

國防大學理工學院機電能源及航太工程學系

機械工程碩士班

碩士學位論文

具姿態穩定之多旋翼機飛行控制系統開發

Development of Flight Control System for Multi-rotors
with Attitude Stabilization



研 究 生 : 郭 廷 宇
National Defense University

指 導 教 授 : 羅 本 喆

共 同 指 導 教 授 : 黃 國 鑫

中 華 民 國 一 〇 六 年 五 月 十 日

碩士學位論文指導教授推薦書

國防大學理工學院機電能源及航太工程學系機械工程碩士班

郭廷宇 君所提之論文 具姿態穩定之多旋翼機飛行控制系統

開發 係由本人指導撰寫，同意提付審查。

此 致

組 長

系 主 任

指導教授：



日

期：

106 年 5 月 18 日

碩士學位論文口試委員會審定書

國防大學理工學院機電能源及航太工程學系機械工程碩士班

郭廷宇 君所提之論文 具姿態穩定之多旋翼機飛行控制系統

開發 經本委員會審定通過，特此證明。

論文口試委員會

委員：任天璽
黃國鑫
吳本若

指導教授：吳本若

組長：蔡林崑

系主任：林聰穎

中華民國 106 年 5 月 18 日

誌謝

本論文之完成，首先感謝恩師 羅本喆教授及黃國鑫教授悉心教誨與辛勤指導，近兩年來的提攜與照顧，並且藉由自身的經歷與故事開拓了我的視野、深化了我求學的態度、豐富了我生命的知識與常識，使本人不僅在學識上有所獲益，更在為人處事與事理分析等方面均能更趨成熟穩健，師恩浩蕩，永銘於心，在此致上最誠摯之敬意。爾後當廣續遵示教誨，勤奮努力、克盡本分，期將所學為國家社會所用。

文稿初成，承蒙徐道賢教授及李彥宏教授等在論文研究方向與內容上給予寶貴的意見與指導，對本論文更趨完整；另論文研究期間承蒙本系李彥宏教授、電機系李勝義教授、博士班李兆駿學長及 45 期李皓程同學在研究方向與內容上給予意見及指正，使本論文更臻周延，謹致最誠摯的謝意。在求學過程中感謝同窗子賢學長、偉展及尚博在課業及生活上相互勉勵與學習，共同努力渡過最後艱辛的日子。

衷心感謝父母親含辛茹苦的養育之恩與循循善誘的教育之情；更要對我太太雅筑致上最深的感激與敬意，在我致力於研究期間，因為有她對我的無限包容與全力支持及對家庭的默默付出與無私無悔，細心照顧我們小公主滢妍，讓我有得以無後顧之憂，全力付出於研究上，並感謝在求學之路上給予過我幫助的貴人與朋友們，因為有你們的幫助才促使我度過重重關卡。

最後，謹將這份成果獻給我最愛的太太及家人，有您們的支持與鼓勵，本人方有今日之成就。

摘要

近年來無人多旋翼機的提升與進步，造就相關產業的發展與應用。然而現今既有飛控系統對於飛行中姿態穩定方面的表現仍顯不足，以致往往造成安全性上的疑慮，政府也不敢貿然開放產業全面應用。本研究針對多旋翼機的飛控板系統技術進行分析及性能強化，透過雙衛星信號接收器(Global Navigation Satellite System, GNSS)硬體配置、軟體演算法優化及感測器靈敏度提升等進行強化並改善整體飛行穩定性，並搭配自動操控及航點導航技術，以達到定點停懸及航點導航飛行等功能。研究結果顯示本系統於停懸飛行時可大幅降低高度變化之情形，抗風性能部分亦可在 6 級強風環境下仍能可穩定飛行，且於複雜電磁環境及有電磁干擾時仍可持續飛行。本研究所開發之系統可避免在飛行期間造成意外事件發生，更能進一步對於產業發展、國家安全、營區巡防、戰場偵察，甚至災害偵蒐等方面提供極大的助益。

關鍵詞：多旋翼機、穩定飛行、航點導航。

Abstract

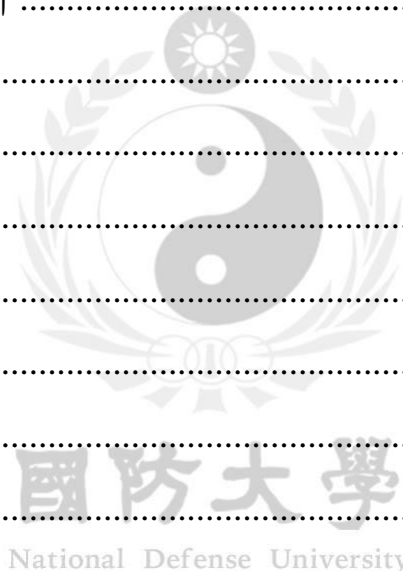
In recent years, multi-rotor technology has been promoted and progressed, and related industrial developments and applications have been created. However, the performance of unmanned air vehicle flying control system is still insufficient on attitude stabilization and the safety issues so that the governments hesitate to fully open the applications. Consequently, this study analysis the flying control board system technologies on a typical multi-rotor to improve it's flight stability through new dual GNSS hardware design, algorithms optimization and sensor sensitivity enhancement. In addition, automatic control and waypoint navigation technologies were used to improve fixed-point suspension and waypoint navigation flying abilities on a multi-rotor. The results of this study showed that the multi-rotor height change was significantly reduced during fixed-point suspension flying, and the wind resistance of the multi-rotor was stable under strong wind with Beaufort scale of 6. Furthermore, the anti-electromagnetic ability of the multi-rotor has been demonstrated under highly complex electromagnetic environment. Through the results of this study, flying accidents of the multi-rotor can be prevented so that the new technologies have great benefits on industrial developments, safeguards, national securities, battlefield reconnaissances, and disaster detectings.

Keywords: Multicopter, Steading flight, Waypoint navigation.

目錄

誌謝	ii
摘要	iii
Abstract.....	iv
目錄	v
表目錄	vii
圖目錄	viii
符號表	xiii
1. 緒論	1
1.1 研究背景	1
1.2 研究動機與目的	8
1.3 論文架構	10
2. 文獻探討	11
2.1 文獻回顧	11
2.2 多旋翼基本架構	13
2.2.1 機體結構	14
2.2.2 動力系統	18
2.2.3 傳輸系統	23
2.2.4 控制系統	25
2.2.5 感測系統	27
2.2.6 飛行操控原理	34
3. 實驗規劃與設備	40
3.1 實驗規劃	40
3.2 設備建置	41

3.2.1規格訂定.....	41
3.2.2機件選擇.....	42
3.2.3機體設備.....	46
3.2.4韌體架構.....	54
3.3 實驗設計.....	58
4. 結果與討論.....	60
4.1 穩定性能增加.....	60
4.1.1停懸能力測試.....	60
4.1.2感測器穩定度提升.....	63
4.2 抗風效能提升.....	73
4.2.1抗風能力測試.....	74
4.2.2韌體演算法優化.....	75
4.3 抗電磁干擾能力.....	79
4.3.1電磁環境測試.....	79
4.3.2硬體配置修正.....	81
5. 結論與未來展望.....	86
5.1 結論.....	86
5.2 未來展望.....	87
參考文獻.....	89
自傳.....	92



表目錄

表 1.1	2015-2025 年美國預估無人機產業表[13].....	6
表 2.1	充電電池特性比較[31]	22
表 2.2	飛行遙控器操控歸納統計表.....	26
表 3.1	多旋翼機常見的性能規格	41
表 3.2	能力訂定與零組件需求表	45
表 3.3	架構需求統計表規格表	46
表 3.4	感測器參數與說明統計表	57
表 4.1	原始飛控板外殼定點停懸測試分析統計表.....	68
表 4.2	改良飛控板定點停懸測試分析統計表.....	72
表 4.3	新舊飛控板停懸測試分析統計表.....	73
表 4.4	抗風測試取樣分析統計表.....	78

圖目錄

圖 1.1	達文西直昇機設計手繪稿.....	1
圖 1.2	空中蒸氣運輸機之示意圖.....	2
圖 1.3	凱特林昆蟲圖[7].....	2
圖 1.4	V1-飛彈圖.....	3
圖 1.5	Breguet-Richet 四旋翼機.....	4
圖 1.6	Convertawings 四旋翼直升機[10].....	5
圖 1.7	HexaKopter.....	7
圖 1.8	X6 Helicopter.....	7
圖 1.9	DJI M600PRO 專業級航拍機[15].....	8
圖 2.1	2005-2017 年碩博士畢業論文資訊.....	11
圖 2.2	導引及停懸控制控制器[26].....	12
圖 2.3	多種飛行路線圖[27].....	12
圖 2.4	尾旋翼抵銷主旋翼慣性扭力示意圖[29].....	14
圖 2.5	三旋翼系統示意圖.....	15
圖 2.6	四旋翼系統示意圖.....	15
圖 2.7	六旋翼系統示意圖.....	16
圖 2.8	六旋翼系統 Y6 型示意圖.....	16
圖 2.9	八旋翼系統示意圖.....	17
圖 2.10	八旋翼系統 X8 型示意圖.....	17
圖 2.11	直流無刷馬達示意圖.....	18
圖 2.12	外轉子馬達結構[30].....	19
圖 2.13	電子變速器示意圖.....	20

圖 2.14 12 吋塑膠槳片標示示意圖	21
圖 2.15 4S 鋰聚合物電池	22
圖 2.16 數據傳輸示意圖	23
圖 2.17 影像傳輸 5.8G 模組示意圖	24
圖 2.18 2.4G 遙控器示意圖	24
圖 2.19 飛控板示意圖	25
圖 2.20 六動遙控器示意圖	26
圖 2.21 遙控器示意圖(a)日本手 (b) 美國手	26
圖 2.22 多旋翼機地面站示意圖	27
圖 2.23 傳統加速度計示意圖[35]	28
圖 2.24 三軸加速度計擺放位置	29
圖 2.25 傳統陀螺儀示意圖	30
圖 2.26 單軸 MEMS 偏移陀螺儀示意圖	31
圖 2.27 材料 AMR 示意圖	32
圖 2.28 惠斯通電橋示意圖	32
圖 2.29 壓阻式壓力計作動示意圖	34
圖 2.30 電容式壓力計作動示意圖	34
圖 2.31 四旋翼方向配置示意圖	35
圖 2.32 垂直運動示意圖	36
圖 2.33 俯仰運動示意圖	36
圖 2.34 滾轉運動示意圖	37
圖 2.35 偏航 (右) 運動示意圖	38
圖 2.36 前後運動示意圖	38
圖 2.37 傾向運動示意圖	39
圖 3.1 研究流程圖	40

圖 3.2	多旋翼組裝零件一覽表	45
圖 3.3	六多旋翼機設計配置圖	47
圖 3.4	六多旋翼機組裝流程圖	47
圖 3.5	ATG-700 六多旋翼機機架	48
圖 3.6	U2216 KV900 無刷直流馬達	49
圖 3.7	12 吋塑膠雙葉槳	49
圖 3.8	Pixhawk 飛行控制板	50
圖 3.9	UBLOX NEO-M8N GPS 模組	50
圖 3.10	AT9 遙控器	51
圖 3.11	Holybro FPV 傳輸模組	51
圖 3.12	TS832 影像發射器及 RC832 影像接受器	52
圖 3.13	安全開關和蜂鳴器	53
圖 3.14	六旋翼機建置完成圖	53
圖 3.15	地面站 Mission Planner	54
圖 3.16	多旋翼機之硬體整體架構	55
圖 3.17	多旋翼機系統控制流程圖	55
圖 3.18	內外部系統控制原理圖	55
圖 3.19	Eclipse 啟動開發環境	56
圖 3.20	程式碼撰寫畫面	56
圖 3.21	定點停懸測試	58
圖 3.22	航點測試示意圖	59
圖 4.1	飛機定位實驗-上推預備及執行	61
圖 4.2	飛機定位實驗-觀察	61
圖 4.3	飛機定位實驗-下拉預備及執行	62
圖 4.4	飛機定位實驗-觀察	62

圖 4.5	飛機定位實驗-側拉執行.....	62
圖 4.6	飛機定位實驗-觀察.....	63
圖 4.7	原始飛控板外殼定點停懸穩定度測試結果.....	64
圖 4.8	原始飛控板外殼定點停懸取樣分析圖.....	65
圖 4.9	飛控板外殼原始圖.....	66
圖 4.10	原始飛控板外殼加裝海棉示意圖.....	66
圖 4.11	原始飛控板外殼加裝海棉定點停懸穩定度測試結果.....	67
圖 4.12	原始飛控板外殼加裝海棉定點停懸取樣分析圖.....	67
圖 4.13	改良飛控板外殼 U 型實際成品.....	69
圖 4.14	改良飛控板外殼 S 型實際成品.....	69
圖 4.15	改良飛控板外殼 U 型定點停懸穩定度測試結果.....	70
圖 4.16	改良飛控板外殼 U 型定點停懸取樣分析圖.....	70
圖 4.17	改良飛控板外殼 S 型定點停懸穩定度測試結果.....	71
圖 4.18	改良飛控板外殼 S 型定點停懸取樣分析圖.....	71
圖 4.19	原始與改良飛控板外殼測試比較結果.....	72
圖 4.20	原始與改良飛控板外殼定點停懸取樣分析圖.....	73
圖 4.21	風速計 Lutron Lm81-am.....	74
圖 4.22	基本抗風能力測試.....	75
圖 4.23	多旋翼機飛行系統控制流程圖.....	76
圖 4.24	多旋翼機系統控制（含卡爾曼濾波器）流程圖.....	77
圖 4.25	抗風測試結果-測得 12.9 m/s 及 12.3 m/s 瞬間風速.....	77
圖 4.26	抗風測試飛行紀錄取樣分析圖.....	78
圖 4.27	乳姑山測試環境.....	80
圖 4.28	乳姑山飛行高度測試結果.....	80
圖 4.29	雙 GNSS 模組設計圖.....	82

圖 4.30 多旋翼機雙 GNSS 模組飛行控制流程圖.....	82
圖 4.31 航點導航測試地面站畫面.....	83
圖 4.32 航點導航測試結果側視圖.....	83
圖 4.33 乳姑山航點導航測試結果地面站畫面.....	84
圖 4.34 改良前後飛行測試結果.....	85
圖 5.1 SWIR 與多旋翼機結合示意圖.....	87
圖 5.2 (a)CCD 拍攝圖片 (b) SWIR 拍攝圖片.....	88



符號表

A ：面積(m^2)

ϵ_r ：電極板材料的介電常數

C ：電池放電能力(A)

D ：電極板間的距離(m)

$F_{Theorty}$ ：推力理論值(g)

F_{real} ：推力實際值(g)

I ：電流(mA)

J ：衝量(kg m/s)

L ：槳片尺寸(in)

P ：功率(wh)

Q ：電池容量(mAh)

T ：最大飛行時間(hr)

S ：電池組態數

V ：電壓(V)

a ：加速度(m/s^2)

c ：空氣密度係數

m ：質量(m/s)

q ：電容(F)

s ：距離(m)

t ：時間(s)

v ：速度(m/s)

w ：為飛機總重(g)

ϵ_0 ：空間中的介電常數



1. 緒論

1.1 研究背景

人類渴望飛行已久，對於飛行在天空及更寬廣的太空來說總是充滿著無限想像，從達文西[1]（15世紀時）就有著相關研究鳥類與昆蟲飛行之紀錄，從手繪稿中可看出已有旋翼機被設計出來，如圖 1.1 所示。17世紀的法國孟格菲兄弟(Montgolfier Brothers)[2,3]是第一個採用熱汽球當成飛行載具嘗試飛行到空中的人。

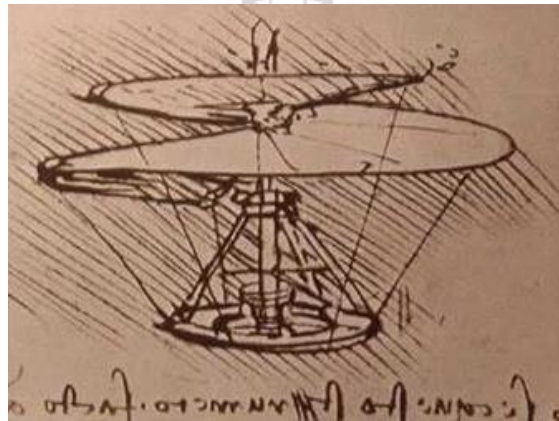


圖 1.1 達文西直昇機設計手繪稿

National Defense University

1842年英國威廉·塞繆爾·亨森等人[4]設計出空中蒸氣運輸機(Aerial Steam Carriage)，當時並沒有搭載人員，相較來說是一種小型飛行模型，如圖 1.2 所示。19世紀後，對於動力學與氣流學掌握日漸成熟，由美國萊特兄弟[5,6]在1903年12月17日上午10:35分，於北卡羅萊納州的屠魔崗，將設計發明的飛機（飛行者一號）成功地離開地球表面3米，飛行時間12秒、飛行速度約43公里、飛行距離約36.5米，證明空中飛行再也不是無法實現的夢想。



圖 1.2 空中蒸氣運輸機之示意圖

然而，透過不斷積累經驗與發明創新，仍有許多飛行嘗試是有缺陷甚至是具有危險。在漫長的研發過程中常常發生危害事件，間接影響科學家開始嘗試透過無線電控制訊號，採用遠端操控來操縱飛機，降低受到危害之機會，不斷改良的努力之下，促使了所謂的“無人機”在第一次世界大戰中登場。從歷史紀錄上來看，最早應用於戰場上之無人機是美國海軍的飛行炸彈，也稱做凱特林昆蟲 (Kettering Bug)[7]，採用汽油作為燃料用以驅動一組螺旋槳為飛行動力，於 1918 年 3 月 6 日試飛成功，飛行距離約 50 英里，如圖 1.3 所示。相對之下，歐洲大陸上 1944 年設計出來的飛行炸彈被稱為 V1-飛彈(V-1 Flying Bomb)[8]，順利的試飛成功，可說是當時功能最好的無人機之一，由高空俯衝至地面速度可高達 400 每小時英哩（如圖 1.4 所示）。



圖 1.3 凱特林昆蟲圖[7]



圖 1.4 V1-飛彈圖

一次世界大戰初期無人機被設計之目的是為了確保實驗安全與軍事攻擊之外，於戰後則改裝成無人靶機作為進行訓練用途。

早期的航空技術中僅僅能解決無人機在飛行上遭遇到的各種問題，到了1980年代以後，現代技術發展提供了無人機創造出更高的飛行性能及更好的可靠性的有利條件，其中技術包括了：

- (1) 智能化：自主飛行控制技術、急劇攀升的計算機處理能力推動無人機向智慧化發展，真正成為“能思考”的空中機器人。
- (2) 網路化：藉由高速的網路資料庫將無人機與網路緊加以結合，讓無人機編組、空地裝備聯動的目標成為可能。
- (3) 輕量化：透過材料科學和微機電技術的提升，進一步減輕無人機本身重量且提高操縱精確度。
- (4) 改良化：由於電池技術的改良，加上新能源技術的開發使得無人機可以擁有更長的飛行時間。

無人飛行載具因其使用範圍不同而有許多種類，就以構型來分類可概分為定翼型及旋翼型，定翼型無人飛行載具目前已有相當程度之發展，且已有商規載具被開發出來；而旋翼型無人飛行載具因為本身構型特殊，飛行控制原理跟

定翼型無人飛行載具差異很大。隨著科技的發展迅速和微電子自控系統的蓬勃興起，旋翼飛行器目前的研究處於蓬勃發展階段，同時間也走向實用化，但需解決的關鍵技術和問題仍很多，甚至有些短時間內難以解決[9]。

旋翼機的設計最早可以追溯到 1907 年，在 Richet 教授指導下，由 Breguet 兄弟製造第一架旋翼式飛行器，如圖 1.5 所示，被命名為 Breguet-Richet 的四旋翼機其框架採用四個長焊接鋼管支架所組成，並按水準十字交叉形式分佈。處與對角線位置的旋翼，分別按順時鐘與逆時鐘方向旋轉，據說當初該四旋翼機已經飛了起來，且攜帶飛行員達到 1.5 公尺高度，但飛行時間短且飛行過程中沒任何控制，可見此旋翼機穩定性極差。

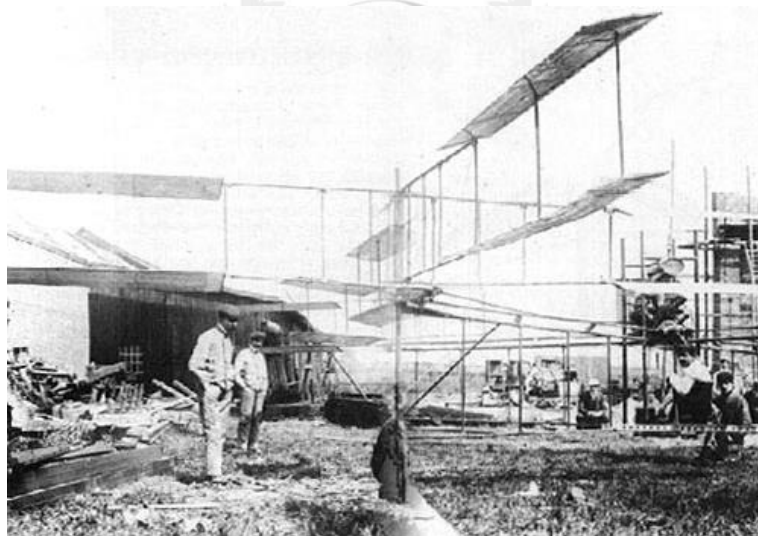


圖 1.5 Breguet-Richet 四旋翼機

1922 年，George De Bothezat 和 Ivan Jerome[10]在俄亥俄州南部城市的美國空軍基地建造了一架大型四旋翼機，如圖 1.6 所示，每組旋翼由 6 個葉片組成，且直徑達到 26 英尺，透過一台發動機帶動，在進行了數百次的飛行測試仍然無法對於飛行狀況有良好的控制。

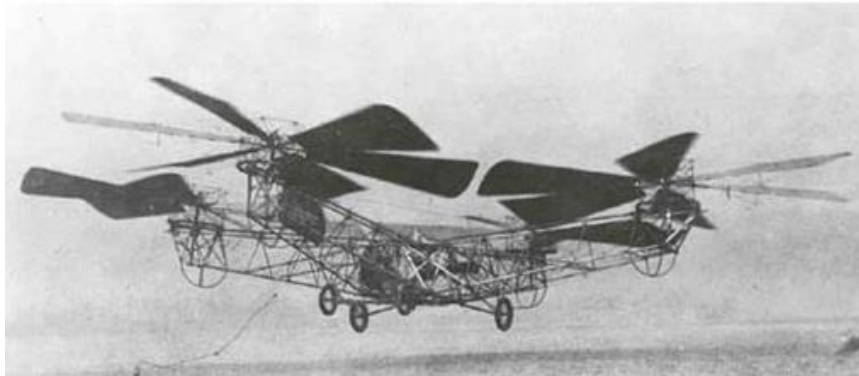


圖 1.6 Convertawings 四旋翼直升機[10]

1956 年，Convertawings[11]在紐約製造第一架四旋翼機直升機，該直升機螺旋槳直徑超過 5.79 m，通過機翼產生向前飛行的升力，其設計中運用到兩台發動機，透過改變每個螺旋槳之推力來達到控制直升機的姿態。雖然 Convertawings 的四旋翼直升機飛行成功，但由於缺乏此類型直升機的興趣，導致工程設計人員停止研究，無後續機種被開發。

在這一時期設計出的多旋翼飛行器，雖然可以實現垂直起降，但是由於原型機前期表現欠佳，後期穩定性和可控性較差，多旋翼飛行器沒有得到推廣，導致多旋翼飛行器的發展幾乎處於停滯狀態。在此後數十年中沒有太大進展。之後 Muller 和 Torres[12]等學者對為飛行器之設計提出一有系統之方法，其設計微飛行器之流程，大致上先決定起飛重量(Takeoff Weight)，然後估算巡航速度(Cruise Speed)，接下來陸續分別計算所需的升力係數及利用風洞實驗找出不同平面形狀搭配不同的展弦比(Aspect Ratio)之升力係數及阻力係數與攻角的關係。之後包括計算要達到所需的升力係數其攻角為何、選擇機翼的形狀、選擇展弦比及翼面積(Wing Area)，當完成上述設計流程之後，最後藉由製程將微飛機製作出來。

2016被公認為無人機元年，除了在軍事上無人機早已展現它的重要性之外，在商業應用價值和發展潛力也被注意到。由國際無人機系統公會(Association for

Unmanned Vehicle Systems International, AUVSI)[13]在 2013 年 3 月發佈一份空中無人載具對美國經濟衝擊報告以及 2012 年美國聯邦航空管理局(Federal Aviation Administration、FAA)提出數據得知，於 2015 年至 2025 年能提供 10 萬個有關國家空域系統(National Airspace System, NAS)與無人機系統(Unmanned Aircraft Systems, UAS)相關工作，並創造大約 13.6 億美金的收入，如表 1.1 所示。另 Markets and Markets (達拉斯，德克薩斯州市場研究公司和諮詢公司)的研究報導指出全球無人機市場在 2014 年產值達 6,762 萬美元，預估到了 2020 年將達到 10,573 億美元以上，市場則包含商業應用與國防、國土安全應用，因此，2020 年該市場用於非國防應用的需求更是會大幅增加。北美目前使用之無人機數量佔全球市場的 69%[14]。

表 1.1 2015-2025 年美國預估無人機產業表[13]

Economic & Employment Impacts in The U.S. from 2015-2025				
Year	Total Direct Spending	Total Economic Impact	Total Employment Impact	Percent Change Over Previous Year
2015	\$1,153,370,225	\$2,276,186,016	23,413	
2016	\$2,306,740,450	\$4,552,372,033	46,826	100%
2017	\$3,460,110,675	\$6,828,558,049	70,240	50%
2018	\$3,633,116,209	\$7,169,985,952	73,752	5%
2019	\$3,814,772,019	\$7,528,485,249	77,439	5%
2020	\$4,005,510,620	\$7,904,909,512	81,311	5%
2021	\$4,205,786,151	\$8,300,154,987	85,377	5%
2022	\$4,416,075,459	\$8,715,162,737	89,645	5%
2023	\$4,636,879,232	\$9,150,920,874	94,128	5%
2024	\$4,868,723,193	\$9,608,466,917	98,834	5%
2025	\$5,112,159,353	\$10,088,890,263	103,776	5%

