大誤差為 1.05m。

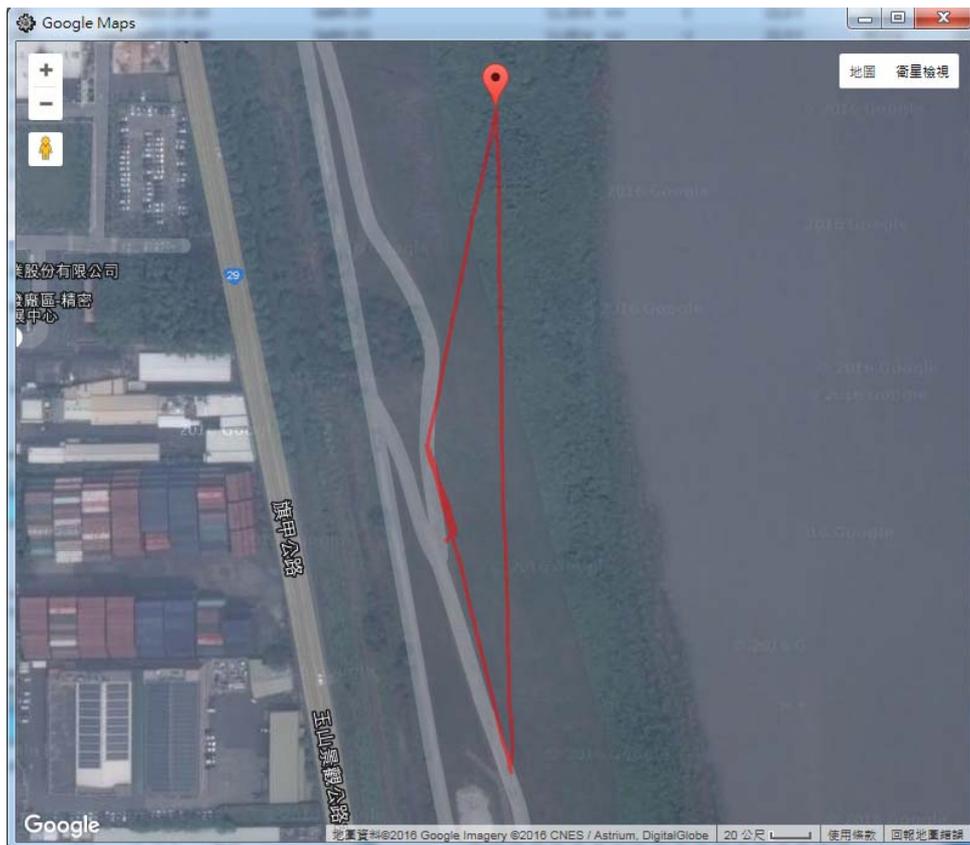


圖 44. 橫向飛行(水平飛行)WP 航線地圖

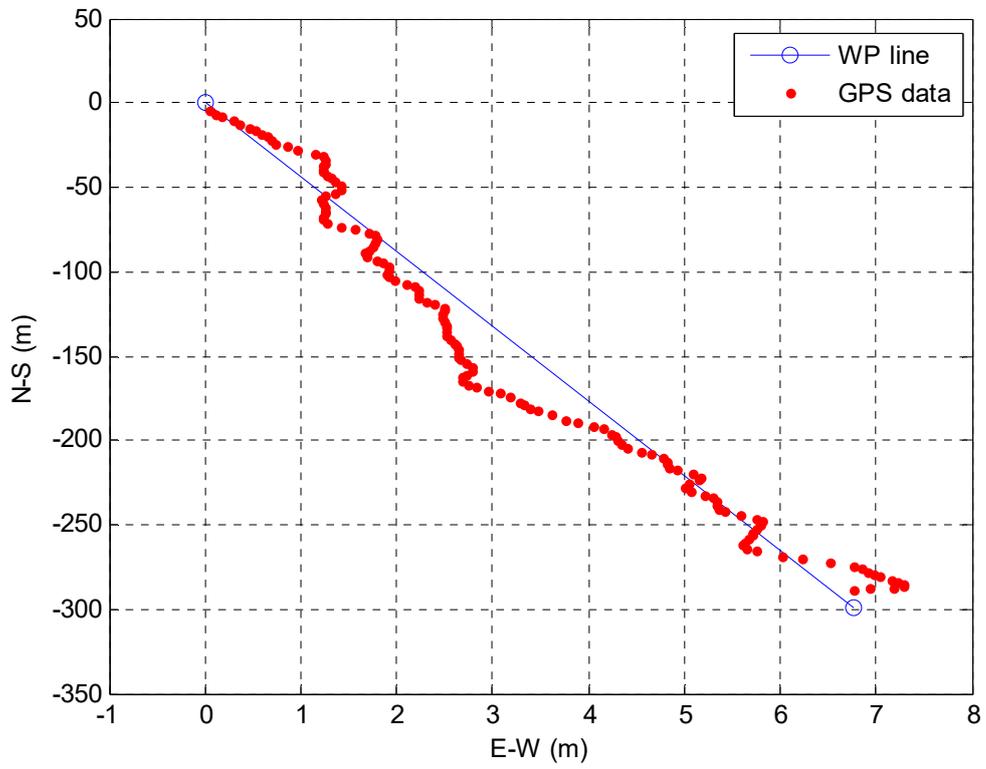


圖 45. 橫向飛行(水平飛行)量測比較圖

## 7.2 繫留式航空用氣球測試

繫留式航空用氣球配上 ILS 信號接收機組裝如圖 46 所示。繫留式航空用氣球試飛前整備如圖 47 所示。繫留式航空用氣球飛行測試如圖 48，酬載約 6 公斤，飛行高度可達 60 公尺。

繫留式航空用氣球系統的高度量測及其精準度測試，測試方法與結果說明如下。

### 7.2.1 測試方法

- ① 於空曠處找一量測定點，首先確認量測定點之實際經緯度。
- ② 位於該定點以兩條纜線固定氣球，操控員定點操控升高，測量垂直高度 10~60 公尺範圍。
- ③ 位於該定點以一條纜線繫留於氣球系統，纜線上有長度標記(每一標記間隔 1 公尺)，做為高度精確度量測的標準。
- ④ 氣球每升高一公尺，駐留 1 分鐘，每 10 秒記錄氣球系統數據傳輸的高度與經緯度。並同時攝錄視訊傳輸影像。
- ⑤ 步驟 2-4 共測試 10 次。
- ⑥ 將高度量測結果取平均值，與纜線實際紀錄長度比較，算出氣球系統高度量測誤差值。
- ⑦ 將經緯度量測結果取平均值，獲得繫留式航空用氣球系統升空飛行受風漂移之位移量及方位量。



圖 46. 繫留式航空用氣球+ILS 信號接收機



圖 47. 繫留式航空用氣球試飛整備

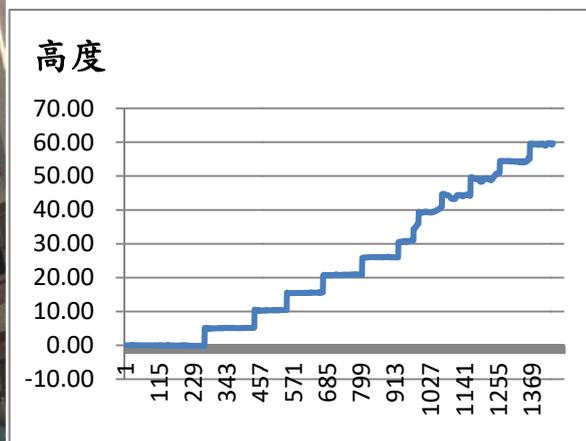


圖 48. 繫留式航空用氣球飛行測試  
(酬載約 6 公斤，可達 60 公尺高度)

## 7.2.2 測量結果

- ① 高度測試與實際繩高比較如圖 49，高度量測標準差如圖 50，標準差在高度 25m 以下小於 0.1 m，在高度 30m 以上小於 0.7 m。
- ② 繫留式航空用氣球系統升空飛行受風力漂移之位移量，測試結果如圖 51，取平均值後經度誤差 58m，緯度誤差 50m。
- ③ 繫留式航空用氣球系統升空飛行受風力偏轉之方位量，測試結果如圖 52。

