

國立屏東科技大學車輛工程系

實務專題報告

四軸飛行器設計與製作

The Design and Implementation for Quadcopter

學 生：陳威宇 (B10338011)

古致誠 (B10338018)

林彥圻 (B10338046)

指導教授：陳立文 教授

中華民國 107 年 06 月 01 日

摘要

本次專題，主要目的是為了學習打造一台四軸飛行器，了解其晶片的動作原理及程式的編寫，並利用課堂及實驗室所學，從中學習抓取訊號、設計控制器等專業知識及團隊之間的合作。

四軸飛行器分為感測、控制、通訊三大系統，感測部分使用九軸感測器，抓取其加速度、角速度、磁力方位及高度計，再學習相關濾波及校正來調整飛行姿態，配合控制系統做姿態融合、角度轉換及 PID 參數設置，並輸出至各馬達和電子調速器。通訊部分則是使用無線通信模組，用其傳輸遙控器與飛行器之間的訊號，並製作簡易遙控器，最後再將其整合。

本專題使用 DSP 晶片作為飛行器之飛控板，搭載 mpu9265 感測器、30A 馬達驅動器、930KV 直流無刷馬達，與無線收發器 CC1101。晶片採新唐公司開發的 NUC140、開發工具以 Coocox 為主要軟體介面。

關鍵字:飛行器、PID、陀螺儀、加速度計、磁力計、高度計、無線通訊

謝誌

感謝陳立文教授兩年多來的指導，教授總是不厭其煩的教學，從剛進實驗室懵懂無知，燒壞各種元件，至能夠寫出程式、學習控制，過程中經歷許多波折，但我們從沒想過要放棄，因為陳教授都還沒放棄我們。

感謝車輛系上，安排精實的課程，奠定我們不論力學、電學相關的基礎，對於搜尋資料能夠透過課程，消化成自己了解的知識，亦是非常重要的學習。

感謝組員彼此間的團隊合作，從一開始的磨合、連續好幾星期積欠的進度，空轉的歲月，是我們後期快速衝刺的能量。還有國宸、俊毅、閔騫等實驗室好夥伴，多次的開會及實習，一起成長，謝謝你們。及實驗室的學長們，仁憲學長及信介學長，日以繼夜的教導，很多一開始艱深難懂的數學、方程式及程式。

最後感謝大學期間，一路支持我們，陪伴我們成長的同學，及不斷盯緊我們進度的曾全佑教授班導師。

目錄

摘要	I
謝誌	II
目錄	III
表目錄	VII
圖目錄	IX
符號說明	XIV
第一章 前言	1
1.1 研究動機	1
1.2 文獻回顧	2
1.3 研究目的與目標	7
第二章 研究方法	8
2.1 開發環境	8
2.2 主要晶片	9
2.2.1 九軸感測器:MPU9250	9
2.2.2 主控板:NUC140VE3CN	11
2.2.3 氣壓感測器:MS5611	17

2.2.4 通訊晶片:CC1101	18
2.3 硬體設備	19
2.3.1 機架	19
2.3.2 直流無刷馬達	20
2.3.3 電子調速器	21
2.3.4 電池	22
2.3.5 槳	23
2.3.6 其他設備	24
2.4 感測訊號處理	26
2.4.1 感測訊號抓取方式	27
2.4.2 感測訊號濾波	28
2.4.3 感測訊號校正	29
2.5 控制器設計	32
2.5.1 姿態轉換	33
2.5.2 姿態融合	39
2.5.4 PID 轉速控制	44
2.5.5 PWM 調變	45

2.6 遙控器設計	48
2.6.1 遙控器介面	49
2.6.2 SPI 同步序列資料協定	50
2.6.3 CC1101 作動流程	52
2.6.4 飛行器飛行動作控制	54
2.7 系統架構與整合	56
第三章 研究步驟與進度表	58
第四章 結果與討論	60
4.1 感測器數據濾波	60
4.1.1 加速度計濾波	60
4.1.2 陀螺儀濾波	62
4.1.3 磁力計濾波	63
4.1.4 高度計濾波	64
4.1.5 動平均濾波參數	65
4.2 感測器數據校正	66
4.2.1 陀螺儀校正	66
4.2.2 磁力計圓心校正	67

4.3 姿態融合	69
4.3.1 roll pitch yaw 姿態	69
4.3.2 高度融合	72
4.4 SPI 解碼	74
4.5 遙控器設計	76
4.6 姿態調教	77
4.6.1 roll 姿態	77
4.6.2 pitch 姿態	79
4.7 飛行器與遙控器硬體	83
第五章 對社會與環境永續發展的影響評估及對策	84
第六章 結論	85
參考文獻	86
車輛系實務專題口試意見表	88

表目錄

表格 1、九軸感知器腳位表.....	10
表格 2、新唐主控板腳位簡述表.....	16
表格 3、氣壓計特性表.....	17
表格 4、通訊晶片腳位表.....	18
表格 5、機架的相關參數.....	19
表格 6、電子調速器之規格與參數.....	21
表格 7、電池之規格與參數.....	22
表格 8、槳之規格與參數.....	23
表格 9、InfiniiVision 3000X 系列 示波器相關簡介.....	24
表格 10、RS-232 腳位說明.....	25
表格 11、SPI 接口時序要求.....	51
表格 12、姿態與馬達調速.....	55
表格 13、研究步驟表.....	58
表格 14、進度審核表.....	59
表格 15、SMA 取樣數.....	65
表格 16、實際角度誤差-roll、pitch.....	71

表格 17、實際角度誤差-yaw	71
表格 18、溫度補償前後比較表.....	73
表格 19、PID 參數	81
表格 20、Roll,Pitch 均方根誤差.....	82

圖目錄

圖 1、馬達方向與飛行器姿態.....	2
圖 2、飛行器簡易架構圖.....	2
圖 3、飛行器邊界條件設置.....	3
圖 4、濾波方式與前置處理.....	4
圖 5、簡易 PID 方塊圖.....	5
圖 6、CooCox 開發環境.....	8
圖 7、MPU9250 感知器.....	9
圖 8、MPU9255 腳位圖.....	10
圖 9、NUC140VE3CN -100pin 腳位圖.....	11
圖 10、NUC140VE3CN 主控版.....	11
圖 11、NUC140VE3CN 示教板.....	15
圖 12、MS5611 感知器.....	17
圖 13、機身配置參考圖(SAGA E450-T).....	19
圖 14、A2212/15T 直流無刷馬達.....	20
圖 15、Beatles 30A 電子調速器.....	21
圖 16、Li-Po 電池.....	22

圖 17、1045 尺寸螺旋槳.....	23
圖 18、InfiniiVision 3000X 系列 示波器	24
圖 19、感測系統處理步驟.....	26
圖 20、感測系統接腳圖-1	27
圖 21、感測系統接腳圖-2	27
圖 22、控制系統處理步驟.....	32
圖 23、控制系統接腳圖	32
圖 24、姿態角誤差補償系統方塊圖.....	42
圖 25、控制系統方塊圖	44
圖 26、固定飛行器位置圖.....	44
圖 27、利用示波器抓取 PWM	45
圖 28、飛行器馬達旋轉方向及編號示意圖.....	46
圖 29、通訊系統處理步驟.....	48
圖 30、通訊系統接腳圖	48
圖 31、遙控器做動流程.....	49
圖 32、配置寄存器的讀寫操作.....	51

圖 33、無線狀態控制圖	53
圖 34、馬達旋轉示意圖-2	54
圖 35、整體接線圖	56
圖 36、整體系統架構	57
圖 37、加速度計 X 軸-濾波前後比較	60
圖 38、加速度計 Y 軸-濾波前後比較	61
圖 39、加速度計 Z 軸-濾波前後比較	61
圖 40、陀螺儀 X 軸-濾波前後比較	62
圖 41、陀螺儀 Y 軸-濾波前後比較	62
圖 42、陀螺儀 Z 軸-濾波前後比較	62
圖 43、磁力計 X 軸-濾波前後比較	63
圖 44、磁力計 Y 軸-濾波前後比較	63
圖 45、磁力計 Z 軸-濾波前後比較	63
圖 46、氣壓計-濾波前後比較	64
圖 47、溫度計-濾波前後比較	64
圖 48、陀螺儀靜態偏移量	66

圖 49、磁力計圓心校正-XY 平面	67
圖 50、磁力計圓心校正-YZ 平面	68
圖 51、磁力計圓心校正-XZ 平面	68
圖 52、姿態融合前後比較-roll	69
圖 53、姿態融合前後比較-pitch	70
圖 54、姿態融合前後比較-yaw	70
圖 55、google-earth 實際高度圖	72
圖 56、溫度補償前後比較	73
圖 57、發送端 SPI 訊號解碼	74
圖 58、接收端 SPI 訊號解碼	75
圖 59、遙控器測試圖	76
圖 60、roll-PID Adjustment 1	77
圖 61、roll-PID Adjustment 2	78
圖 62、roll-PID Adjustment 3	78
圖 63、roll-PID Adjustment 4	79
圖 64、pitch-PID Adjustment 1	79

圖 65、pitch-PID Adjustment 2	80
圖 66、pitch-PID Adjustment 3	80
圖 67、pitch-PID Adjustment 4	81
圖 68、飛行器實體圖	83
圖 69、遙控器實體圖	83

符號說明

ω :陀螺儀所量測角速度值

$\omega_{measure}$: 陀螺儀靜態偏移誤差值

G, g :重力加速度

mag :校正後磁力值

$mag_{measure}$: 磁力計所量測之值

mag_{max} :磁力計值中最大筆數據

mag_{min} :磁力計值中最小筆數據

dT :溫度差

Dt :氣壓計量測溫度值

Dp :氣壓計量測壓力值

T_{REF} :參考溫度

T_{SENS} :溫度係數

TEMP :計算真實溫度

OFF_{T1} :氣壓補償量

OFF :計算溫度補償

TCO :氣壓補償量溫度係數

$SENS$: 實際溫度靈敏度

$SENS_{T1}$: 氣壓靈敏度

TCS : 氣壓靈敏度溫度係數

Q : 四元數總代號

q_0, q_1, q_2, q_3 : 四元數

Q_{xyz} : 旋轉四元數

ψ : roll

φ : pitch

θ : yaw

ψ_{act} 、 φ_{act} 、 θ_{act} : 實際量測值

M_q : 四元數旋轉矩陣

\vec{n} 、 \vec{i} 、 \vec{j} 、 \vec{k} : 向量之總稱

E : 地理座標系

b : 飛行器坐標系。

\hat{g} : 重力加速度歸一化

\hat{g}_b : 飛行器上的重力加速度

\hat{a}_b : 加速度計歸一化

$\vec{e}, D(t)$: 誤差

\hat{H} :磁場強度歸一化

\hat{H}_b :飛行器上的磁場強度

\hat{m}_b :磁力計歸一化

K_i :積分參數

K_D :微分參數

K_p :比例參數

T_I :積分時間

T_D :微分時間

Δ 分時間相對高度

Abs H :絕對高度

f : 頻率

CLK : 時鐘源設置

CLKP : 時鐘選擇器

Duty Cycle (DCO) : 工作週期

Prescaler : 預分頻值

第一章 前言

1.1 研究動機

近年來四軸飛行器被廣泛使用，不論拍攝、玩樂，甚至救災、勘查地形等更多元化的使用方式，給予社會大眾新的「習慣」。想要一張俯瞰圖，不必冒著生命危險搭乘直升機攝影，也大量使用在運送物資給予災區或偏遠地區。而飛行器所搭載的模組，例如 GPS 或量測各物理量的儀器，大部分的市售產品都以模組化，不利於消費者做部份零件的更換，或是更改晶片內部的程式，也因為商品的特殊設計，多半無法有第三方的市場。往往加點設備，就導致荷包大失血。

所以藉由專題，我們想要利用實驗室及課堂所學，了解四軸飛行器的構造及作動原理，並打造出一台四軸飛行器，不但能分析使消費者能選擇自己想要的部分，也可以讓我們更懂飛行器，包含晶片的運作、程式的編寫、通訊的解碼、控制器的設計、感測器的校正等。

1.2 文獻回顧

王文宏[1]，此篇使用STM32的微控制器。將感測各公式及重要都一一闡述，包含校正、濾波、演算方式等。其控制方式採用尤拉角轉四元數計算飛行姿態，利用PD控制器，實現懸停。在結果的部分有附上起飛的連續圖及校正的數據，對於讀者有相當大的幫助。

以下內容部分擷取至該篇論文，下圖為四軸飛行器的飛行模式示意圖，當升力等於四軸飛行器自身重量時，飛行器就會保持懸停狀態；在懸停狀態下增加或減少相連兩邊馬達的旋轉速度，則會使四軸飛行器傾斜，達到移動。



圖 1、馬達方向與飛行器姿態

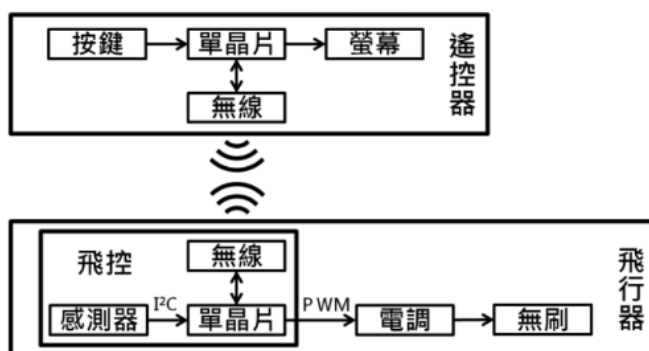


圖 2、飛行器簡易架構圖

廖啟賓[2]，此篇論文進行飛行器的動態模擬與分析。本專題探討此論文原因，因此論文使用PID控制器，且需約50%的PWM訊號週期才能有足夠的升力，使飛行器離開地面。論文內有詳細說明原因，與我們實際製作時遇到相同的問題，且將控制系統的方塊圖，敘述的十分完整。對於高度的計算與控制，亦有自己的一番見解。