市場中現今已有各國自主研製之遙控型多旋翼飛行器可供參考研究。雖然目前多採用四旋翼方式設計，但仍有部分為六旋翼機產品，其中典型代表是德國

Mikrokopter 公司的 HexaKopter 及美國 Draganflyer 公司研製的 X6 Helicopter，均採用碳纖維和複合材料作為機體材料，主要都用於航空拍攝用途。其中 HexaKopter 如圖 1.7 所示，其機體長（翼尖到翼尖）110 cm、高 30 cm、重 1200 g（不含相機）、旋翼直徑 30 cm、有效負荷 800~1000 g，可以持續飛行 15~20 min（無負載，使用 2 顆 5000 mah 鋰聚電池），如圖 1.7 所示。X6 型的 Helicopter 如圖 1.8 所示，其機體長（翼尖到翼尖）91 cm、高 25 cm、重 1000 g（不含相機）、旋翼直徑 40 cm、有效負荷 500 g，可以持續飛行 15~20 min（無負載，使用 2 顆 5000 mah 鋰聚電池），如圖 1.8 所示。



圖 1.7 HexaKopter
National Defense University



圖 1.8 X6 Helicopter

2016 年 DJI 公司發表六旋翼機 DJI Matrice 600 Pro[15]，其機體長（翼尖到翼尖）166.8 cm、高 75.9 cm、重 9600 g（不含相機）、旋翼直徑 53.3 cm、最大起飛重量達 15.1 kg、有效負荷 5000 g，可以持續飛行 16~35 min（視負載，使用 6 顆 45000 mah 鋰聚電池），圖像傳輸距離可達 5 km，如圖 1.9 所示。



圖 1.9 DJIM600PRO 專業級航拍機[15]

1.2 研究動機與目的

近年來無人機的研究開發進度可說是一日千里，功能與應用隨著各種產業的需求而發展，舉凡航拍攝影、環境監測、防救災應用、農藥噴灑、網路電信串接、貨物運送、警備巡防等等，除取代傳統人力提升工作效能外，更提供了創新的服務與不同的應用思維角度，但是相對來說，同時也已經肇生了許多無人機的危害事件，更有潛在的危安因數存在。

回顧過去發生的意外事件，國內這 5 年來就發生超過 10 起的重大意外與事故，例如新竹有民眾遭多旋翼機斷指事件、台中「彩色派對」空拍無人機墜機砸傷 5 人、臺北空拍機撞上 101 大樓等等；國外更有重大事件發生，例如美國曾經發生白宮遭小型空拍機入侵[16]，法國總統府艾裡賽宮也曾被不明空拍機快速飛過[17]，甚至地處於最靠近我們的日本也有無人飛機墜落到首相安倍晉三的官邸屋頂[18]。這些事件在未來仍然可能一再發生，但透過這些事件能簡單整理出一些共同特性：首先，在發生意外與事故時，多半屬於操作手過度倚賴多旋

翼機本身的定位能力，但對於根本的運作機制卻不甚瞭解，也沒有預先避開高風險的飛行環境，再者，針對消費級的無人空拍（多旋翼機）沒有特別強化其抗風的性能，進而導致各種危害公眾事件發生，最後是關於飛行時在禁航區域的管制手段，雖然各國政府雖然積極修法納入管制，惟對於惡意使用的非法行為或對於擅闖禁航區的飛機並沒有一個有效並安全的管制措施加以遏止。

關於民用與消費級無人機市場的興起，其根本原因與硬體產業鏈的成熟、成本曲線不斷下降密不可分，因此，伴隨著移動式終端設備的趨勢，晶片、慣性傳感器、電池、數位相機等產業鏈迅速成熟，不但使得製造成本下降，更朝向微型化、低功耗的方向邁進。為無人機的創新締造了十分良好的條件，說明如下：

- (1) 晶片：一個高性能 FPGA 晶片就可同時執行兩組 CPU 運算的功能，滿足無人機導航所需各項感測器資訊計算的需求，可優化控制無人機飛行的做動。
- (2) 慣性傳感器：因加速計、陀螺儀、地磁感測器等 MEMS 元件被大量使用在智慧型手機上，促使慣性傳感器從 2011 年開始大規模興起，進而造就多軸向的慣性傳感器逐漸發展出來取代單一傳感器，其成本和功耗也更進一步降至幾美元之間。
- (3) 電池：因電池能量密度技術提昇增加，使得無人機能在較輕的重量比下，續航時間可達到更高效率。
- (4) 數位相機：對現今的說，數位相機不但畫素高、重量輕、價格便宜，更進一步因網路發展進步而獲得更多的應用，運用掛載在多旋翼機上空拍早已相當普遍。

從 2013 年 11 月 1 日《看見台灣》[19]電影上映後，全台民眾爭相學習如何空拍，而早在國外已有好萊塢電影運用空拍機來拍攝，例如《玩命關頭 6》及《極速秒殺》等。2014 年 4 月美國亞馬遜(Amazon)電子商務公司提出下單後 30 分鐘

送達服務，即是採用無人機送貨的概念方式[20]；同年度 9 月德國的 DHL 快遞公司已利用多旋翼機完成將藥品送到目標地區的物流點。他們的六多旋翼機 (Parcelcopter) 可載 1.17 kg 的貨物，飛行時間可達 45 分鐘具[21, 22]，更在 2016 年 1-3 月期間已執行 130 次飛行任務[23]。英國民航局更早在 2009 年提出 CAP722 無人機作業標準[24]，可看出無人機運用朝向實際應用面發展的趨勢。

就我國軍而言，現行已使用四旋翼機來實施戰場敵情及災害環境之偵察任務，但其本身效能及偵察能力已逐漸無法滿足任務及環境之需求，遂而開始進行六旋翼飛行器構型及飛行性能研究。國內目前仍有很多研究機構（如中科院、大學研究所）已陸續進行多旋翼載具研究，卻遭受許多困難仍未進入實用階段。基於前述多旋翼載具於災害救難及軍事偵蒐之特殊用途，基本型之六、八旋翼載具有其開發之必須性，其相較於四旋翼可負載更重負荷之偵搜型六、八旋翼載具更顯出重要性。

雖然國內、外均有市售品販售，也有學者自製，但無人機的核心技術能處於封閉式，無法有效實施效能提升，本研究主要目標為核心技術飛控系統之設計，透過硬體配置（雙 GNSS 與 Compass）、韌體演算法優化及感測器穩定度提升，並完成研究平台六旋翼機體建置實地驗證，期可提升多旋翼機飛行的穩定效能，大幅增進戰場敵情及災害環境之偵察能力。

1.3 論文架構

本篇論文架構共分五個章節，各章節內容如下：

第一章「緒論」，介紹研究背景、動機與目的及論文架構。

第二章「文獻探討」，文獻回顧、多旋翼架構探討、分類介紹等。

第三章「實驗設備與規劃」，說明各項組件與組裝及實驗規劃流程等細節。

第四章「結果與討論」，飛控系統飛行穩定性效能要素優化及實況驗證。

第五章「結論」，本文之結論及未來實際應用。

2. 文獻探討

2.1 文獻回顧

從台灣碩博士論文系統中搜尋有關多旋翼或旋翼機的研究資訊發現，自 2005 年至 2017 年期間，經統計約有 182 篇被發表之論文是有關多旋翼機的研究，同時也發現從 2014 年起多旋翼機之研究發表大幅的增加，僅該年度就有 31 篇的文章被發表、提出，到了 2016 年更是高達 44 篇。這 13 年間所發表的數量統計表如圖 2.1 所示，由從統計數據中分析可發現研究方向主要為飛行控制或姿態控制為主，另外為飛行參數優化、影像識別等等，多旋翼機飛行時要如何控制得更加穩定是研究之重點。

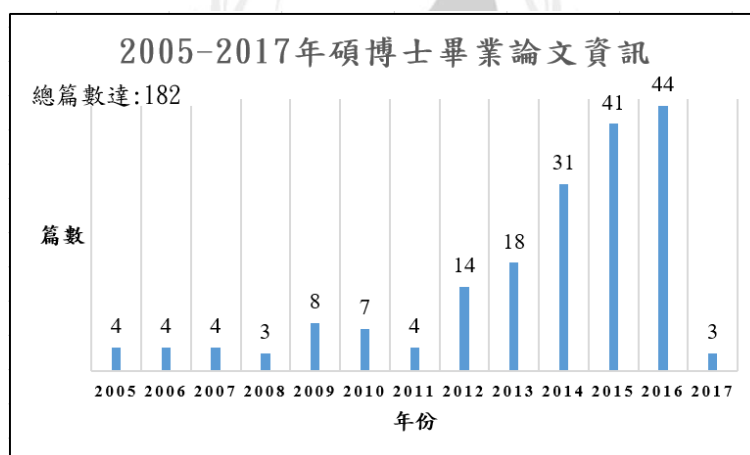


圖 2.1 2005-2017 年碩博士畢業論文資訊

要如何將多旋翼機控制更加穩定，不僅僅是在國內專家學者投入研究，國外專家學者也都持續進行，如韓國林鉉[25]等人於 2012 年時發表說明市場上現有之飛行控制板產品及外部元件性能與特色，並分析出各類飛控板之間控制原理的差異性。同年度國內元智大學的黃文志[26]採用一導引控制及停懸控制器，其設計概念如圖 2.2 所示，文中描述之多旋翼控制系統採用雙高度感測器（超

音波與氣壓感測器)，並運用團隊自行設計之硬體模擬系統(Hardware In the Loop)進行模擬實驗。實驗結果證明可有效提升多旋翼機於停懸時之穩定性，但是在操作上卻需要透過手動控制進行切換，控制器之才能有效將多旋機停懸於切換點位置。

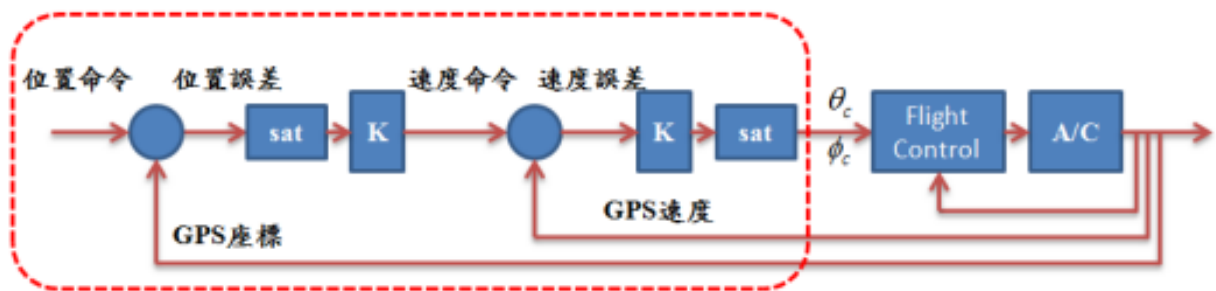


圖 2.2 導引及停懸控制控制器[26]

除了透過提升本體穩定性外，2016年由 Castelli 等人[27]導入飛行圖資的概念，從圖資上設定一目的地，透過演算法加權計算多條飛行路線安全值，如圖 2.3 所示，從中擇定一安全飛行航線到達指定地點，進而達到提升飛行安全性，但整體設計上未提升多旋翼機穩定性，仍無法有效避免本體不穩定因素。

National Defense University

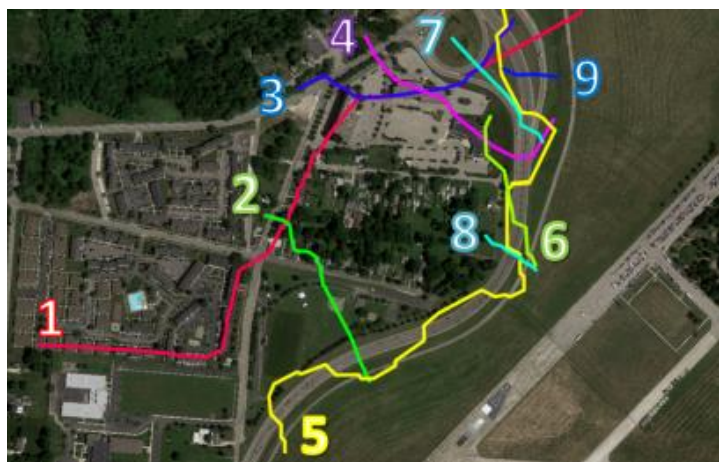


圖 2.3 多種飛行路線圖[27]

2014 年 Lupashin 等人[28]採用之設計方式來控制穩定飛行，讓多旋翼機能夠在室內精準定位飛行，也能輕鬆將指揮棒放置於多旋翼機體中間不會倒下，可謂技術上之創舉，後續多位專家持續投入研究，並將技術進行提升。

該文中之多旋翼機，其飛行穩定性表現極佳，經分析後發現以下幾個限制條件：首先，需要具備專業動作捕捉(Motion Capture)攝影機，但此類型攝影機造價昂貴，要運用在一般學術研究是相當不容易，將此技術應用於消費級產品時，實質上存在許多困難性。再者許多精細的飛行動作需配合多部電腦同時運算才能完整呈現出來，飛行場地因此被限制在特定場地中才能進行，另外室內環境之擺設與飛行參數設定都需要經由人為來控制，飛行時才能完成複雜之飛行模式。上述之飛行方式與一般實際飛行有相當大之差異，因為飛行器多半在戶外環境，所以能在自然環境下具有穩定之飛行能力的多旋翼機才是最迫切的需要。

近年來電子零件成本降低，使得學術研究工作者可輕易獲得相關研究設計與材料，市場上也陸續多出現平價多旋翼機，同時配合飛行控制系統之協助，使得複雜的控制多旋翼機控制變得簡單又可輕易完成。因此，當人們開始勇於嘗試飛行及空中攝影，發生影響社會安全的飛行意外事件也跟著增加，其原因在於對多旋翼機操控原理不瞭解且未注意周遭環境之在潛在危安因素，本研究將以多旋翼機為研究對象，分段說明其架構及操控原理，並對於影響飛行穩定性之因素進行深入探討與改良。

2.2 多旋翼基本架構

研究多旋翼機之前，要能明確知道多旋翼系統與傳統直升機之差異。首先直升機系統中旋翼可分為主旋翼及尾旋翼兩部分。主旋翼負責提供升力作為飛行主要動力，主旋翼區分三部份：大軸（透過主齒輪箱傳遞動力）、主旋翼頭及仰震系統；尾旋翼負責穩定機身，抵銷主旋翼旋轉時，因角動量守恆產生之

反向力矩如圖 2.4 所示[29]。當反向力矩被抵銷時機體就可藉由升力穩定於空中，更進一步透過仰震系統達到控制飛機移動之目的。

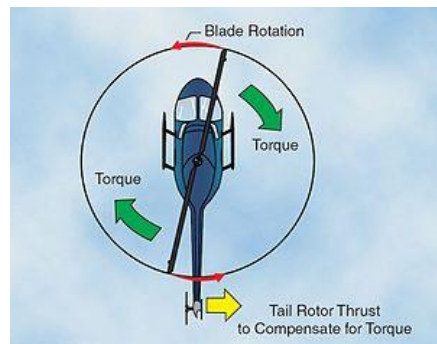


圖 2.4 尾旋翼抵銷主旋翼慣性扭力示意圖[29]

多旋翼機系統之運作原理並非像是直升機一般透過尾旋翼來抵銷慣性扭力進而達到空中穩定目的，而是運用旋翼與旋翼間相互平衡方式，同時也依靠旋翼之間的轉速差與轉向別來達成操控旋翼機移動。本研究針對多旋翼機的組成架構進行探討，除了機體構造之外，另包含了動力、傳輸、控制、感測系統等次系統，逐步建構出完整之多旋翼機系統並執行基本的飛行功能。

2.2.1 機體結構

目前常見的固定式多旋機分為三旋翼、四旋翼、六旋翼、八旋翼等四大類，系統主要運作方式是利用旋翼轉動時的速度差作為控制概念，其飛行操控原理在本章末段會進行詳細的說明。這四大類分類是以旋翼數量來實施區隔，說明分類如後：

(1) 三旋翼系統

三旋翼系統的概念源自於直升機構造而來，機身本體呈現 Y 字型且擁有一個旋翼，如圖 2.5 所示，為能達到機體平衡，三個旋翼旋轉方向各自不同，用以抵抗因旋翼旋轉而產生之慣性力。

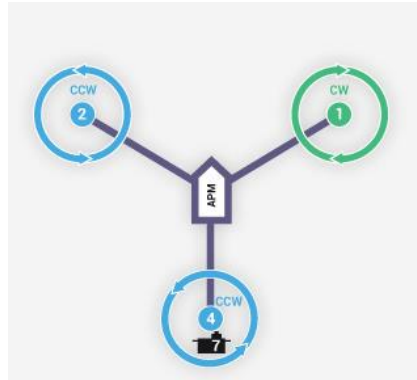


圖 2.5 三旋翼系統示意圖

(2) 四旋翼系統

四旋翼是在多旋翼系統中最常見之機型，同時也是許多研究的基本型式，國外多半稱為“Quadcopter”，機體上主要可區分採用“十”字或“X”字型為旋翼系統主體，其旋翼與旋翼之間皆相差 90 度，機體架構及旋翼旋轉方向如圖 2.6 所示。

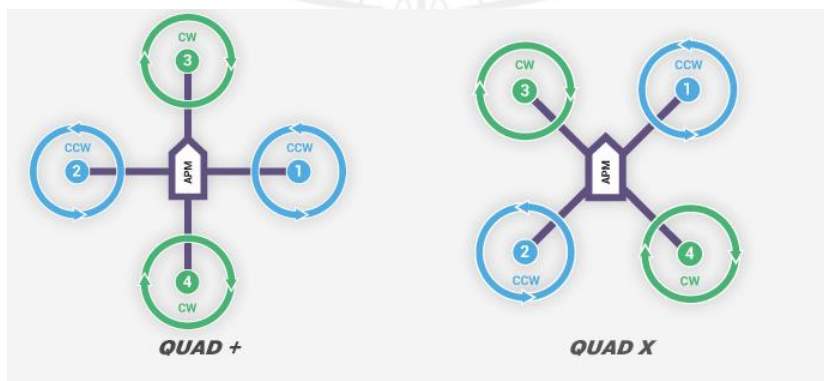


圖 2.6 四旋翼系統示意圖

(3) 六旋翼系統

六旋翼系統相對於四旋翼系統來說，相對酬載能力較好，穩定度也較高，但機身本體較四旋翼系統大，因此在狹小空間便無法順利執行任務，飛行速度也較四旋翼快，電量消耗相對也較高。圖 2.7 為常見之六多旋翼系統配置

圖，機架可區分“十”字或“X”字型為旋翼系統主體，其旋翼之間皆相差60度，相鄰兩旋翼之旋轉方向不同，以順時針旋轉與逆時針旋轉交互配置。

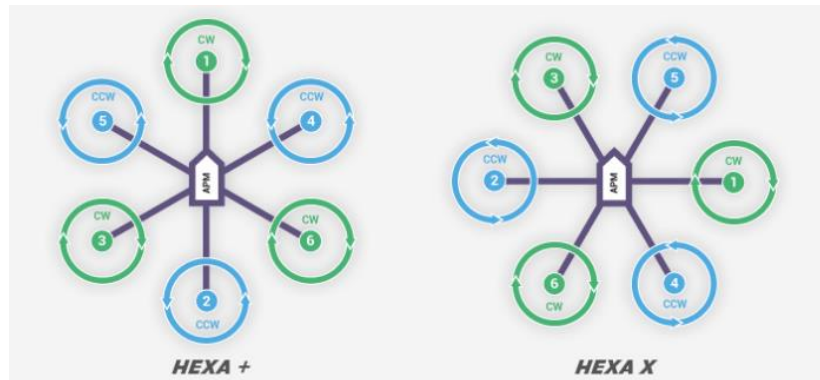


圖 2.7 六旋翼系統示意圖

另外六旋翼系統還有一種是採用 Y 字型型式的機體，每一個旋翼上下各配置一組螺旋槳的設計，此系統被稱為 Y6，其架構特性與一般六旋翼系統特性有很大的差異，具有三旋翼系統的體積小但又比四旋翼系統酬載能力高，速度更是所有旋翼架構中最快速的，機體架構及旋翼旋轉方向如下圖 2.8 所示。

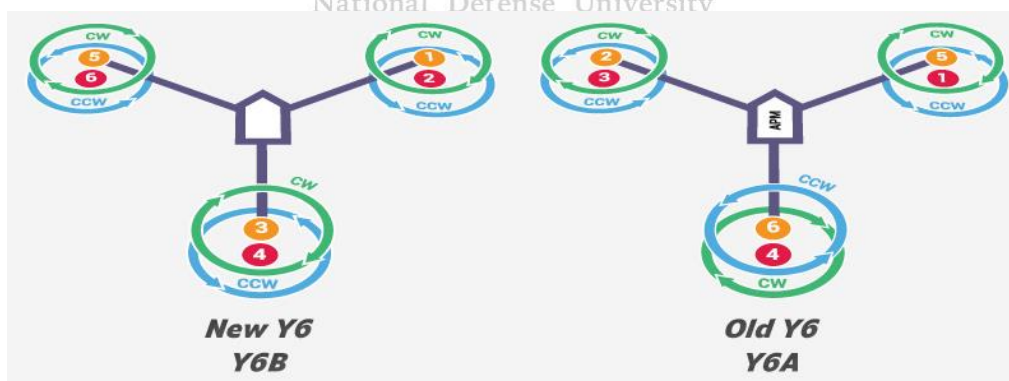


圖 2.8 六旋翼系統 Y6 型示意圖

(4) 八旋翼系統

八旋翼系統在控制理論上與四旋翼系統非常相近，其酬載能力可說是各類型當中最高、體積也是最大，同時耗電量也是最高，旋翼之間皆相差 45 度，其設計方式有可區分為“T”型或“V”型，機體架構如圖 2.9 所示，旋翼旋轉方向之配置與六旋翼系統相同，採用正、逆時針旋轉方向交互配置。

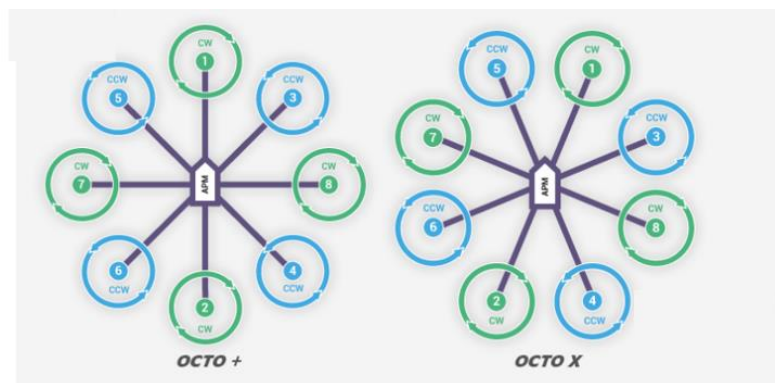


圖 2.9 八旋翼系統示意圖

八旋翼系統中同時也有採用四旋翼機體但旋翼採上下配置的設計，可以說是放大版的四旋翼系統，在多旋翼系統中稱為 X8。此架構具有四旋翼系統的體積但酬載能力高於六旋翼系統，因機身本體結構設計之關係，所以電力損耗較傳統八旋翼系統設計節省許多，機體架構與旋翼旋轉方向如圖 2.10 所示。

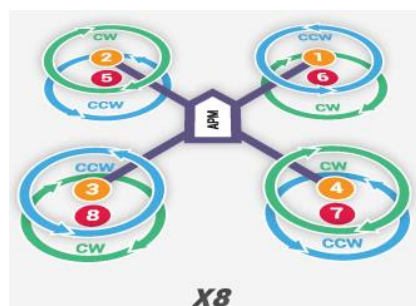


圖 2.10 八旋翼系統 X8 型示意圖

2.2.2 動力系統

動力系統中可區分成四大塊，分別為馬達、槳片、電子變速器及電池四大類，作動原理是當電子變速器接收控制訊號後加以控制電池輸出的電流大小造成馬達被推動，再由馬達帶動槳片旋轉進而產生升力，獲得足夠的升力後就可促使多旋翼機升空，特性說明如下：

(1) 馬達

一般市面常見馬達可簡單區分三類：交流馬達、直流馬達及脈衝馬達。現行多旋翼機多半採用直流且為無刷的馬達，雖然價格相較碳刷馬達高，但因輸出馬力、效率和壽命皆較佳，且在輸出相同馬力中體積也只有碳刷馬達的二分之一。基於前述特點皆符合多旋翼機的需求，所以大部分的多旋翼機都是採用直流無刷馬達為主，直流無刷馬達如圖 2.11 所示。



圖 2.11 直流無刷馬達示意圖

直流無刷馬達的主要結構可區分轉子、定子，在設計上可區分外轉子與內轉子兩種，驅動基本原理都相同，唯有線圈跟永久磁鐵位置的差異，外轉子是將線圈在內，永久磁鐵轉子在外側，內轉子則反之，均藉由改變線圈通電的方向產生磁場來推動磁鐵轉子。外轉子馬達如圖 2.12 所示[30]，其各部

構造介紹如後：

- a. 轉子：構造包括永久磁鐵、外殼及軸桿，在磁鐵數量上一般以極數稱之，圖示為 10 極；外殼可用來固定磁鐵且可當作軛鐵加以提供部分磁通量變成磁路的一部份；軸桿主要支撐軸，與轉子接觸部分為軸承(Bearing)。
- b. 定子：構造包括電樞鐵芯與電樞線圈，電樞鐵芯(Stator Core)由矽鋼片積疊而成的鐵芯，數量一般以槽數稱之，圖示為 12 槽；電樞線圈為定子的繞組(Stator Winding)，依輸入電源相數進行纏繞，輸入如為三相電源，則漆包線纏繞方式須以三相繞組方式實施纏繞。在定子槽上所繞圈數則稱為匝數(T)。

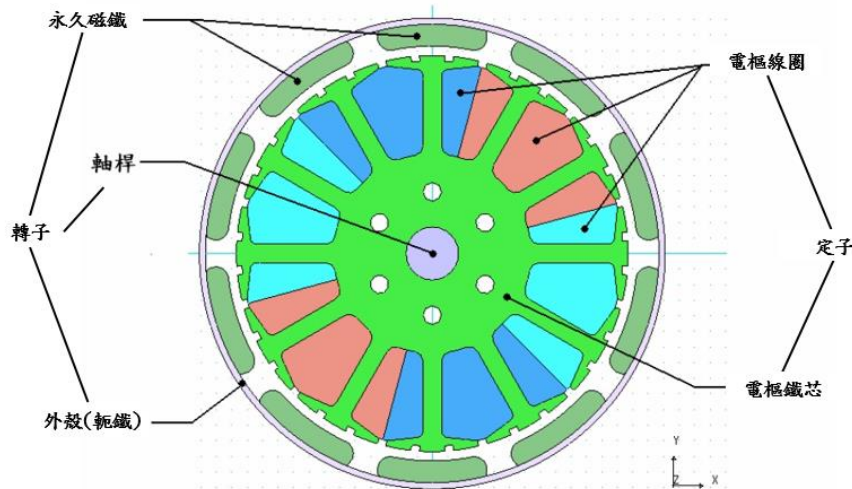


圖 2.12 外轉子馬達結構[30]