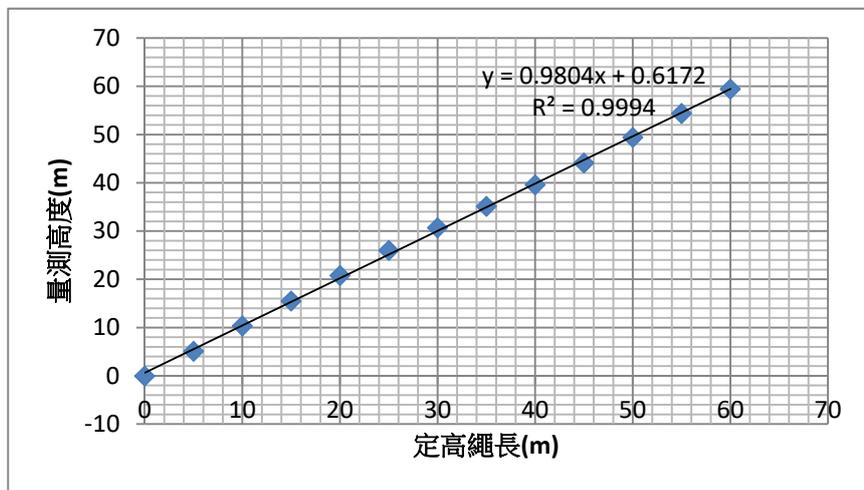


圖 49. 繫留式航空用氣球高度量測結果

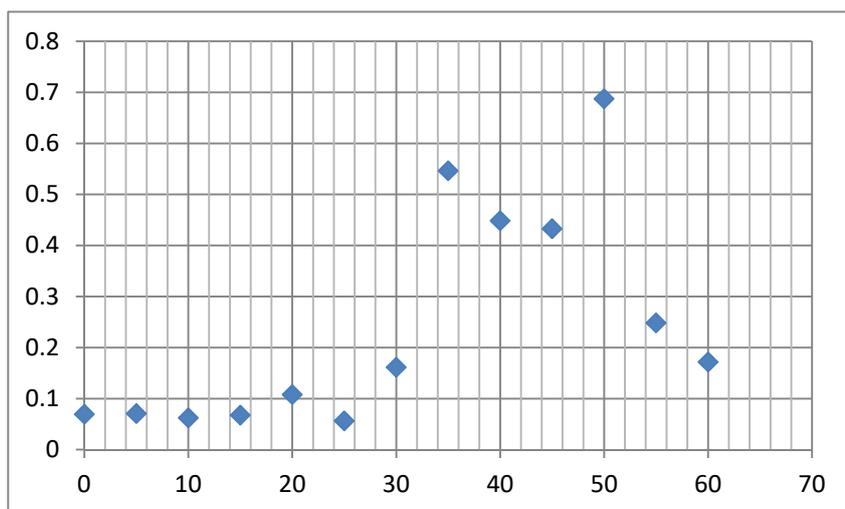


圖 50. 繫留式航空用氣球高度量測標準差(單位：公尺)

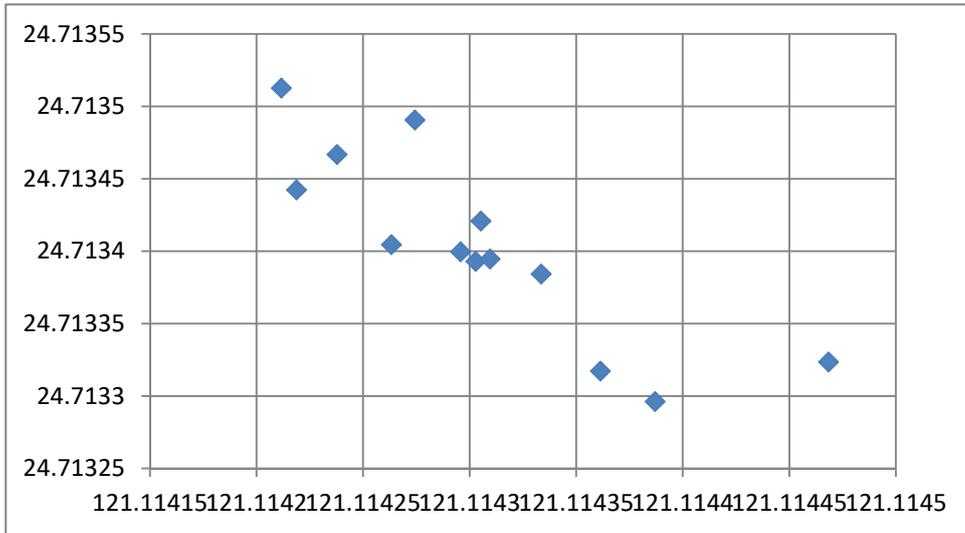


圖 51. 氣球系統升空飛行受風力飄移之位移量  
(X 軸-經度，Y 軸-經度)

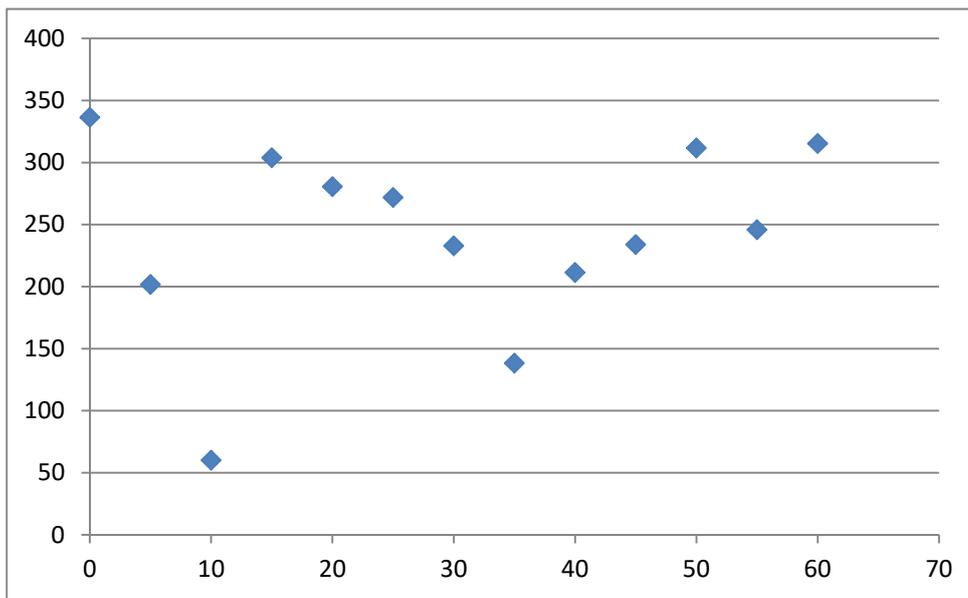


圖 52. 氣球系統升空飛行受風力偏轉之方位量  
(單位：Y 軸-角度，X 軸-公尺)

## 8. 機場實地測試

### 8.1 機場實地測試規劃

本案執行精確進場滑降指示燈(PAPI) 之攝影/照相及左右定位台(LOC)/滑降台(GP)信號 (包括：DDM、90Hz MOD%、150Hz MOD% 等參數)之測試。機場實地測試規劃如下

(1)於機場實地量測前，需進行多軸式遙控飛機系統之系統參數調教。

設定 ILS 接收機頻率，LOC 頻率：108.9MHz，GP 頻率：329.3MHz。

(2)PAPI 燈號影像攝錄測試規劃如下(參考圖 53)：



圖 53. PAPI 燈號影像攝錄測試



圖 54. 多軸式遙控飛機+攝影雲台

- ① 於跑道末端跑道中心線處，首先確認量測點之實際經緯度(25°04'12.17626"N, 121°32'22.71048"E)。
- ② 多軸式遙控飛機酬載攝影雲台如圖 54，並進行時間同步。
- ③ 位於該定點以一條纜線繫留於多軸式遙控飛機，以確保飛行安全。
- ④ 參考圖 53，飛機操控員定點操控升高，測量垂直高度 10~60 公尺範圍，同時攝錄 PAPI 號。
- ⑤ 攝錄 PAPI 燈號時，將即時同步紀錄載具測量位置資料(經緯度與高度)與時間，取樣頻率時間應小於 1 秒。
- ⑥ 飛行測試完成後，將收集燈號資料與載具測量位置資料，繪製統計圖表(高度-燈號顯示)，說明燈號分佈情形。

(3) 左右定位台(LOC)信號量測規劃如下：

#### A. 扇形量測

參考圖 55，以 LOC 天線中心 (25°04'08.56530"N, 121°34'04.57646"E) 為圓心，半徑 200 公尺，以跑道中心線左右各 40°，多軸式遙控飛機系統以扇形飛行進行 LOC 信號量測。



|     |                |
|-----|----------------|
| A : | 25 04'08.52"   |
|     | 121 34' 04.57" |
| B : | 25 04' 12.96"  |
|     | 121 33' 59.30" |
| C : | 25 04'04.69"   |
|     | 121 33' 58.83" |
| D : | 25 04'08.88"   |
|     | 121 33' 57.45" |