郭耀文[3]，此篇論文主要是探討飛行器是否能承受應力變化與衝擊力，先進行了結構分析，使用主控版為 HT32F125，較為特別的部分是，使用軟體進行掉落測試與分析的部分，多數製作飛行器的論文，都沒有探討飛行器掉落或受到外力影響的傾角受損，此論文卻針對有無傾角作分析重點。

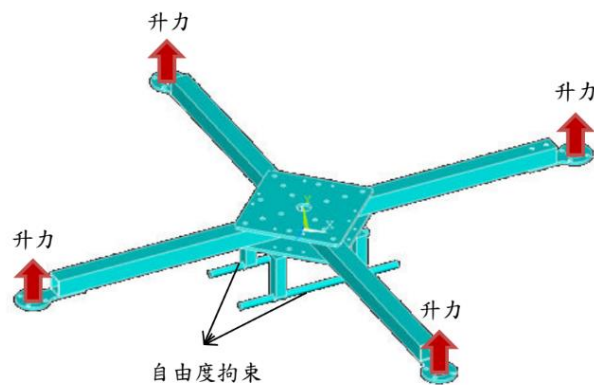


圖 3、飛行器邊界條件設置

徐嘉偉[4]，此篇論文介紹慣性感測器的互補濾波。在此論文中將加速度計與磁力計做低通濾波，陀螺儀則使用高通濾波，最後將其整合。感測所量測的數值，會因量測背景及雜訊所影響，濾波是相當重要的環節，藉此論文可以探討相關濾波的作法與知識。

楊郁莉[5]，此篇論文提出智慧型融合的概念，根據感測器使用情境和運動特性，利用機率類神經網路估算九軸運動感測融合的調節參數，再將九軸資訊融合應用，互補感測器不足之處，如陀螺儀累積誤差的即時校正等，對於運動量測和辨識結果的精度、解析度、穩定度、響應時間都提升，也降低系統複雜度。

雖說此論文已經更進一步改進感測器的部分，性質也要偏向於資訊工程相關，但當中所使用到的濾波及融合方式，也具有參考的價值，及學習方向的考量。

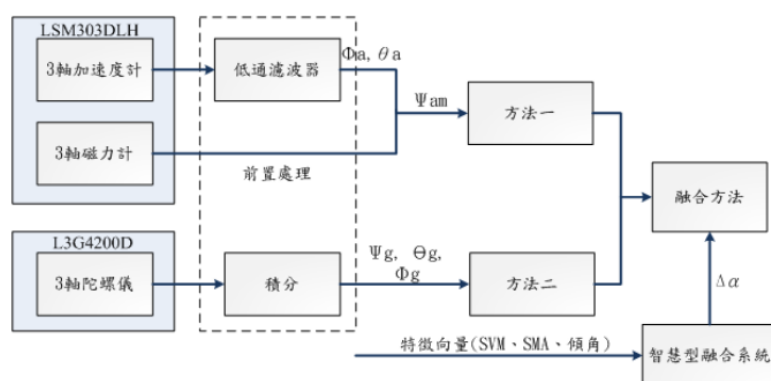


圖 4、濾波方式與前置處理

戴翊展、黃寶強與徐碧生[6]，此篇論文以飛行器不穩定的特性，設計一套自調式模糊PID姿態控制系統，用以增加飛行器的穩定性與安全性。硬體方面為架設在飛行器之傾斜感測器作為姿態回授，軟體則是模糊控制及PID控制結合，通過對誤差及誤差變化即時判別，並調整參數。通訊的部分則是使用藍芽。

透過此論文了解不同的感測器，非大眾使用的九軸感測器，而是使用傾斜感測器，且論文末有驗證控制理論的可行性，能夠改善飛行器的穩定性，且達到平衡。下圖為一般PID控制器的基本架構及自調式模糊PID控制器的架構。

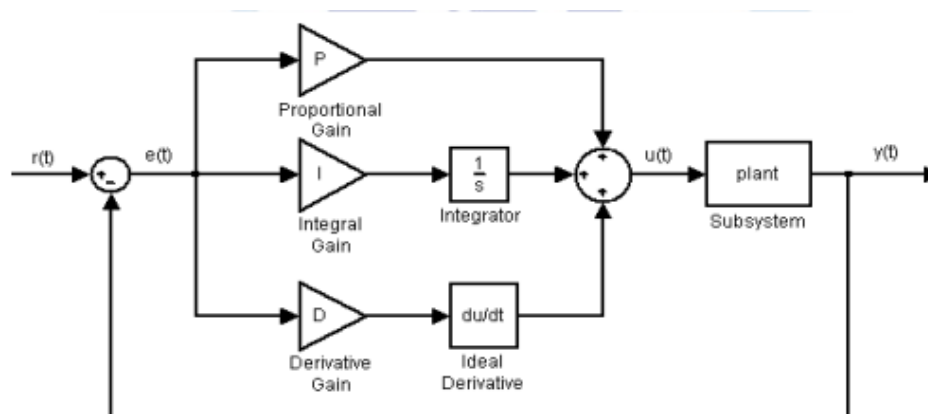


圖 5、簡易 PID 方塊圖

陳振華、陳憲億、黃俊祥與李俊宏[7]，透過藍芽及 wifi 進行數值的傳輸，以手機取代遙控器，為此篇的重要。但由於本專題所使用的傳輸方式為遙控器，所以主要探討其系統架構及傳輸方式。此論文將起降動作及高度鎖定等動作撰寫的相當詳細，例如透過超音波感測測量地面障礙物的距離，或如何將使飛行器自動回正至鎖定的高度。

楊榮峯[8]，此篇論文針對，點對點垂直起降之扇葉攻角響應，有詳細的響應圖，且針對各系統總推力及尤拉角的誤差，有更仔細的說明。包含點對點平面、點對點空間的移動，對於本專題校正有極大的幫助。此外，伴隨側風及外在因素，也有個別探討。

鄭耀傑[9]，藉由此篇文獻學習許多通訊方面的系統操作，不論頻寬的傳輸設定，或發送與接收的關係。其他如動態影像壓縮技術等，就不做深入探討。

游昇忠[10]，說明姿態控制與內部 PID 參數調整的方式，並實驗姿態與視覺軌跡控制。

1.3 研究目的與目標

本此專題分為三大系統。其一為感測系統，目標是利用九軸感測器配合 I2C，抓取數值。由陀螺儀結合加速度計及磁力計，計算出飛行時的姿態角度，再由高度計供給飛行器懸停所需參數。過程包含濾波與各類校正方式。其二為控制系統，將感測所計算之角度傳回主控版上，做出控制飛行時之姿態，過程包含設計 PID 控制器及輸出 PWM 與判斷遙控訊號等相關問題。其三為通訊系統，利用無線通訊模組，將遙控器與飛行器間搭起溝通的橋樑，且包含遙控計的設計。

利用大學四年所學之知識，運用於飛行器上，以力學及電機電子相關課程做為基礎，將此三大系統整合，完成一台自主平衡與停懸之飛行器，便是本專題之目的。

第二章 研究方法

2.1 開發環境

本專題使用的編譯軟體為 CoIDE，CoIDE 是 CooCox 專業所製作的一款免費開發環境，適用於編輯、燒寫、調試嵌入式系統的應用，適合不同層次的開發者所使用。CoIDE 支援 Cortex 系列之晶片，其中 M 系列涵蓋我們所使用的主控版 NUC140VE3CN。

因其友善的開發環境，加上擁有供給開發者交流看法的平台，與具備我們所需的功能，為本專題所選的主要原因。



圖 6、CooCox 開發環境

2.2 主要晶片

2.2.1 九軸感測器:MPU9250

MPU9250 為一九軸感測器，擁有三軸的陀螺儀、三軸的加速度計、三軸的磁力計。陀螺儀擁有三種速度模式(± 250 、 ± 500 、 ± 1000 度/秒)，以 16 位元 ADC 角速度作為輸出，建議使用低通濾波，其工作電流為 3.2mA。加速度計擁有四種模式(± 2 、 ± 4 、 ± 8 、 $\pm 16g$)，以 16 位元 ADC 輸出，其正常工作電流為 450 μ A，可編寫中斷程式及喚醒功能。磁力計則是有三軸的霍爾感知器，特色是低功耗高精度，最大可量測 $\pm 4800\mu$ T，其正常工作電流為 280 μ A。九軸內部皆有自我檢測功能。



圖 7、MPU9250 感知器

表格 1、九軸感知器腳位表

接腳號	接腳名	接腳功能
1	RESV	連接 VDDIO
7	AUX_CL	給從 I2C 設備提供主時鐘
8	VDDIO	數字 I/O 口供壓
9	AD0/SDO	I2C 從機 LSB(AD0)地址；SPI 串口數據輸出(SDO)
10	REGOUT	調節器引腳，連接濾波電容
11	FSYNC	數據同步輸入，不使用則接地
12	INT	中斷輸出腳位
13	VDD	連接 VDDIO
18	GND	接地
19	RESV	空腳
20	RESV	接地
21	AUX_DA	連接其他 I2C 設備之主機數據口
22	nCS	片選(多為低電位)
23	SCL/SCLK	I2C 模式下為 SCL；SPI 模式下則為 SCLK
24	SDA/SDI	I2C 模式下為 SDA；SPI 模式下則為 SDI
2-6,14-17	NC	無

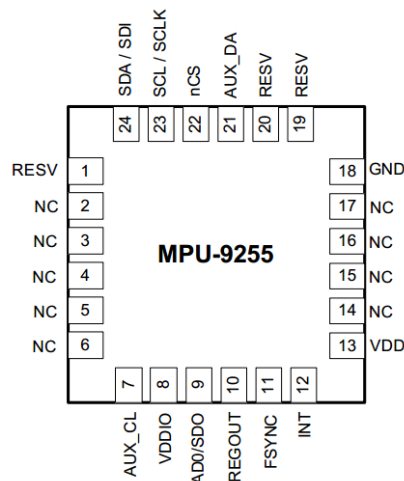


圖 8、MPU9255 腳位圖

2.2.2 主控板:NUC140VE3CN

(1)接腳圖

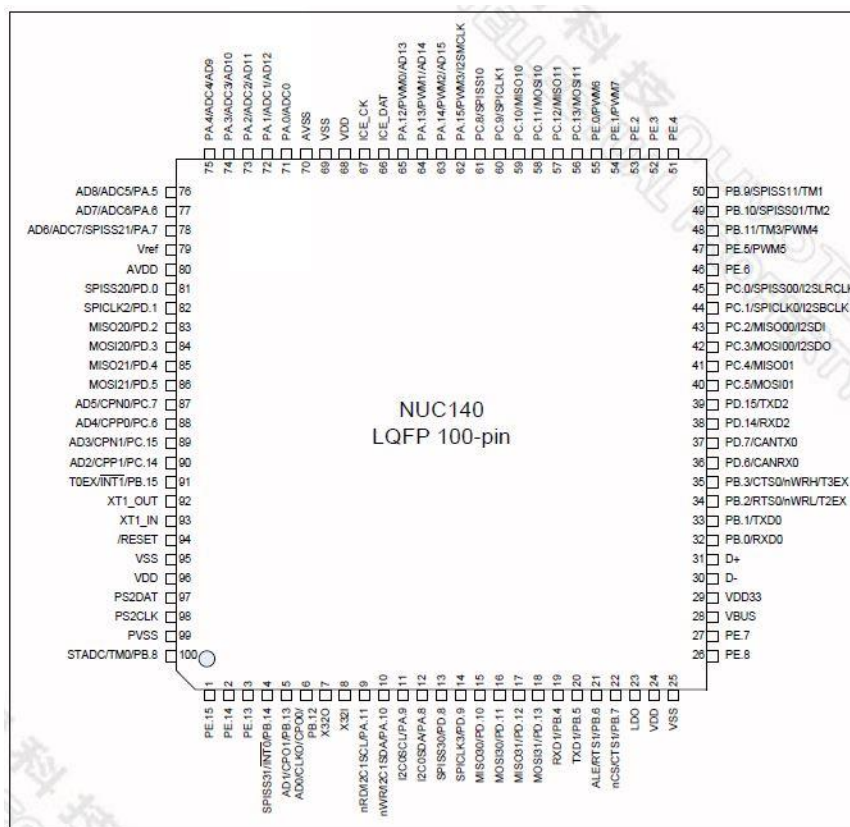


圖 9、NUC140VE3CN -100pin 腳位圖

(2)實體照片

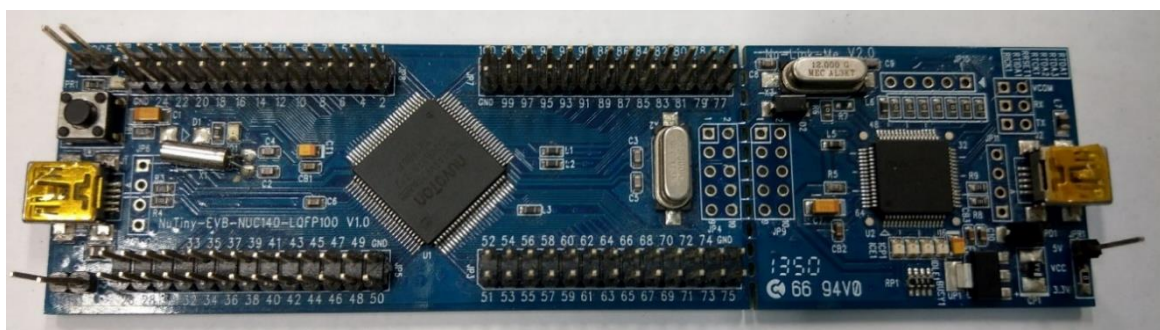


圖 10、NUC140VE3CN 主控版

(3)相關特性

Clock Controller (CLK)