- c. 規格標示:外觀標示代表馬達尺寸及轉速的大小，單位分別為尺寸是 mm 及轉速是 KV。以圖 2.11 為例，外觀上標示 2814 的數字代表此無刷馬達定子的圓直徑為 28 mm，高度（厚度）為 14 mm；而 700 KV 值代表每 1 V 的電壓能讓此無刷馬達產生 700 rpm 的轉速，當

此無刷馬達使用廠商建議 14.8 V 的電壓時，在全速運轉下便可高達 10360 rpm 的轉速。

(2) 電子變速器

直流無刷馬達若直接提供直流電是無法使馬達驅動的，需要透過控制器（驅動電路）將單電流轉換成三相電流進而加以控制，一般稱為電子變速器（電變）或電子調速器（電調）。完整的馬達驅動電路中包含了兩大部分，分別為控制器以及驅動器。

- a. 控制器：為控制馬達運作的核心部份，通過將控制訊號進行邏輯運算後轉換成控制馬達所需的電流大小訊號。
- b. 驅動器：將控制器發出之控制訊號，透過脈波寬度調變(Pulse Width Modulation, PWM)的方式調整電池提供的直流電大小來達到控制馬達轉速的功效。當控制訊號 PWM 脈波信號的寬度越寬，則輸出電流越大，馬達轉速就越快。電子變速器如圖 2.13 所示。為了配合多旋翼有順、逆時針不同的旋轉方向，且要運用同一規格電子變速器情況下，需將驅動器 A、B、C 三相中的兩相互相對調便可滿足所需之轉向。



圖 2.13 電子變速器示意圖

(3) 槳片

動力系統中，槳片與馬達的對於飛行效率來說相當重要。市售槳片可依材質區分為塑膠、木頭、碳纖維等三大類，而槳片本身的直徑與螺距(Pitch)除了會影響飛行效率外，也對於姿態有很大的影響。一般在槳片上可看到8045等四位數標示，其代表含意在前面的兩位數是槳片直徑，後面的兩位數則為槳片螺距。螺距為螺旋槳轉動一圈所前進的距離，一般皆以英吋為單位，且螺距一般都是小數點後一位，如圖 2.14 為槳片之標示示意圖，標示12x4.5代表12吋槳，螺距為4.5吋。



圖 2.14 12 吋塑膠槳片標示示意圖

(4) 電池

動力的來源有相當多種，從早期的內燃機演進到現今常用的充電電池，材料本身也影響了電池特性，透過表 2.1 歸納可充電電池特性，經比較發現鋰聚合物電池具有能量密度高、壽命長、無記憶效應即可高電流充放電等特性。此類電池不僅使用於智慧手機、筆記型（平板）電腦等產品，也非常適合作為多旋翼無人飛行載具的動力來源。

表 2.1 充電電池特性比較[31]

參數 \ 種類	鉛酸	鎳鎘	鎳氫	鋰聚合物
額定電壓(V)	2.1	1.2	1.2	3.7
質量能量密度(Wh/kg)	35	50	80	170
體積能量密度(Wh/l)	80	150	200	400
充放電次數(次)	500	800	800	1000
自放電率(%/月)	0	25-30	30-35	2-5
安全性	中	高	高	低
記憶效應	輕微	嚴重	輕微	無
環境汙染	嚴重	嚴重	輕微	輕微

鋰聚合物電池以 S(Series)表示有幾組 Cell 並聯，如圖 2.15 所示，如 4 片鋰聚合物電池並聯起來可表示為 4S，電池電壓每一片為 3.7 V，4S 即為 14.8 V，而每一 cell 工作電壓在 3.2 V~4.2 V 之間。另外電池容量 Q 標示單位為 mAh；電池放電力以 C 數來計算，表示電池的充電與放電時間和最大放電的能力，而且 C 數與電容量 Q 有密切的關係，圖中之電池容量為 3600 mAh，最大放電電流 108 A。

National Defense University



圖 2.15 4S 鋰聚合物電池

2.2.3 傳輸系統

多旋翼機的傳輸系統中通常可分為三類，分別為數據傳輸、影像傳輸與遙控傳輸等系統。

- (1) 數據傳輸系統:為一般所謂的 Data Link，主要功用支援多旋翼機與地面站可即時數據交換，因此可透過地面站控制飛機本體，更可結合全球衛星導航系統(Global Navigation Satellite System, GNSS)導航功能進行航點導航規劃，通常為能夠執行長距離且穩定的數據傳輸的主要需求；一般採用射頻(Radio Frequency, RF)技術，因各國通訊法規有異，選擇時必須特別注意，而常見的頻段分別為 433 MHz、900 MHz、2.4 GHz，另傳輸模組也有如 WIFI、ZigBee、Bluetooth、GPRS、3G、4G 等可選擇，能因應不同環境下選擇使用，數傳模組如圖 2.16 所示。



圖 2.16 數據傳輸示意圖

- (2) 影像傳輸系統：可用以即時影像回傳，更可以在旋翼機飛出操控者視線範圍外時，執行第一人稱視角(First Person View, FPV)影像傳輸功能；現有常見的通訊頻段為 1.2GHz、2.4GHz、5.8GHz 等，均有其優缺點，可配合實際需要選擇，例如在空曠戶外無地形等障礙物干擾時，則可選擇 5.8GHz 作為傳輸的工作頻段，如圖 2.17 所示。



圖 2.17 影像傳輸 5.8G 模組示意圖

- (3) 遙控傳輸系統:RC 遙控器的控制信號傳輸，一般常見為 PWM 信號調變的遙控訊號，傳統遙控器多以 AM 或 FM 調變的方式傳送，其載波頻率介於 27 MHz-72 MHz 之間，但因訊號本身有不穩定及會互相干擾等嚴重問題。現今市售遙控器大多為採用展頻/跳頻方式的數位元式遙控器，如圖 2.18 為發射頻率設在 2.4 GHz 之遙控器。但因 ISM 頻段(Industrial Scientific Medical Band)未強制規範或定義，所以各廠設計方式也不相同，造成產品間無法相容的現象。

National Defense University



圖 2.18 2.4G 遙控器示意圖

2.2.4 控制系統

多旋翼機的核心系統就是飛行控制系統，在系統中可分為三大主要部分，分別為飛行控制板、遙控器及地面站。飛行控制板部分，現有市面上可區分為開源飛控系統與非開源飛控系統，各有代表作品，如開源飛控(Open Source)系統中分別為 Openpilot 飛控系統、Multiwii 飛控系統與 Ardupilot 飛控系統等三種[32]；而非開源飛控系統如大疆 DJI 的 NAZA 飛控(如圖 2.19 所示)、玉兔等等產品，均可替操控者達成簡單操作之目的。



圖 2.19 飛控板示意圖

具備控制多旋翼本體之飛控板，仍需透過遙控器才能進一步操縱多旋翼機，最基本操作需求分別為油門(上下)、升降舵(前後)、副翼(左右)、方向舵(旋轉)等四個動作，為俗稱四動。因科技日新月異，功能不斷推陳出新，僅四通道之動遙控器已不敷需求使用，所以陸續推出 6 動(通道)、8 動甚至是有 10 動的遙控器，用以滿足飛行時操作所需，如圖 2.20 所示。遙控器操作方式可區分為「美國手」及「日本手」等兩大類，兩者之間最大之差異在於油門與升降舵設計位置，如圖 2.21 所示[33]。



圖 2.20 六動遙控器示意圖

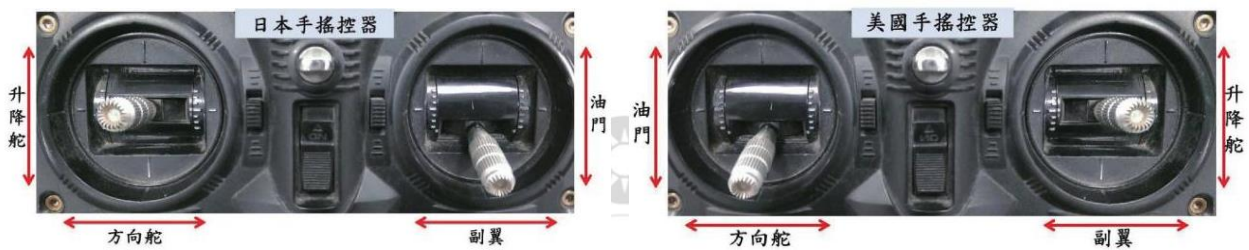


圖 2.21 遙控器示意圖(a)日本手 (b) 美國手

此外，市場上另有設計「反日本手」及「反美國手」，其意旨將「日本手」及「美國手」的左、右手操控的方式加以對調；近期又有一「中國手」名詞出現，但在設計上其實就是與「反美國手」相同之操控方式，將前述各類遙控器設計方式歸納如表 2.2 所示。

表 2.2 飛行遙控器操控歸納統計表

飛行遙控器各類型操控方式統計表	
操控名稱	操控說明
日本手	左遙桿上下:升降、左右:方向；右遙桿上下:油門、左右:副翼
美國手	左遙桿上下:油門、左右:方向；右遙桿上下:升降、左右:副翼
反日本手	左遙桿上下:油門、左右:副翼；右遙桿上下:升降、左右:方向
反美國手 (中國手)	左遙桿上下:升降、左右:副翼；右遙桿上下:油門、左右:方向

地面站功在於確保飛行時的各項數績，另可輔助操作者當面臨各項的突發狀況，地面站除了可提供飛行判斷的依據，更可作為後續研究數據資料收整，進而促使多旋翼之研究再進一步。不管是開源飛控系統或非開源飛控系統均有相對應可使用的地面站程式，惟無法相互隨意混用，地面站如圖 2.22所示，此種地面站可提供飛控板韌體燒錄、航點導航飛行及即時監控飛行資訊等功能。

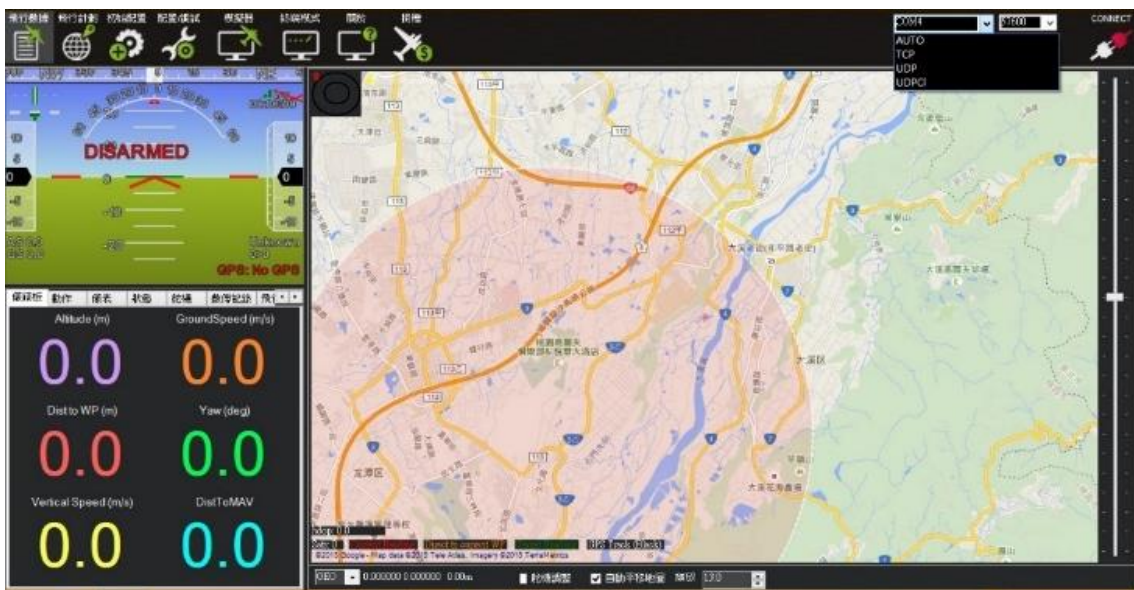


圖 2.22 多旋翼機地面站示意圖

2.2.5 感測系統

多旋翼機中最基本的核心為飛行控制板，而控制的根本就是依靠了許多的感測元件並透過元件運作才有辦法完成，所以我們要先瞭解感測元件的功能與原理，針對其中的微機電系統做簡單描述。

微機電系統(Micro-Electro-Mechanical Systems, MEMS)其定義為：整合的微元件或系統其包含利用IC相容批次加工技術製造的電子和機械零件，該元件或系統的大小從微米到毫米[34]。另外日本則稱為微機械(Micromachines)，而歐洲則叫做微系統(Microsystem, MST)。由微機電系統組成的設備尺寸多半介於20微米到1毫米之間，內部通常包含一個微處理器和若干個微型感測器形成基本的功

能。然在飛行控制板當中，所運用的微型感測器包括加速度計、陀螺儀、磁力計與氣壓計等相關元件。

(1) 加速度計

加速度計，又稱加速計、加速規、加速儀、加速度傳感器、重力加速度傳感器等等，顧名思義，就是測量加速度的感測器。當我們量測出物體的加速度後，依公式(2.1)及(2.2)可計算出物體移動的距離與所受的作用力。

$$S = \frac{a \cdot t}{2} \quad (2.1)$$

$$F = m \cdot a \quad (2.2)$$

傳統加速度計的作動原理如圖 2.23 所示，它是根據牛頓定律中具有一定慣性的檢測質量力圖保持其原來的運動狀態不變。加速度計與殼體之間將產生相對運動使彈簧變形，於是檢測質量在彈簧力的作用下隨之加速運動。當彈簧力與檢測質量加速運動時產生的慣性力相平衡時，檢測質量與殼體之間便不再有相對運動，這時彈簧的變形反映被测加速度的大小。透過運用電位計當作位移感測元件，使可將加速度信號轉換為電信號以供輸出[35]。

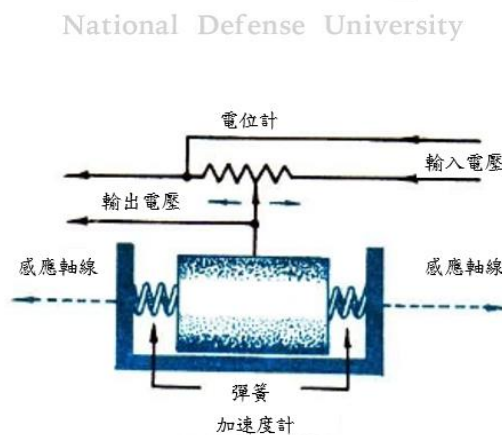


圖 2.23 傳統加速度計示意圖[35]

而微機電世界中則是採用 MEMS 加速度計作為感測元件，檢測原理利用位置測量介面電路測量物體的位移，再透過用類比數位轉換器(ADC)將測量值轉換為數位電子訊號，部分加速度計的原理是採用壓電效應 (Piezoelectric Effect)利用加速力造成在微晶體結構中產生電壓的變化來計算加速度變化；另一種常見的方式是檢測電容變化來獲得，即相鄰的微形結構有一定的電容，如果加速力移動了其中一個結構則電容發生變化，再使用電路設計將電容變化轉換為電壓變化就能夠測得加速度，且運用並聯配置方式，以獲得更大的電容變化，提高檢測精準度。物體運動產生的電容變化可以利用公式(2.3)來計算，其中 q 代表電容電變化量， ϵ_0 為空間中的介電常數， ϵ_r 為電極板材料的介電常數， A 為電極板間的重疊面積， D 為電極板間的距離。

$$q = \frac{\epsilon_0 \cdot \epsilon_r \cdot A}{D} \quad (2.3)$$

我們實際運用在多旋翼上的是三軸加速度計，簡單來說只是將相同的結構擺放不同的軸向，分別依 X 軸、Y 軸及 Z 軸擺放橫向、縱向及垂直方向，便可以得到三向的加速度數值，擺放方式如圖 2.24 所示。

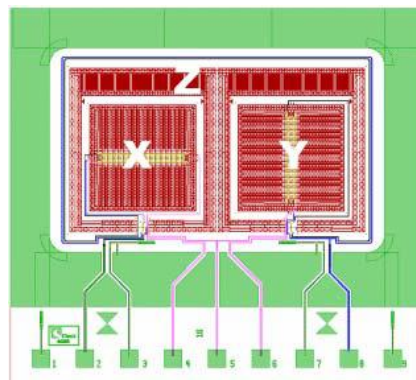


圖 2.24 三軸加速度計擺放位置

(2) 陀螺儀

陀螺儀(Gyroscope)，一種用來測量角速度的裝置，並推算出物體的角度變化量。1850 年法國的物理學家福柯(J. Foucault)發現高速轉動中的轉子(Rotor)，因慣性作用導致旋轉軸永遠指向一固定方向，所以陀螺儀主要是由一個位於軸心且可高速旋轉的轉子構成，並裝上內環架(Inner Gimbal)及外環架(Outer Gimbal)可以環繞三軸作自由運動，如圖 2.25 所示。陀螺儀本身具有兩個基本特性：一為定軸性(Inertia or Rigidity)，另一是逆動性(Precession)，此兩種特性都是建立在角動量守恆的原則下。

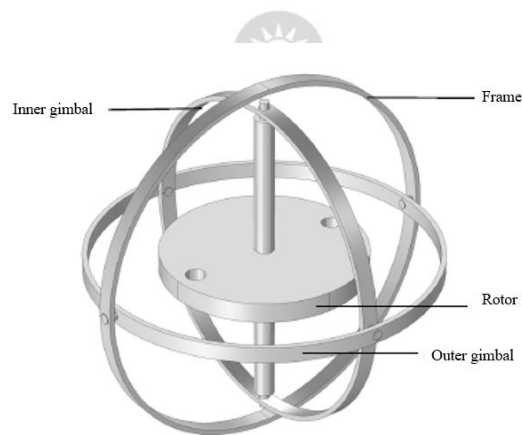


圖 2.25 傳統陀螺儀示意圖

National Defense University

微機電中的陀螺儀並非利用傳統方式設計，則是改採用了科氏力(Coriolis Force)的原理來製作。MEMS 陀螺儀工作原理及設計方法有許多種，所搭配起來的設計方式有各式各樣的，而常見的設計方式是運用振盪物質能夠傳遞垂直軸向角速度的概念製作而成。以一個簡單的單軸偏移(Yaw)陀螺儀來說明[36]，如圖 2.26 所示，中間部分是進行左右動作的驅動物質，運動方向如箭頭所示，當在外部施加一角速率（如圖中紅色順時針所示）時就會產生一科氏力，其方向則是垂直於質量動作方向（如圖中橘色垂直方向箭頭所示）。產生的科氏力會使物質發生位移，位移與施加角速率成一正比關係；

運用所產生的位移製造出電容變化，只要知道位移再利用(2.1)及(2.2)式就可以計算出加速度與科氏力，同時運用科氏力的公式(2.4)，當其中 v 為物體的速度向量及 m 為物體的質量皆為已知，就可以計算出旋轉的角速度(ω)，進而計算出物體移動的角度。

$$F_C = 2m \cdot \omega \cdot v \quad (2.4)$$

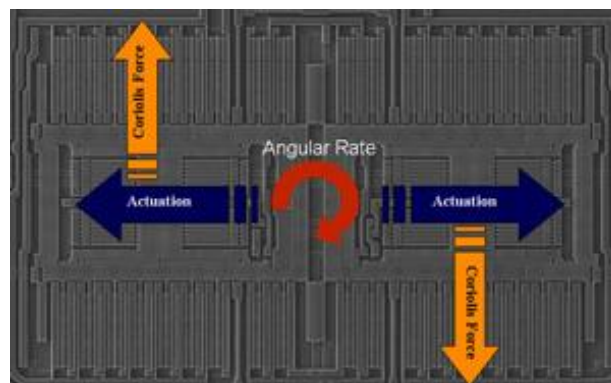


圖 2.26 單軸 MEMS 偏移陀螺儀示意圖

(3) 電子羅盤（磁力計）

電子羅盤中透過感應磁場變化投影在三軸上來計算出航向角度。地球的磁場像一條狀的磁鐵，在南北磁極點的磁場垂直水平面，而赤道上的磁場與水平面平行。量測磁場強度單位為特斯拉(Tesla, T)或高斯(Gauss, G)(1 T=10000 G)，地球的磁場強度約在 0.4~0.6 高斯之間。

在微機電系統中電子羅盤也有許多不同的設計方式，例如磁阻效應、霍爾效應及磁通門效應，而常使用的是異向磁阻 AMR(Anisotropic Magnetic Resistance, AMR)效應。磁阻效應(MagnetoResistance Effect, MR)是指材料的電阻會隨著外加磁場的變化而改變的效應。有些材料中磁阻的變化，與磁場和電流間夾角有關，稱為異向性磁阻效應。AMR 感測器就是利用其異向性

磁阻效應來製作的，製作過程是將鎳鐵合金薄膜沉積在矽晶體上形成電阻條狀帶，然後將一個強磁場加於其上，使它在某個方向上極化並建立一個主磁場域，垂直主磁場域方向的稱為敏感軸，如圖 2.27 所示。再利用惠斯通電橋得檢測 AMR 阻值的變化，如圖 2.28 所示，其中 R1/R2/R3/R4 是初始狀態相同的 AMR 電阻，但 R1/R2 和 R3/R4 具有相反的磁化特性。當檢測到磁場時，R1/R2 阻值增加而 R3/R4 阻值減少，當沒有外界磁場變化的情況下電橋的輸出為零；而當有外界磁場時電橋的輸出為一微小的電壓。再透過感測器電路就能夠測出單一軸向的磁場的強度和方向，且磁阻效應的反應是很快的，並不會受到本身線圈或振盪頻率的影響。

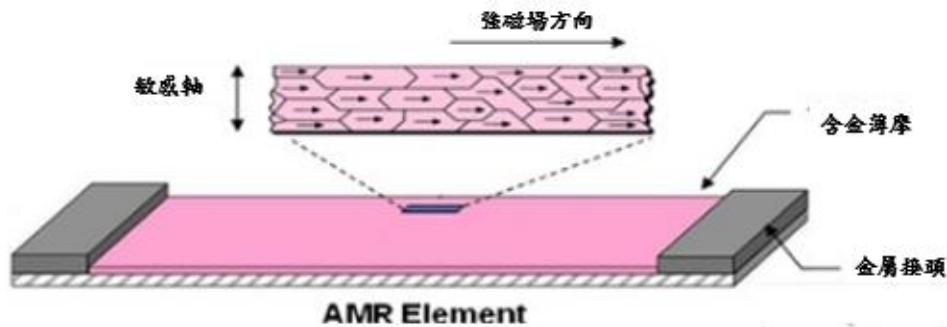


圖 2.27 材料 AMR 示意圖

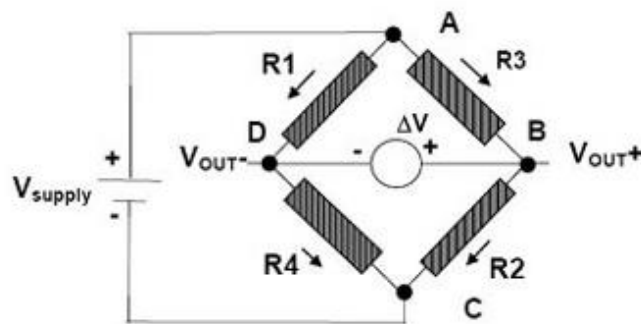


圖 2.28 惠斯通電橋示意圖

(4) 氣壓計

高度計，又稱為氣壓計，其感測原理是用來測量所在環境的大氣壓力，將得到之壓力轉換成位置高度，就一般來說，離地面越低，壓力越大；離地面越高，壓力越低；但大氣壓力本身卻與空氣密度有關，因為即使在同一大氣壓下，不同溫度的地方所測得的大氣壓力就會不一樣，所以對於用來測定高度還是有一定的影響，故要是單純從壓力讀數上是無法得到一個可以信賴的高度數值。為了解決這個問題的辦法就是設定出一標準大氣條件，在這個條件下，高度、氣壓與溫度的關係就可以得到一種近似平均分佈的模式[37]。

傳統上採用水銀來製作氣壓計，於緯度 45 度的海平面上，當溫度為 0 °C 時的大氣壓力，可支援垂直高度 76 公分的水銀柱的大氣壓力，被我們稱為一標準大氣壓力（1 大氣壓，記為 1 atm 或 76 公分-水銀柱(cm-Hg)），其換算即為 $1 \text{ atm} = 76 \text{ cm-Hg} = 760 \text{ mm-Hg} = 1033.6 \text{ gw/cm}^2$ 。

微機電中 MEMS 壓力感測器設計原理上，可運用兩種原理來製成，就是壓電效應(Piezoelectric Effect)及電容效應(Capacitance Effect)兩種原理。

- a. 壓阻式壓力計，利用壓電效應是電介質材料中機械能與電能互換的現象，壓電式（或稱壓阻式）感測器包含了基板、薄膜與壓阻材料。當外界壓力造成薄膜變形，帶動的壓阻材料產生形變，進而造成壓阻材料自身的阻值產生改變，經由惠斯同電橋以及放大器的讀取與訊號處理後，再經過後端的演算與轉換進即可獲得壓力的變化值，如圖 2.29 所示。

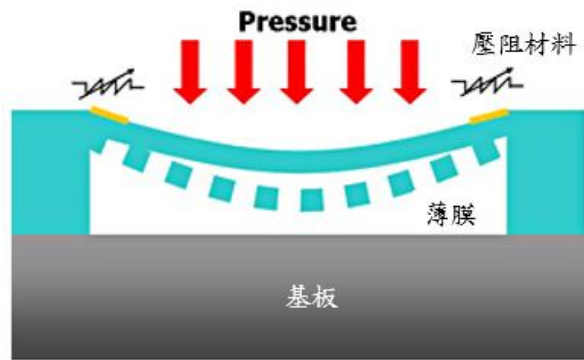


圖 2.29 壓阻式壓力計作動示意圖

- b. 電容式壓力計:利用電容效應概念而製作而成，本身包含了基板、下電極板與薄膜，薄膜也與下電極板形成一電容，透過 (3.3)式的關係來進行量測電容值；當薄膜受到外部壓力作用變形，使得與下電極的距離改變，可轉成電容變化量，再經由讀取電路放大後，運算轉換即可得到壓力的變化值，作動情形如圖 2.30 所示。