圖 55. LOC 信號扇形量測圖

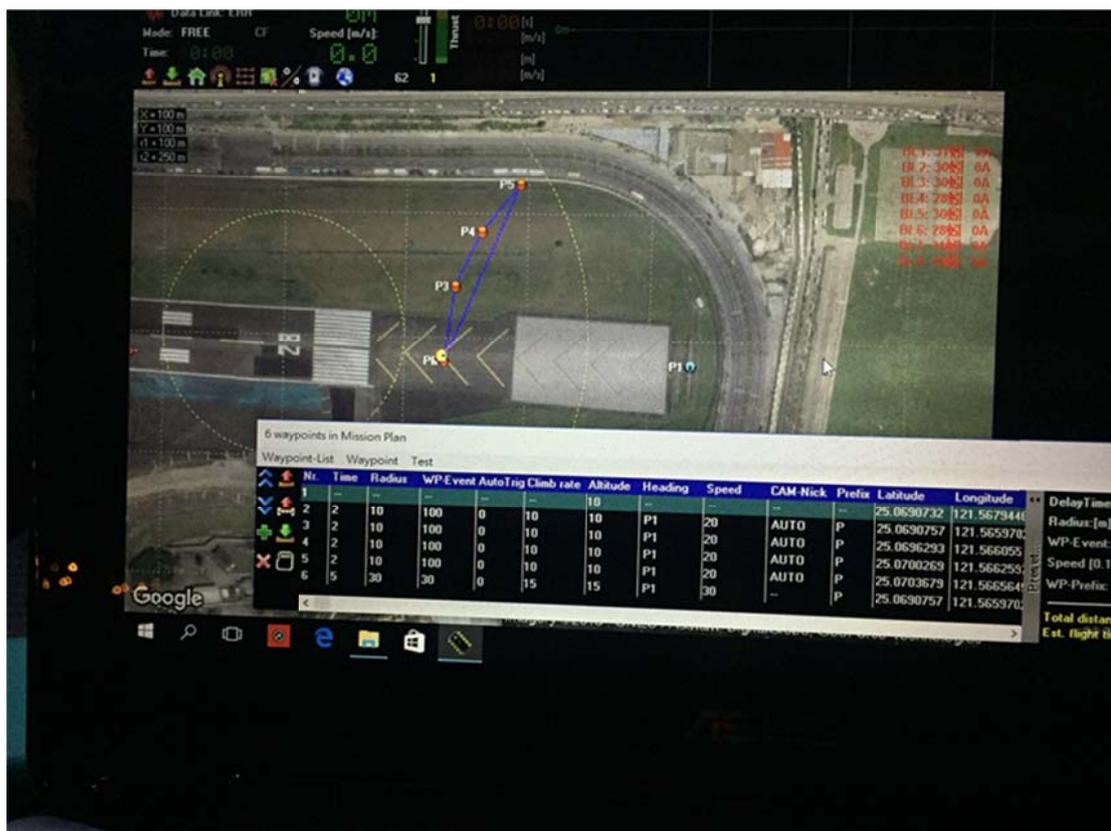


圖 56(A). LOC 訊號扇形實測圖(0°~+40°)

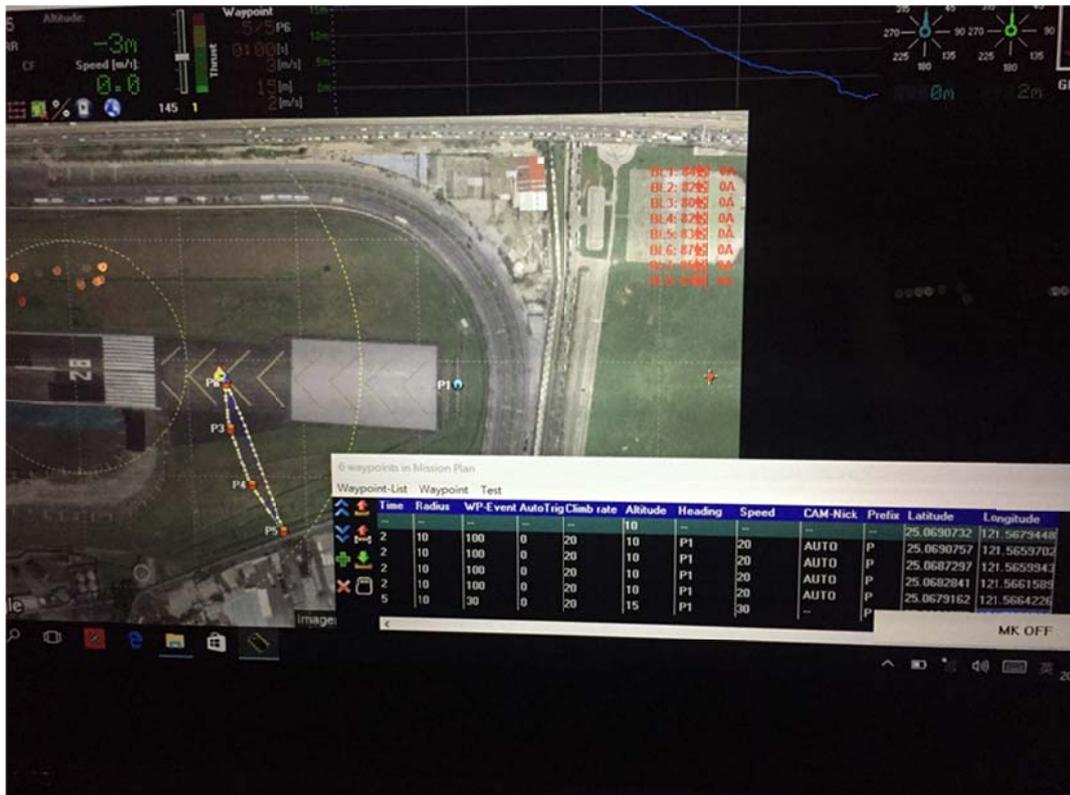


圖 56(B). LOC 訊號量測( $0^{\circ} \sim -40^{\circ}$ )

- ① 以 LOC 天線中心 P1 ( $25^{\circ}04'08.56530''N$ ,  $121^{\circ}34'04.57646''E$ ) 為圓心，半徑 200 公尺，以跑道中心線左右各  $40^{\circ}$ ，定出 P2, P3, P4, P5 點的航點(waypoint)座標。
- ② 操控多軸式遙控飛機系統在固定高度為 10 公尺，沿著右邊 P2-P3-P4-P5 扇形水平航行如圖 56(A)；沿著左邊 P2-P3-P4-P5 扇形水平航行如圖 56(B)。
- ③ 多軸式遙控飛機系統於航行時，分別測量 LOC 無線電信號，包括：DDM、90Hz MOD%、150Hz MOD%等參數。每作一次 P2-P3-P4-P5 扇形水平航行僅測量一個 LOC 無線電信號參數。
- ④ 測量無線電信號取樣時，將即時同步紀錄載具測量位置資料(經緯度與高度)與時間，取樣頻率時間小於 1 秒。

- ⑤ 飛行測試完成後，將收集 LOC 無線電信號資料與載具測量位置資料，繪製統計圖表(相對於 P1 點的角度--LOC 無線電信號參數)，以說明 LOC 無線電信號分佈情形。

#### B. 沿跑道中心線一公里量測

以進場跑道末端 A 點( $25^{\circ}04'12.17626''N$ ,  $121^{\circ}32'22.71048''E$ )為起點，多軸式遙控飛機系統沿跑道中心線飛行 1 公里至 B 點，進行 LOC 信號量測。(參考圖 57)



圖 57. LOC 信號沿跑道中心線量測

- ① 於距進場跑道末端 A 點 ( $25^{\circ}04'12.17626''N$ ,  $121^{\circ}32'22.71048''E$ )的跑道中心線處，距離 A 點一公里處定為 B 點 (AB=1000 公尺)，定出 A 點與 B 點的實際座標。
- ② 操控多軸式遙控飛機系統在固定高度為 10 公尺，沿著跑道中心線由 A 點直線水平航行至 B 點。為確保飛行安全，一條纜線繫留於多軸式遙控飛機與車輛間(參考圖 58)，車輛跟隨多軸式遙控飛機行駛。
- ③ 多軸式遙控飛機系統於航行時，分別測量的 GP 無線電信號，包括：DDM、90Hz MOD%、150Hz MOD%等參數。每作一次 AB 兩點航行僅測量一個 GP 無線電信號參數。