時鐘控制器是以整個芯片來提供電源，包括系統時鐘跟設備時鐘等，都可透過控制器的開關，及分頻器的選擇來進行功率控制。其主要是由5個電源組成：

1. 外部32.768KHz的晶振
2. 外部4~24MHz晶振
3. 內部22.1184MHz震盪器
4. 可編成的PLL FOUT (由2.3所組成)
5. 內部10KHz震盪器

Serial Peripheral Interface (SPI)

串行外設介面是一種用於短程通訊的同步串行通訊介面規範，主要應用於單晶片系統中。

SPI 匯流排規定了 4 個保留邏輯訊號介面：

1. SCLK：串行時鐘，由主機發出
2. MOSI:主機輸出從機輸入訊號，由主機發出
3. MISO：主機輸入從機輸出訊號，由從機發出
4. SS:片選訊號，由主機發出，低電平有效

External Bus Interface(EBI)

外部總線接口(EBI)是供給外部設備使用，以達到節省外部設備與芯片間的連接線，同時能接位址所存，並支援週期的數據運算。

Inter-Integrated Circuit (I²C)

串行接口控制器(積體電路匯流排)，它是一種串列通訊匯流排，使用內送流量備援容錯機制從架構，透過簡單有效的連接方式，將實際設備數據彼此交換。I²C 僅使用兩個雙向開漏線，串列資料線 (SDA) 和串列時鐘線 (SCL)。

Integrated Interchip Sound(I²S)

I²S 是 IC 間傳輸數位音訊資料的一種介面標準，採用序列的方式傳輸 2 組 (左右聲道) 資料。主要是用來協調音頻的控制器。

I²S 由 3 條傳輸線組成:位元時脈線、字元選擇線、複合資料線 (SDATA)

Universal Asynchronous Receiver/Transmitter(UART)

通用非同步收發傳輸器是一種異步收發傳輸器，是電腦硬體的一部分，將資料由串行通信與並行通信間作傳輸轉換。具體實物表現為獨立的模組化晶片，或是微處理器中的內部周邊裝置。

Controller Area Network(CAN)

控制器區域網路是一種通訊協定，其特點是允許網路上的裝置直接互相通訊，網路上不需要主機控制通訊。

Pulse Width Modulation(PWM)

脈衝寬度調變脈寬調變，是將類比訊號轉換為脈波的一種技術，一般轉換後脈波的週期固定，但脈波的占空比會依類比訊號的大小而改變。

NUC140 有兩組 PWM，並支援 4 組 PWM 發射器，可配置成 8 組，分別為 PWM0~PWM7，每個都有一個 8 位元的預分頻器，兩個控制週期的計數器，兩個定時器，兩個 16 位元的比較器，及一個五級的時鐘源(1, 1/2, 1/4, 1/8, 1/16)。

Analog-to-digital converter(ADC)

類比數位轉換器是用於將類比形式的連續訊號轉換為數位形式的離散訊號的一類設備。

1. 單一模式:A/D 轉換在指定通道完成一次。
2. 單週期掃描模式:A/D 轉換在所有通道完成一個週期，轉換順序從最小的通道至最大。
3. 連續掃描模式:A/D 轉換器持續執行單週期掃描到程式停止轉換。

內核(Core)

1. ARM®Cortex™-M0，最高運行頻率可達 50 MHz
2. 工作電壓: 2.5V to 5.5V
3. 工作溫度: -40°C ~ 85°C
4. 支援低功耗睡眠模式

通訊介面(Connectivity)

1. 一組 Bosch CAN2.0A/B
2. USB 2.0 全速設備
3. 四組 SPI(可達 36 MHz)
4. 兩組 I²C(可達 400 kHz)
5. 三組 UART(可達 1 Mbps)

(4)實體照片

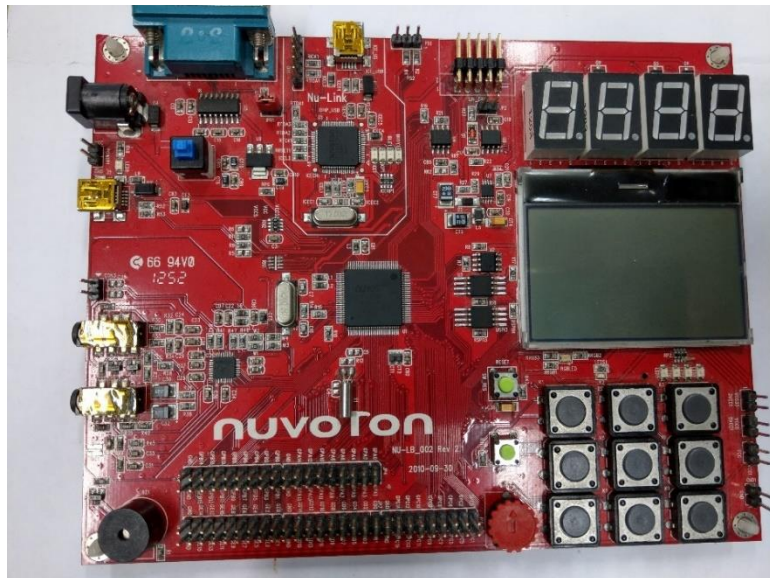


圖 11、NUC140VE3CN 示教板

(5)各接腳簡述

表格 2、新唐主控板腳位簡述表

接腳名稱	敘述	接腳名稱	敘述
PA~PE	通用數字輸入/出腳位	CANRx0	CANBus Rx 輸入
/INT	外部中斷	CANTx0	CANBus Tx 輸出
SPISS	控制同步串列埠的輸送	i0	I2S 輸入/出
ADx	EBI 位址為 x bit	D+	USB 正信號
nRD	EBI 讀取輸出接腳用	D-	USB 負信號
nWR	EBI 寫入輸出接腳用	VBUS	USB 提供電源接腳
ALE	EBI 位址鎖存輸出接腳用	VDD33	USB 內 3.3V 輸出接腳
nCS	EBI 片選輸出接腳	SPICLKx	SPIx 串列 clock 接腳
MCLK	EBI clock 輸出	TMx	Timerx 計數輸入/出
MxSxyy	x=I/O 主/從機；y=0/1 腳	PWMx	PWM 輸入/出
CP0x	比較器輸出腳位	I2SMCLK	I2S 主機 clock 輸出腳
CLK0	分頻器輸出腳位	ICE-DAT	調適器串列數據接腳
X320	外 32KHz 晶振輸出接腳	ICE-CK	調適器串列 clock 接腳
X32I	外 32KHz 晶振輸入接腳	ADCx	ADC 模擬輸入
I2CxSCL	I2Cx clock 接腳	VREF	ADC 參考電壓
I2CxSDA	I2Cx 數據輸入/出接腳	AVDD	內部模擬電源
RxDx	UARTx 數據接收輸入	CPNx	比較器負輸入接腳
TxDx	UARTx 數據接收輸出	CPPx	比較器負輸出接腳
RTSx	UARTx 請求發送輸出腳位	XT1_OUT	外 4~24MHz 晶振輸出/入接腳
CTSx	UARTx 請求發送輸入腳位	XT1_IN	
LD0	工作電壓輸出腳位	PS2DAT	PS/2 數據接腳
VDD	提供電壓	PS2CLK	PS/2 clock 接腳
VSS	接地	PVSS	接地
TxEX	Timerx	STADC	ADC 外部觸發輸入

2.2.3 氣壓感測器:MS5611

MS5611 為一氣壓感測器，是由 MEAS 所推出一款能使用 SPI 及 I2C 傳輸之感測器，主要特色是具有高分辨率，提供一個 24 位數之壓力計和溫度計。利用溫度計及壓力計，轉換成飛行器懸停時所需要的高度。

表格 3、氣壓計特性表

項目	尺寸
分辨率	10cm
轉換時間	低於 1ms
尺寸	5.0×3.0×1.0 mm ³
工作範圍	壓力: 10~1200 mbar
	溫度: -40~+85°C
傳輸速率	20MHz
供電電壓	1.8~3.6V

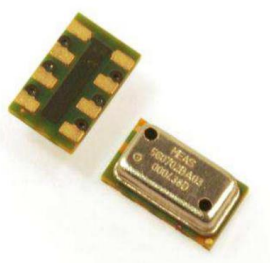


圖 12、MS5611 感知器

2.2.4 通訊晶片:CC1101

CC1101 射頻收發器為 TI 所推出，專用於低功率的無線傳輸應用。其具備低電流消耗、高靈敏度以及更高效能的功率輸出連續頻率波段的擴展等特色，並利用高效的 SPI 接口傳輸編程。

引腳功能說明(引腳間距:2.0mm)

表格 4、通訊晶片腳位表

引腳	引腳名	引腳類型	描述
1	VCC	電源輸入	1.8V~3.6V 之間
2	SI	數字輸入	接收從主機傳來的資料
3	SCK	數字輸入	時鐘源輸入
4	SO(GDO1)	數字輸出	傳送資料到主機
5	GDO2	數字輸出	工作狀態引腳
6	GDO0	數字輸出	工作狀態引腳
7	CSN	數字輸入	傳送致能接腳
8	GND	接地腳	和系統共地

2.3 硬體設備

2.3.1 機架

機架的部分使用 SAGA 的四軸飛行器，其主要功用用於放置電池、飛控板、電子調速器及相關設備。材料大多為碳纖維，因考慮機身之強度及其耐重能力，機身各尺寸、配置方式等，要優先考量，本專題採用 450mm 軸距之飛行器。

表格 5、機架的相關參數

項目	尺寸
Size motor to motor	450.00mm
Weight	370.00g
Center board size	185*155*1.5 mm^3
Maximum outside diameter	500.00mm
Height from ground to top	234.00mm



圖 13、機身配置參考圖(SAGA E450-T)

2.3.2 直流無刷馬達

由於機身本身重 370g，加上電池及相關零件之考量，本專題選擇 A2212/15T 之直流無刷馬達，輸出為 930KV，其轉速夠使用於本次專題。其 KV 值代表每提升 1 伏特馬達所需要增加之轉速值，匝數越多 KV 值低，輸出電流小但扭力大；反之，匝數越少 KV 值高，輸出電流大但扭力卻小。因此選擇時，應從機身之重量下手，輕型的飛行器選擇較高 KV 值，相較之下，操控性較佳；反之，較大台的飛行器，則可以選擇低 KV 值之馬達，擁有較大的扭力，起飛較為容易。因此本專題採用 930KV 之無刷馬達。



圖 14、A2212/15T 直流無刷馬達

2.3.3 電子調速器

電子調速器的功能主要是將感測器所接收之感應頻率，轉換為直流電壓訊號，再與所設定之電壓作為比較，其結果經主控版做 PID 運算，最後輸出於作動器(馬達端)。

以三向交流馬達為例，由三條輸入依序送入正負電源各相差 60 度，調速器可將電流轉換給無刷馬達作使用，此外不同調速器可提供不同的電流(20/30/40A)，其主要規格為最大耐壓及最大耐流，本次專題採用 Beatles 30A 之電子調速器。

表格 6、電子調速器之規格與參數

項目	尺寸	項目	尺寸
長度	43mm	重量	26g
寬度	25mm	持續電流	30A
高度	8mm	BEC 輸出	5V/2A



圖 15、Beatles 30A 電子調速器

2.3.4 電池

本此專題採用電池為 5200mAh 的鋰聚合物電池(Li-Po)，其工作原理主要是由數個電池包串聯來增加電壓。以我們所使用的電池作為說明，分為電池容量(mAh)、電池串聯顆數(S)及電池放電係數(C)三個主要規格。以圖所示之電瓶，3S 則表示串聯三顆電池，其總電壓為 11.1V；35C 之放電係數大約能提供 182A 之電流量，而考慮本專題所搭配 4 條 30A 支電調，電池所供應最大電流量為足夠。

表格 7、電池之規格與參數

項目	尺寸
Length	148.00mm
Width	49.00mm
Height	29.00mm
Weight	390.00g
Max Continuous Discharge Current	182.00A in 35C



圖 16、Li-Po 電池

2.3.5 槳

槳為透過馬達旋轉所產生推力之裝置。以四軸飛行器來說需要兩對槳，且槳分為正反槳。在相同轉速下，槳之長度越長，攻角則越大，且能提供大升力，但同時受到之阻力亦會增加，所需之扭力亦要提升。本專題配合馬達扭力，選擇使用 1045 尺寸的槳。指直徑為 10 inch，螺距為 4.5 inch 之槳。

表格 8、槳之規格與參數

項目	尺寸	項目	尺寸
螺距	4.50 inch	中心孔正面孔徑	6.00 mm
重量	7.00 g	中心孔反面孔徑	9.00 mm
直徑	10.00 inch	中心座厚度	6.00 mm



圖 17、1045 尺寸螺旋槳

2.3.6 其他設備

2.3.6.1 InfiniiVision MSO-X 3000 系列 示波器

InfiniiVision 3000X 系列 示波器是由 Keysight 公司所出產，其主要特色包含 1GHz 取樣率，擁有 4 個類比通道和 16 個數位通道。本次專題之所以不使用一般傳統示波器，主要原因是無法一次取樣多個波型，以抓取 PWM 訊號而言，就至少要有四個通道所對應的四顆馬達。其二，通訊解碼時，此示波器可以快速瀏覽時序圖，幫助我們解碼。其他主要性質，整理於下表所示。

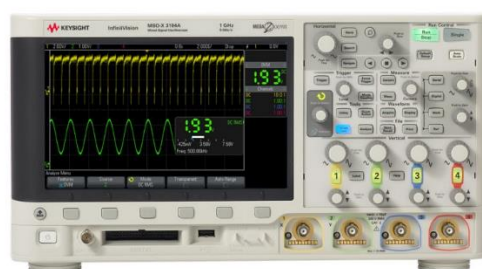


圖 18、InfiniiVision 3000X 系列 示波器

表格 9、InfiniiVision 3000X 系列 示波器相關簡介

類比通道數	2 或 4
數位通道數	16 個
頻寬	最大至 1GHz
最大波形更新率	每秒超過 1000000 個波形
串列協定分析選項	I2C、SPI、UART...