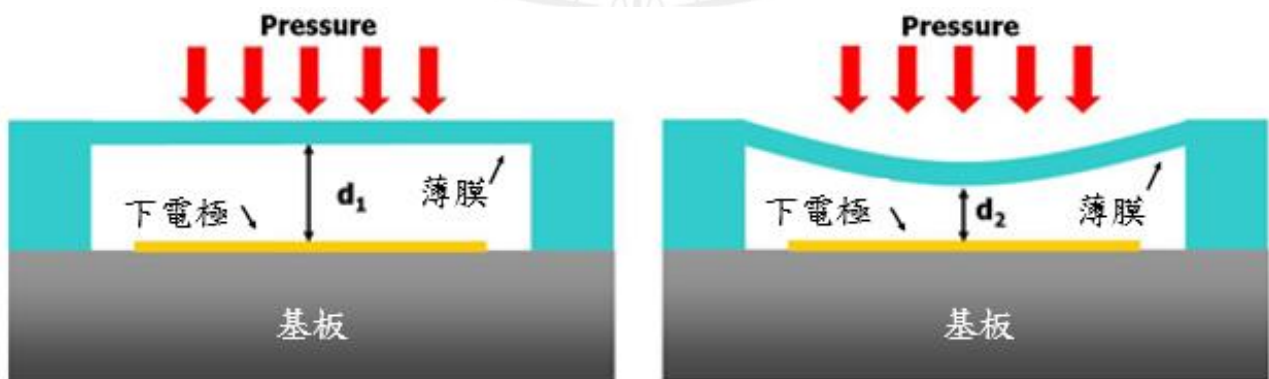


圖 2.30 電容式壓力計作動示意圖

2.2.6 飛行操控原理

多旋翼機依機體結構設計可區分四大類，當中除三旋翼機以外的機體結構控制概念大致相同，因此以市面上最常見的四旋翼系統來進行飛行控制原理的說明。

當旋翼運作中都會產生一個推力和一個慣性力，慣性力本身卻帶有一方向性，因此為了抵銷這慣性方向，我們將旋翼設定為正轉（順時鐘）及反轉（逆時鐘）兩個方向，並採用對稱方式分佈在機體的前後左右四個方向，採用旋翼 1 和旋翼 3 反轉、旋翼 2 和旋翼 4 正轉的方式配置[38]，並且四個旋翼的結構和半徑都相同，對稱安裝於飛行器的支架端，且處於同一高度平面，如圖 2.31 所示，我們就可以利用旋翼的轉速變化就可以來進行升力改變，從而控制飛行器的姿態和位置。

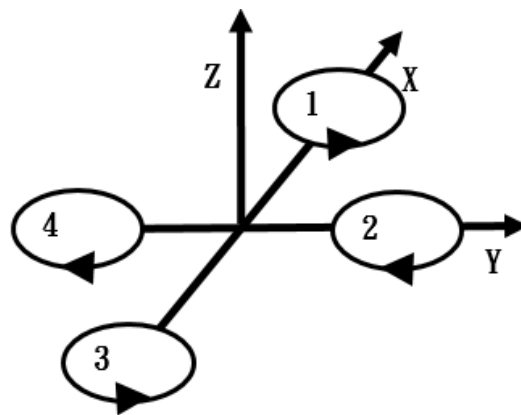


圖 2.31 四旋翼方向配置示意圖

多旋翼機在空間飛行時，共有 6 個自由度（分別沿 3 個坐標軸作平移和旋轉動作）可靈活運動，而這 6 個自由度的控制都可以通過調節不同旋翼的轉速來達到，六個自由度分別為垂直、俯仰、滾轉、偏航、前後及側向運動，依序說明如後：

(1) 垂直運動

四個旋翼同時增加轉速時總升力提升，達到升力大於飛機本體重量時便可離地起飛；同樣，如果同時降低旋翼的轉速就會垂直下降，故可達成沿著 Z 軸方向的垂直運動控制。而當合力為零時，旋翼機產生的升力等於機體總重時，便可在空中保持停懸的狀態，如圖 2.32 所示。

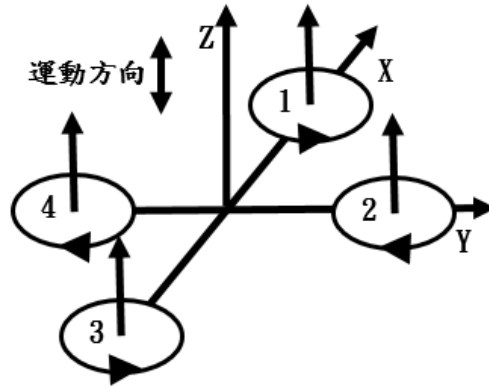


圖 2.32 垂直運動示意圖

(2) 俯仰運動

當設定旋翼 1 的轉速上升，旋翼 3 的轉速下降，旋翼 2、4 的轉速保持不變，且旋翼 1 與旋翼 3 轉速該變數的大小應相等，才可保持四旋翼飛行器整體扭矩及總拉力改變。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 2.33 所示），同理，當旋翼 1 的轉速下降，旋翼 3 的轉速上升，機身便繞 Y 軸向另一個方向旋轉，完成飛行器的俯仰運動。

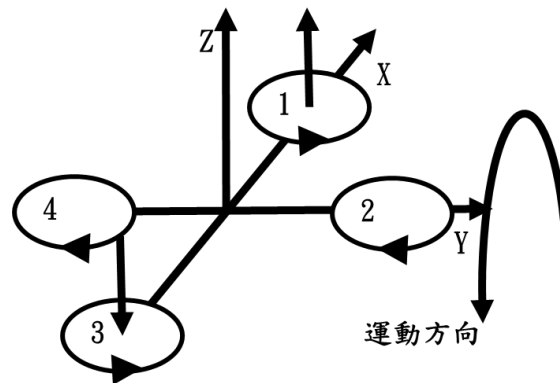


圖 2.33 俯仰運動示意圖

(3) 滾轉運動

運用與俯仰運動相同的原理，但變成改變旋翼 2 和 4 的轉速，且保持旋翼 1 和 3 的轉速不變，如圖 2.34 所示，便可使機身繞 X 軸旋轉(順時針轉)，實現飛行器的滾轉運動；若要逆時針轉，則將旋翼 2 和 4 與旋翼 1 和 3 操控方式對調便可達成。

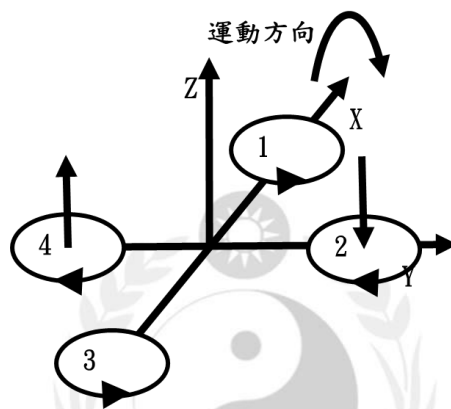


圖 2.34 滾轉運動示意圖

(4) 偏航運動

偏航運動需要借助旋翼運作時產生的反扭矩來實現。旋翼轉動過程中因空氣阻力作用關係，會產生本體與轉動方向相反的反扭矩，且上為了克服反扭矩影響，使用對稱方式將四個旋翼中的兩個正轉，兩個反轉，設計在對角線上的旋翼轉動方向均相同。反扭矩的大小與旋翼轉速本身有關，當四個旋翼速相同時，產生的反扭矩相互平衡，便可在空中不發生轉動的情形；但是當發生轉速不完全相同時，反扭矩的狀況無法相互平衡，就會引起轉動的情形。例如在圖 2.35 中，設定將旋翼 1 和 3 的轉速提升，且旋翼 2 和 4 的轉速下降時，旋翼 1 和 3 對機身的反扭矩總和大於旋翼 2 和 4 對機身的反扭矩總和，機身便因無法抵銷的反扭矩作用下繞 Z 軸轉動，實現多旋翼機本體的偏航（右）運動，此時本體轉向會與旋翼 1、3 的轉向相反；若要向左偏航

運動，則將旋翼 1 和 3 的轉速下降，且旋翼 2 和 4 的轉速提升，便可達成。

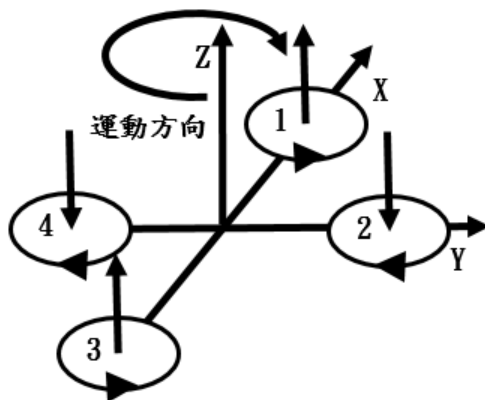


圖 2.35 偏航（右）運動示意圖

(5) 前後運動

當要產生在水平面內前後、左右運動時，則須有在水平面上施加一定的力，在圖 2.36 中，增加旋翼 3 轉速，使拉力增大，同時減小旋翼 1 轉速，使拉力減小，且保持旋翼 2、4 轉速不變促使整體反扭矩仍然要保持平衡；此時多旋翼機本體就會發生一定程度的傾斜，並透過旋翼 3 而產生的水準拉力，便可實現前進運動。如要後退運動的話，則改為減小旋翼 3 轉速、增加旋翼 1 轉速，且保持旋翼 2、4 轉速不變即可。

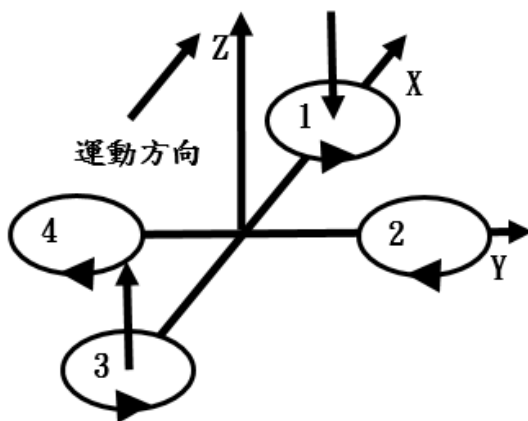


圖 2.36 前後運動示意圖

(6) 傾向運動

運用與前後運動相同的原理，改由改變旋翼 2 和 4 的轉速，且保持旋翼 1 和 3 的轉速不變，如圖 2.37 所示則可使機身依 Y 軸傾向飛行運動(右傾)，實現多旋翼機本體的傾向運動；若是要向左傾向飛行運動，則將旋翼 2 和 4 與旋翼 1 和 3 操控方式對調便可達成。

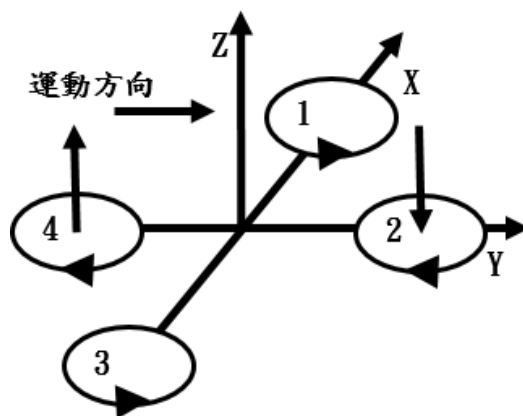


圖 2.37 傾向運動示意圖

上述為四旋翼十字型設計配合之操作原理，但因機體結構設計不同，其各項運動作動控制設定或許不完相同，但其控制原理皆未跳脫前述所提概念。

3. 實驗規劃與設備

3.1 實驗規劃

本研究設計一多旋翼機系統為實驗平台，按照規格訂定、機體設備組裝、基本性能測試、軟體架構分析等，配合文獻回顧方向，規劃由硬體配置改良、感測元件穩定度提升及軟體系統補強，完成多旋翼機姿態穩定之目標及進行分實驗數據分析與探討，達成多旋翼機飛行控制系統穩定系統提升，研究流程圖如圖 3.1 所示。

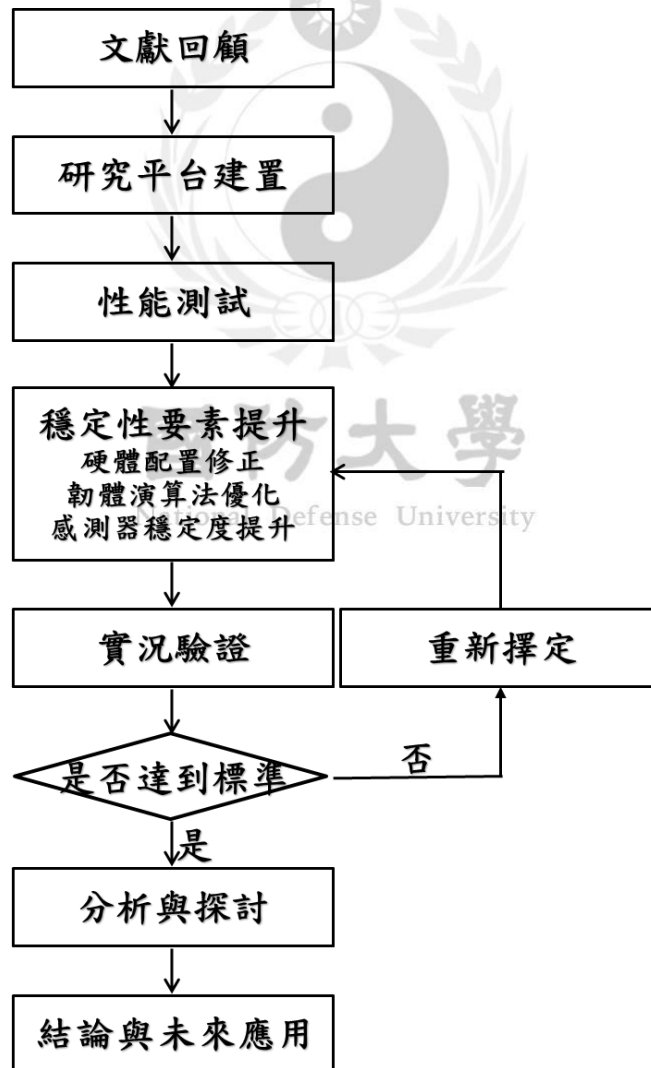


圖 3.1 研究流程圖

3.2 設備建置

本研究平台以六多旋翼機為基礎，因為現有市售規格未統一，現有選擇產品可分為完成品與組裝品等兩大類型各有優缺點存在，需依照使用者之目的、方法、使用環境與成本等限制條件來進行評估選擇，所以本研究之六旋翼機考量需自行維修、保養、更換與調整操作及設計的彈性空間等原因，採用組裝品自行組裝方式，並依照第二章之基本架構進行多旋翼機建置。

3.2.1 規格訂定

多旋翼機可用於各種使用目的，如環場拍攝、目標追隨及室內定位等，在多元化的使用下相對產生出不同之規格需求，如抗風、防雨、載重及續航力等。反觀現今多旋翼機性能規格未有固定標準，但仍有常見基本性能或常用功能，透過表 3.1 列舉常見性能規格，作為本研究平台規格參考。

表 3.1 多旋翼機常見的性能規格

現 有 常 見 多 旋 翼 機 性 能 規 格		
編號	名稱	說明
1.	續航力(min)	多旋翼機最長滯空時間。
2.	最大起飛總重(g)	馬達所提供之最大推力。
3.	最大速度(m/s)	油門全開之最大速度。
4.	最大高度(m)	飛行最大高度限制，亦有以海拔高度表示。
5.	最大酬載(g)	起飛總重扣除機身與載具重量外，能乘載之最大重量。
6.	操作距離(m)	多旋翼機最大可控距離(未使用中繼站或 FPV 等)。
7.	抗風能力	最大抗風之風速，或可採用蒲福風級表示。
8.	航空拍攝	搭載攝錄影設備即可進行拍照錄影功能。
9.	航點導航	搭配 GPS 模組執行航點導航、懸停與一鍵返航(RTL)等功能(WPN)。
10.	即時影像回傳	透過影像傳輸模組進行無人機即時影像監看，功能類似第一人稱視角(First Person View, FPV)。
11.	螢幕顯示資訊	遙控器上掛載螢幕或即時影像上顯示飛機各項資訊，包含電壓、水準及 CPS 精度等(OSD)。
12.	室內定位	可進行室內等 GPS 無法作用地區的定位功能。

無人機各項規格參數訂定並沒有絕對的標準，要符合使用者期待仍需要考量其使用的目的、方法、環境與成本等，本研究設計之多旋翼機性能上要求能具備 30 分鐘以上之續航力以及達到最少 10 kg 以上的起飛總重，主要的飛行功能則是能夠實現航點導航與即時影像回傳功能。

3.2.2 機件選擇

完成能力設定後，為了具備上述續航力及最大起飛總重的性能需求，我們決定機型、電池、馬達及槳片的組件選擇如下：

機型選擇方面，市面上常見機型有四旋翼、六旋翼與八旋翼等，各種機型具有不同之特性，需配合相對應之組件選擇，例如：電池、馬達及槳片等，皆能符合本研究之性能需求。考量八旋翼機構造上相較四旋翼機與六旋翼機複雜且機型也比較大，同時評估建置成本、難易度與學習成效，選擇採用六旋翼機機型。確定機型後依設定性能需求（續航力 30 分鐘以上以及最大起飛總重至少達 10 kg）進行推估馬達、電池及槳片所需規格來進行組件的選擇。

旋翼機推力理論值 $F_{Theorty}(g)$ 、功率 $P(wh)$ 與槳片尺寸 $L(in)$ 的關係式[39]為

$$F_{Theorty} = \left(\frac{P \cdot L}{c} \right)^{2/3} \quad (3.1)$$

其中空氣密度係數 c 在 1 大氣壓及、溫度攝氏 20 度時為 0.0278[39]。又從功率公式 $P = V \times I$ ，電池為鋰聚合物電池電壓 $V(V)$ 與電池組態數 S (例如 3S1P、2S2P 等)其中 S 為電池晶片並聯數。

$$V = 3.7 \cdot S \quad (3.2)$$

從電荷公式中可知 $I = Q/T$ (電流 $I(mA)$ 與電池容量 $Q(mAh)$ 、最大飛行時間

T (hr))，在整個多旋翼飛機中飛行過程中需同時供給每一個旋翼需要之電流，故電流與旋翼數 N 的關係式如(3.3)所示。

$$I = \frac{Q}{T \cdot N} \quad (3.3)$$

最後將 $P = V \times I$ 公式中的 V 以及 I 分別由(3.1)及(3.2)帶入(3.3)，則可表示成(3.4)的關係式。

$$F_{Theorty} = \left(\frac{3.7 \cdot S \cdot Q \cdot L}{T \cdot N \cdot c} \right)^{2/3} \quad (3.4)$$

但是真實環境下，馬達輸出值永遠無法達到理論值推力，透過理論推力比(Theoretical Thrust Ratio, TTR)可得到 $F_{Theorty}$ 與實際值 F_{real} 之關係約為[39]

$$F_{real} = F_{Theorty} \times 62\% \quad (3.5)$$

馬達與槳片轉動產生之實際推力值總和要能使多旋翼機升空起飛，總推力值最基本要相等於飛機本體之重量 w (g)，關係式如(3.6)所示。

$$F_{real} \times N = w \quad (3.6)$$

依(3.5)、(3.6)式可得：

$$F_{real} = \left(\frac{3.7 \cdot S \cdot Q \cdot L}{T \cdot N \cdot c} \right)^{2/3} \times 0.62 = \frac{w}{N} \quad (3.7)$$

透過(3.7)式可以推出槳片尺寸 L 之關係式(3.8)。

$$L = \frac{\left(\frac{w}{0.62 \cdot N}\right)^{3/2} \cdot T \cdot N \cdot c}{3.7 \cdot S \cdot Q} \quad (3.8)$$

本研究依據性能要求，採用六旋翼機體，假定整體重量（含電池）2000 g，電池為 3S，電量 10 mAh，最長飛行時間 0.5 hr 的條件計算可得槳片尺寸 $L=9.37$ ，即說明 10 吋槳片可以滿足最長飛行時間 30 分鐘的規格；另設計條件最大起飛重量(電池最大持續放電電流) 10 kg，飛行 3 分鐘，經計算可得 $L=10.47$ ，槳片須 11 吋才可滿足。因槳片設計尺寸屬偶數，選擇 12 吋以上槳片便可滿足需求。

最後要考量電池 $C(A)$ 數的問題，簡單說 1C 放電就是指電池可持續放電一小時的電流，即是 $C=Q/T$ 。要獲得所需電池的 C 數，可以依照使用時間來計算。

$$X \cdot T \cdot C = Q \quad (3.9)$$

依設計最大起飛重量（電池最大持續放電電流）之情狀下，電池要能於 3 分鐘內將全部電量使用完畢，經計算得 $X=20$ ，即表示電池需有 20C 以上之規格。為求安全考量性能裕度將最大放電能力設定值為兩倍，所以電池 C 數需在 40C 以上。

透過上述計算並找尋現有市場中鋰電池後高 C 數 3S 電池不多，價格非常昂貴，經考量性能與價格決定採用 50C、4S 的電池，透過並聯兩顆得到 10000 mAh 電容量，搭配塑膠槳片 12 吋。

因為採用六旋翼機體架及 12 吋槳片（約 30.48 cm），而因相鄰兩軸夾角為 60° ，剛好與對邊成一正三角形，當相鄰兩槳轉動時需避免槳片碰撞產升，所以機臂設定需達 31 cm 以上。

綜合上述所列，本研究組裝多旋翼機規格與組件需求如表 3.2 所列。

表 3.2 能力訂定與零組件需求表

六旋翼機能力訂定與初步零組件需求表			
項次	規格名稱	能力	初步零組件挑選
1	續航力	30mins	4S 50C 電池 5000mAh 兩顆，機體總重 2kg 以下。
2	最大起飛總重	10kg	單一馬達輸出功率需達 370W，槳片 12 吋。
3	航點導航	有	GPS 配置與地面站設置。

完成機型、電池與槳片之最低要求值，按照基本架構區分為結構、動力、傳輸、感測及控制等項目列出需求組件，如圖 3.2 及表 3.3 所示。另韌體修正提升之要求，飛控系統中飛行控制板採用 Open Source（開源軟體或開放原始碼軟體）系統之飛行控制板。多旋翼機飛行時基於安全的考量下需搭配額外零組件，如安全解鎖開關、飛控蜂鳴器、電壓蜂鳴器及 LED 指示燈等零組件，使操控者更可明確的掌握飛機狀況，減少意外事件發生。

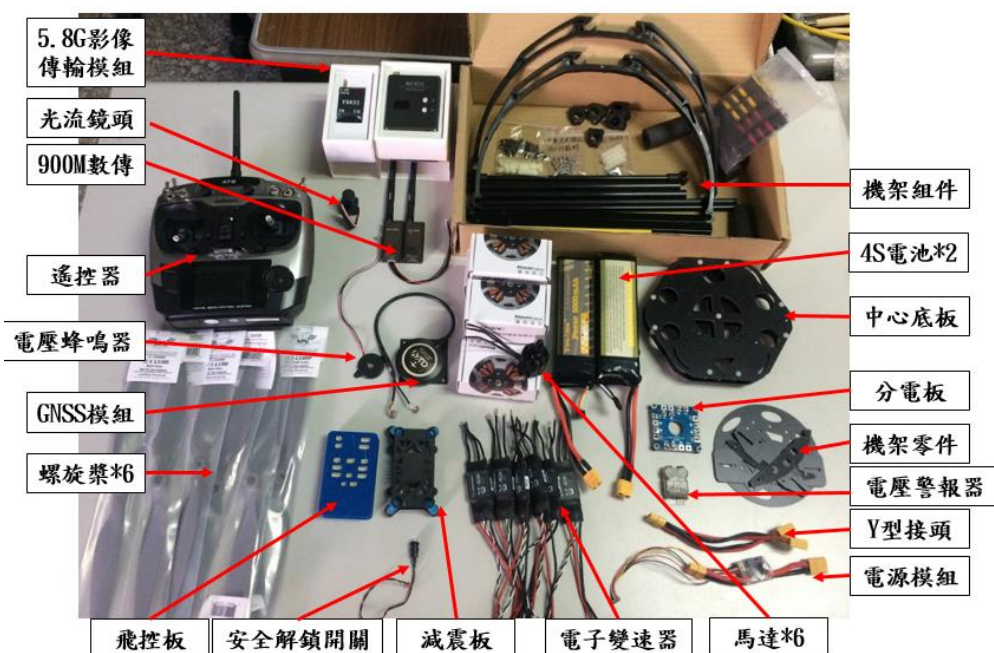


圖 3.2 多旋翼組裝零件一覽表

表 3.3 架構需求統計表規格表

六 旋 翼 機 材 料 及 規 格 總 表			
分類	項次	名稱	數量
結構組件	1.	六機架	1 組
	2.	減震板	1 組
動力組件	3.	馬達	6 顆
	4.	槳片	3 對
	5.	電子變速器	6 組
	6.	分電盤	1 片
	7.	電源模組	1 組
	8.	電池(4S)	2 顆
傳輸組件	9.	數據傳輸模組	1 組
	10.	影像傳輸模組	1 組
控制組件	11.	飛行控制板	1 組
	12.	遙控器模組	1 組
感測組件	13.	GNSS 模組	1 顆
其他組件	14.	LED 指示燈	1 顆
	15.	安全解鎖開關	1 個
	16.	CCD 鏡頭	1 個
	17.	飛控蜂鳴器	1 個
	18.	電壓蜂鳴器	1 個

3.2.3 機體設備

依照六多旋翼機設計配置圖（如圖 3.3 所示）組裝各部組件，考量整體設計、避免重覆拆裝及造成電線佈線困難等因素，組裝順序採取由外向內、由下向上方式，組裝流程如圖 3.4 所示，完成後透過專屬地面站程式進行機型韌體燒錄。