- ④ 測量無線電信號時，將即時同步紀錄載具測量位置資料(經緯度與高度)與時間，取樣頻率時間小於 1 秒。
- ⑤ 飛行測試完成後，將收集 GP 無線電信號資料與載具測量位置資料，繪製統計圖表(相對 A 點的距離--GP 無線電信號參數)，以說明 GP 無線電信號分佈情形。



圖 58. 纜線繫留於多軸式遙控飛機與車輛間示意圖

(4) GP 信號量測



圖 59. GP 信號縱向量測

首先必須由 A 與 B 點，算出 C 點座標值，進而得出 L 長度。  
於測試點看像著落點 C 的角度  $\theta$ ： $\tan \theta = \text{飛機高度} / L$

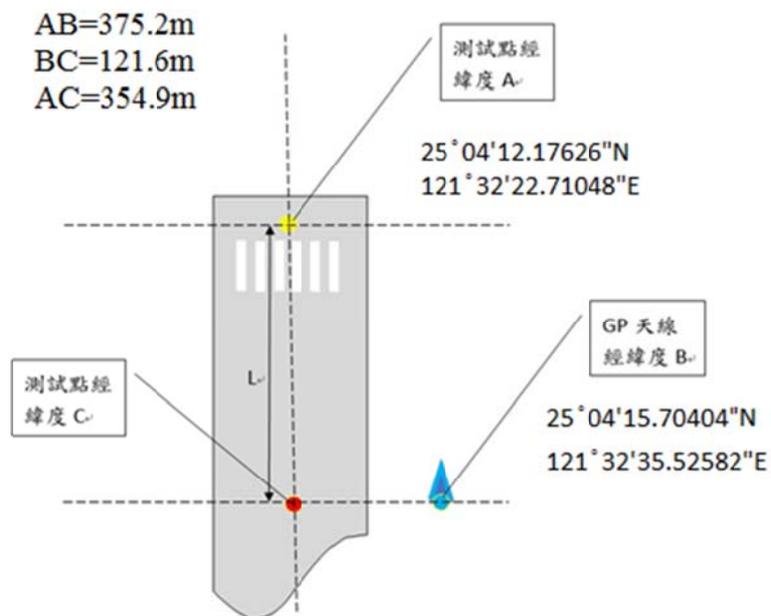


圖 60. GP 信號縱向量測座標圖

- ① 於距進場跑道末端 A 點 (25°04'12.17626"N, 121°32'22.71048"E)的跑道中心線處，首先確認量測定點之 GPS 經緯度(參考圖 60)。
- ② 位於該定點以一條纜線繫留於多軸式遙控飛機，以確保飛行安全。
- ③ 飛機操控員定點操控升高，測量垂直高度 10~60 公尺範圍，分別測量的 GP 無線電信號應包括：DDM、90Hz MOD%、150Hz MOD%等參數。每作一次升高航行僅測量一個 GP 無線電信號參數。(參考圖 59)
- ④ 測量的 GP 無線電信號時，將即時同步紀錄載具測量位置資料(經緯度與高度)與時間，取樣頻率時間應小於 1 秒。
- ⑤ 飛行測試完成後，將收集載具測量位置資料，繪製統計圖表(以 C 點為中心的角度-GP 無線電信號)，說明 GP 無線電信號分佈情形。

## 8.2 量測結果

### (1) PAPI 燈號影像攝錄測試

依據 8.1(2) PAPI 燈號影像攝錄測試規劃進行測試，攝錄測試結果如附件一光碟片。由攝錄測試結果說明 PAPI 紅白燈顯示於 3° 線附近產生個數變化，如下表。

| 角度      | 燈號      |
|---------|---------|
| 3.5° 以上 | 4 白     |
| 3.4°    | 1 紅 3 白 |
| 3°      | 2 紅 2 白 |
| 2.5°    | 3 紅 1 白 |
| 2.2° 以下 | 4 紅     |

(參考附件一之圖 1)

## (2) LOC 信號量測

### A. LOC 信號扇形量測

依據 8.1(3)A. LOC 信號扇形量測規劃，量測結果如下：

操控多軸式遙控飛機系統在固定高度為 10 公尺，確認可沿著右邊 P2-P3-P4-P5 扇形水平航行如圖 56(A);沿著左邊 P2-P3-P4-P5 扇形水平航行如圖 56(B)。LOC 信號扇形量測，DDM、90Hz MOD%、150Hz MOD%，在  $0^{\circ} \sim \pm 40^{\circ}$  的量測圖分別顯示於圖 61 至圖 66。

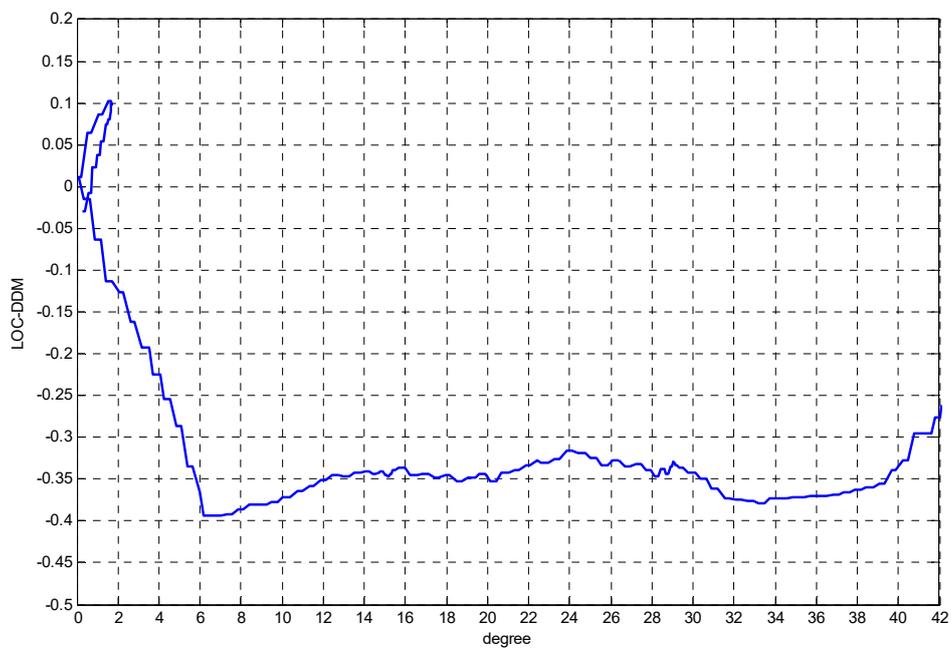


圖 61. LOC-DDM 信號量測圖( $0^{\circ} \sim +40^{\circ}$ )

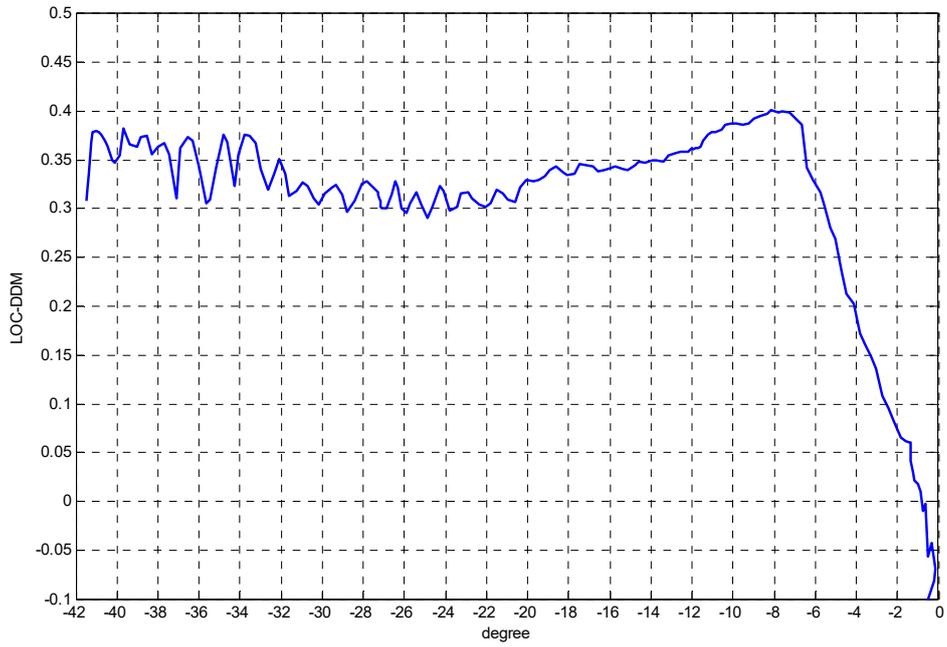


圖 62. LOC-DDM 信號量測圖(0<sup>0</sup> ~ -40°)