2.3.6.2 RS-232

RS-232 是美國電子工業聯盟(EIA)制定的序列資料通訊的介面標準，被廣泛用於電腦串列埠外設連線。本次專題使用 RS-232 主要用於 I2C 傳輸時的訊號擷取，透過 RS-232 將其感測值傳回給電腦，以方便分析。但由於部分較新型的電腦，並無傳統連接頭，故使用 USB 轉接的方式，較為方便量測。

表格 10、RS-232 腳位說明

腳位	簡寫	意義	USB 支援
Pin 1	CD	載波偵測 (Carrier Detect)	
Pin 2	RXD	接收字元 (Receive)	○
Pin 3	TXD	傳送字元 (Transmit)	○
Pin 4	DTR	資料終端備妥 (Data Terminal Ready)	
Pin 5	GND	地線 (Ground)	○
Pin 6	DSR	資料設備備妥 (Data Set Ready)	
Pin 7	RTS	要求傳送 (Request to Send)	○
Pin 8	CTS	清除以傳送 (Clear To Send)	○
Pin 9	RI	響鈴偵測 (Ring Indicator)	

2.4 感測訊號處理

此單元會敘述本專題如何擷取感知器，及其研究方法，其內容包含擷取方式、濾波、校正等，感測器使用上述 MPU9250 九軸感測器及 MS5611 氣壓計。此外，所有感測器提供數據的過程，皆會影響採樣頻率及作動時間，必須確保頻率維持一定標準，使得日後飛行器能有穩定的輸出。

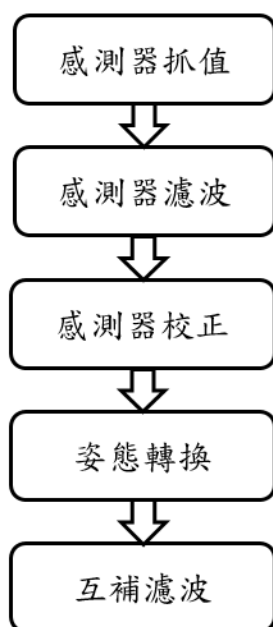


圖19、感測系統處理步驟

2.4.1 感測訊號抓取方式

本專題使用新唐主控版的 I2C 介面，作為感測器與控制板間的橋樑。

其一，將九軸感測器所提供之資料，透過 I2C 傳輸至主控版後，可使用 LCD 面板將其顯示。其二，應考量日後會大量使用電腦做計算，所以使用 UART 介面透過 RS232，即可將九軸之資料傳送至電腦。

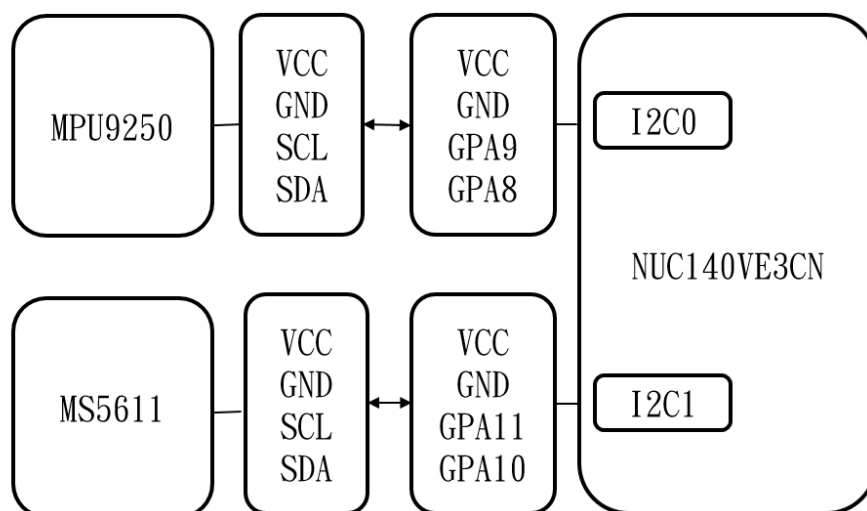


圖 20、感測系統接腳圖-1

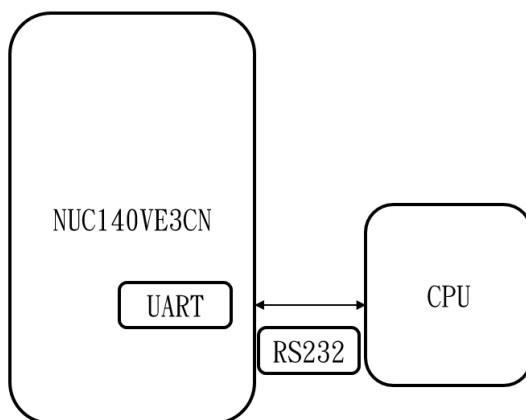


圖 21、感測系統接腳圖-2

2.4.2 感測訊號濾波

濾波器主要使用動平均濾波，屬於一種低通濾波器。本專題所量測之感測數值都經由其濾波方式，將其雜訊及突波濾除。動平均濾波器中的SMA(simple moving average)，是一種直觀的濾波器，將目前輸入的 N 個取樣做非權重平均。以九軸感測器而言，可將其分別對三軸做旋轉動作，比較其濾波前後的差異性。更直觀的解釋，則是「想把快速變動的部分濾掉」的一種方法。

其公式如方程式(2.1)

$$SMA = \frac{x_n + x_{n-1} + x_{n-2} + \cdots + x_{n-N+1}}{N} \quad (2.1)$$

若以訊號處理的角度，常習慣以時域表示，如方程式(2.2)。

$$y(n) = \frac{x(n) + x(n-1) + x(n-2) + \cdots + x(n-N+1)}{N} \quad (2.2)$$

2.4.3 感測訊號校正

陀螺儀，是一種用來感測與維持方向的裝置，基於角動量守恆的理論所設計。對於陀螺儀的校正主要分為兩部分，其一針對靜態時的偏移量，理論上三軸皆為 0，但會發現到陀螺儀本身有偏差的現象，故須做偏差校正。做靜態偏移時，設置為靜止狀態下，量測一百筆數據後，將各軸數值做平均並扣除。其二針對陀螺儀三軸的校正值，目的是為了使陀螺儀，能夠準確量測數值物理量化，而做此比例校正。將陀螺儀三軸積分後，分別轉九十度，與實際做比例調整。(2.3)至(2.6)皆參考於[1]。

$$\omega = \omega_{measure} - \frac{1}{n} \sum_{i=0}^n \omega_{measure} \quad (2.3)$$

$$\text{倍率} = \frac{\text{理論角度}}{\text{抓取數據筆數}} \quad (2.4)$$

加速度計，是量測加速度的元件，除了載體的運動加速度外，也包含地球質量所產生的重力加速度，當感測器自由落體時，運動加速度與重力加速度會互相抵銷，感測器三軸的輸出和為 0。加速度計的校正有許多方法，複雜至使用六面校正法，但需要高精度的轉檯，但由於經費不足，我們採取更為容易的方式，雖然精度不高，但其實差距不大。利用水平儀及地球引力的關係，若將加速度計置於水平，自然朝地的向量，因受地球重力之影響，量測值為 1。

$$accx^2 + accy^2 + accz^2 = G^2 \quad (2.5)$$

磁力計，主要是為了使飛行器飛行能有航向角度，以 Z 軸為旋轉時之參考對象。將磁力計分別以 X-Y、Y-Z、X-Z 平面旋轉一周，畫出圓形後，由於圓心中心未至於座標原點，須取最大值與最小值做平均並扣除，此方法稱為內部硬磁校正。

$$mag = mag_{measure} - 0.5 (mag_{max} + mag_{min}) \quad (2.6)$$

高度計用以量測飛行器水平高度，作為懸停的依據。由氣壓及溫度所組成。MS5611 也是使用溫度及壓力去計算出高度。由於氣壓會受到溫度影響，故需溫度補償。且與實際一公尺高為基準，測量高度誤差。本專題使用一階溫度補償之公式，設定大於二十度之範圍。

➤ 溫度計算公式: (2.7~2.8)

實際溫度與參考溫度的差異:

$$dT = Dt - T_{REF} \quad (2.7)$$

實際溫度:

$$TEMP = 20^{\circ}\text{C} + dT \times T_{SENS} \quad (2.8)$$

➤ 溫度補償下氣壓計算公式: (2.9~2.11)

實際溫度抵銷:

$$OFF = OFF_{T1} + TCO \times dT \quad (2.9)$$

實際溫度靈敏度:

$$SENS = SENS_{T1} + TCS \times dT \quad (2.10)$$

溫度補償後的氣壓值:

$$P = Dp \times SENS - OFF \quad (2.11)$$

2.5 控制器設計

此單元會說明控制計相關設計方式，包含流程、接腳、計算公式、PID 設計及 PWM 輸出。主要分成五個主題，姿態轉換、姿態融合、平衡控制、PID 轉速控制及 PWM 調變。

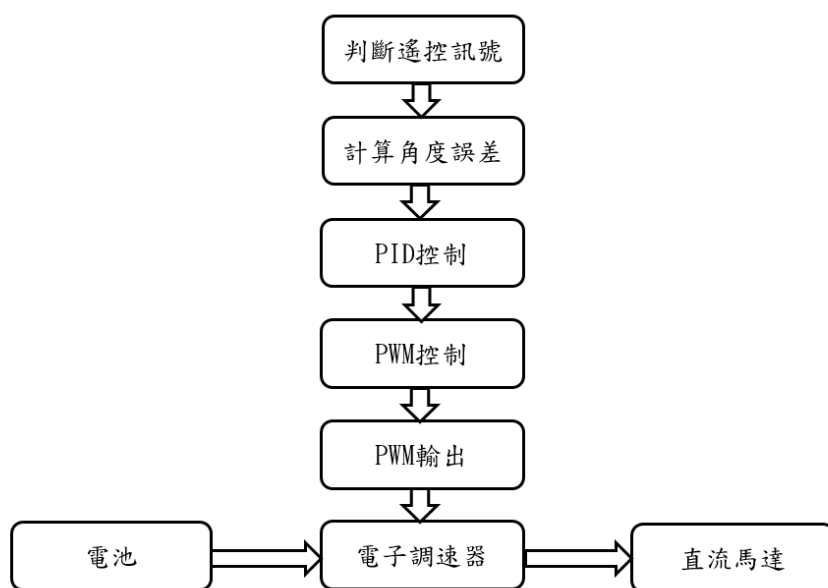


圖 22、控制系統處理步驟

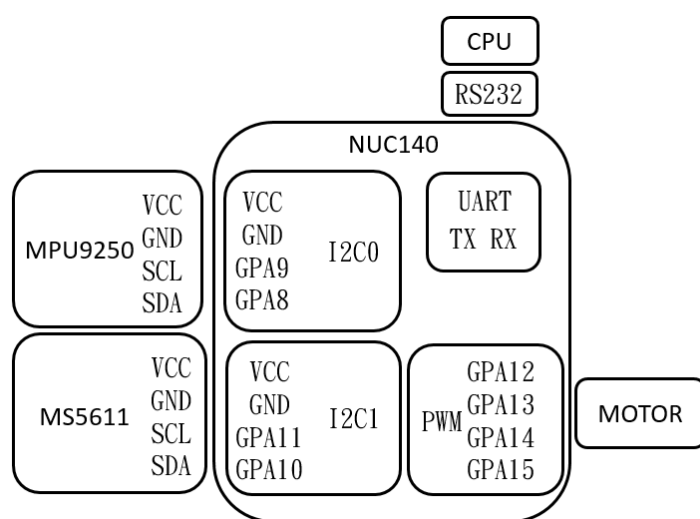


圖 23、控制系統接腳圖

2.5.1 姿態轉換

本專題使用四元數計算方法，作為姿態轉換的方法。四元數可以有效解決萬向節鎖的問題，且經過一連串轉換後，可以直接以角速度來更新姿態，並使用加速度計校正陀螺儀。(2.12)至(2.38)接參考於[1]。

四元數由一個實數與三個虛數組成，可表示成

$$\begin{aligned} Q &= q_0 + q_1\vec{i} + q_2\vec{j} + q_3\vec{k} \\ &= \cos\left(\frac{\theta}{2}\right) + \vec{n} \cdot \sin\left(\frac{\theta}{2}\right) \end{aligned} \quad (2.12)$$