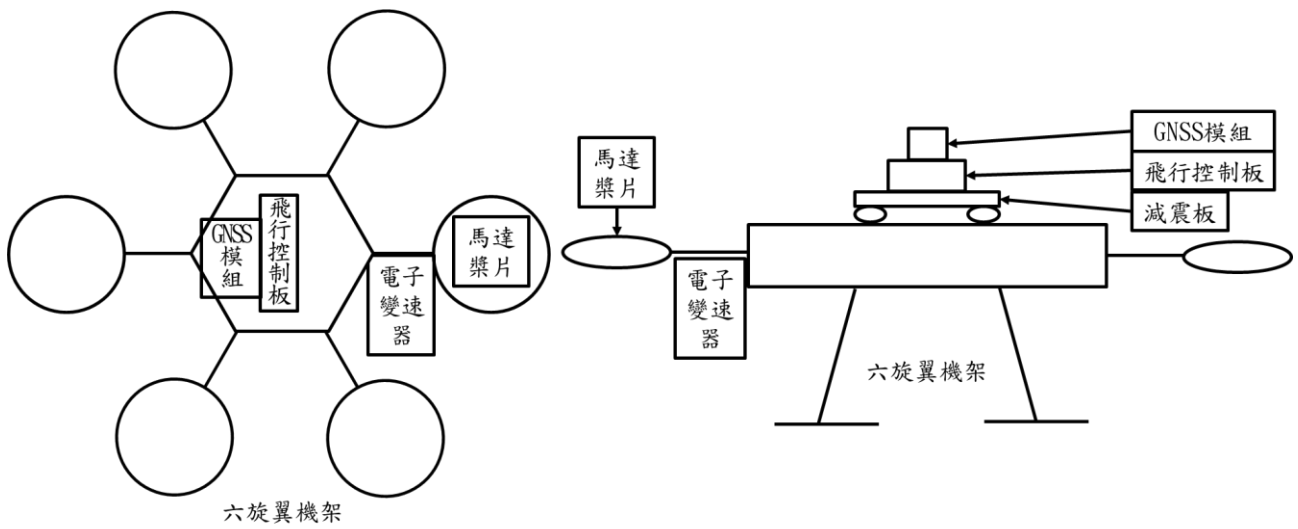


圖 3.3 六旋翼機設計配置圖

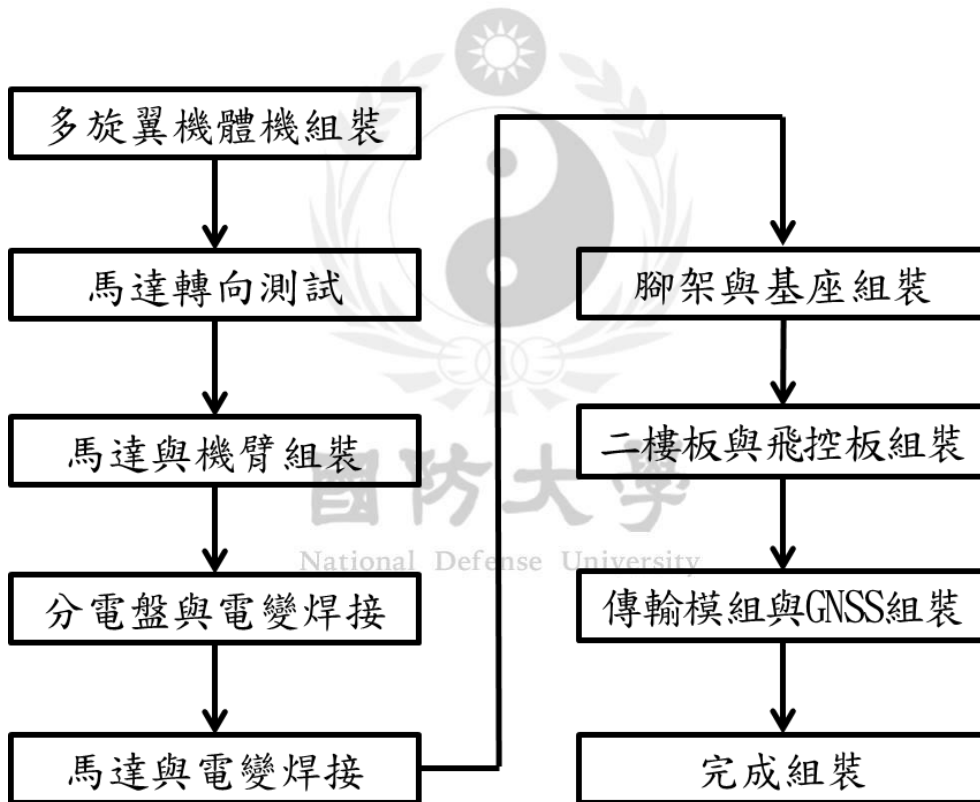


圖 3.4 六旋翼機組裝流程圖

(1) 六旋翼機架

多旋翼機架為 ATG-700 如圖 3.5 所示，機臂材質為 12X12 mm 鋁合金管長 32 cm，對角軸距達 70 cm，中心板為碳纖材質，可搭載飛行控制板、馬達、感測元件及傳輸模組。



圖 3.5 ATG-700 六旋翼機機架

(2) 馬達與槳片：

採用馬達為“JFRC 颶風 U2216 KV900”（如圖 3.6 所示），整組馬達包含了無刷直流馬達、槳夾、馬達固定螺絲及 3.5 mm 金插頭。2216 為馬達規格代號，22 代表為馬達直徑，16 代表為馬達高度。而 900 KV 值代表每 1 V 的電壓能讓此無刷馬達產生 900 rpm 的轉速，使用廠商建議 14.8 V 電壓電池，全速運轉下可達轉速 13320 rpm。

槳片採用塑膠雙葉槳，槳片上代號 12x4.5 代表尺寸為槳片長度 12 吋，螺距 4.5 吋，如圖 3.7 所示。



圖 3.6 U2216 KV900 無刷直流馬達

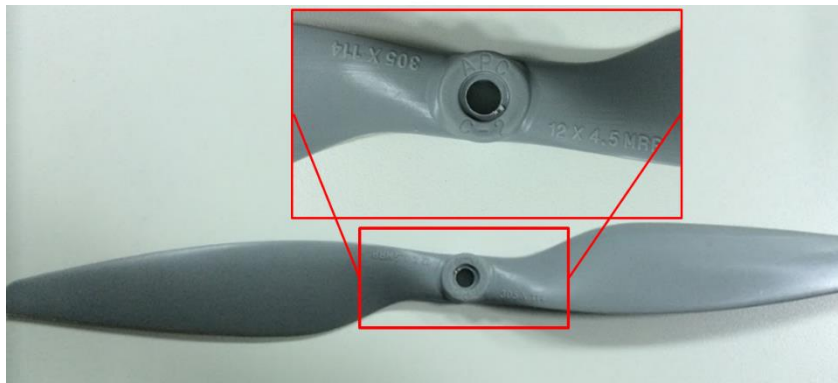


圖 3.7 12 吋塑膠雙葉槳

(3) 飛行控制板：

National Defense University

本研究選用 3drobotics 出產之 Pixhawk 飛行控制板（如圖 3.8 所示）屬於開源(Open Source)飛控系統，內部韌體及飛行參數皆可自行修改，適用於定翼機、直升機、多旋翼機及地面車輛，CPU 採用 32 bit STM32F427 ARM Cortex® M4 Processor、256 KB RAM、2 MB Flash 及備用處理器 32 bit STM32F103，內建三軸加速度計(Invensense MPU 6000)、氣壓高度計(MEAS MS5611)、三軸陀螺儀(ST Micro L3GD20)，長 81.5 mm、寬 50 mm、厚 15.5 mm 及重 38 g。



圖 3.8 Pixhawk 飛行控制板

(4) GNSS 模組：

雷訊 UBLOX NEO-M8N GPS 模組長 55 mm、寬 57 mm、高 16 mm 及重 16 g(如圖 3.9 所示)，可接收美國全球定位系統(Global Positioning System, GPS)、俄羅斯全球導航衛星系統(Globalnaya Navigatsionnaya Sputnikovaya Sistema, GLONASS)及中國北斗衛星導航系統(BeiDou Navigation Satellite System, BDS)等全球衛星導航系統(Global Navigation Satellite System, GNSS)，訊號更新速率達 10 Hz，精度達 1 公尺立方，最高可同時接收 15 顆衛星，同時內建一組電子羅盤(Compass)用以判讀飛行方位。



圖 3.9 UBLOX NEO-M8N GPS 模組

(5) 遙控器：

RedioLink 的 AT9 遙控器具有 9 通道之控制功能（如圖 3.10 所示），傳輸頻率 2.4 GHz、遙控距離可達 600 m，操控方式為美國手（左遙桿上下:油門、左右:方向；右遙桿上下:升降、左右:副翼），需搭配遙控訊號接收機。



圖 3.10 AT9 遙控器

(6) 數據傳輸模組

地面站與空中的飛機進行無線通訊，將飛機上的參數即時的傳輸到地面，同時也接收地面站的控制指令操控飛機。數傳頻率可區分 433 MHz 或者 915 MHz。本研究選用 Holybro FPV 無線傳輸模組（如圖 3.11 所示），最大輸出功率高達 500 mW。



圖 3.11 Holybro FPV 傳輸模組

(7) 影像傳輸模組

多旋翼機搭載 CCD 鏡頭進行航拍攝影，並利用影像傳輸模組達到即時傳輸。傳輸頻率常見為 1.2GHz、2.4GHz、5.8GHz。本研究選用 TCMM 影像傳輸模組，擇訂 5.8GHz 作為工作頻段，分別有 TS832 影像發射器及 RC832 影像接受器（如圖 3.12 所示），適用於空曠戶外無地形等障礙物干擾時飛行，具有 32 個通訊頻道，傳輸距離最遠可達 5 公里（搭配指向性天線能增加 1 倍距離），發射器最大功率高達 600mW。



圖 3.12 TS832 影像發射器及 RC832 影像接受器

National Defense University

(8) 安全開關和蜂鳴器

安全開關為一保護裝置，避免意外下啟動多旋翼機造成傷人或損壞情形，蜂鳴器是配合各指示燈提示各種狀態一起工作的聲響提示裝置，用以提示及緊告。安全開關和蜂鳴器實品如圖 3.13 所示。

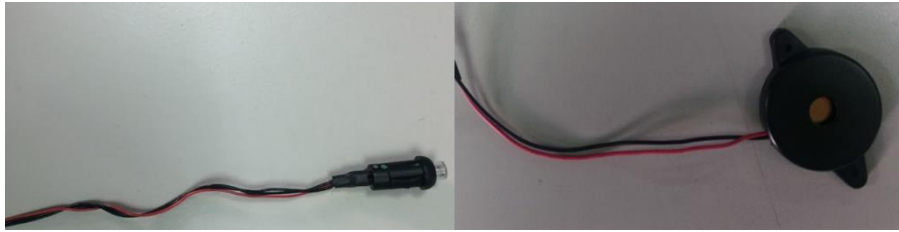


圖 3.13 安全開關和蜂鳴器

將設備依由外向內、由下向上，便完成本研究實驗平台六多旋翼機（如圖 3.14 所示），需透過進行韌體燒入及各項參數設定。另本研究選用之飛行控制板需搭配專屬應用程式 Mission Planner(MP)，如圖 3.15 所示，具有多旋翼機機型燒錄、航點飛行任務規畫、飛行數據（高度、定位、轉向、機身水平及遙控訊號）即時監控、語音提示、儲存飛行料記錄與影像重播等功能，更可作為顯示航資的地面控制站（Ground Control Station, GCS）。



圖 3.14 六旋翼機建置完成圖

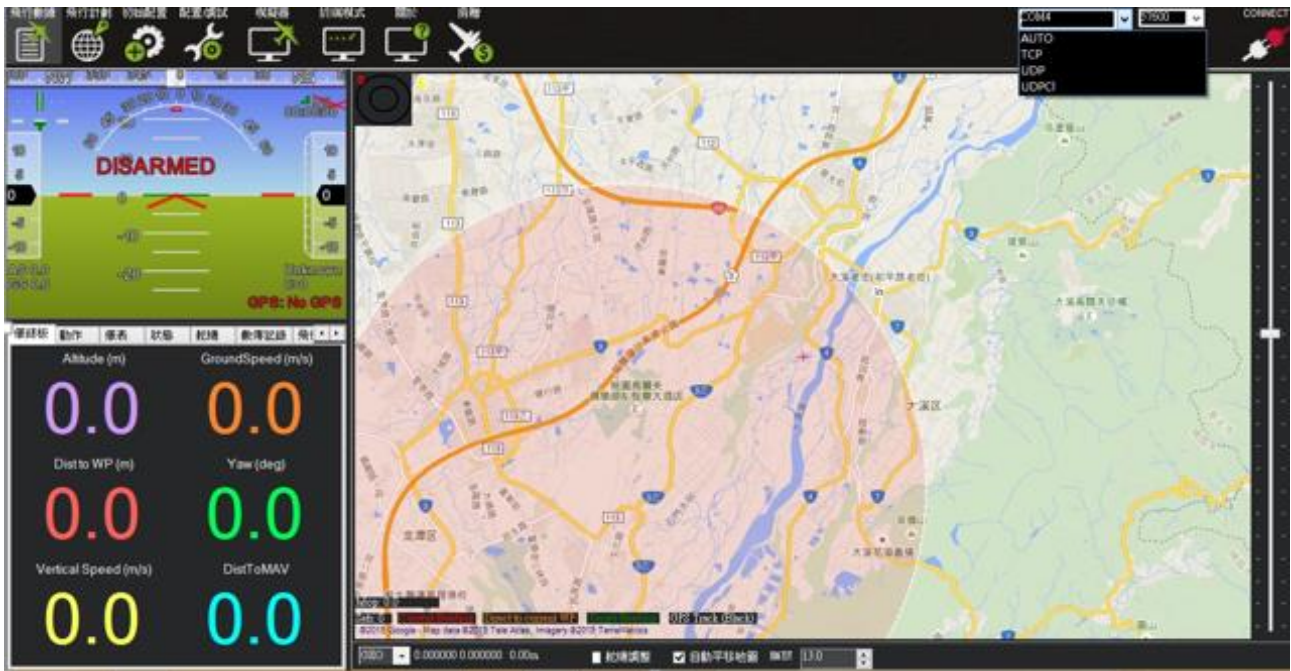


圖 3.15 地面站 Mission Planner

3.2.4 軟體架構

Pixhawk 飛行控制板硬體採用嵌入式系統設計，運用 ARM(Advanced RISC Machine)架構處理器及感測器製成微控制器，負責接收地面站和遙控器發出飛行指令，計算感測器偵測之數值，依照燒錄演算法轉換成輸出控制信號給電子變速器驅動馬達。飛行控制板為整體硬體架構之核心如圖 3.16 所示。而在飛控版控制系統架構中(如圖 3.16)，採用內外控制器方式進行控制，系統控制程序流程如圖 3.17 所示，其主要分為姿態控制和位置控制兩個部分，姿態控制使用是內部控制，位置控制使用的是外部控制，內外部系統控制原理如圖 3.18。位置控制可以通過遙控器控制，而姿態控制是通過飛控系統完成。姿態控制和位置控制是相互關聯，因為多旋翼機姿態變化會引起位置變化，所以姿態控制是飛行控制的關鍵。

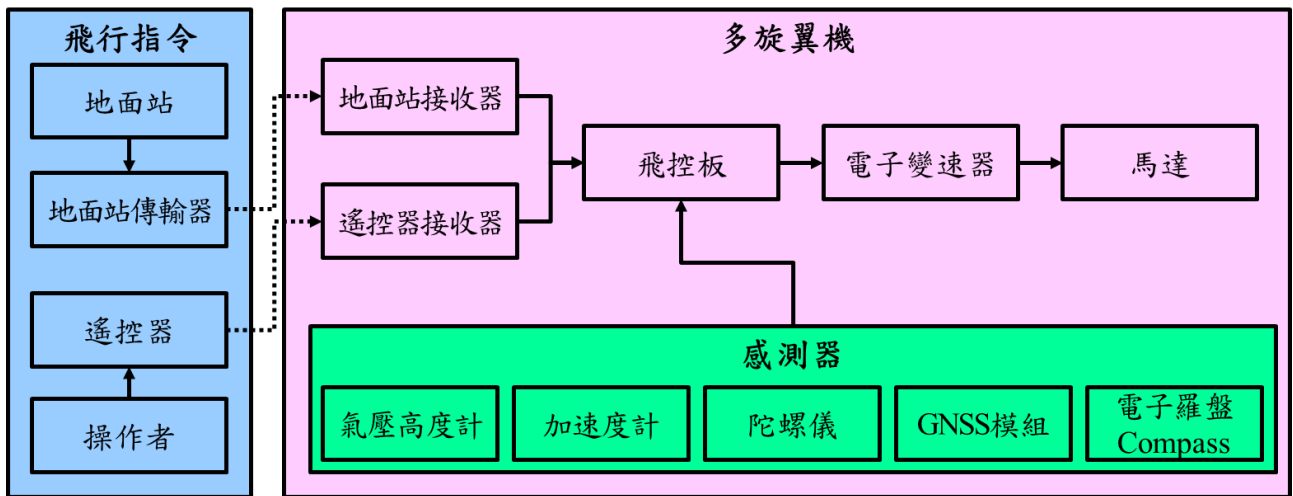


圖 3.16 多旋翼機之硬體整體架構

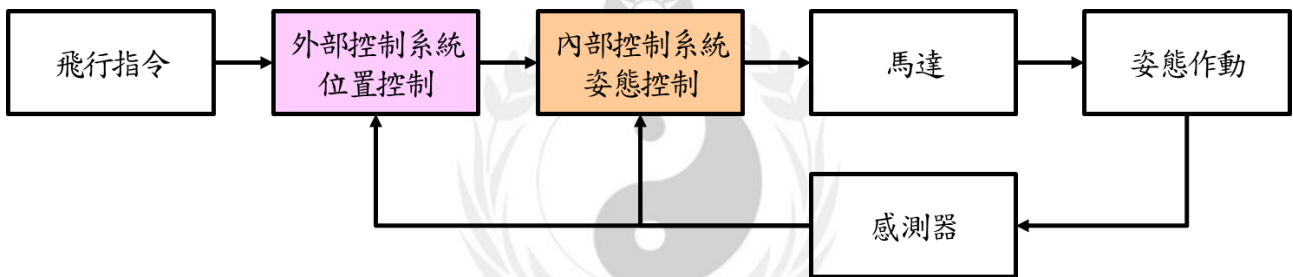


圖 3.17 多旋翼機系統控制流程圖

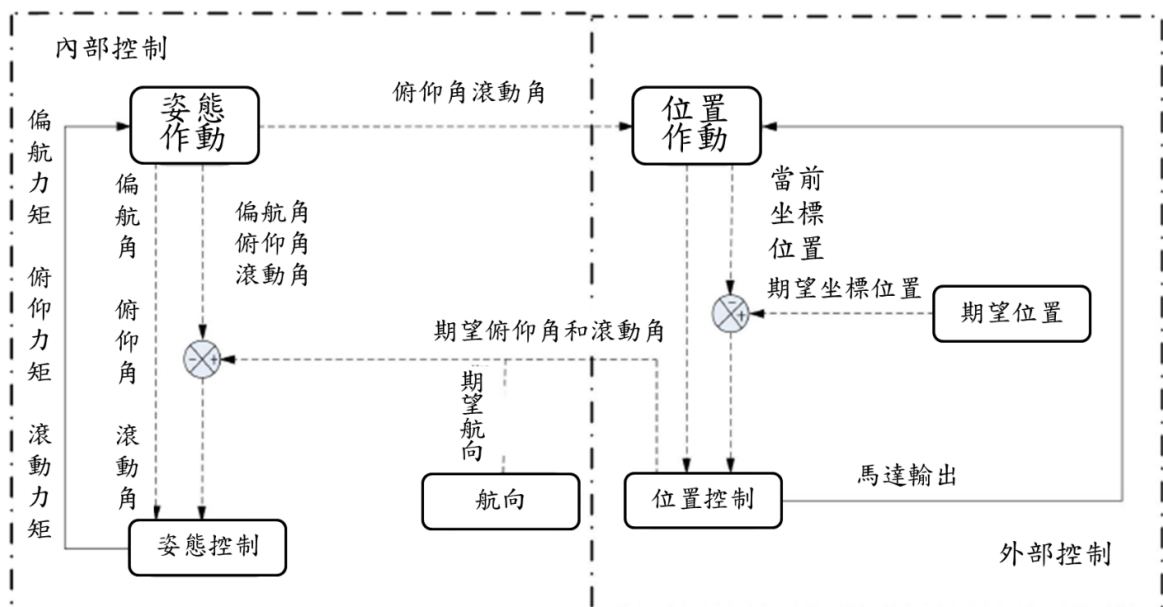


圖 3.18 內外部系統控制原理圖

Pixhawk 飛行控制板屬於開源(Open Source)飛控，與 DJI 系列飛行控制板不同，內部韌體程式架構完全公開，依照使用者需求進行重新編譯，各項飛行參數都可自行修改，透過 Eclipse 軟體（如圖 3.19 所示）建構研究所需之開發環境，進行功能開發、設定及編寫程式碼（C++程式語法），完成後將程式碼加入系統韌體當中，如圖 3.20 所示。



圖 3.19 Eclipse 啟動開發環境

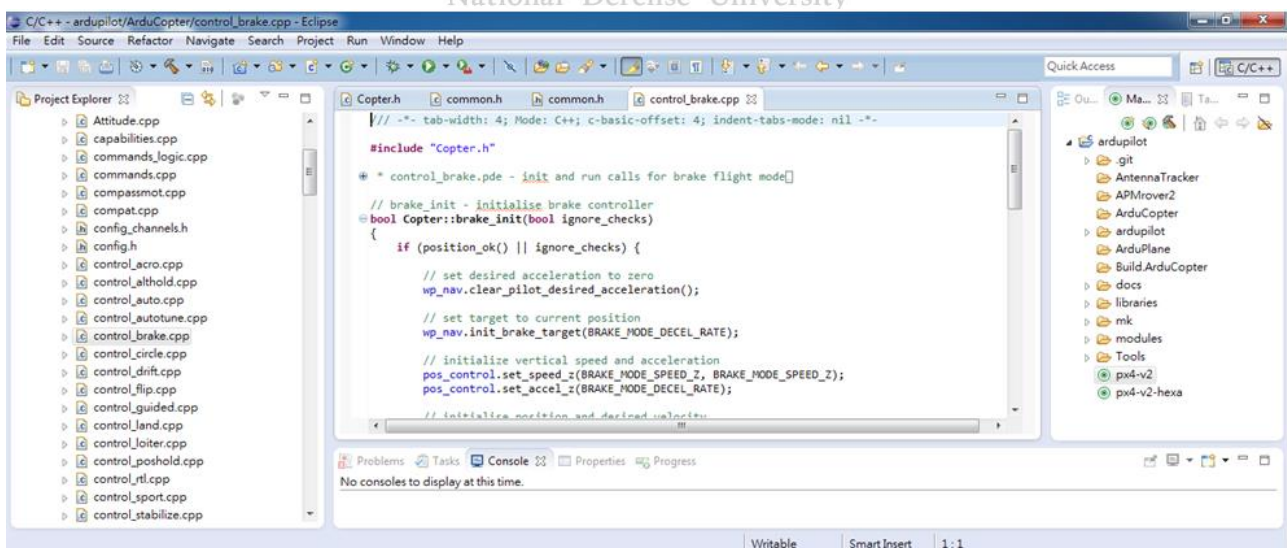


圖 3.20 程式碼撰寫畫面

經過研究官方韌體版本中，感測器偵測多旋翼機之姿態、角速率、加速度、位置數值，感測器量測時同時進行誤差值之判斷，另需透過參數調整才能獲得較精準之量測值，相關參數代號說明如表 3.4。

表 3.4 感測器參數與說明統計表

飛控板感測器參數與說明	
ALT_M_NSE 高度測量誤差值(m)	設定範圍為 0.1-10，用以計算高度，當設定值增加，計算時使得減少量測高度測量誤差值之權重，但同時增加提升 GNSS 與加速度計量測誤差值之權重。
GYRO_P_NSE 陀螺誤差值(rad / s)	設定範圍為 0.0001-0.1，用以計算姿態角度，當設定值增加，計算時會減少量測陀螺誤差值之權重。
ACC_P_NSE 加速度計誤差值(m/s ²)	設定範圍為 0.01-10，用以計算加速度，當設定值增加時，計算時會減少加速度計誤差值之權重。
GPS_GNSS_MODE GNSS 系統配置	設定接收衛星訊號型態。
POSNE_M_NSE GPS 水平位置測量誤差值(m)	設定範圍為 0.1-10，當設定值增加，計算時會減少量測水平位置測量誤差值之權重。
CHECK_SCALE GPS 精度檢查縮放器(%)	設定範圍為 50-200，用以檢查 GPS 精度。初始值為 100。設定值小於 100 會降低最大 GPS 誤差值範圍。設定值為 200 時，則將允許 GPS 誤差值範圍倍增。
MAG_M_NSE 磁力計測量誤差值 (高斯)	設定範圍為 0.01-0.05，當設定值增加，計算時會減少量測磁力計測量誤差值之權重。

3.3 實驗設計

本研究目標為開發「具姿態穩定之多旋翼機飛行控制系統」，針對姿態穩定能力區分定點停懸及穩定飛行等兩部份，並針對個別設計實驗方式，說明如下：

- (1) 定點停懸測試：透過地面站設定多旋翼機自動起飛後，飛至於高度10公尺處，停懸3分鐘(180秒)，同時觀察停懸時多旋翼機高度的變化量，飛行結束後，透過地面站系統讀取飛行控制板本身紀錄之飛行高度紀錄如圖 3.21所示，並分析高度變化量。



National Defense University
圖 3.21 定點停懸測試

- (2) 穩定飛行測試：因本研究建置之多旋翼機已配置衛星定位訊號接收器與地面站連結設定，因此具備航點導航之功能，透過地面站完成飛行路線設定，並配合採用導航模式(自動飛行方式)，避免因人為操控影響實驗結果。設定多旋翼機自動起飛後飛至於高度10公尺處(預先設定)依照飛行路線飛行，飛行結束後透過地面站系統讀取飛行控制板本身紀錄之飛行路線紀錄如圖 3.22所示，並分析路線差異量。



圖 3.22 航點測試示意圖



4. 結果與討論

機體建置完成後，實施初步行能測試，檢視與初始設定之規格如表 3.2 是否相符。經測航點飛行後驗證導航功能可正常執行，續航力部份測試時間為 28 分鐘，過程中因電壓蜂鳴器設定警告電壓為 14.8 V (4S 電池)，雖距離電池電量用罄尚有餘裕量，但考量電池使用壽命與避免飛機失速墜落，因此續航力測試未能測得最大續航時間，但仍滿足一般正常需求使用。最大起飛總重測試採用 8 kg 啞鈴網綁於機身下方可成功起飛，加上機體本身重量，已達到原始設定標準。惟因機體本身無載台設計，造成飛機本體重心不穩之情形，導致無法測得持續飛行時間。

完成初測能力測試後，針對具姿態穩定中區分的兩部份，包括定點停懸及穩定飛行之能力並針對兩者進行實驗及改良作業。

4.1 穩定性能增加

使用多旋翼機在執行任務時，除了在飛行的期間外多半在是定點停懸狀況下使用，相對來說能持續維持於設定之高度的能力就相當重要，並且當遭受到外界影響時，要能做出快速反應，迅速恢復到設定之高度，所以要先了解到基本的反應能力。

4.1.1 停懸能力測試

為了解飛機本身的定點停懸能力，我們透過具有之 GPS 定位功能實施飛機的定點定位，實驗採取在定點停懸的狀態下，利用人為的上推、下拉與側拉等施以外力的方式模擬於空中遭受四面八方的外力，產生飛機位置的偏移，觀察飛機進行位置的自我修正能力，測試期間將遙控器維持不動，包括：