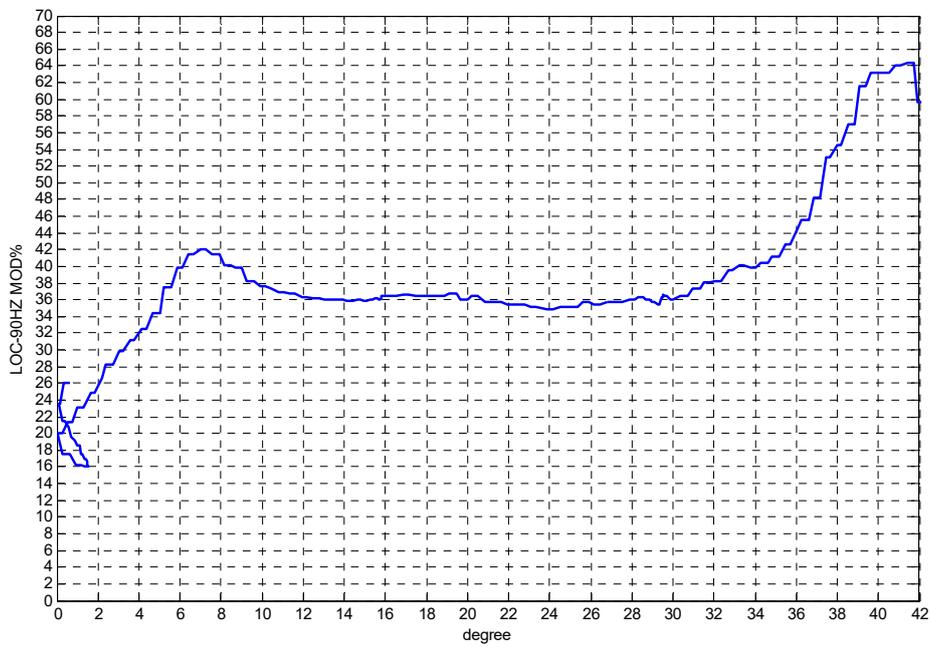


圖 63. LOC-90Hz MOD% 信號量測圖(0<sup>0</sup> ~ +40°)

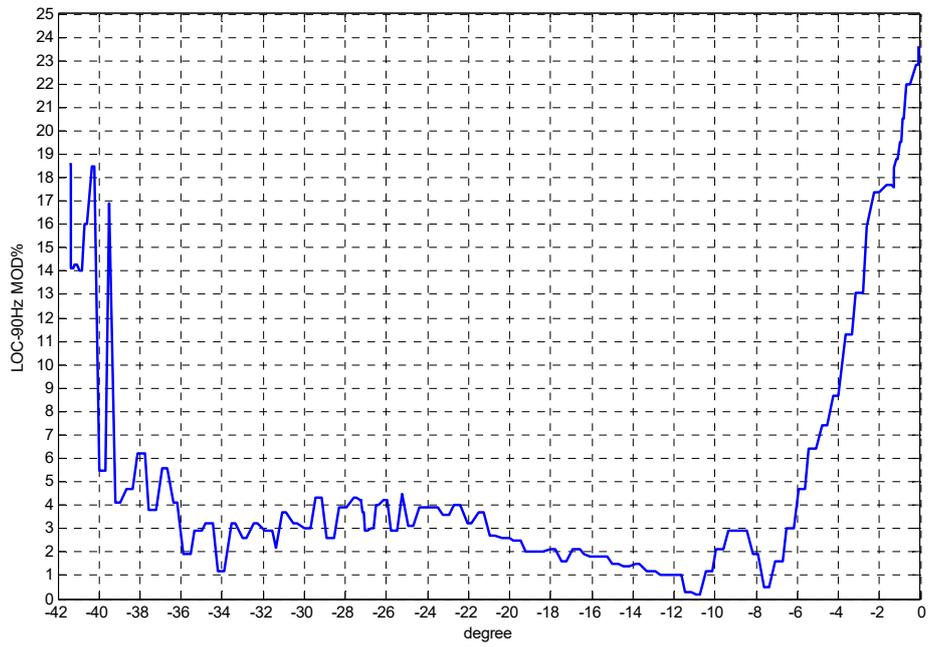


圖 64. LOC-90Hz MOD% 信號量測圖(0° ~ -40°)

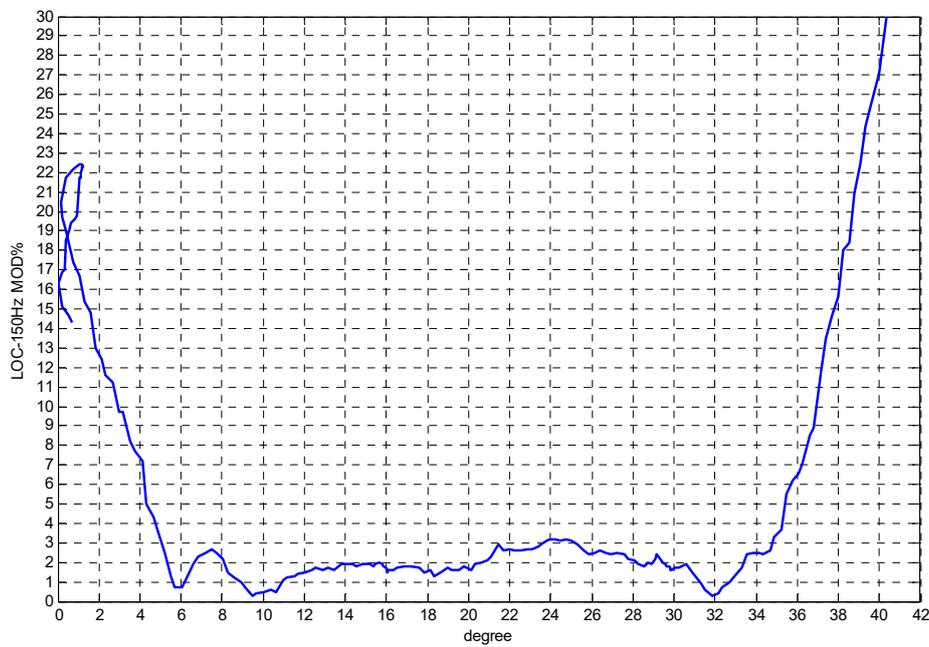


圖 65. LOC-150Hz MOD% 信號量測圖(0° ~ +40°)

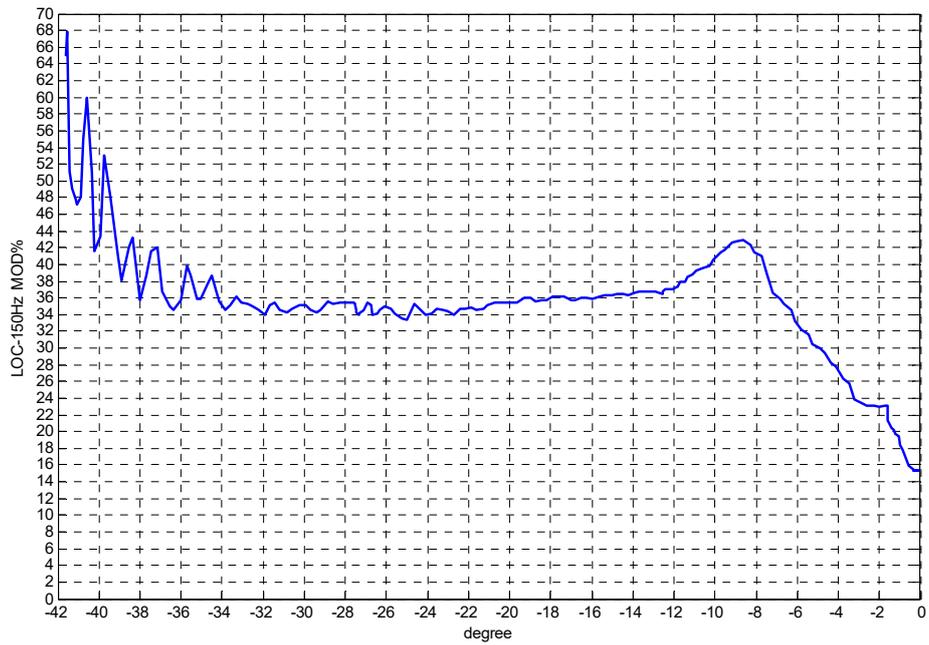


圖 66. LOC-150Hz MOD% 信號量測圖(0° ~ -40°)