則旋轉四元數為

$$\begin{aligned} Q_{xyz} &= Q_z \cdot Q_y \cdot Q_x \\ &= \left(\cos\left(\frac{\psi}{2}\right) + \sin\left(\frac{\psi}{2}\right)\vec{i}\right) \cdot \left(\cos\left(\frac{\varphi}{2}\right) + \sin\left(\frac{\varphi}{2}\right)\vec{j}\right) \cdot \left(\cos\left(\frac{\theta}{2}\right) + \sin\left(\frac{\theta}{2}\right)\vec{k}\right) \\ \begin{pmatrix} q_0 \\ q_1 \\ q_2 \\ q_3 \end{pmatrix} &= \begin{pmatrix} \cos\left(\frac{\psi}{2}\right)\cos\left(\frac{\varphi}{2}\right)\cos\left(\frac{\theta}{2}\right) + \sin\left(\frac{\psi}{2}\right)\sin\left(\frac{\varphi}{2}\right)\sin\left(\frac{\theta}{2}\right) \\ \cos\left(\frac{\psi}{2}\right)\cos\left(\frac{\varphi}{2}\right)\sin\left(\frac{\theta}{2}\right) - \sin\left(\frac{\psi}{2}\right)\sin\left(\frac{\varphi}{2}\right)\cos\left(\frac{\theta}{2}\right) \\ \cos\left(\frac{\psi}{2}\right)\sin\left(\frac{\varphi}{2}\right)\cos\left(\frac{\theta}{2}\right) + \sin\left(\frac{\psi}{2}\right)\cos\left(\frac{\varphi}{2}\right)\sin\left(\frac{\theta}{2}\right) \\ \sin\left(\frac{\psi}{2}\right)\cos\left(\frac{\varphi}{2}\right)\cos\left(\frac{\theta}{2}\right) - \cos\left(\frac{\psi}{2}\right)\sin\left(\frac{\varphi}{2}\right)\sin\left(\frac{\theta}{2}\right) \end{pmatrix} \begin{pmatrix} 1 \\ i \\ j \\ k \end{pmatrix} \end{aligned} \quad (2.14)$$

設一向量

$$R = x\vec{i} + y\vec{j} + z\vec{k} \quad (2.15)$$

及旋轉後向量

$$\acute{R} = \acute{x}\vec{i} + \acute{y}\vec{j} + \acute{z}\vec{k} \quad (2.16)$$

四元數滿足

$$\acute{R} = Q^{-1} \cdot R \cdot Q \quad (2.17)$$

四元數倒數

$$Q^{-1} = \frac{1}{Q} = \frac{Q^*}{Q \cdot Q^*} = \frac{Q^*}{|Q|} \quad (2.18)$$

當四元數被歸一化後

$$|Q| = 1 \quad (2.19)$$

由 $Q^{-1} = Q^*$

可得到

$$\acute{R} = Q^* \cdot R \cdot Q \quad (2.20)$$

將其展開可得

$$\begin{pmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{z} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} q_0^2 + q_1^2 - q_2^2 - q_3^2 & 2(q_1 \cdot q_2 + q_0 \cdot q_3) & 2(q_1 \cdot q_3 - q_0 \cdot q_2) \\ 2(q_1 \cdot q_2 - q_0 \cdot q_3) & q_0^2 - q_1^2 + q_2^2 - q_3^2 & 2(q_2 \cdot q_3 + q_0 \cdot q_1) \\ 2(q_1 \cdot q_3 + q_0 \cdot q_2) & 2(q_2 \cdot q_3 - q_0 \cdot q_1) & q_0^2 - q_1^2 - q_2^2 + q_3^2 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} x \\ y \\ z \end{pmatrix} \quad (2.21)$$

令四元數旋轉矩陣為 M_q

$$M_q = \begin{pmatrix} M_{11} & M_{12} & M_{13} \\ M_{21} & M_{22} & M_{23} \\ M_{31} & M_{32} & M_{33} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} q_0^2 + q_1^2 - q_2^2 - q_3^2 & 2(q_1 \cdot q_2 + q_0 \cdot q_3) & 2(q_1 \cdot q_3 - q_0 \cdot q_2) \\ 2(q_1 \cdot q_2 - q_0 \cdot q_3) & q_0^2 - q_1^2 + q_2^2 - q_3^2 & 2(q_2 \cdot q_3 + q_0 \cdot q_1) \\ 2(q_1 \cdot q_3 + q_0 \cdot q_2) & 2(q_2 \cdot q_3 - q_0 \cdot q_1) & q_0^2 - q_1^2 - q_2^2 + q_3^2 \end{pmatrix} \quad (2.22)$$

將 Q_{xyz} 帶入 M_q 可得

$$M_q = \begin{pmatrix} C[\varphi] C[\psi] & C[\varphi] S[\psi] & -S[\varphi] \\ C[\psi] S[\varphi] S[\theta] - C[\theta] S[\psi] & C[\theta] C[\psi] + S[\varphi] S[\psi] S[\theta] & C[\varphi] S[\theta] \\ S[\theta] S[\psi] + S[\varphi] C[\psi] C[\theta] & C[\theta] S[\varphi] S[\psi] - S[\theta] C[\psi] & C[\theta] C[\varphi] \end{pmatrix}$$

$$\text{其中 } C \begin{bmatrix} \theta \\ \varphi \\ \psi \end{bmatrix} \text{ 為 } \cos \begin{bmatrix} \theta \\ \varphi \\ \psi \end{bmatrix}, S \begin{bmatrix} \theta \\ \varphi \\ \psi \end{bmatrix} \text{ 為 } \sin \begin{bmatrix} \theta \\ \varphi \\ \psi \end{bmatrix}. \quad (2.23)$$

將四元數轉成尤拉角，由 M_q 可得出

$$\theta = \tan^{-1} \left(\frac{M_{23}}{M_{33}} \right) \quad (2.24)$$

$$\varphi = \sin^{-1}(M_{13}) \quad (2.25)$$

$$\psi = \tan^{-1} \left(\frac{M_{12}}{M_{11}} \right) \quad (2.26)$$

將四元數對時間微分

$$\frac{dQ}{dt} = -\frac{1}{2} \sin \left(\frac{\theta}{2} \right) \cdot \frac{d\theta}{dt} + \frac{d\vec{n}}{dt} \cdot \sin \left(\frac{\theta}{2} \right) + \vec{n} \cdot \frac{1}{2} \cos \left(\frac{\theta}{2} \right) \cdot \frac{d\theta}{dt} \quad (2.27)$$

已知

$$\begin{cases} \vec{n} \cdot \vec{n} = -1 \\ \frac{d\vec{n}}{dt} = 0 \\ \frac{d\theta}{dt} = \vec{\omega}_{Eb}^E \end{cases} \quad (2.28)$$

其中 E 為地理座標系，b 為飛行器坐標系。

$$\frac{dQ}{dt} = \frac{1}{2} \vec{n} \cdot \vec{\omega}_{Eb}^E \cdot \left[\cos \left(\frac{\theta}{2} \right) + \vec{n} \cdot \sin \left(\frac{\theta}{2} \right) \right] = 0.5 \vec{\omega}_{Eb}^E \cdot Q \quad (2.29)$$

因為陀螺儀在飛行器上測到的角速度為

$$\vec{\omega}_{Eb}^b = \omega_x \vec{i} + \omega_y \vec{j} + \omega_z \vec{k} \quad (2.30)$$

故將 $\vec{\omega}_{Eb}^E$ 轉換成 $\vec{\omega}_{Eb}^b$ 會較為方便。

$$\vec{\omega}_{Eb}^b = Q^* \vec{\omega}_{Eb}^E \cdot Q \quad (2.31)$$

整理可得

$$\frac{dQ}{dt} = 0.5 \vec{\omega}_{Eb}^E \cdot Q = 0.5 Q \cdot \vec{\omega}_{Eb}^b \quad (2.32)$$

將其展開

$$\begin{aligned} \frac{dQ}{dt} &= 0.5(q0 + q1\vec{i} + q2\vec{j} + q3\vec{k}) \cdot (\omega_x\vec{i} + \omega_y\vec{j} + \omega_z\vec{k}) \\ &= \frac{1}{2} \begin{pmatrix} 0 & -\omega_x & -\omega_y & -\omega_z \\ \omega_x & 0 & \omega_z & -\omega_y \\ \omega_y & -\omega_z & 0 & \omega_x \\ \omega_z & \omega_y & -\omega_x & 0 \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} q0 \\ q1 \\ q2 \\ q3 \end{pmatrix} \end{aligned} \quad (2.33)$$

令 $\frac{dQ}{dt} = \Omega_b \cdot Q$ ，其中

$$\Omega_b = \frac{1}{2} \begin{pmatrix} 0 & -\omega_x & -\omega_y & -\omega_z \\ \omega_x & 0 & \omega_z & -\omega_y \\ \omega_y & -\omega_z & 0 & \omega_x \\ \omega_z & \omega_y & -\omega_x & 0 \end{pmatrix} \quad (2.34)$$

為了簡化程序，對四元數作推廣，可使用疊代法來更新四元數。

假設有一微分方程

$$\frac{dX}{dt} = f[X(t), \omega(t)] \quad (2.35)$$

解為

$$X(t + \Delta t) = X(t) + \Delta t \cdot f[X(t), \omega(t)] \quad (2.36)$$

其中為取樣週期，將套用至四元數

$$Q(t + \Delta t) = Q(t) + \Delta t \cdot \Omega_b(t) \cdot Q(t) \quad (2.37)$$

展開可得

$$\begin{pmatrix} q0 \\ q1 \\ q2 \\ q3 \end{pmatrix}_{t+\Delta t} = \begin{pmatrix} q0 \\ q1 \\ q2 \\ q3 \end{pmatrix}_t + \frac{\Delta t}{2} \begin{pmatrix} -\omega_x \cdot q1 - \omega_y \cdot q2 - \omega_z \cdot q3 \\ +\omega_x \cdot q0 - \omega_y \cdot q3 + \omega_z \cdot q2 \\ +\omega_x \cdot q3 + \omega_y \cdot q0 - \omega_z \cdot q1 \\ -\omega_x \cdot q2 + \omega_y \cdot q1 + \omega_z \cdot q0 \end{pmatrix} \quad (2.38)$$

2.5.2 姿態融合

利用四元數將地面上的重力加速度，轉換至飛行器上，再將加速度計所讀之值作外積，得出誤差並作角度的融合校正。公式(2.39)至(2.50)參考於[1]。

設一重力加速度，並對其做歸一化

$$\begin{aligned}\vec{g} &= g\vec{z} \\ \vec{g} \rightarrow \hat{g} &= \vec{z}\end{aligned}\tag{2.39}$$

設旋轉至飛行器上的重力加速度為 \hat{g}_b

$$\begin{aligned}\hat{g}_b &= M_q \cdot \hat{g} \\ &= \begin{pmatrix} M_{11} & M_{12} & M_{13} \\ M_{21} & M_{22} & M_{23} \\ M_{31} & M_{32} & M_{33} \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{pmatrix}\end{aligned}\tag{2.40}$$

$$\hat{g}_b = \begin{pmatrix} M_{13} \\ M_{23} \\ M_{33} \end{pmatrix}\tag{2.41}$$

令飛行器上的加速度計所測之加速度為 \vec{a}_b ，並對其做歸一化

$$\vec{a}_b \rightarrow \hat{a}_b\tag{2.42}$$

再將兩者作外積，計算其誤差 \vec{e}

$$\vec{e} = \hat{a}_b \times \hat{g}_b\tag{2.43}$$

$$= \begin{pmatrix} \vec{x} & \vec{y} & \vec{z} \\ a_{bx} & a_{by} & a_{bz} \\ g_{bx} & g_{by} & g_{bz} \end{pmatrix}$$

整理可得

$$\vec{e} = \begin{pmatrix} e_x \\ e_y \\ e_z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} a_{by} \cdot g_{bz} - a_{bz} \cdot g_{by} \\ a_{bz} \cdot g_{bx} - a_{bx} \cdot g_{bz} \\ a_{bx} \cdot g_{by} - a_{by} \cdot g_{bx} \end{pmatrix} \quad (2.44)$$

利用四元數將地面上的磁場強度方向，轉換至飛行器上，再將磁力計所讀之值作外積，得出誤差並作角度的融合校正。

將磁力計測得磁場強度作磁傾角之水平分量的，以此做為飛行器之地理座標磁場方向的參考量，並對其做歸一化

$$\vec{H} = H\vec{z}$$

$$H_x = \sqrt{m_x^2 + m_y^2}, H_z = m_z \quad (2.45)$$

$$\vec{H} \rightarrow \hat{H} = \vec{z}$$

設旋轉至飛行器上的磁場強度方向為 \hat{H}_b

$$\hat{H}_b = M_q \cdot \hat{H}$$

$$= \begin{pmatrix} M_{11} & M_{12} & M_{13} \\ M_{21} & M_{22} & M_{23} \\ M_{31} & M_{32} & M_{33} \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} H_x \\ 0 \\ H_z \end{pmatrix} \quad (2.46)$$

$$\hat{H}_b = \begin{pmatrix} M_{11} \cdot H_x + M_{13} \cdot H_z \\ M_{21} \cdot H_x + M_{23} \cdot H_z \\ M_{31} \cdot H_x + M_{33} \cdot H_z \end{pmatrix} \quad (2.47)$$

令飛行器上磁力計所測之磁場強度為，並對其做歸一化

$$\vec{m}_b \rightarrow \hat{m}_b \quad (2.48)$$

再將兩者作外積，計算其誤差 \vec{e}

$$\begin{aligned} \vec{e} &= \hat{m}_b \times \hat{H}_b \\ &= \begin{pmatrix} \vec{x} & \vec{y} & \vec{z} \\ m_{bx} & m_{by} & m_{bz} \\ H_{bx} & H_{by} & H_{bz} \end{pmatrix} \end{aligned} \quad (2.49)$$

整理可得

$$\vec{e} = \begin{pmatrix} e_x \\ e_y \\ e_z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} m_{by} \cdot H_{bz} + m_{bz} \cdot H_{by} \\ m_{bz} \cdot H_{bx} + m_{bx} \cdot H_{bz} \\ m_{bx} \cdot H_{by} + m_{by} \cdot H_{bx} \end{pmatrix} \quad (2.50)$$