實驗 1. 飛機上推：飛機上推後進行觀察。測試結果如圖 4.1 及圖 4.2 所示。

實驗 2. 飛機下拉：飛機下拉後進行觀察。測試結果如圖 4.3 及圖 4.4 所示。

實驗 3.飛機側拉：飛機側拉後進行觀察。測試結果如圖 4.5 及圖 4.6 所示。

經過測試後發現定位修正能力良好，惟反應時間較慢，需要修正時間，且在反應時間中發現垂直方向又相較於水平方向來的緩慢。



圖 4.1 飛機定位實驗-上推預備及執行



圖 4.2 飛機定位實驗-觀察



圖 4.3 飛機定位實驗-下拉預備及執行



圖 4.4 飛機定位實驗-觀察

National Defense University



圖 4.5 飛機定位實驗-側拉執行



圖 4.6 飛機定位實驗-觀察

4.1.2 感測器穩定度提升

經由分析實驗結果發現垂直方向之感測器（氣壓計）相較水平方向(GNSS)易受到外界影響，其原因於氣壓高度計與微機電系統結合[41]，氣壓計作動原理是藉由環境氣壓變化計算出高度，進而判斷出本體之高度。

氣壓計本身對於氣流、溫度之變化極其敏感，當使用時間過長，飛控板溫度升高會造成局部氣壓計判斷異常，以往為解決此問題，通常是採用溫度感測器來進行判斷是否是飛控板溫度升高所致，雖然氣溫升高會造成高度判斷異常，但由於是緩慢上升，造成對高度判斷的影響也是慢慢上升，對於整體飛行穩定來說只會造成飛行高度略為比目標高度偏高，影響相對較為輕微。

相對來說，當遇到空氣中氣流衝擊的影響就相對明顯。當多旋翼機靜止於地面時，透過地面站發現高度讀數仍有數值上下跳動之情形，其發生之原因是受到空氣中氣流影響所導致，所以當飛機在空中停懸且無人操縱時，於 GNSS 定位效果良好下卻還仍有多旋翼機忽高忽低的移動發生，原因在於當氣壓計受到氣流影響後，將細微的壓力變化回饋給飛控板，進而使得飛控板認為所在高度已有變化，便進行高度位置修正，造成觀察到多旋翼機的忽高忽低飛行現象。對於氣壓計過於敏感之問題，一般透過更換氣壓計方式解決，但需重新設計飛

行控制板，並需成本較高，且當超出新氣壓計的臨界值，仍有相同情況發生。

為能有效解決相同情況發生，首先，我們針對原始飛控板外殼進行定點停懸測驗，實施 10m 定點停懸穩定度測試，原始構型的二次測試結果如圖 4.7 所示，但是發現僅由多旋翼機飛行記錄圖中無法精準說明停旋時高度差異性，且各次實驗結果難以相互比較，需透過進行取樣分析。

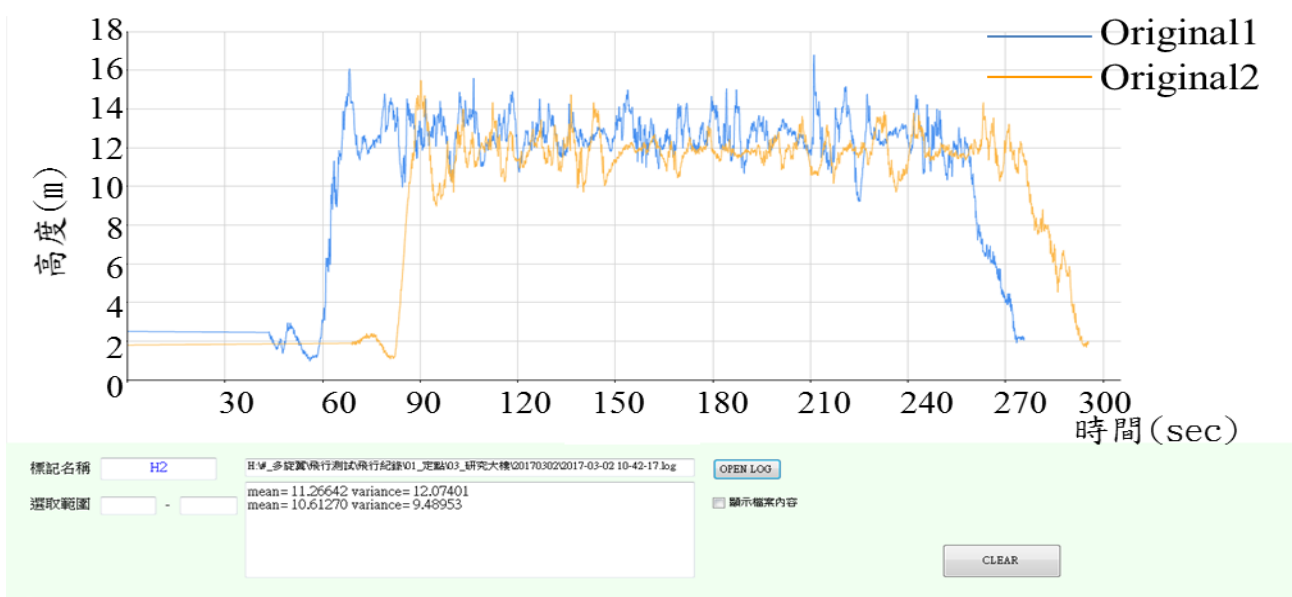


圖 4.7 原始飛控板外殼定點停懸穩定度測試結果

本研究使用之飛行記錄系統為每秒感測 10 次所在之高度，且測試飛行停懸時間為 180 秒，取樣方式採用當多旋翼機飛行高度抵達 10 m 高設定為第一取樣點，往後推算至第 1800 點為停懸期間數值，取樣後數值進行變異量、平均值及最大最小差值計算及比較。將圖 4.7 經過取樣之數據繪製成圖 4.8，發現原始構型飛行控制板之飛行高度無法穩定停旋於目標高度(10 m)，且過程出現忽高忽低之情形。經計算飛行最大高度達 14.8 m，停懸高度落差更高達到 7.57 m，與停懸目標值之最大誤差值為 4.8 m。初步推測因空氣中氣流直接影響到氣壓計造成變化情形發生。

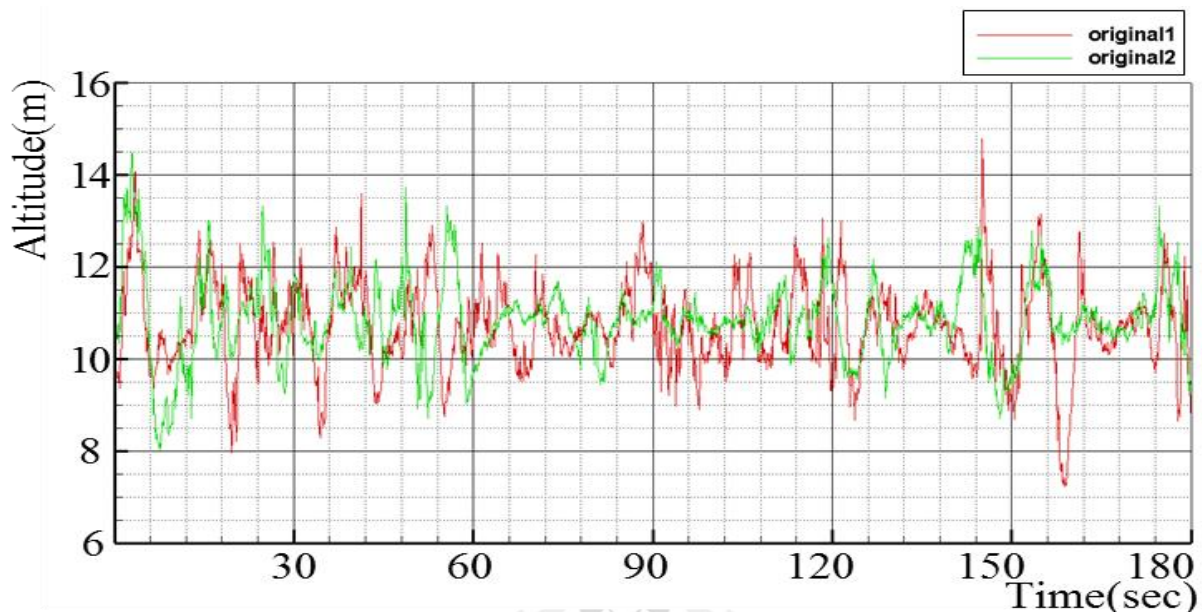


圖 4.8 原始飛控板外殼定點停懸取樣分析圖

因此，本研究重新檢視飛行控制板整體之結構，發現相對氣壓計之在飛控板外殼（下半部）的位置並無設計相關隔絕、防護結構或僅有簡單之結構設計，如圖 4.9 所示。當多旋翼機停懸時遭受陣風吹襲，氣壓計感測瞬間壓力變化，感測讀數上升，導致飛行控制板判斷本體位置下降，為了維持停懸高度，增加馬達輸出功率使得飛機恢復原本高度，事實上機體本身遭受吹襲時依然位於原高度，因此當馬達功率增加多旋翼機隨即上升，而氣壓計再一次進行量測壓力值，發現感測讀數下降（本體位置上升），飛控板降低馬達輸出功率達到恢復原本高度，於飛行紀錄上表現之震盪情形。基於前述原因，透過改變飛控板外殼構造（氣壓計相對位置）降低氣流直接影響氣壓計之設計概念，達到減少氣流（陣風）造成瞬間壓力變化，進而有效降低氣壓計感測高度之改變量。



圖 4.9 飛控板外殼原始圖

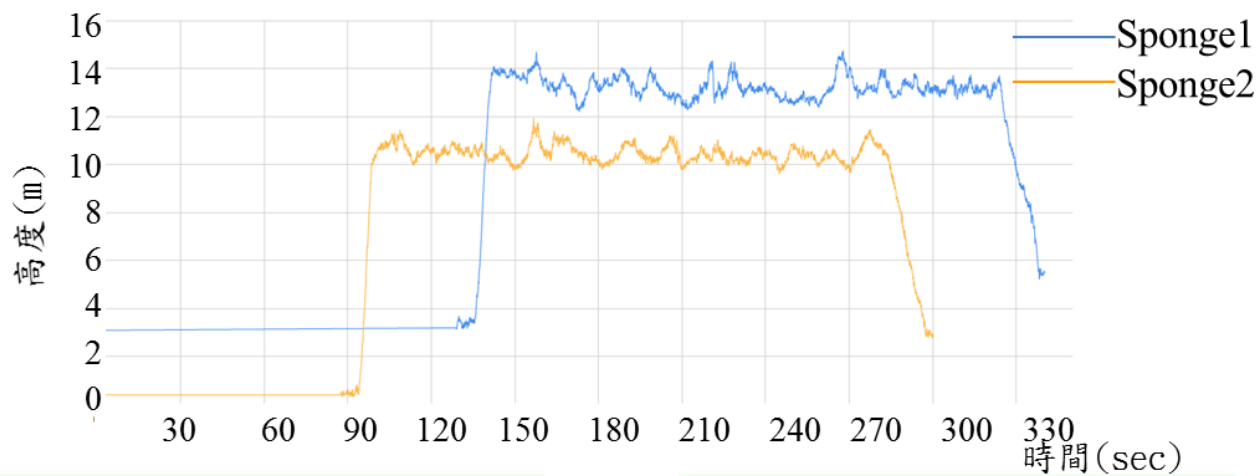
為確認研究之設計概念，設計採用相同之飛控板外殼，運用海綿作為緩衝氣流如同圖 4.10 進行二次飛行測試，飛行測試完成後紀錄如圖 4.11 所示。並進行取樣分析（如圖 4.12 所示）後發現，飛行高度最高已下降至 12.8 m、高度落差更降至 4.1 m 及、最大誤差值修正至 1.73m。

透過變異量、停懸高度落差及最大誤差等三項數值（如表 4.1 所示）比較發現，變異量由 0.77 m 降低至 0.13 m、停懸高度落差值由 6.5 m 降低至 2.31 m，最大誤差值由 4.8 m 降低至 1.73 m，經數值比較結果證明本研究設計方向正確，利用海綿降低氣流直接影響氣壓計已有初步提升之效果。

National Defense University



圖 4.10 原始飛控板外殼加裝海棉示意圖



標記名稱: H2
 C:\Users\Kuo\Desktop\WS2015\Readlog test_v2\bin\Debug\外殼log\3min\原始0016-04-19 16-26-3
 OPEN LOG
 選取範圍: -
 mean= 12.47600 variance= 5.38098
 mean= 9.69550 variance= 5.45105
 顯示檔案內容
 CLEAR

圖 4.11 原始飛控板外殼加裝海棉定點停懸穩定度測試結果

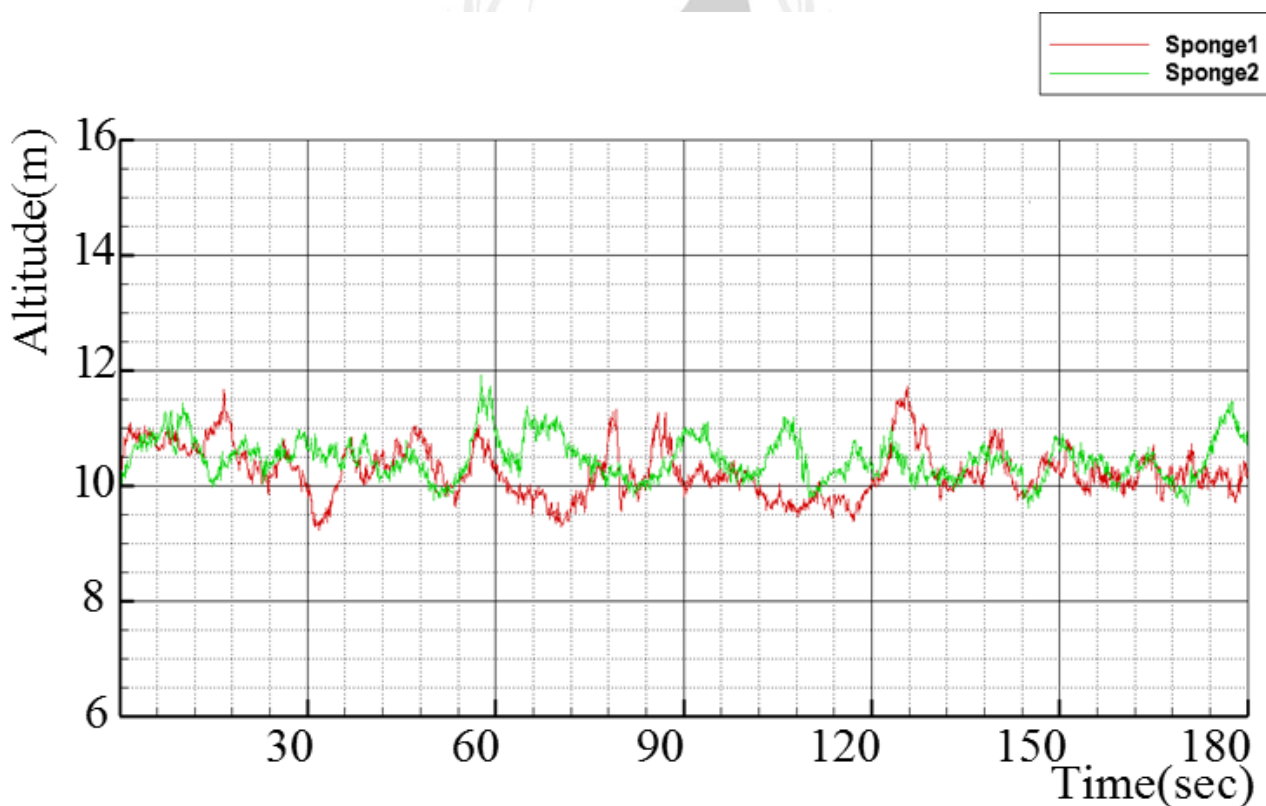


圖 4.12 原始飛控板外殼加裝海棉定點停懸取樣分析圖

表 4.1 原始飛控板外殼定點停懸測試分析統計表

原始飛控板外殼停懸測試分析統計表					
構型	變異量*(m)	最大值(m)	最小值(m)	停懸高度差(m)	最大誤差值(m)
Original1	0.93	14.80	7.23	7.57	4.80
Original2	0.77	14.48	7.98	6.50	4.48
Sponge 1	0.19	11.73	9.22	2.51	1.73
Sponge 2	0.13	11.93	9.62	2.31	1.93

*備註:樣本標準差 Measures of Variation，用來表示資料的離散情形，變異量大時，數值的一致性低。

經過分析運用海綿裝置發現，當陣風吹襲時因為有了海綿作為阻絕層，有效減緩陣風到達氣壓計時之風速(v)，所以減少了陣風產生之衝量(J)作用於氣壓計上，因此氣壓器感測到壓力改變情形降低。在關係式(4.1)及(4.2)發現在單位時間(t)內氣壓計所以遭收到陣風吹襲之風速越低，帶來影響之壓力改變量相對來說就比較小，由氣壓計量測到之整體壓力相對較為平穩。

$$J = m \cdot v \tag{4.1}$$

$$P = \frac{F}{A} = \frac{J/t}{A} = \frac{m \cdot v}{A \cdot t} \tag{4.2}$$

接著嘗試應用流體力學中流體管路主要及次要（彎曲及管路直徑突變）損失理論，當流體在管路中會因與管壁間磨擦力所造成之速度降低來改善。飛控板外殼設計區別為 U 型及 S 型的氣流管路等兩種如圖 4.13 及圖 4.14 改良飛控板外殼 S 型實際成品所示，且都運用了高密度海綿，用以降低風速避免氣壓計瞬間反映陣風帶來之影響。為驗證改良後的飛控板外殼效能，分別實施兩次停懸飛行測試，經實驗發現 U 型版本飛行紀錄及透過取樣點分析後如圖 4.15、

圖 4.16 所示，變異量降至 0.2、停懸高度縮小至 1.2 m 與 0.88 m、與目標高度最大誤差值為 1.19 m 及 0.59 m；S 型版本飛行紀錄及透過取樣點分析後如圖 4.17 及圖 4.18 所示，變異量降至 0.2、停懸高度差縮小至 1.06 m 與 0.98 m、與目標高度最大誤差值為 1.02 m 及 0.53 m。各項變異量等數值整理於表 4.2，經實驗證明 U 型及 S 型之構型，相較原始版本於飛行時都有穩定狀況大幅之提升情形，也比單純增加海綿有更好的穩定效果。