B. 沿跑道中心線一公里量測

依據 8.1(3)B. LOC 信號沿跑道中心線一公里量測規劃，量測結果顯示於圖 67 至圖 71。

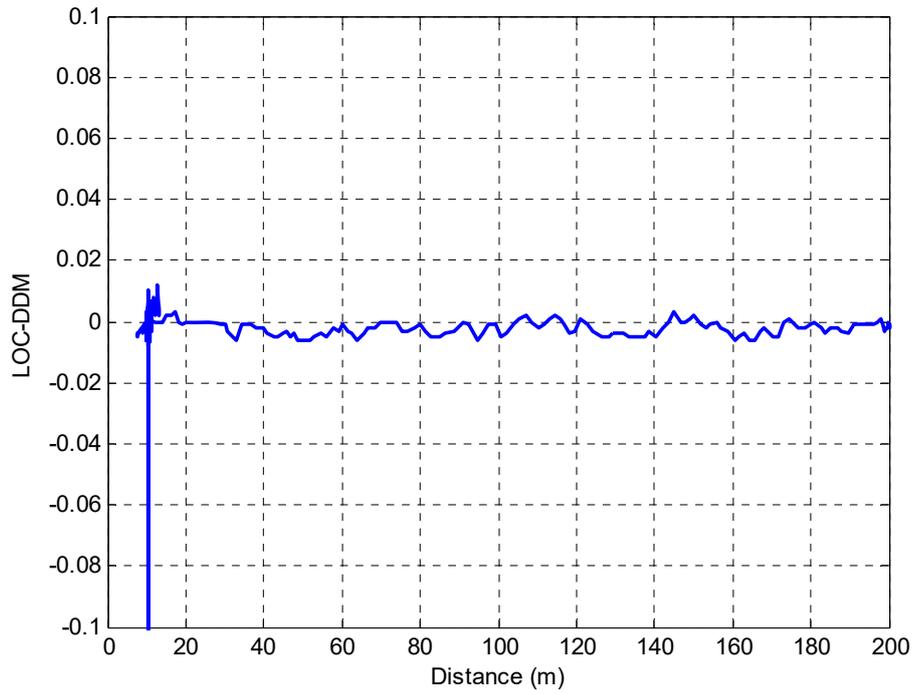


圖 67. 沿跑道中心線(0~200m) LOC-DDM 信號量測圖

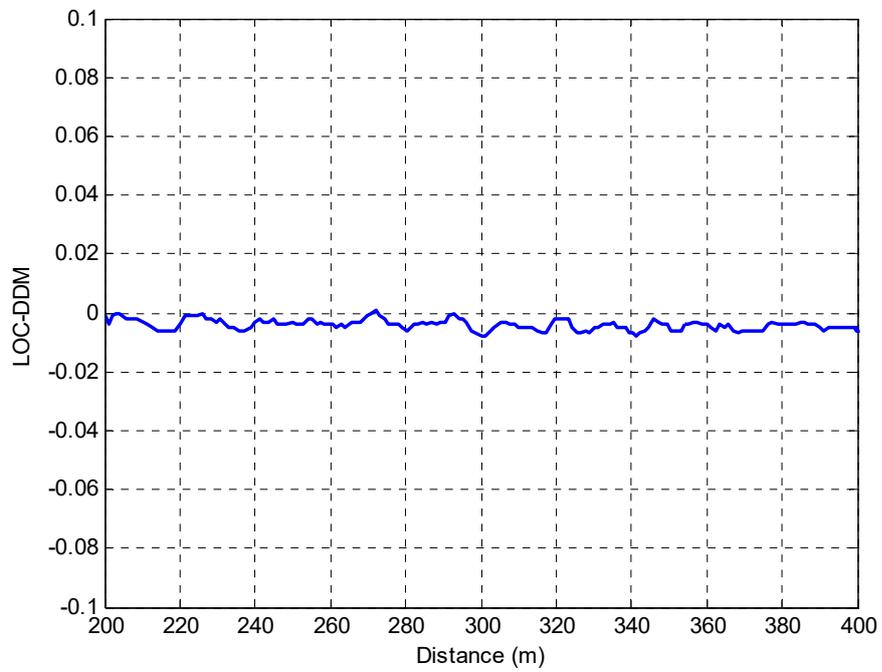


圖 68. 沿跑道中心線(200m~400 m) LOC-DDM 信號量測圖

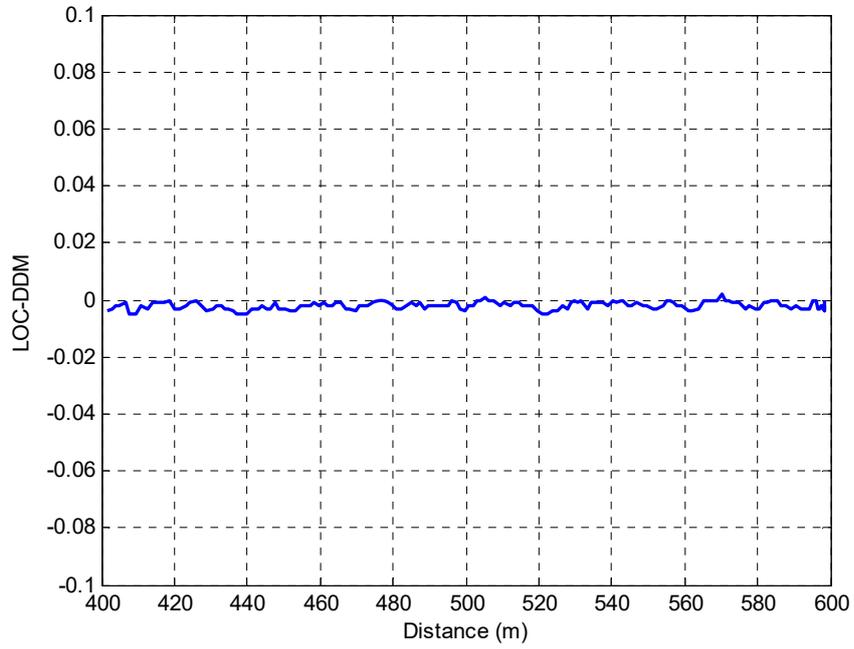


圖 69. 沿跑道中心線(400m~600 m) LOC-DDM 信號量測圖

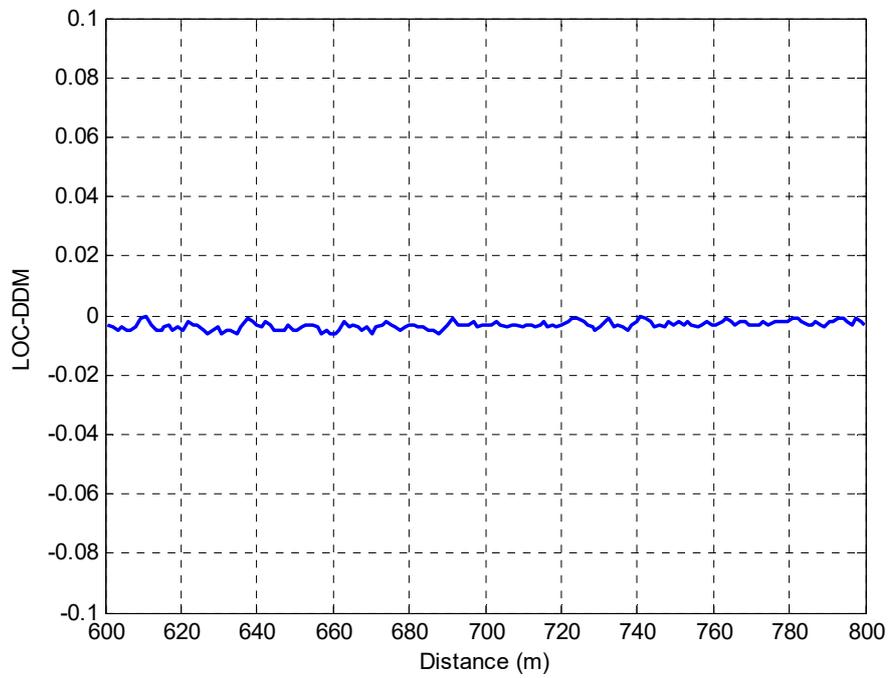


圖 70. 沿跑道中心線(600m~800 m) LOC-DDM 信號量測圖

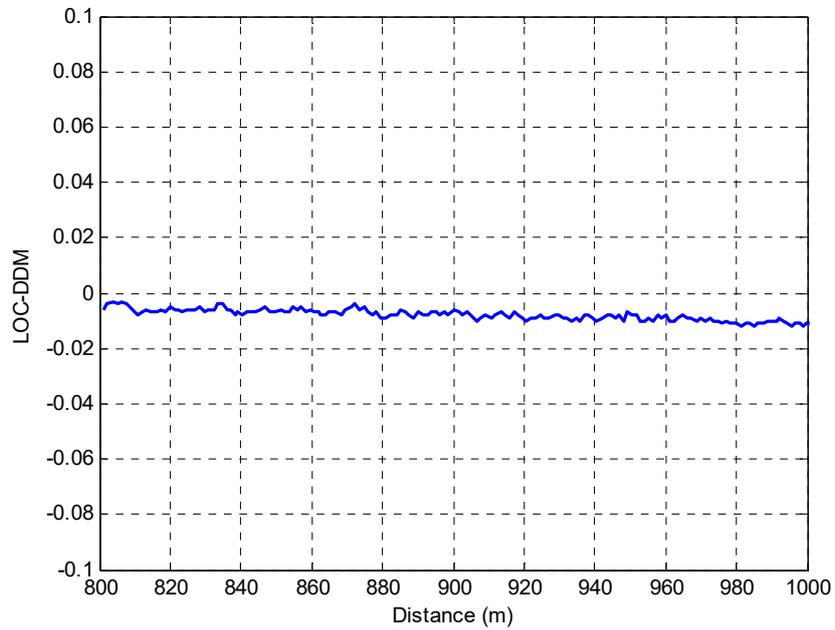


圖 71. 沿跑道中心線(800m~1000 m) LOC-DDM 信號量測圖

### (3) GP 信號量測

依據 8.1 (4) 之 GP 信號量測規劃的測試步驟，GP\_DDM 量測結果如圖 72，GP\_MOD%量測結果如圖 73。

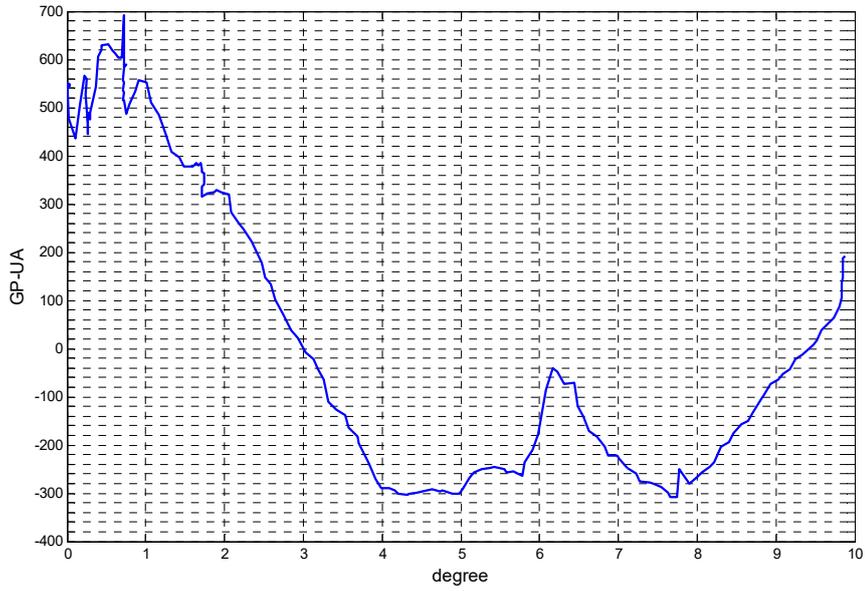


圖 72. GP\_DDM 量測圖

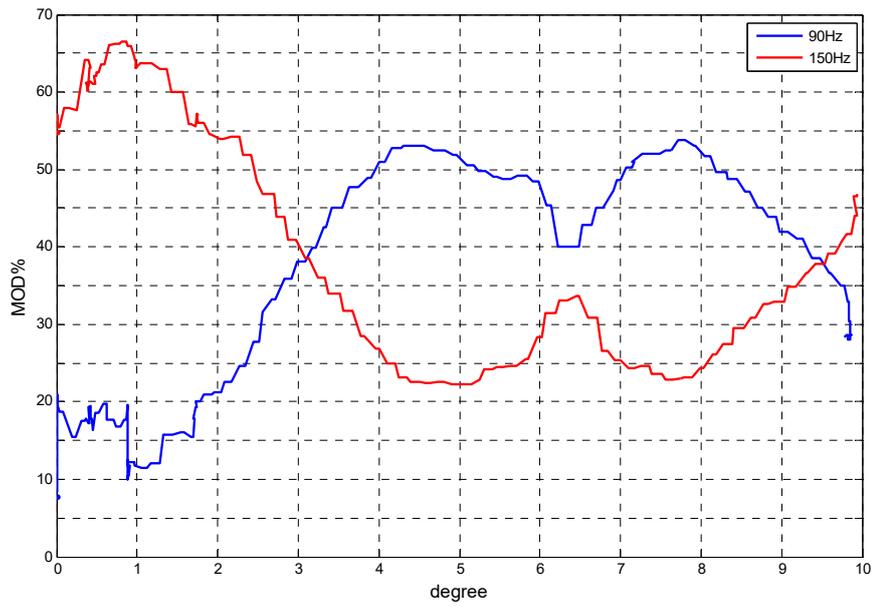


圖 73. GP\_MOD%量測圖

## 9. 討論

- (1) 根據第 8 節多軸式遙控飛機與無線助導航設施整合進行機場 ILS 信號量測結果，驗證以多軸式遙控飛機用於改善助導航設施地測確實可行。
- (2) 多軸式遙控飛機系統測試結果顯示，飛行時性能（包括載具之溫度及消耗電流等）良好，飛行控制穩定，縱向飛行之高度量測及橫向飛行之距離量測的精準度高。
- (3) 利用多軸式遙控飛機系統進行 ILS 信號量測時，多軸式遙控飛機的操控員，需接受多軸式遙控飛機操控專業訓練。