2.5.3 平衡控制

PID 控制器在控制領域上已有多年的歷史發展，其特點簡易、穩定，有效用於大量工程系統。本專題在自主平衡上選用 PID 控制器，輸入為期望角度及當前三軸的角度至 PID，將計算出來三軸之 PID 結果，依陀螺儀旋轉的方向分配至各馬達上，來達成對飛行器平衡的效果。

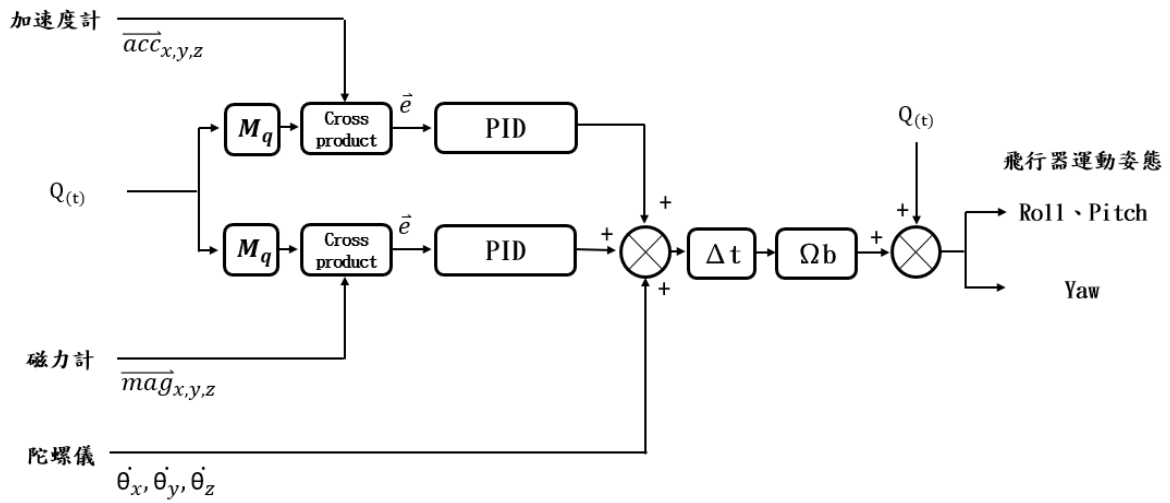


圖 24、姿態角誤差補償系統方塊圖

PID 控制器由比例項、積分項、微分項所組成。在已知誤差 $D(t) = \text{Exp} - \text{feedback}$ 可寫成以下形式。其中 K_p 為比例參數，其中 T_I ， T_D 為積分與微分時間。

$$u(t) = K_p \left[D(t) + \frac{1}{T_I} \int_0^t D(t) dt + T_D \frac{dD(t)}{dt} \right] \quad (2.51)$$

將其展開

$$u(t) = K_p D(t) + \frac{K_p}{T_I} \int_0^t D(t) dt + K_p T_D \frac{dD(t)}{dt} \quad (2.52)$$

對上式做離散化

$$u(t) = K_p D(t) + \frac{K_p}{T_I} \sum_{t=0}^t D(t) \Delta t + K_p T_D \left[\frac{D(t) - D(t-1)}{\Delta t} \right] \quad (2.53)$$

可整理為

$$u(t) = K_p D(t) + \frac{K_p \Delta t}{T_I} \sum_{t=0}^t D(t) + \frac{K_p T_D}{\Delta t} [D(t) - D(t-1)] \quad (2.54)$$

$$\text{令 } K_i = \frac{K_p \Delta t}{T_I}, K_D = \frac{K_p T_D}{\Delta t},$$

其中 K_i 為積分參數， K_D 為微分參數

$$u(t) = K_p D(t) + K_i \sum_{t=0}^t D(t) + K_D (D(t) - D(t-1)) \quad (2.55)$$

2.5.4 PID 轉速控制

利用 PID 控制正確調適出各姿態下正確的運動狀態，使其在改變運動狀態時可以做出穩定之移動。

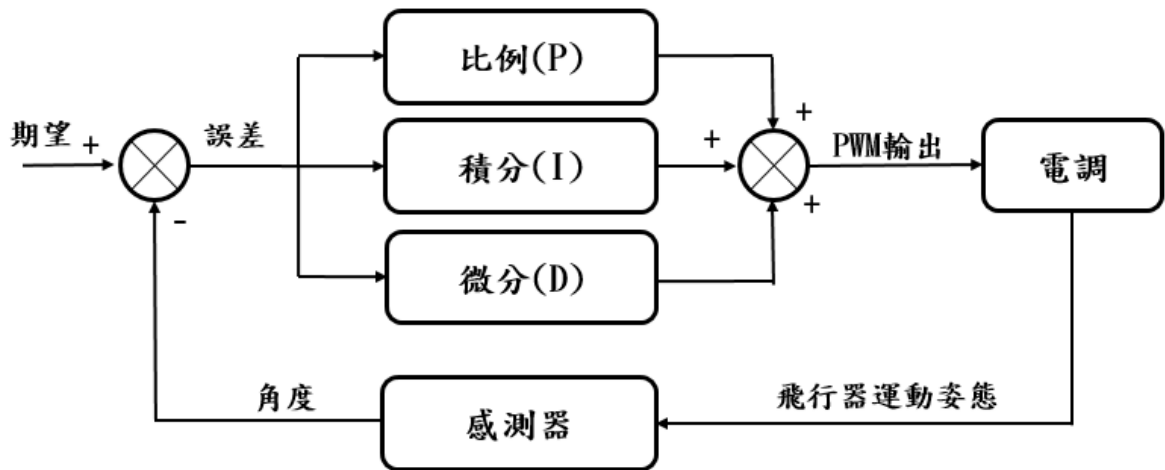


圖 25、控制系統方塊圖

為了調整正確的轉速及 PID 各參數，分別以繩子或桿子約束飛行器使其僅能做單軸之旋轉運動。其中調整飛行器 roll、pitch 姿態之 PID 參數；調整飛行器 yaw 姿態之 P 參數；調整飛行器 height 姿態之 PID 參數。



圖 26、固定飛行器位置圖

2.5.5 PWM 調變

本單元針對上述平衡控制接續，將 PID 控制作為定義輸出個馬達的控制量。給予飛行器在當前姿態下四顆馬達各別的 PWM 參數控制量，並使用示波器檢測當前 PWM 占空比之正確性。

其中， PWM_{Base} 為飛行器基礎轉速，使其懸停姿態下能夠達到定高； $Roll_{PID}$ 為飛行器之側滾角轉速補償，使其能做出左右平移姿態； $Pitch_{PID}$ 為飛行器之俯仰角轉速補償，使其能做出前後平移姿態； Yaw_P 為飛行器之航向角轉速補償，使其能做出左右旋轉姿態。

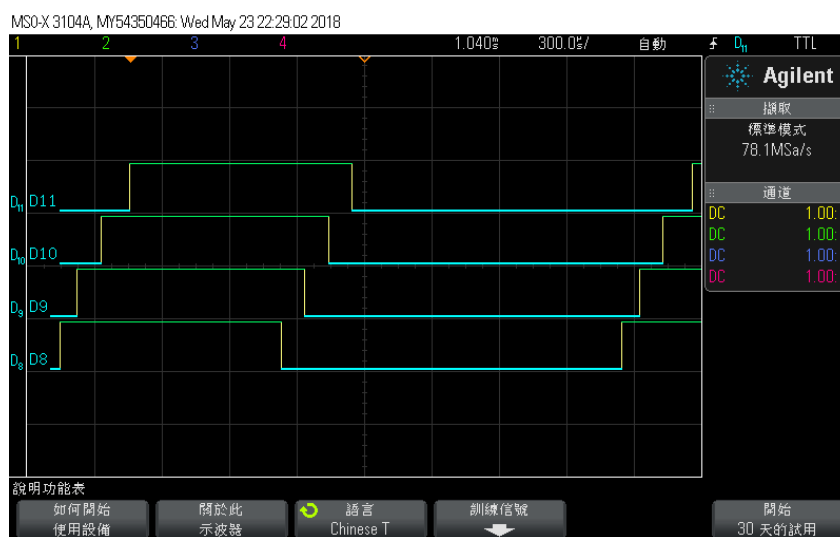


圖 27、利用示波器抓取 PWM

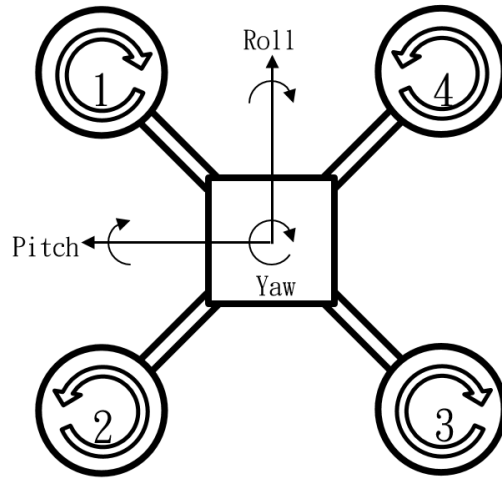


圖 28、飛行器馬達旋轉方向及編號示意圖

$$\text{motor1} = \text{PWM}_{\text{Base}} - \text{Roll}_{\text{PID}} + \text{Pitch}_{\text{PID}} - \text{Yaw}_{\text{P}} \quad (2.56)$$

$$\text{motor2} = \text{PWM}_{\text{Base}} - \text{Roll}_{\text{PID}} - \text{Pitch}_{\text{PID}} + \text{Yaw}_{\text{P}} \quad (2.57)$$

$$\text{motor3} = \text{PWM}_{\text{Base}} + \text{Roll}_{\text{PID}} - \text{Pitch}_{\text{PID}} - \text{Yaw}_{\text{P}} \quad (2.58)$$

$$\text{motor4} = \text{PWM}_{\text{Base}} + \text{Roll}_{\text{PID}} + \text{Pitch}_{\text{PID}} + \text{Yaw}_{\text{P}} \quad (2.59)$$

為了要讓 PWM 輸出能控制馬達轉速，需使用到頻率(f)的控制及設置。包含時鐘源設置(CLK)、時鐘選擇器(CLKP)、工作週期(DCO)及預分頻值(Prescaler)，來輔助我們切出適當的精度及分辨率。

以新唐的時鐘源來說，又分外部 12.32MHz 及內部的 22MHz，我們選擇使用 12.32MHz 配合計算，接著利用系統的工作頻率分頻，給予定時器工作頻率，即是預分頻值的設置，最後利用 PWM 的特性，輸出所需之工作週期給予馬達。

$$f = \frac{CLK}{CLKP \times DCO \times (Prescaler + 1)} \quad (2.60)$$

其中: Prescaler: 1~255 ; DCO: 1~65536

2.6 遙控器設計

此單元主要為遙控器的訊號類型轉換以及機體與遙控器間的資料傳輸應用。其中包含遙控器介面的設計以及 SPI 通訊協定的應用。

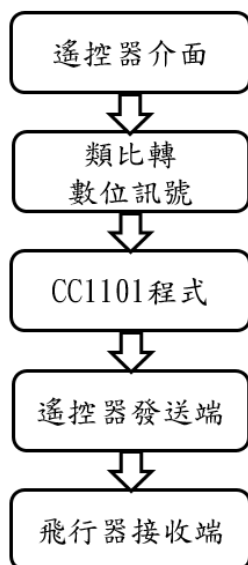


圖 29、通訊系統處理步驟

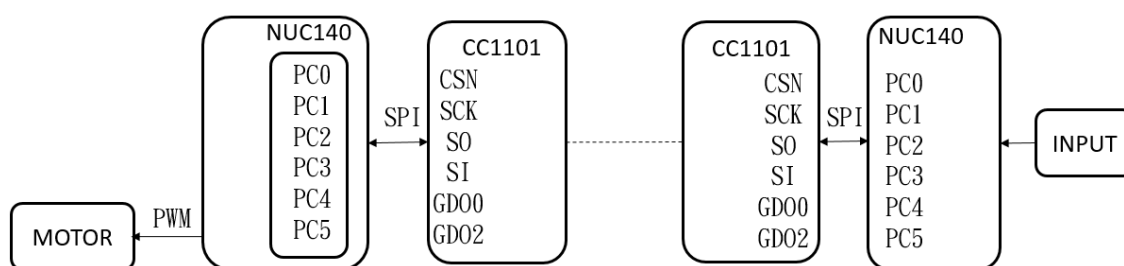


圖 30、通訊系統接腳圖

2.6.1 遙控器介面

遙控器的硬體部分主要是由掃描式鍵盤、無線通訊晶片以及 MCU 所組成。其中，利用掃描式鍵盤來控制四旋翼機之飛行方向及動作，而 MCU 則是為掃描式鍵盤以及無線通訊晶片間做訊號處理以及資料傳輸的工具。

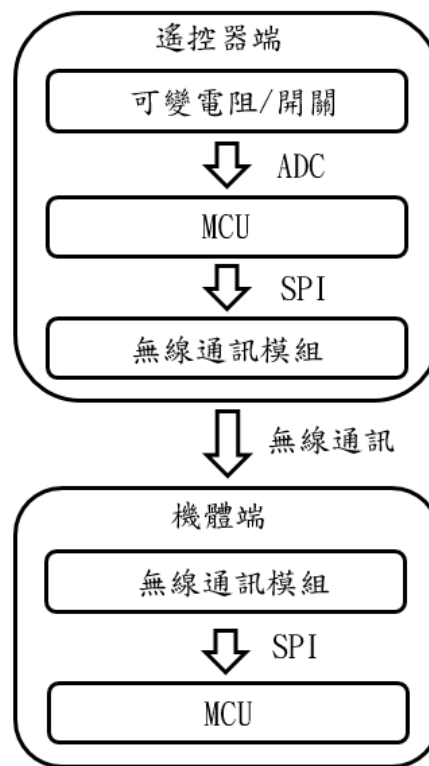


圖 31、遙控器做動流程

2.6.2 SPI 同步序列資料協定

本專題為利用 SPI 通訊協定已達成 MCU 與 CC1101 間之資料傳輸。

其中，將 MCU 設定為主機，而 CC1101 則為從機。

通過一個簡單的 4 線 SPI 兼容接口(SI、SO、SCLK 及 CSn)便可對 CC1101 進行配置，並通過該接口將資料讀取及寫入寄存器中。而 SPI 上所有的數據傳輸均以最高位開始。