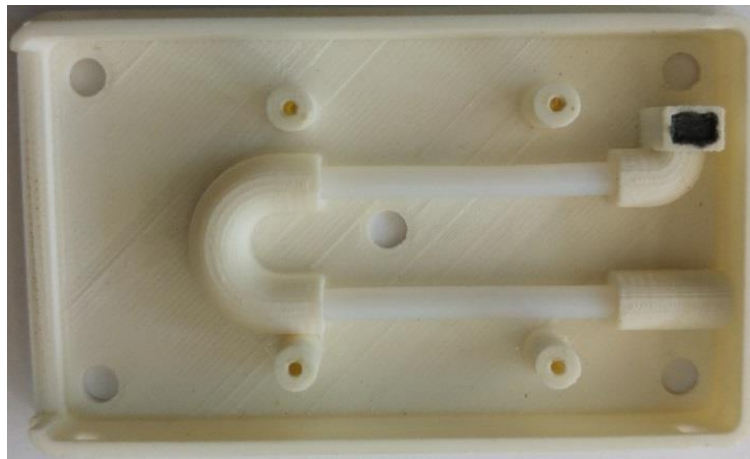


圖 4.13 改良飛控板外殼 U 型實際成品

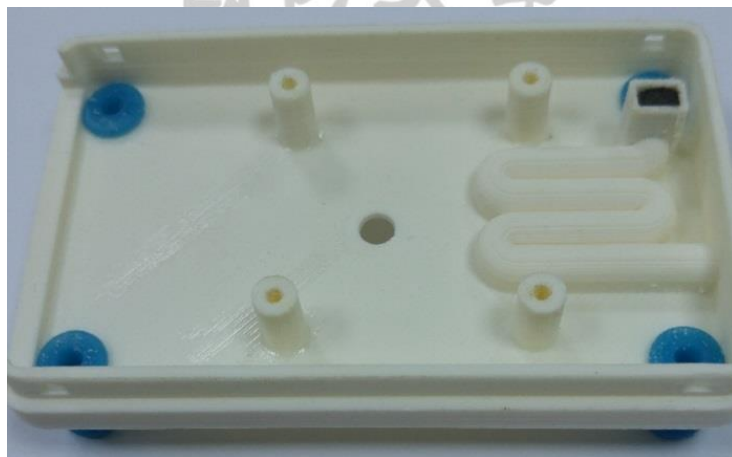


圖 4.14 改良飛控板外殼 S 型實際成品

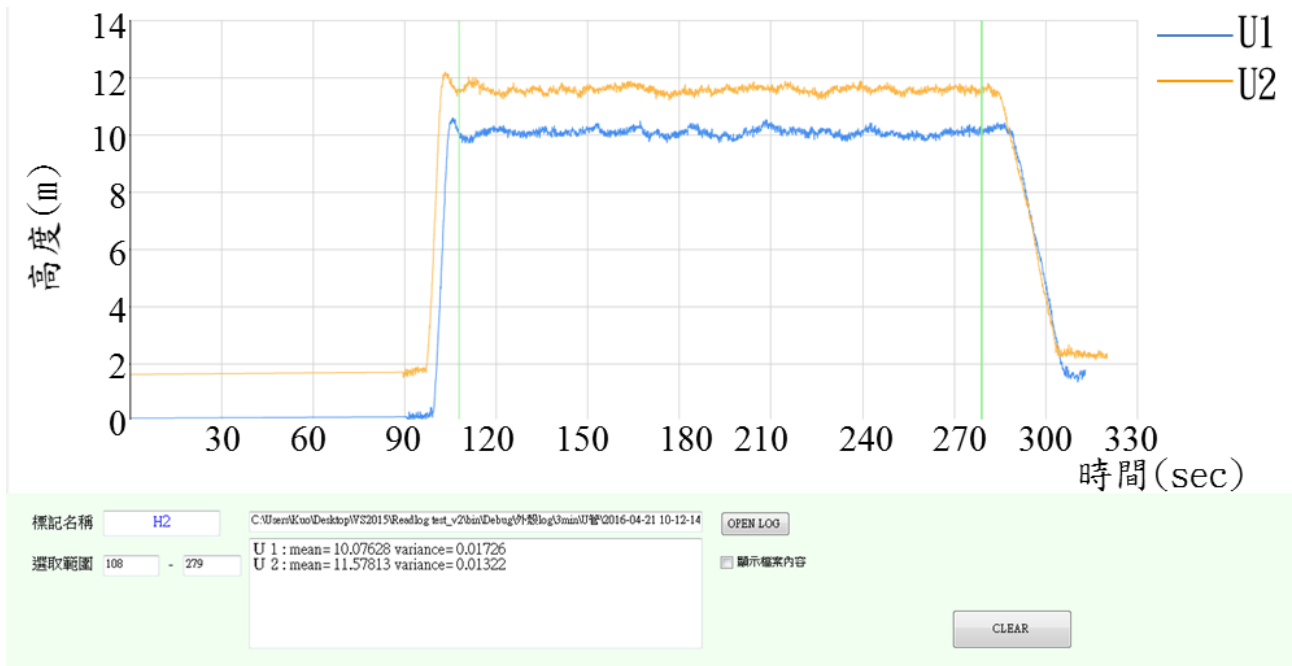


圖 4.15 改良飛控板外殼 U 型定點停懸穩定度測試結果

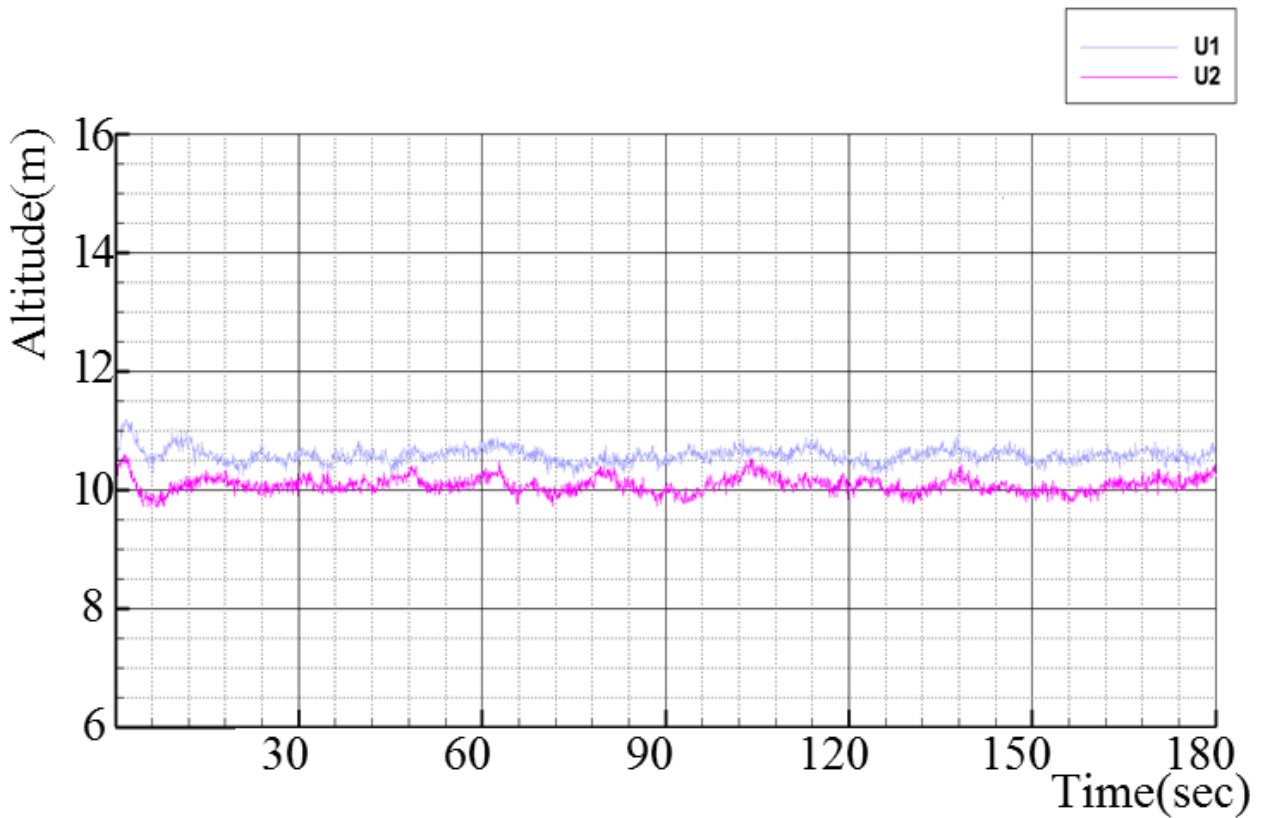


圖 4.16 改良飛控板外殼 U 型定點停懸取樣分析圖

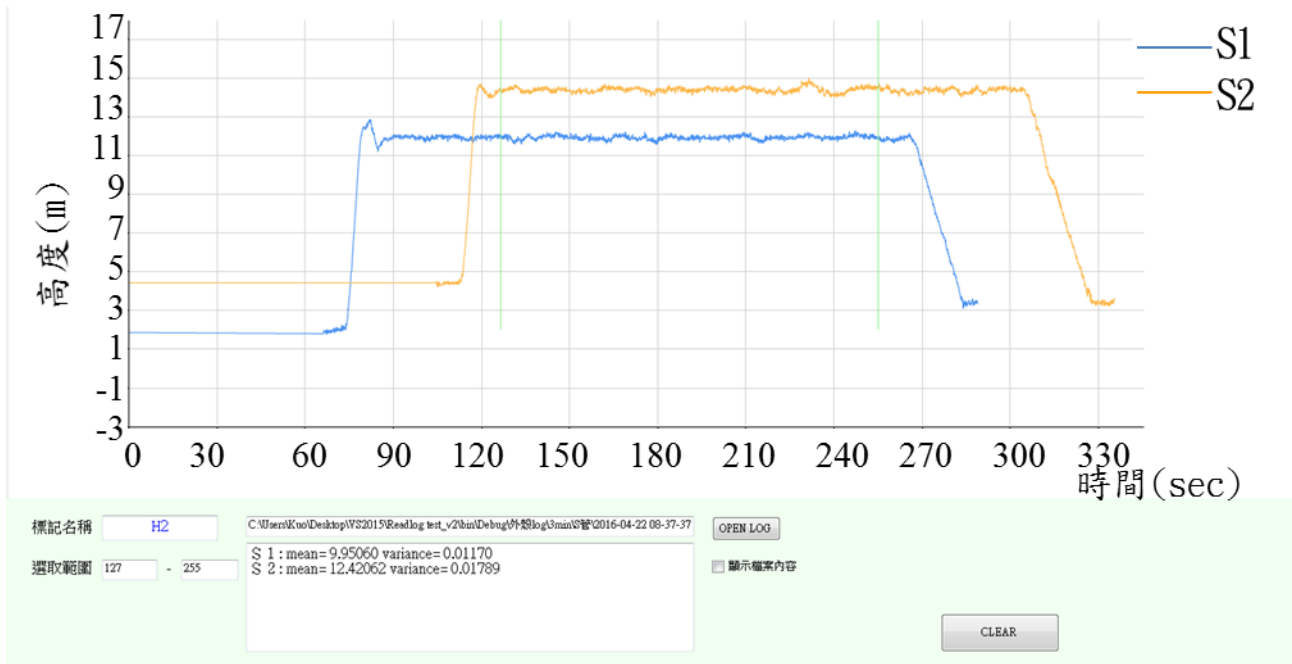


圖 4.17 改良飛控板外殼 S 型定點停懸穩定度測試結果

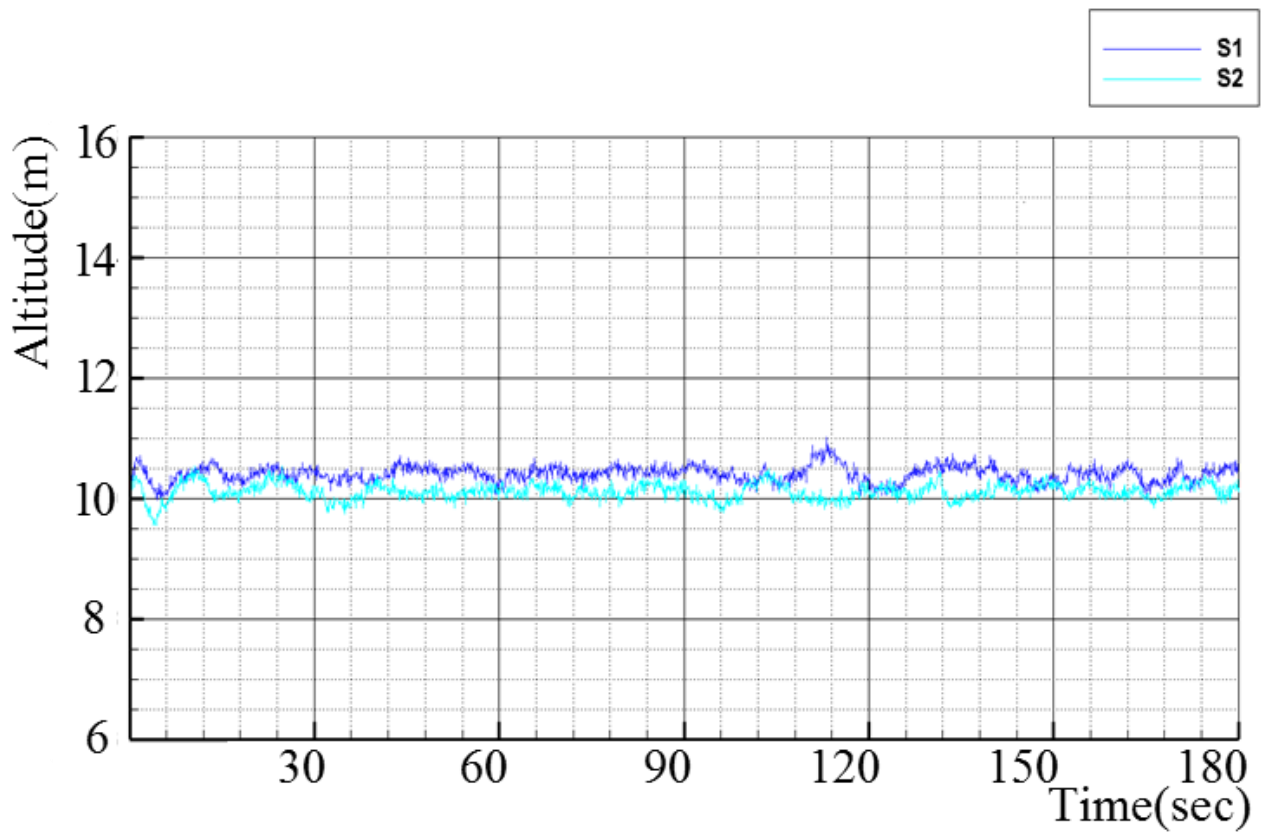


圖 4.18 改良飛控板外殼 S 型定點停懸取樣分析圖

表 4.2 改良飛控板定點停懸測試分析統計表

改良飛控板停懸測試分析統計表					
構型	變異量(m)	最大值(m)	最小值(m)	停懸高度差(m)	最大誤差值(m)
U1	0.02	11.19	10.01	1.20	1.19
U2	0.02	10.59	9.72	0.87	0.59
S1	0.02	11.02	9.96	1.06	1.02
S2	0.02	10.53	9.55	0.98	0.53

最後我們將各個飛行測試分別取效果最好的結果進行相互比較，如圖 4.19 及圖 4.20 所示，新、舊構型所造成之變異量等數值製成如表 4.3，各項數值之改變情況為變異量由 0.77 m 降低至 0.02 m、停懸高度落差由 6.5 m 降低至 0.88 m，最大誤差值由 4.47 m 降低至 0.53 m。

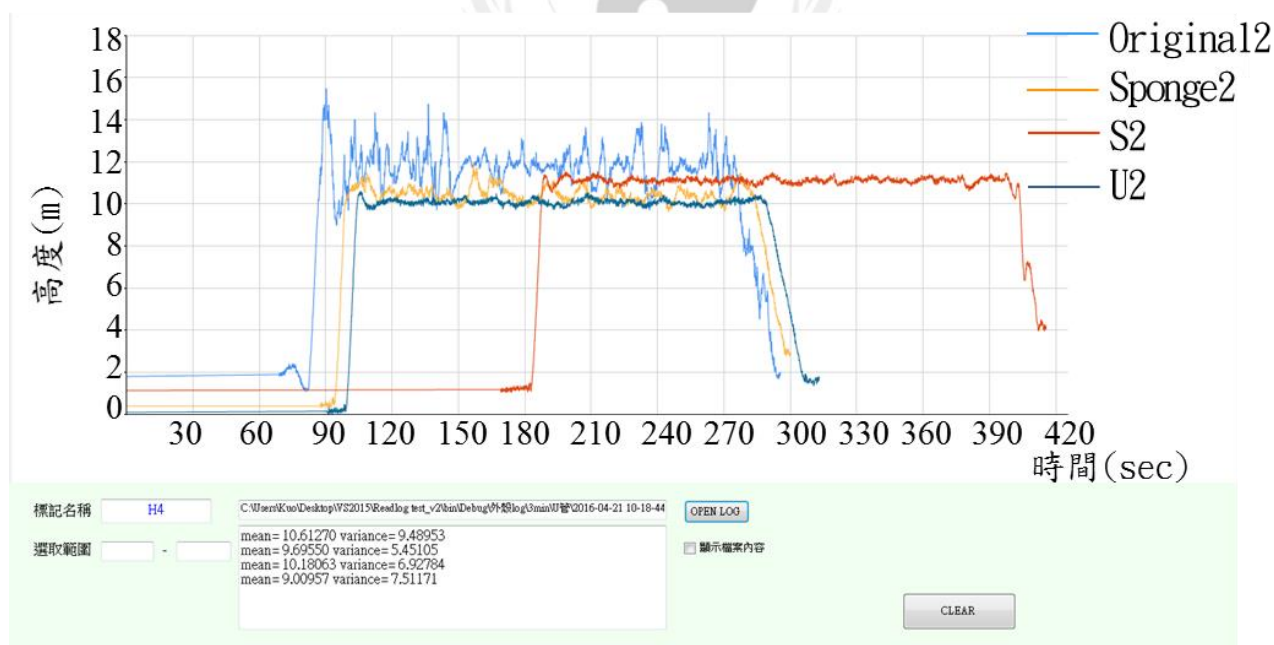


圖 4.19 原始與改良飛控板外殼測試比較結果

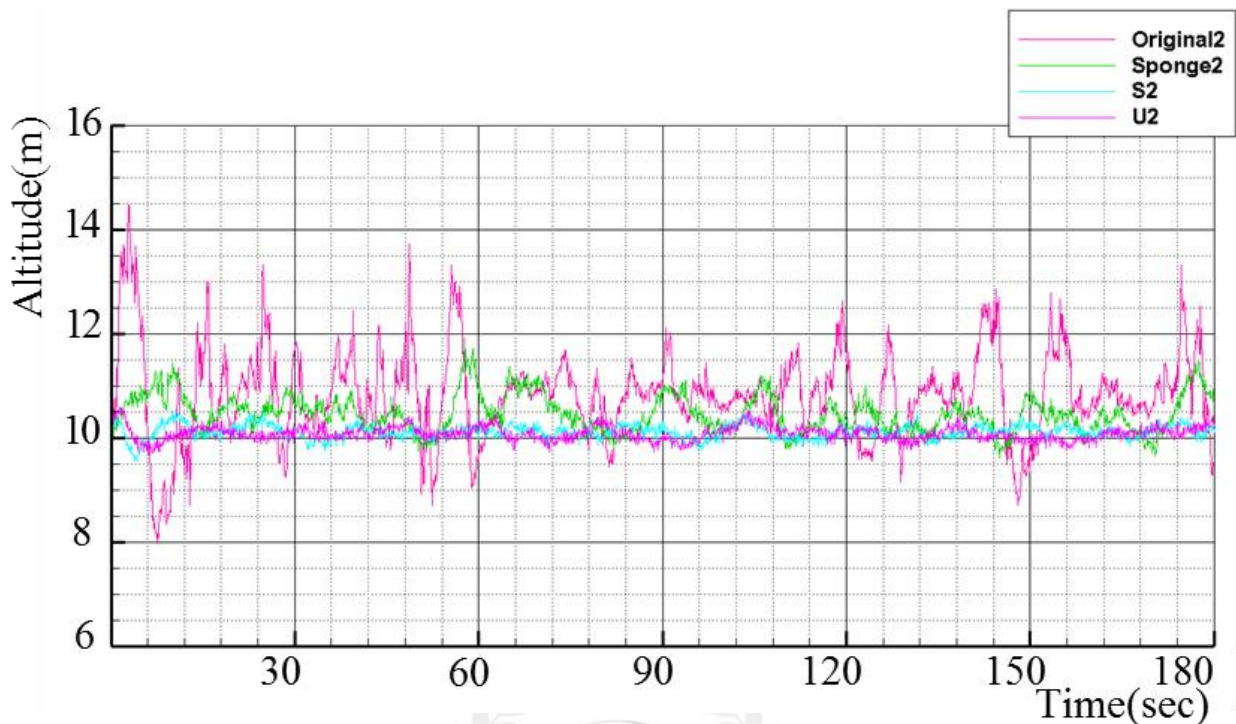


圖 4.20 原始與改良飛控板外殼定點停懸取樣分析圖

表 4.3 新舊飛控板停懸測試分析統計表

新舊飛控板停懸測試分析統計表					
構型	變異量(m)	最大值(m)	最小值(m)	停懸高度差(m)	最大誤差值(m)
Original	0.77	14.47	7.97	6.5	4.47
Sponge	0.13	11.93	9.62	2.31	1.93
U 型	0.02	10.59	9.72	0.88	0.59
S 型	0.02	10.53	9.55	0.98	0.53

4.2 抗風效能提升

多旋翼機本體在飛行期間能穩定飛行是最基本之性能要求，當遭受陣風吹襲時依舊可穩定的依照設定航路飛行，此種多旋翼機才能有效正確的完成飛行期間之任務（空中攝影、錄影、投擲物資或者是攻擊武器），所以具備良好的抗

風性能是相當重要的。另外，突發性陣風也是影響多旋翼機的敵人之一，當飛行期間突然有陣風吹襲向多旋翼機，機體本身仍需穩定飛行才不致失控，此飛行性能稱為多旋翼機之抗風能力。本研究以強化韌體方式來增加多旋翼機之抗風能力，相關研究結果依序說明。

4.2.1 抗風能力測試

本項測試方式為使用地面站，透過航點導航設定將多旋翼機停懸至高度 10 m 的空中，進行初期的抗風速測試，飛行期間運用風速計（Lutron Lm81-am，如圖 4.21 所示，單位設定為 m/s）測得之最大風速定為抗風能力值並同步觀察變化情形。經過實驗與觀察發現，當飛行期間測得達到最大風速為 5.6 m/s（依據表 4.5 可換算達蒲福風級約為 4 級風力），從圖 4.22 之影像擷取畫面可得知，在測試過程中多旋翼機尚可飛行，惟飛機本體之姿態穩定度不高，整體機身有明顯抖動之情形，飛行器僅有抗風力 4 級之能力時，是不足以遂行各項任務。



圖 4.21 風速計 Lutron Lm81-am



圖 4.22 基本抗風能力測試

4.2.2 軟體演算法優化

透過實際飛行測試發現，要增加抗風性能必須先提升飛行姿態之穩定性，提升飛行姿態穩定性之方式有兩種：(1)採用較多旋翼的機型，透過增加整體多旋翼機之馬力，獲得較大之動力，但是本體重量與耗電量卻也相對增加；(2)優化飛控板軟體，提升軟體之控制能力，達到強化飛行姿態控制。

本研究針對多旋翼機整體運作進行研析，飛行控制板在姿態控制上之運作方式為飛行指令透過遙控器或地面站傳遞至飛行控制板時，飛控板本身具有之感測元件如氣壓高度計、加速度計、陀螺儀、GNSS 模組與電子羅盤，感測當下多旋翼機之飛行資訊，包括位置、姿態、加速度還有俯仰角及翻滾角再由飛行控制板依據軟體之演算法，先透過外部控制系統進行位置、預期之俯仰角、滾動角以及飛行路線後，透過內部控制系統完成正確俯仰角及滾動角運算，完成後輸出控制訊號驅動馬達，達到飛行姿態與航行路線控制，控制流程如圖 4.23 所示。

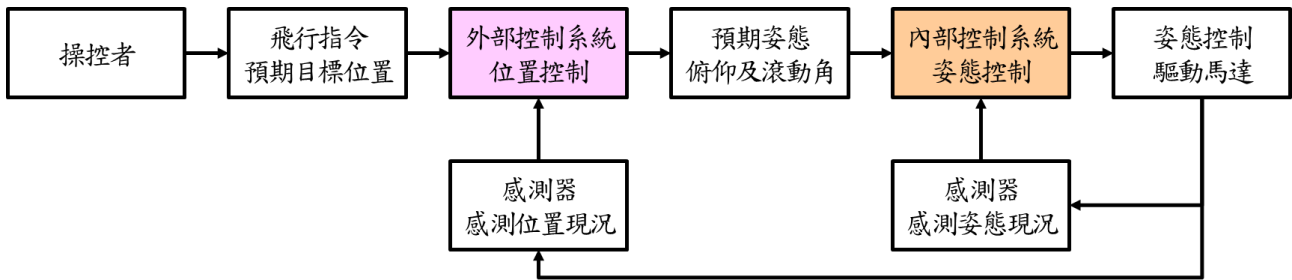


圖 4.23 多旋翼機飛行系統控制流程圖

飛控板控制過程中，感測器全程不停頓的對於本體資訊持續感測，滿足飛控板進行姿態控制時所需之資訊，藉以進行控制訊號修正，達到控制馬達動力調整。但是當面臨較強風力吹襲時，需透過馬達提升輸出動力來抗衡風力，馬達本身因增加動力會造成震動情形發生，當感測原件處於震動環境下，感測器正確性會被震動影響，原因主要為當感測元件感測作用力時，因為震動時的慣性力與原本感測器感測之作用力發生相加（抵銷）之情形，又因感測器測量到感測值大小相對於輸出電壓，所以當震動幅度越大或頻率越高時影響輸出電壓增加（減少）之程度越大，進而影響感測器測量值。

王帥及魏國[42]二人發表文章中提出多旋翼機飛控板感測器會因處於震動環境下導致雜訊產生，進而影響測量值誤差出現，該研究採用卡爾曼濾波算法針對加速度計和陀螺儀數據進行運用，透過模擬實驗驗證，此法則可降低雜訊之影響。本研究為提升感測器姿態測量之精度，在系統架構中增加卡爾曼濾波器如圖 4.24 所示，針對感測器（加速度計與陀螺儀）因震動產生之雜訊數值加以過濾，達到飛行控制板軟體優化之目標並且進行實際飛行測試驗證優化成果。

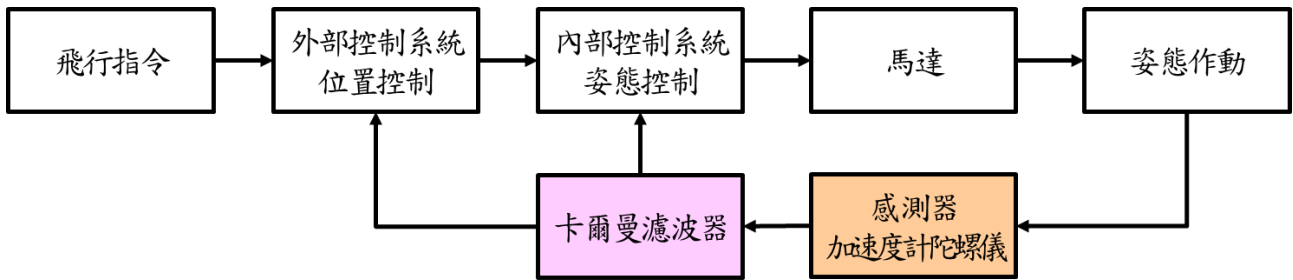


圖 4.24 多旋翼機系統控制（含卡爾曼濾波器）流程圖

本研究以需滿足可抗 6 級風為設計目標（比照蒲福風級 Beaufort scale），經換算風速約為 10.8 m/s~13.8 m/s 之間。進行實地飛行測試結果如實驗錄影截圖所示（圖 4.25）。實驗過程中分別測得最高風速為 12.9 m/s 及 12.3 m/s（蒲福風級 6 級），成功驗證於飛行期間多旋翼機可抵抗六級風以上之陣風吹襲，且可穩定持續飛行。飛行期間最大誤差值範圍為 1.65 m 至 1.9 m 之間，飛行測試期間，飛行器未因遭受強風吹襲而有大幅度的飛行高度變化情形發生，相關飛行紀錄取樣分析與取樣分析統計資料，如圖 4.26 及表 4.4 所示。



圖 4.25 抗風測試結果-測得 12.9 m/s 及 12.3 m/s 瞬間風速

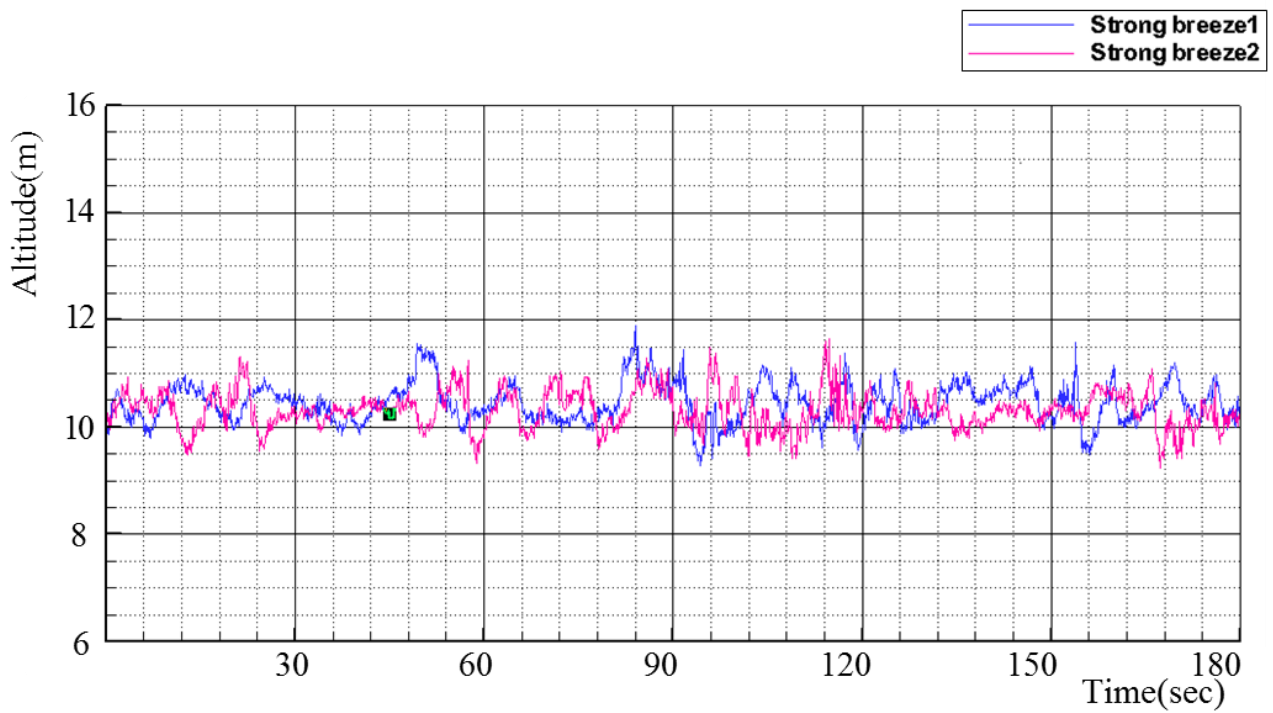


圖 4.26 抗風測試飛行紀錄取樣分析圖

表 4.4 抗風測試取樣分析統計表

抗風測試取樣分析統計表					
構型	變異量(m)	最大值(m)	最小值(m)	最大誤差值(m)	最大風速(m/s)
優化前	0.41	12.86	8.76	2.86	5.6
優化後 1	0.14	11.9	9.28	1.90	12.3
優化後 2	0.13	11.65	9.2	1.65	12.9

4.3 抗電磁干擾能力

完成停懸及穩定飛行的能力提升後，發現在某些環境下有不知名因素的干擾，導致多旋翼機無法正常穩定飛行甚至起飛都有異常狀況發生，經研究探討發現，多旋翼機本身構成採用許多電子零件以及無線通訊模組與天線等，雖然本身系統或元件（如模組、天線）之間的電磁干擾(EMI)問題，已經在電磁訊號補償設定中完成基本的補償設定，但在現今環境下電子技術的迅速發展，環境中充斥因電子設備而產生高頻化、數位化及干擾信號的電磁能量，飛行器要能在此種環境下穩定飛行，就必要降低因電磁環境所造成之影響。

4.3.1 電磁環境測試

要確認多旋翼機之飛行時是否遭受電磁場環境之影響，產生影響飛行狀況或者造成無法有效運作等問題，本研究透過感測器穩定度提升與韌體演算法改良後之多旋翼機，完成基本功能設定與先期停懸及飛行測試後移地至鄰近乳姑山進行電磁干擾影響測試，該地區經過實地探勘後，發現該處環境地區如圖 4.27 所示，圖中右側具有高壓電塔及訊號基地台，左側則為傳統電線桿數支，環境中充斥著多種電磁波存在。

初步於複雜電磁場下進行飛行測試，測試方式採用本研究設計之定點停懸測試，經過第一次測試發現多旋翼機抵達停懸高度後，透過觀察地面站畫面觀察，開始出現自動上升之情形，然後忽高忽低飛行，接著飛行高度持續下降，為確保研究設備安全，立即調整至手動降落至地面，高度維持時間僅 70 秒。第二次飛行測試時，抵達停懸高度後，同樣透過地面站畫面觀察，多旋翼機飛行高度持續提升，飛抵 14 m 後隨即下降至約地平面，於地平面處停懸後，再次提升高度達 16 m 處又隨即下降，最長飛行時間僅 60 秒，兩次測試飛行紀錄如圖 4.28 所示，由此飛行測試結果可得知，在這樣具有複雜電磁場作用之環境，多旋翼機是無法穩定之飛行。