- (4) 繫留式航空用氣球系統在飛行時，易受風力影響而產生漂移與轉動，以致 ILS 信號接收機天線亦隨之轉動，使天線定向於發射源將較困難，因此較不適用於左右定位台(LOC)/滑降台(GP) 訊號量測。
- (5) 繫留式航空用氣球系統每次測試均需灌滿氫氣（以 2.6 公尺直徑的氣球為例，每次灌滿氫氣需約 5 千元，本設計使用 2 顆氣球共需約一萬元），每次操控人力至少需 3-4 員，因此每次測試成本較多軸式遙控飛機系統為高。
- (6) 繫留式航空用氣球系統每次測試均需選擇風速約在 3-4 節下執行量測任務。
- (7) 繫留式航空用氣球系統可設計為可控方向飛行船，但因所需技術較高，價格較貴（約幾十萬元），但控制方向的效果有限。
- (8) 繫留式航空用氣球系統需至少有 10 公尺（長）x 10 公尺（寬）x 5 公尺（高）的儲存空間。
- (9) 左右定位台(LOC)/滑降台(GP)訊號（包括：DDM、SDM、MOD、Field Strength 等參數）擷取，目前採用將攝影機對準 ILS 信號接收機之 LCD 顯示器進行錄影記錄，飛行測試完成後，再由人工判讀紀錄。由於 ILS 信號接收機（Model 2137 PORTABLE ILS RECEIVER）原廠電路圖不完整，無法直接擷取左右定位

台(LOC)/滑降台(GP)訊號數位信號，未來可採用訊號自動錄製機型或影像辨識技術，自動判讀量測紀錄。

## 10. 未來發展

- (1) 於多軸式遙控飛機系統上加裝 RTK 高精度 GPS，並租用 RTK 信號修正座標位置，以獲得更準確的座標值及 ILS 訊號量測結果。
- (2) 加裝高精度的高度計(如雷達高度計)，以獲得更準確的高度值及 ILS 訊號量測結果。
- (3) 目前所設計多軸式遙控飛機系統在風速約 8m/s 下執行測試任務，未來設計加強可抗天候(如防雨、抗風)之多軸式遙控飛機系統設計。
- (4) 於多軸式遙控飛機系統可酬載更高解析度攝影機組，以獲得能更清楚辨識的 PAPI 燈拍攝影像。
- (5) 設計多軸式遙控飛機系統，增加酬載重量，以酬載更重的量測儀器。
- (6) 採用數位式 ILS 信號量測儀，設計即時輸出量測圖表及影像之系統。
- (7) 以外包方式執行飛測任務，可有效節省量測成本及專業的服務。