在 SPI 上的所有傳輸事務均以一個標頭位元組作為開始，該字節包含一個 R/W 位元、一個突發存取位元以及一個六位元的地址。

SPI 在進行數據傳輸的期間，CSn 引腳必須保持低電位。在傳輸標頭位元組或讀/寫寄存器期間，CSn 若升高為高電位，那麼數據的傳輸則被取消。圖 30 以及表 11 顯示了 SPI 接口上地址和數據傳輸的時間。

拉低 CSn 電位後，在開始傳輸標頭位元組之前，MCU 必須等待 CC1101 的 SO 引腳變為低電位為止，這表示晶片正在運作。除非晶片處於 SLEEP 或 XOFF 狀態，否則 SO 引腳會在 CSn 變為低電位以後立即變為低電位。

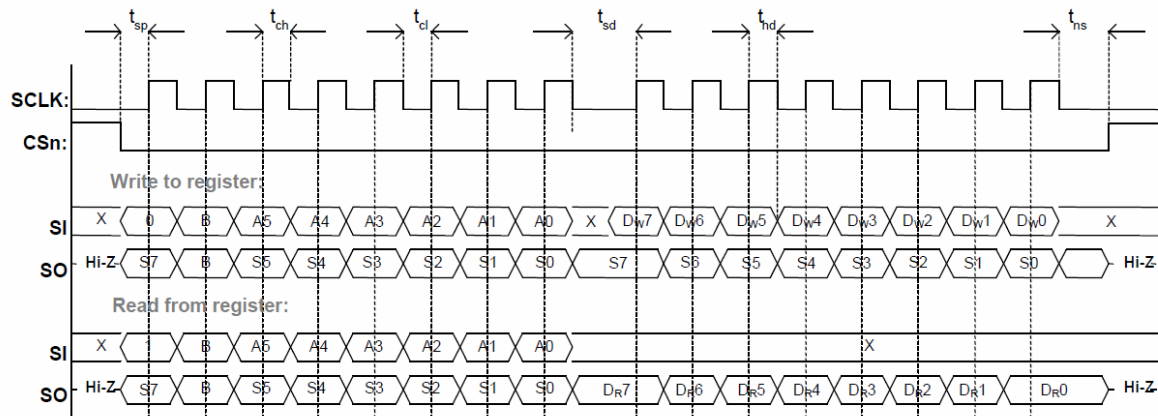


圖 32、配置寄存器的讀寫操作

表格 11、SPI 接口時序要求

Parameter	Description	Min	Max	Units
f_{SCLK}	SCLK frequency 100 ns delay inserted between address byte and data byte (single access), or between address and data, and between each data byte (burst access).	-	10	MHz
	SCLK frequency, single access No delay between address and data byte	-	9	
	SCLK frequency, burst access No delay between address and data byte, or between data bytes	-	6.5	
$t_{\text{sp,pd}}$	CSn low to positive edge on SCLK, in power-down mode	150	-	μs
t_{sp}	CSn low to positive edge on SCLK, in active mode	20	-	ns
t_{ch}	Clock high	50	-	ns
t_{cl}	Clock low	50	-	ns
t_{rise}	Clock rise time	-	40	ns
t_{fall}	Clock fall time	-	40	ns
t_{sd}	Setup data (negative SCLK edge) to positive edge on SCLK (t_{sd} applies between address and data bytes, and between data bytes)	Single access	55	ns
		Burst access	76	
t_{hd}	Hold data after positive edge on SCLK	20	-	ns
t_{ns}	Negative edge on SCLK to CSn high.	20	-	ns

2.6.3 CC1101 作動流程

本專題利用 CC1101 無線通訊模組來進行機體端與遙控器端之間的資料傳輸，並通過無限狀態控制圖(圖 31)進行程式的編譯撰寫。

每當電源開啟時，必須先將系統復位，因此使用 SRES 指令選通脈衝。通過發出這種選通脈衝，所有內部寄存器和狀態均被設為默認值，即 IDLE 狀態。

完成系統復位後，配置 CC1101 的寄存器以及配置天線增益。並且使用 STX 和 SRX 指令選通脈衝，使 CC1101 進入接收模式和發送模式，其中因 MCSM0 的配置，每當由 IDLE 模式進入 TX 或 RX 模式時將進行校準的動作。當數據包已被成功發送或接收後，系統將因 MCSM1 的配置不同而進入不同模式，而此專題則設定在 TX 模式下保持為發送，在 RX 模式下則保持在接收模式。

在 TX 模式為了避免資料溢位，在每傳送完一次數據後都將進行 TXFIFO 的溢位清除。而在 RX 方面，除比對所要數據長度與接收到的數據長度是否相同外，也讀取 CRC 校驗位並清除 RXFIFO 的暫存資料。

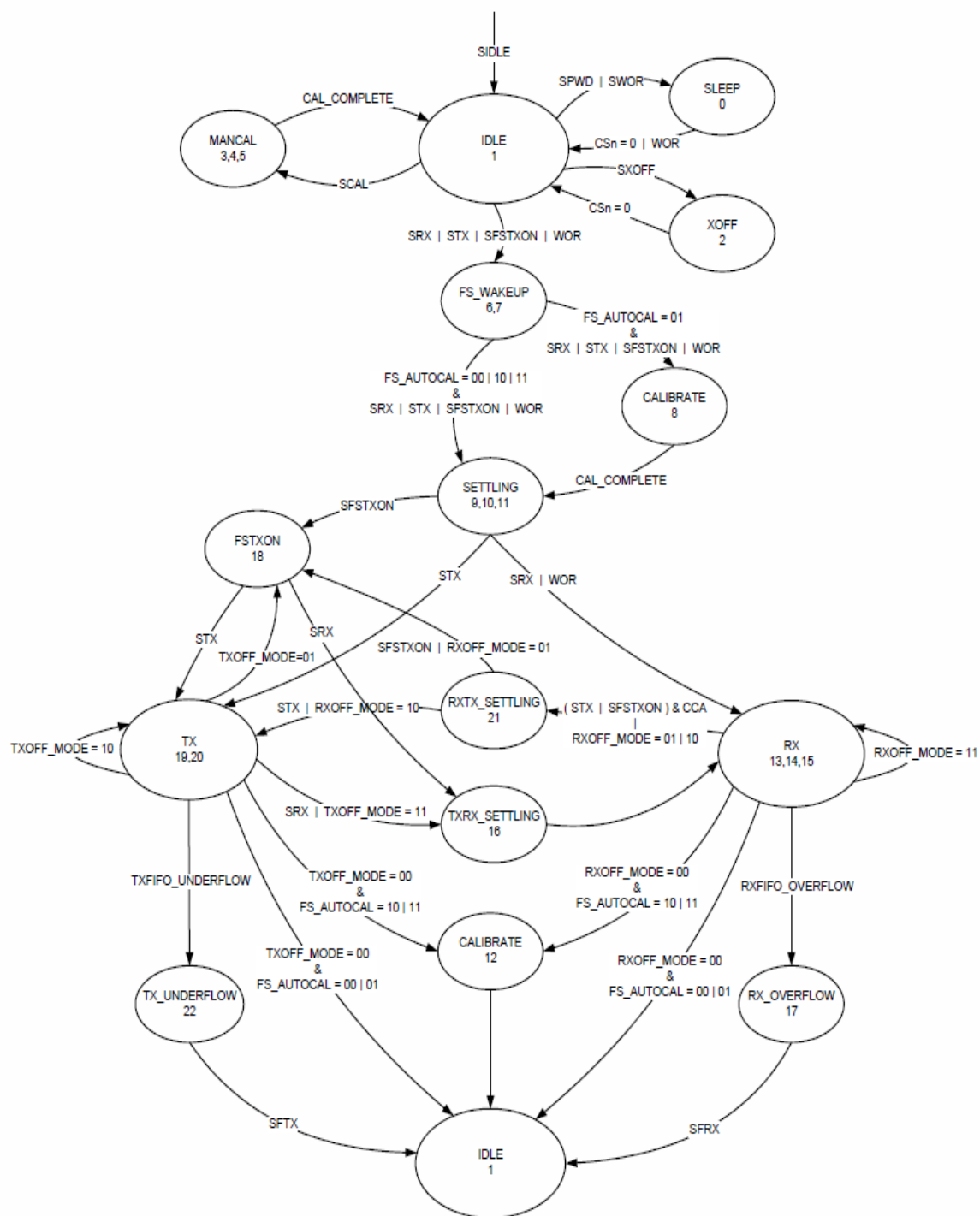


圖 33、無線狀態控制圖

2.6.4 飛行器飛行動作控制

飛行器接收到遙控器的訊號後，依據訊號及姿態角度訊號判斷飛行器的飛行方向及姿態，並藉由調整不同馬達的轉速，進而設定飛行器的飛行動作。

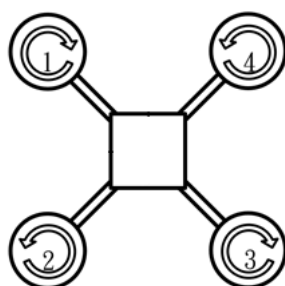


圖 34、馬達旋轉示意圖-2

在遙控器指令中主要分為前進、後退、左移及右移之傾斜姿態；左旋及右旋之旋轉姿態；上升及下降之平移姿態，在傾斜姿態中，提高飛行器半側電機之轉速，並降低另半側電機轉速，使飛行器姿態傾斜，由傾斜姿態下造成螺旋槳升力可分成使飛行器上升之垂直力之及使飛行器平移之水平力，在垂直力足夠支撐飛行器重量之狀況下，由水平力使飛行器做相對應傾斜方向之平移運動；在旋轉姿態中，由於飛行器之螺旋槳旋轉方向所造成的相對運動，因此需有半數螺旋槳正轉，半數螺旋槳逆轉，且須做對角搭配，螺旋槳相鄰轉向需不一樣，以此達到轉動平衡，而如欲轉動機身，僅需要提高相對應轉向之電機轉速，降低其餘轉向電機轉速，在飛機升力平衡狀態下，由相對應螺旋槳之扭矩力使飛行器作旋轉運動；在平移

姿態中，飛行器原先之四個電機為懸停姿態下的轉速，藉由同時增加或減少四個電機之轉速，使飛行器做垂直方向的上升或下降之姿態運動。依據上述姿態相對運動，飛行器之各姿態馬達相對轉速變化如表格 12 所示，由懸停轉速為基礎，在各姿態運動做電機轉速之調整。

表格 12、姿態與馬達調速

	馬達 1	馬達 2	馬達 3	馬達 4
懸停	—	—	—	—
上升	↑	↑	↑	↑
下降	↓	↓	↓	↓
左旋	↑	↓	↑	↓
右旋	↓	↑	↓	↑
前進	↓	↑	↑	↓
後退	↑	↓	↓	↑
左移	↓	↓	↑	↑
右移	↑	↑	↓	↓

2.7 系統架構與整合

本單元將詳細介紹，感測、控制、通訊三大系統的整合，及組裝成四軸飛行器的相關架構圖、接線方式等。

本專題主控版為新唐 NUC140 系列(如下圖所示)，在線路架構上有兩塊 140，其一為主控版，另一則作為通訊，由遙控端傳輸所使用控制板。感測器為 MPU9250(九軸)及 MS5611(氣壓計)，皆由 I2C 的傳輸方式回傳給主控版。指令輸入方式則由遙控器透過 CC1101 傳回主控版，傳輸方式為 SPI。輸出則由主控板綜合所有資訊，轉換成姿態及 PWM 給予調速器，控制馬達輸出的轉速，來達到控制飛行器的效果。