圖 4.27 乳姑山測試環境

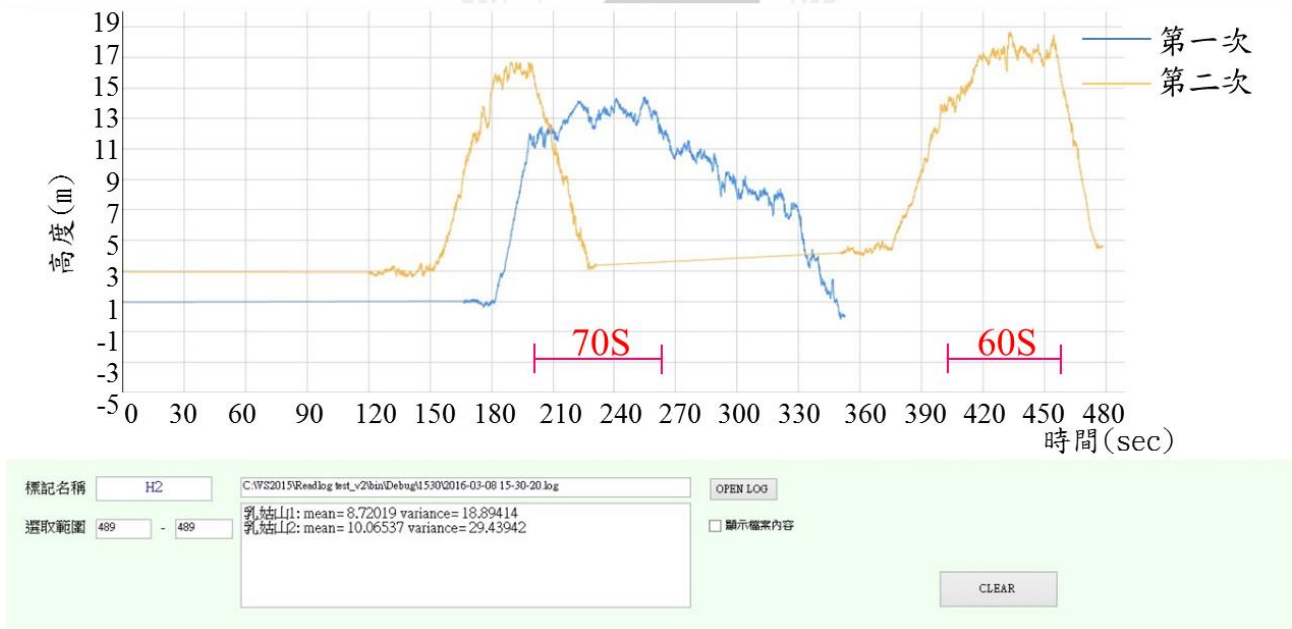


圖 4.28 乳姑山飛行高度測試結果

4.3.2 硬體配置修正

航點導航飛行是透過全球衛星導航系統（Global Navigation Satellite System, GNSS）之訊號來計算接收機本身所在之定位，接受器從衛星接收訊號之品質會直接影響定位精度，因為衛星訊號本身易遭受氣候、地形與電磁等干擾影響，導致造成飛行的不穩定或失控，所以有效維持衛星訊號接收品質促使航點導航飛行效能穩定。

透過研究發現，因現代科技進步不只是室內充斥電器運作產生之電磁源，連戶外也因高壓電塔、基地台等設配造成環境充滿多項性的電磁環境，要透過隔絕電磁干擾來提升衛星接收訊號之品質，避免遭受環境中電磁干擾是相當困難。經市場調查發現現今市售之多旋翼機產品，多半搭配單一衛星訊號接收機，當遭受環境影響發聲干擾或是故障情形時會造成多旋翼機偏離設定之航線，更有可能在完全失去訊號狀態下產生多旋翼機失控情況。當發生這類故障情形，解決方式僅能透過操作者警覺發現並手動模式進行操作。此時若飛行時位於遙控器控制範圍外，則可能造成多旋翼機墜毀或衝撞等事件，基於上述之原因考量，多旋翼機以航點導航進行飛行需時，特別注意衛星接收訊號之情形。

為能避免衛星訊號遭受影響之情形，本研究採取增加衛星訊號接收機數量，透過接收不同種類衛星訊號，如俄羅斯維護運作全球導航衛星系統（格洛納斯系統 GLONASS），結合演算法修正改良，以降低電磁干擾之影響，採用雙衛星訊號接收機之架構，同時接收不同種類之全球衛星定位系統（亦即 GPS 系統搭配 GLONASS 系統，或是 GPS 系統搭配 BDS 北斗系統），雙 GNSS 模組設計圖如圖 4.29 所示，以雙 GNSS 模組裝置之設計，來達到提高定位之精度，並同時修正演算法建立備援機制，防止單一衛星接收機受到不明干擾或故障時，仍可有備援機制建立失效保護模式，控制流程圖如圖 4.30 所示。

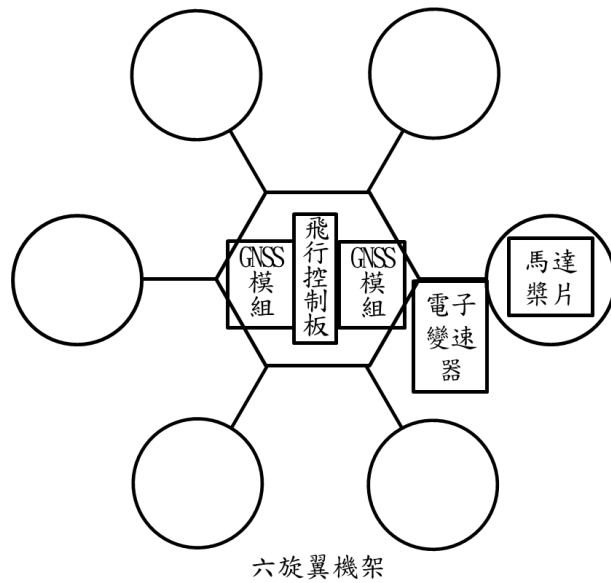


圖 4.29 雙 GNSS 模組設計圖

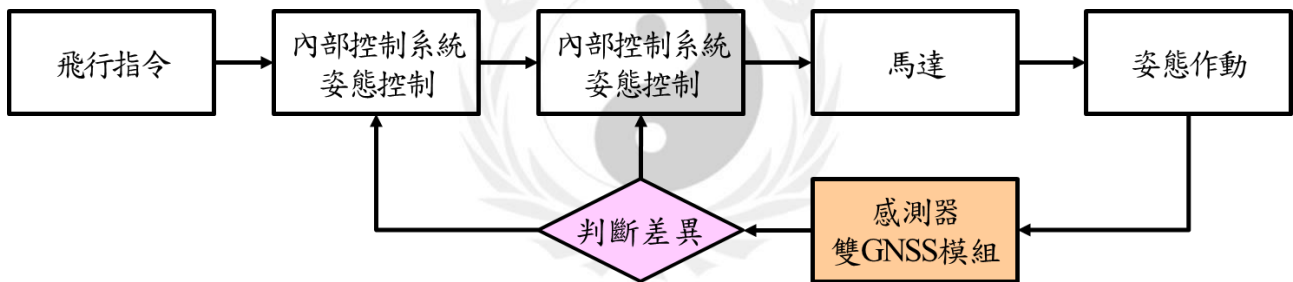


圖 4.30 多旋翼機雙 GNSS 模組飛行控制流程圖

National Defense University

為驗證衛星定位效果，本研究進行航點導航測試，使用改良過的雙 GNSS 接收機進行戶外航點功能測試，並檢視其實際飛行軌跡與規劃航線的一致性。首先，於國防大學理工學院校內實施航點導航測試，確保改良後之飛行效能，經過航點導航飛行測試發現，透過地面站顯示之多旋翼機飛行路徑（紫色）與航點導航（黃色）路線相當一致，畫面如圖 4.31 所示，測試結果顯示，以雙 GNSS 接收機的飛行性能相對提升，透過 Google Earth 觀察畫面整體飛行狀況良好，飛行路徑與規劃航線相當一致，測試結果如圖 4.32 所示。



圖 4.31 航點導航測試地面站畫面

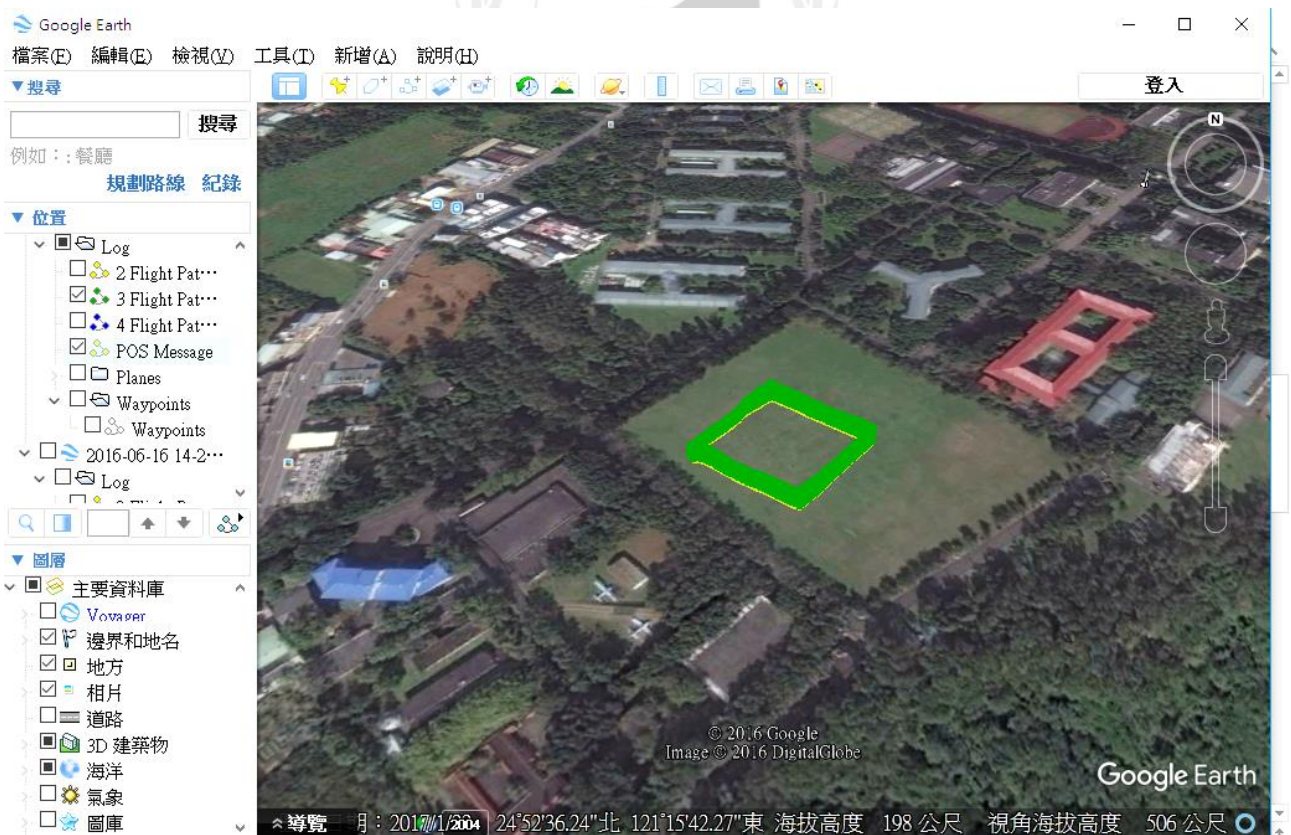


圖 4.32 航點導航測試結果側視圖

完成抗電磁干擾之要素提升後，重新回到乳姑山相同位置進行實際飛測試，採用航點導航飛行，測試航點期間多旋翼機之穩定度，由地面站完成航點飛行路線（黃色）進行飛行，左下角放大視窗中顯示導航飛行路線（紫色），由飛行路線軌跡觀察出導航飛行路線（紫色）契合於航點路線（黃色），驗證本研究之雙 GNSS 模組設計可使多旋翼機在複雜電磁環境下，能具備穩定飛行，整體穩定飛行時間由 70 秒提升至 150 秒（如圖 4.33 及圖 4.34 所示），原本遭受電磁干擾無法穩定飛行之情形已有效修正。

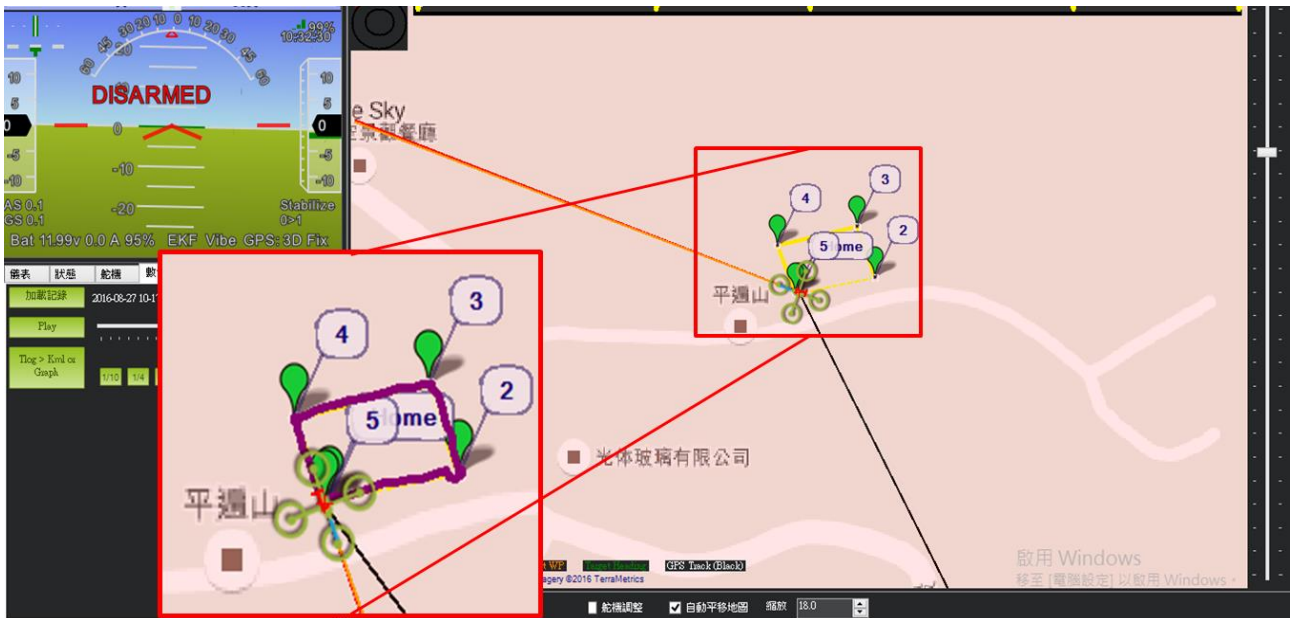
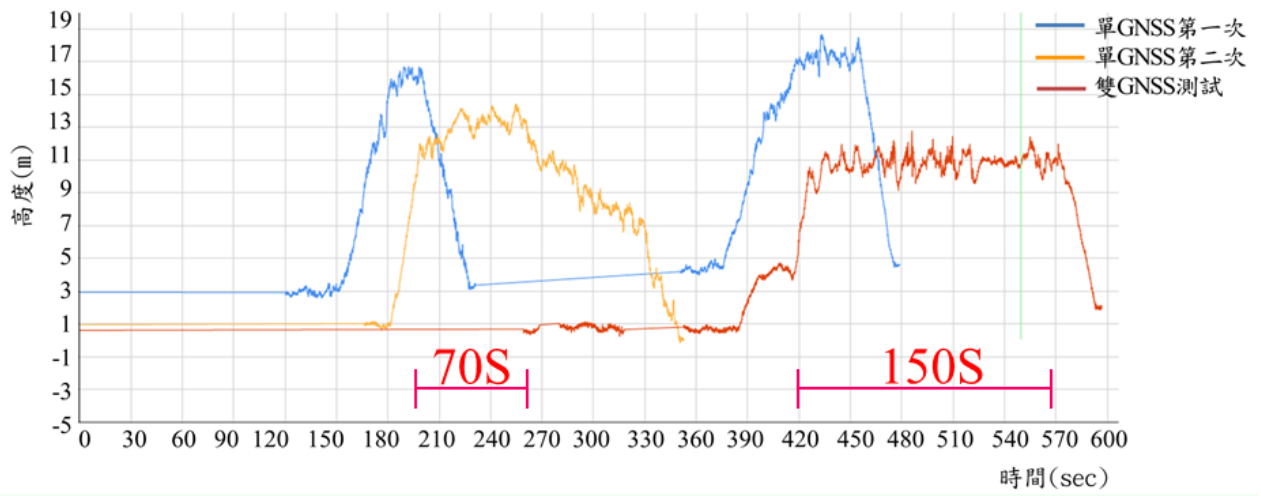


圖 4.33 乳姑山航點導航測試結果地面站畫面



標記名稱: H3 HW_多旋翼飛行測試飛行紀錄02_環場01_橄欖球場(20160616(2016-06-16 14-21-40).log) OPEN LOG

選取範圍: 550 - -214748362 顯示檔案內容 CLEAR

H0: mean=0.00000 variance=0.00000
H1: mean=0.00000 variance=0.00000
H2: mean=0.00000 variance=0.00000

圖 4.34 改良前後飛行測試結果



5. 結論與未來展望

科技進步同時也促使多旋翼機之發展日新月異，透過各種新資訊的吸收並參與實際研發才能更進一步改良提升多旋翼機的安全性與各項的實用性。在本研究中對於多旋翼機系統中的各部機構與實務建置做了詳盡的敘述與說明，期使透過了解其運作原理，進而建立正確觀念，避免為操作不當或忽視環境影響所造成的意外事件再次發生。另本研究成果可運用於強化軍事偵蒐、災害防救等各項任務，藉由機體本身穩定度增加，大幅提升資訊蒐集之成效。

5.1 結論

本研究成功建構多旋翼機之地面站，採取自動航點導航飛行功能的方式，從機體穩定度（定點停懸）、抗風到抗電磁干擾等三方面，對於感測器、韌體演算法優化及硬體配置實施逐一改良，達到提升多旋翼機飛行穩定的效益，所獲得研究成果如後：

- (1) 機體穩定度方面：透過外覆機殼改良，針對氣壓計設計專屬氣流通路，抑制氣流直接衝擊造成之壓力改變量，可有效減少氣流對氣壓計的影響程度。實驗結果顯示，改良後停懸時高度變異量 0.77 m 降至 0.02 m、停懸高度落差由 6.5 m 降低至 0.88 m，最大誤差由 4.47 m 降低至 0.53 m。
- (2) 抗風能力方面：修正韌體演算法程式運用擴充卡爾曼濾波之概念，對於本體震動之影響電子元件感測誤差加以過濾，促使整體抗風能力由 5.6 m/s（蒲福風級 4 級）提升至 12.9 m/s（蒲福風級 6 級）。
- (3) 抗電磁干擾方面：透過整體考量，採用雙 GNSS 模組裝置建立失效模式並有效提高定位精度，透過擇定外界環境，經實驗驗證可有效降低環境影響，提高飛行路線準確性。

5.2 未來展望

多旋翼機實際應用廣泛，在各行各業中皆有實際運用的存在，對於我國軍而言，現行常使用來實施戰場敵情及災害環境的偵察等相關任務[43]，本研究經改良提升之多旋翼機可符合任務所需，在戰場環境與災害現場僅透過傳統光影像或中或是長波段熱像技術，進行現場航拍攝影，在影像技術上仍都有盲點存在，本研究採取搭載短波段紅外線(Short Wavelength InfraRed, SWIR)攝影鏡頭如圖 5.1 所示[44]，SWIR 本身波段範圍於 $0.9\ \mu\text{m}$ - $2.7\ \mu\text{m}$ 紅外線，因波長較可見光長，散射效應小，即使於霧、霾、煙、塵等不良氣候下仍有優越之影像捕捉能力，又有別於傳統中長波段紅外線(MWIR)偵測自體熱輻射訊號，SWIR 感測技術開啟第三個紅外線波段的應用，其為反射光影像，影像型態十分近似可見光，精確目標辨識，可與中或長波段紅外線影像結合達到互補效果。透過 MWIR 系統完成目標偵測後，搭配 SWIR 感測技術達到目標識別目的，避免 MWIR 熱影像無法對人員識別或 CCD 被霧霾干擾等情況而造成誤擊事件發生。



圖 5.1 SWIR 與多旋翼機結合示意圖

從圖 5.2 中分別使用 CCD 與 SWIR 之鏡頭，於晴天但是有薄霧霾天氣下由國防大學理工學院對大漢溪進行拍攝，拍攝距離約 3 km，圖 5.2(a)為傳統 CCD 鏡頭拍攝畫面，明顯發現照片整體因雲霧之關係，照片上山脈稜線並不清楚明確，無法判斷是否有相關建築物於照片中，圖 5.2(b)為 SWIR 鏡頭拍攝畫面，相較於 CCD 鏡頭，以 SWIR 拍攝之畫面清晰許多，山脈稜線與方向可以輕易判讀，更明顯差異在於照片紅圈處可用以判定有一建築物以及橋梁之輪廓。



圖 5.2 (a)CCD 拍攝圖片 (b) SWIR 拍攝圖片

透過 SWIR 與多旋翼機的應用結合，於不良氣候的環境下可大幅提升我國軍偵察與監視之能力，更可在災害發生時快速於災害現場完成偵蒐作業，提升搶救速度，同時降低人力搜索時二次傷害情況（如高雄氣爆）之發生機率。但是 SWIR 要如何與多旋翼機進行系統整合，現今仍有存在問題包含了 SWIR 本身體積大小、電源供應、有效工作時間等問題，以及即時性的將偵測資訊完整的回傳至指揮中心，有賴後續持續投入相關研究。

參考文獻

- [1] The U.S. 公共電視網(PBS), a Television Programme Called “Leonardo's Dream Machines,” about the Building and Successful Flight of a Glider Based on Leonardo's Design, Aired in October 2005.
- [2] Crouch, T. D., Lighter Than Air, The Johns Hopkins University Press. pp. 28&178, 2009.
- [3] Gillispie, C. C., “The Montgolfier Brothers, and the Invention of Aviation,” Princeton University Press, pp. 45, 46, 178, 179, 183-185, 1983.
- [4] Henson, W. S., http://en.wikipedia.org/wiki/William_Samuel_Henson (2017.5.1)
- [5] Padfield, G. D. and Lawrence, B., “The Birth of Flight Control: An Engineering Analysis of the Wright Brothers 1902 Glider,” *The Aeronautical Journal*, No. 2854, pp. 697-718, 2003.
- [6] Wilbur, W., “Some Aeronautical Experiments,” The Western Society of Engineers, 1901.
- [7] Helen K. J., Splendid Vision, Unswerving Purpose: Developing Air Power for the United States Air Force During the First Century of Powered Flight, Air Force History and Museums Program Publications, 2002.
- [8] David, V., “Fulfilment: Memoirs of a Criminal Court Judge,” Dundurn Press, pp. 81, 1999.
- [9] 宋齊有, “微飛行系統相關之飛行問題”, 中華民國力學會會刊第 100 期, 2002 年 9 月。
- [10] 毛柏源, “多旋翼無人飛行器關鍵技術研究”, 碩士論文, 北京理工大學, 北京, 第 3-4 頁, 2016。
- [11] McKerrow, P., “Modelling the Dragan Flyer Four-Rotor Helicopter,” *Robotics and Automation, Proceedings. ICRA'04. 2004 IEEE International Conference on*, Vol. 4, pp. 3596-3601, 2004.

- [12]Muller, J. and Torres, G., “Micro Aerial Vehicle Development: Design, Components, Fabrication, and Flight-testing,” *AUVSI Unmanned Systems 2000 Symposium and Exhibition*, p. 11-13 2000.
- [13]AUVSI, <http://www.auvsi.org/about>(2017.5.1)
- [14]Marketsandmarkets.com, “Unmanned Aerial Vehicles Market by Class, Subsystem, Application, Procurement by Purpose, Payload & Geography - Global Forecast to 2020,” MARKETSANDMARKETS, 2015.
- [15]<http://www.dji.com/zh-tw/matrice600-pro>(2017.5.1)
- [16]<https://www.dronesplayer.com/4674>(2017.5.1)
- [17]<http://www.cna.com.tw/news/aopl/201501200487-1.aspx>(2017.5.1)
- [18]<http://www.chinatimes.com/realtimenews/20150422002760-260408>(2017.5.1)
- [19]<https://zh.wikipedia.org/wiki/看見台灣>(2017.5.1)
- [20]Amazon.com: <http://en.wikipedia.org/wiki/Amazon.com>(2017.5.1)
- [21]翁單寧, “無人機物流配送的主要影響因素分析”, 企業改革與管理, 第 170、218 頁, 廣西, 2015。
- [22]<http://technews.tw/2014/09/28/dhl/>(2017.5.1)
- [23]<https://www.dronesplayer.com/23404/dhl-秘測送貨無人機-德國雪山小鎮成功試行-3-個月/>(2017.5.1) National Defense University
- [24]CAA: <http://www.caa.co.uk/Our-Work/Publications/Publications>(2017.5.1)
- [25]Lim, H., Park, J., Lee, D., and Kim H. J., “Build your own Quadrotor: Open-source Projects on Unmanned Aerial Vehicles,” *IEEE Robot Autom Mag* Vol. 19(3), pp.33-45, 2012.
- [26]黃文志, “共軸式雙旋翼直升機之高度控制與導引控制設計與實作”, 碩士論文, 元智大學機械工程研究所, 桃園, 第 51-53、57-58 頁, 2012。
- [27]Castelli, T., Sharghi, A., Harper, D., Tremeau, A., and Shah, M., “Autonomous Navigation for Low-altitude UAVs in Urban Areas,” *arXiv preprint arXiv*,2016.
- [28]Lupashin, S., Hehn, M., Mueller, M. W., Schoellig, A. P., Sherback, M., and

- D'Andrea, R., "A Platform for Aerial Robotics Research and Demonstration: The Flying Machine Arena," *Mechatronics*, Vol. 24(1), pp.41-54,2014.
- [29]直升機: <http://en.wikipedia.org/wiki/Helicopter>(2017.5.1)
- [30]陳桂村、楊鎮嘉, "永磁直流無刷風扇馬達效能分析", 第 1 頁, 2011。
- [31]王研任、高國陞、李彥頤、程達隆, "多旋翼無人飛行載具高負重設計之研究", *2016 Conference on Information Technology and Applications in Outlying Islands*, 第 289-292 頁, 2016。
- [32]Ark lab 團隊, 四軸飛行器自造手冊, 碁峰資訊, 台北市, 第 33 頁, 2015。
- [33]Ark lab 團隊, 四軸飛行器自造手冊, 碁峰資訊, 台北市, 第 25 頁, 2015。
- [34]黃楓台, "奈米與微機電", 行政院國家科學委員會科學技術資料中心, 台北, 第 6 頁, 2002。
- [35]<http://www.twword.com/wiki/加速度計>(2017.5.1)
- [36]http://www.2cm.com.tw/technologyshow_content.asp?sn=1009250007(2017.5.1)
- [37]<https://yinlei.org/x-plane10/big5.php?p=2013/07/post-19.html>(2017.5.1)
- [38]<http://www.ik.com.tw/UFOCUS/howtomove.html>(2017.5.1)
- [39]Baluta, S. "How much power is needed to hover," *Starlino Electronics*, <http://www.starlino.com/power2thrust.html>, 2015.
- [40]ArduPilot: <http://copter.ardupilot.com/wiki/connect-escs-and-motors>(10/5/2017)
- [41]雷旭升、李晶晶、郭克信、杜玉虎, "一種小型無人旋翼機高度信息融合方法", *機器人*, 第 34 期, 第四卷, 第 432-439 頁, 2012。
- [42]王帥、魏國, "卡爾曼濾波在四旋翼飛行器姿態測量中的應用", *兵工自動化*, 第 30 期, 第 73-75 頁, 2011。
- [43]Hansen, M. and Malchow, D., "Proceeding of SPIE", Vol. 6939, pp. 1-11,2008.
- [44]中科院材料暨光電研究所, "短波段紅外線影像感測技術與應用", *新新季刊*, 第四十三期, 第二卷, 第 216-218 頁, 2014。