## 11. 重要有關文獻

- [1] “Air Force officials announce remotely piloted aircraft pilot training pipeline,” Af.mil. Retrieved 8 January 2015.  
<http://archive.is/20120719164359/http://www.af.mil/news/story.asp?storyID=123208561>
- [2] “Unmanned Aircraft System (UAS) ROADMAP 2005-2030”,  
<https://web.archive.org/web/20081002220516/http://www.acq.osd.mil/usd/Roadmap%20Final2.pdf#search=%22Dod%20UAS%20Roadmap%202005%22>
- [3] Garamone, J., “From the U.S. Civil War to Afghanistan: A Short History of UAVs,” Defend America [online journal], URL: <http://www.defendamerica.mil/articles/apr2002/a041702a.html> [cited 05 May 2005]
- [4] Cox, T.H., Nagy, C.J., Skoog, M.A., and Somers, I.A., “Civil UAV Capability Assessment, Draft Version”, prepared for UAV Vehicle Sector Manager, Vehicle Systems Program, NASA Aeronautics Mission Directorate, December 2004
- [5] Coifman, B., McCord, M., Mishalani, R.G., Iswlat, M., and Ji, Y., “Roadway traffic monitoring from an unmanned aerial vehicle,” IEE Proceedings of Intelligent Transportation System, Vol. 153, No. 1, March 2006.
- [6] Jenkins, D. A., Shyy, W., Sloan, J., Klevebring, F., and Nilsson, M., “Airfoil Performance at Low Reynolds Numbers for Micro Air Vehicle Applications,” Thirteenth British International RPV/UAV Conference, March 30-April 1 1998.
- [7] Kawachi, K., “Kawachi Milli-bio-flight Project,”  
[http://www.jst.go.jp/erato/project/kbr\\_P/kbr\\_P.html](http://www.jst.go.jp/erato/project/kbr_P/kbr_P.html)
- [8] IMM Co., “Micro-motor,” <http://www.imm-mainz.de/content.html>, 1998.
- [9] 蕭飛賓，「微飛行器翼剖面氣動力性能最佳化研究」，國科會研究計畫NSC93-2815-C-006-041-E，成果發表會報告。
- [10] 張運生、宋齊有、郭智賢，“Lateral Stability Analysis and Design of a Micro Air Vehicle,” Journal of Aeronautics, Astronautics, and Aviation, Series B, Vol. 38, No. 1, 2006, pp. 37-48.

- [11] Kuo, Z., Soong, C., and Chang, Y., "Dynamic Modeling and Analysis of a Whole-Wing Micro Aerial Vehicle," AIAA Dynamics Specialists Conference, Honolulu, Hawaii, USA, Paper Number AIAA-2007-2238, April 23-26 2007.
- [12] Boothe, K., Dynamic Modeling and Flight Control of Morphing Air Vehicle, Master Thesis, Department of Aerospace Engineering, University of Florida, 2004; also, Jackowski, J., Boothe, K., Albertani, R., Lind, R., and Ifju, P., "Modeling the Flight Dynamics of a Micro Air Vehicle," Proceeding of the 1st European Micro Air Vehicle Conference, 2004.
- [13] Plew, J., Grzywna, J., and Nechyba, M. C., "Recent Progress in the Development of On-Board Electronics for Micro Air Vehicles," 17th annual Florida Conference on the Recent Advances in Robotics (FCRAR), 2004, Florida, USA.
- [14] Wei, Q., Zhou, Z., Wang, X., Wang, G., Zhu, R., and Liu, Q., "Miniature wireless data communication system for micro air vehicles," Journal of Tsinghua University, Vol. 42, No. 11, November 2002, pp. 1444-1447.
- [15] Allred, J., et al., "SensorFlock: An Airborne Wireless Sensor Network of Micro-Air Vehicles," SenSys 2007 Conference, November 6-9, 2007, Sydney, Australia.
- [16] Conte, G., Hempel, M., Rudol, P., Lundstrom, D., Duranti, S., Wzorek, M., and Doherty, P., "High Accuracy Ground Target Geo-location Using Autonomous Micro Aerial Vehicle Platforms," Proceeding of the AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, Honolulu, Hawaii 2008, pp. 1-14.
- [17] Lin, C. M., Kumon, M., Whitty, M., Katupitiya, J., and Furukawa, T., "Design and Development of Micro Aerial Vehicles and their Cooperative Systems for Target Search and Tracking," International Journal of Micro Air Vehicles, Vol. 1, No. 2, Mar. 2009, pp. 139-153.
- [18] He, Y., Wang, Y., Zuo, X., and Zhang, Y., "Ultra wideband technology for micro air vehicles data links systems," 2008 International Conference on Microwave and Millimeter Wave Technology Proceedings, ICMMT, Vol. 1, 2008, pp. 108-111.
- [19] He, Y., Zhang, Y., and Wang, Y., "On the propagation performance of UWB-MAV data links," Journal of Northwestern Polytech. University, Vol. 27, No. 2, April 2009, pp. 245-249.

- [20] 交通部民用航空局，「航空通信助航設施技術規範」，101-科技-4(12)，民國101年3月20日。
- [21] 張小千，「淺談儀器降落系統 (ILS)飛航測試程序」，交通部民用航空局。
- [22] 岳基隆、張慶傑、朱華勇，「微小型四旋翼無人機研究進展及關鍵技術淺析」，電光與控制，2010，17(10), pp. 46-52。
- [23] Bouabdallah S., Noth A., and Siegwart R., “PID vs LQ control techniques applied to an indoor micro quadrotor,” IEEE, 2004, pp. 2451-2456.
- [24] Barfinek R. and Solo F., “Modelling and control of a hexacopter,” IEEE, 2012, pp. 19-23.
- [25] Er M. J., Yuan S., and Wang N., “Development control and navigation of Octocopter,” IEEE, 2013, pp.1639-1643.
- [26] 臧克、孫永華、李京等，「微型無人機遙感系統在汶川地震中的應用」，自然災害學報，2010，19(3)，pp. 162-166.
- [27] Weiss S., Scaramuzza D., and Siegwart R., “Monocular-SLAM-based navigation for autonomous micro helicopters in GPS-denied environments,” Journal of Field Robotics, 2011, 28(6), pp. 854-874.
- [28] He R., Prentice S., and Roy N., “Planning in information space for a quadrotor helicopter in a GPS-denied environment,” IEEE, 2008.
- [29] Hoffmann G. M., Waslander S. L., and Tomlin C. J., “Quadrotor helicopter trajectory tracking control,” 2008, pp. 1-14.
- [30] Davison A. J., Cid Y. G., and Kita N., “Real-time 3D SLAM with wide-angle vision,” 2004.
- [31] URL [http : //www.aji.corn/product/phantom-2-vision-plus](http://www.aji.corn/product/phantom-2-vision-plus).
- [32] Pounds P., Mahony R., and Corke P., “Modelling and control of a quadrotor robotic,” Australian Robotics and Automation Association Inc., 2006.
- [33] Huang H., Hofmann G. M., and Waslander S. L., et al, “Aerodynamics and control of autonomous quadrotor helicopters in aggressive maneuvering,” IEEE, 2009, pp. 3277-3282.
- [34] Tournier G. P., Valenti M., and How J. P., et al, “Estimation and control of a quadrotor vehicle using monocular vision and moire patterns,” 2006, pp. 21-24.
- [35] Qi H. and Moore J. B., Direct “Kalman filtering approach for GPS/INS integration,” Aerospace and Electronic Systems, IEEE Transactions on, 2002, 38(2), pp. 687-693.

- [36] Bouabdallah S., “Design and control of quadrotors with application to autonomous flying,” Ecole Polytechnique federale de Lausanne, 2007.
- [37] Pounds P., Mahony R., and Corke P., “Modelling and control of a large quadrotor robot,” Control Engineering Practice, 2010, 18(7), pp.691-699.
- [38] Hoffmann G. M., Huang H., and Waslander S. L., et al, “Precision flight control for a multi-vehicle quadrotor helicopter testbed,” Control engineering practice, 2011, 9(9), pp.1023-1036.
- [39] Bristeau P., Callou F., and Vissière D., et al, “The navigation and control technology inside the ar.drone micro UAV,” 2011, pp. 1477-1484.
- [40] 趙攀峰、唐遜、陳昌勝，「繫留氣球載雷達系統」，航空科學技術，2008，(2)，pp. 12-16。
- [41] 潘峰、王林強、袁飛，「美國繫留氣球載預警系統的發展現狀及趨勢分析」，船舶電子對抗，2010，33(5)，pp. 32-35。