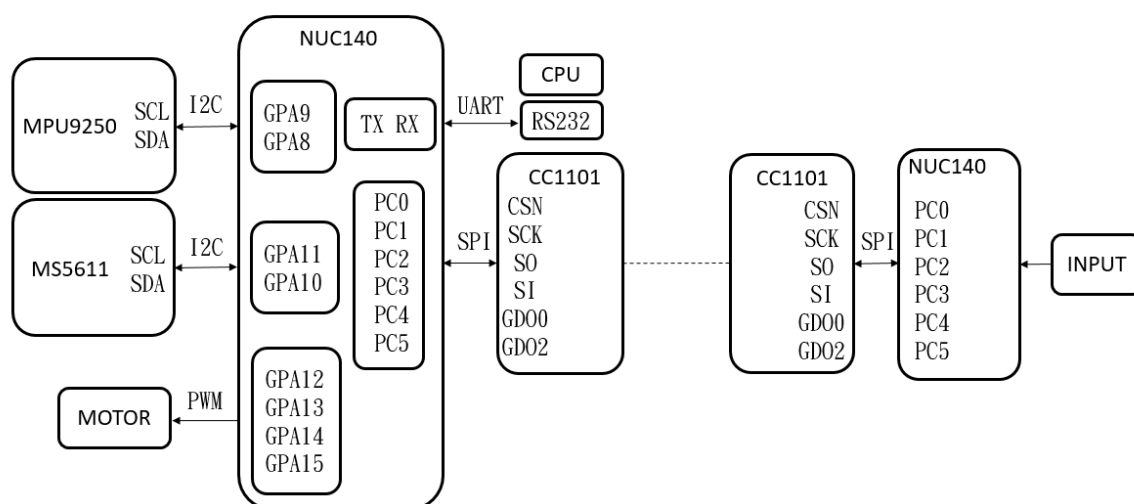


圖 35、整體接線圖

下圖為本專題的架構及流程圖，由左排至右排，分別為感測、控制、通訊系統，下方為飛行器電機及硬體部分。

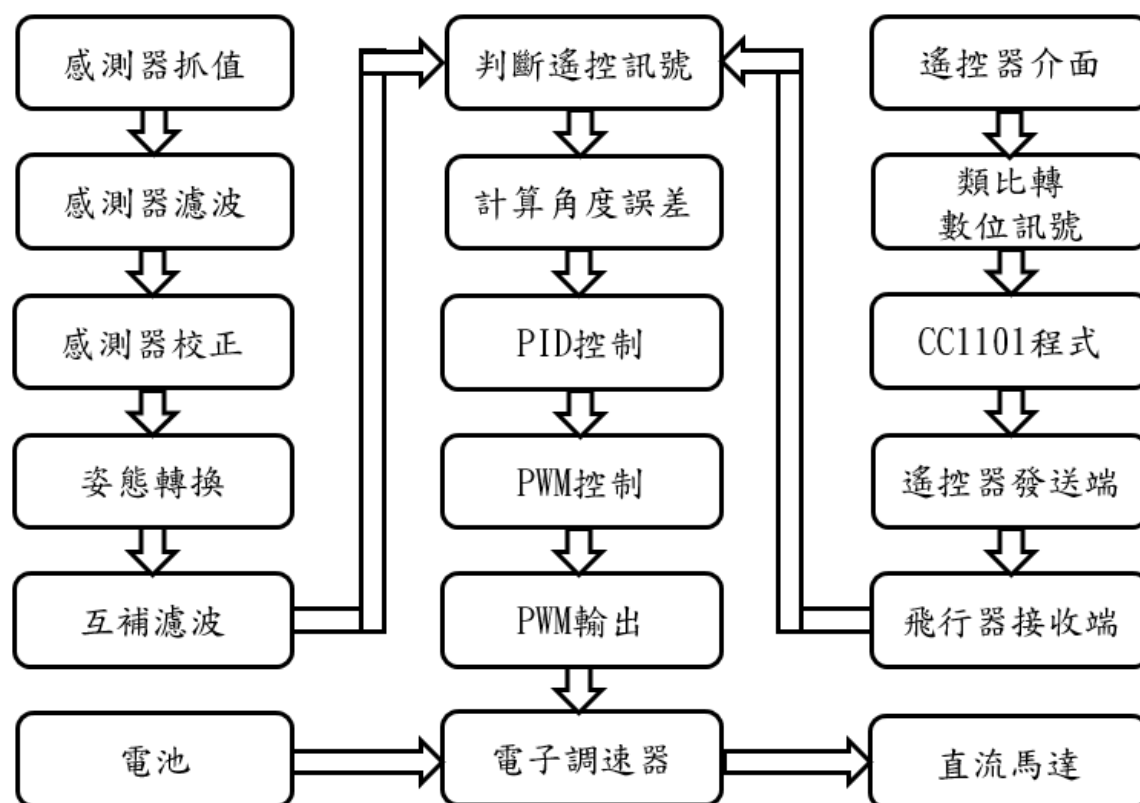


圖 36、整體系統架構

第三章 研究步驟與進度表

本章節將針對整個專題的實施及進度，做更為詳細的敘述。從進實驗室至今，搜尋文獻、相關知識，構思未來方向，抓取所有需要的物理量，至設計控制系統流程及通訊方式。

表格 13、研究步驟表

月 份 工作項目	2016						2017					
	7	8	9	10	11	12	1	2	3	4	5	6
程式語言及8051練習												
新唐實驗版練習												
抓取感測訊號及濾波												
設計控制系統												
抓取資料及通訊解碼												
整合與實裝												
實際測試												
程式修正												
文獻探討												
報告撰寫												

月 份 工作項目	2017						2018					
	7	8	9	10	11	12	1	2	3	4	5	6
程式語言及8051練習												
新唐實驗版練習												
抓取感測訊號及濾波												
設計控制系統												
抓取資料及通訊解碼												
整合與實裝												
實際測試												
程式修正												
文獻探討												
報告撰寫												

表格 14、進度審核表

工作項目	預定完成日期	查核項目	達成與否	落後原因檢討	完成日期
程式語言及 8051 練習	105.9.14	1.了解 C 語言的架構 2.成功使用 8051 製作出可切轉速之模型車	<input checked="" type="checkbox"/> 是 <input type="checkbox"/> 否	無	105.9.14
新唐實驗版練習	105.10.12	1.學會解釋學習版上的程式功能 2.了解如何使用 datasheet	<input checked="" type="checkbox"/> 是 <input type="checkbox"/> 否	時序圖認知錯誤，已請教老師	105.10.15
抓取感測訊號及濾波	106.5.31	1. 抓取陀螺儀數值 2. 抓取加速度計數值 3. 抓取磁力計數值 4. 抓取氣壓計數值 5. 將上述濾波	<input checked="" type="checkbox"/> 是 <input type="checkbox"/> 否	1.磁力計程式編寫設置錯誤，導致溢位現象。 2.氣壓計為後來追加之進度，因探討文獻得知，需要高度參數。	106.10.1 107.4.15 (氣壓計)
設計控制系統	107.3.12	1. 設計控制器 2. 撰寫姿態融合 3. 輸出 PWM 及克服馬達、調速器相關問題 4. 電腦介面上調整 PID 參數	<input checked="" type="checkbox"/> 是 <input type="checkbox"/> 否	1.調速器一開始沒有正常開啟，且說明書過於籠統，參考大量文獻後，方能使用。 2.PID 參數調整時間超出預期。	107.4.2
抓取資料及通訊解碼	107.4.2	1. 設計遙控器 2. 撰寫發送與接收程式 3. 架構通訊系統	<input checked="" type="checkbox"/> 是 <input type="checkbox"/> 否	接收端程式尚有未處理程序，導致無法接收。	107.5.26
整合與實裝	107.5.1	將硬體及晶片電路裝置飛行器	<input checked="" type="checkbox"/> 是 <input type="checkbox"/> 否		107.5.1
實際測試	107.5.15	1. 因通訊系統未完成，暫代有線方式調整數值 2. 校正 PID	<input type="checkbox"/> 是 <input checked="" type="checkbox"/> 否	PID 參數仍在校正階段	尚未完成
報告撰寫	107.5.20	撰寫此報告書	<input checked="" type="checkbox"/> 是 <input type="checkbox"/> 否		107.5.22
程式修正	持續	不斷修正程式錯誤	持續		
文獻探討		探討論文及相關文獻			

第四章 結果與討論

4.1 感測器數據濾波

此單元分別將加速度計、陀螺儀、磁力計各三軸及氣壓計、溫度計的測量濾波結果，並與濾波前後做比較。

4.1.1 加速度計濾波

加速度計為融合時的重要指標，且具能修正陀螺儀的積分誤差，而感測器所量測之值，皆會受到外界干擾及雜訊的影響，故濾波扮演著重要的角色。加速度計主要雜訊來源為突波現象，藉由上述平均濾波的方式，能將其電壓或電流的脈衝消除。

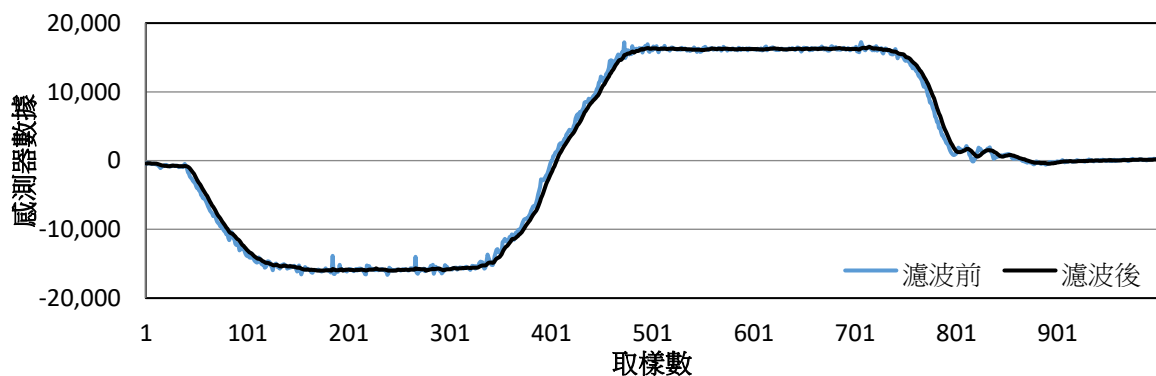


圖 37、加速度計 X 軸-濾波前後比較

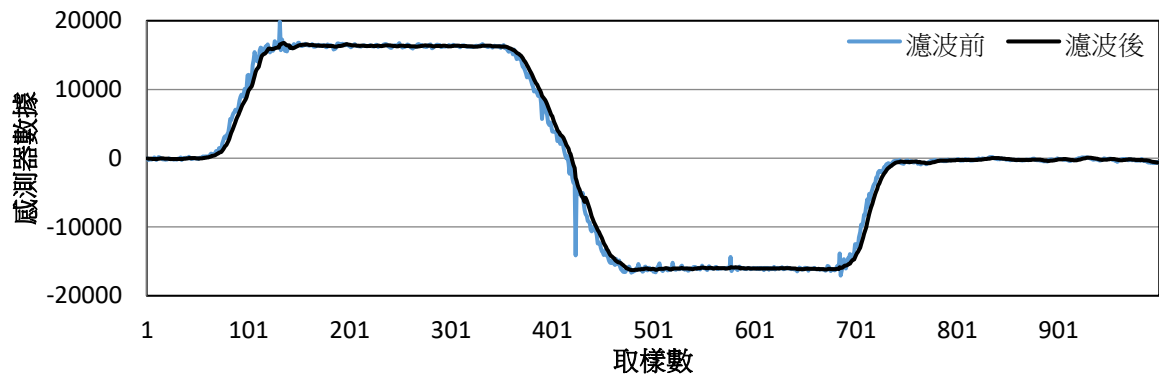


圖 38、加速度計 Y 軸-濾波前後比較

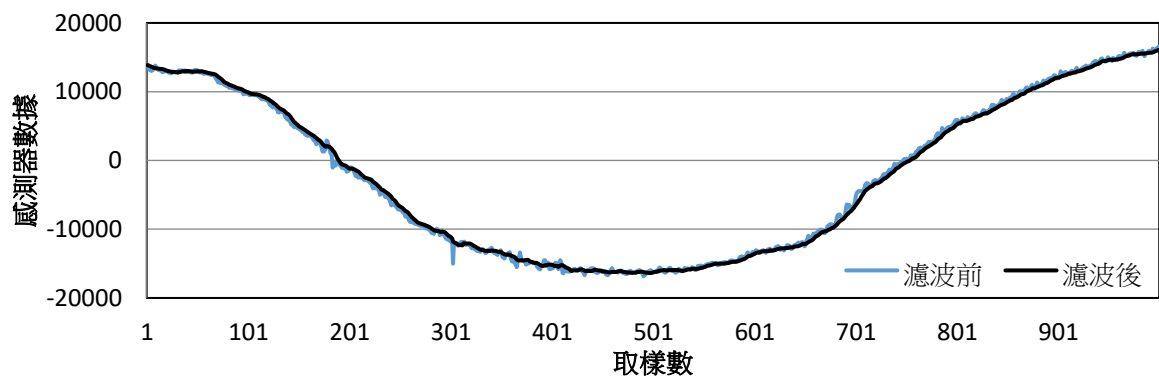


圖 39、加速度計 Z 軸-濾波前後比較

4.1.2 陀螺儀濾波

陀螺儀會受外界及震動時的干擾，又因自身靈敏度過高，易產生雜訊，因此將其濾波亦是重要，不過較於加速度，較不明顯。

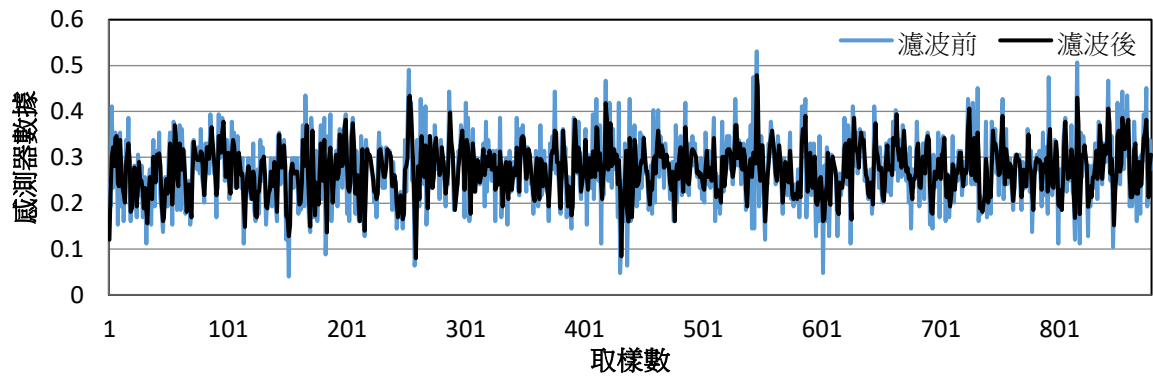


圖 40、陀螺儀 X 軸-濾波前後比較

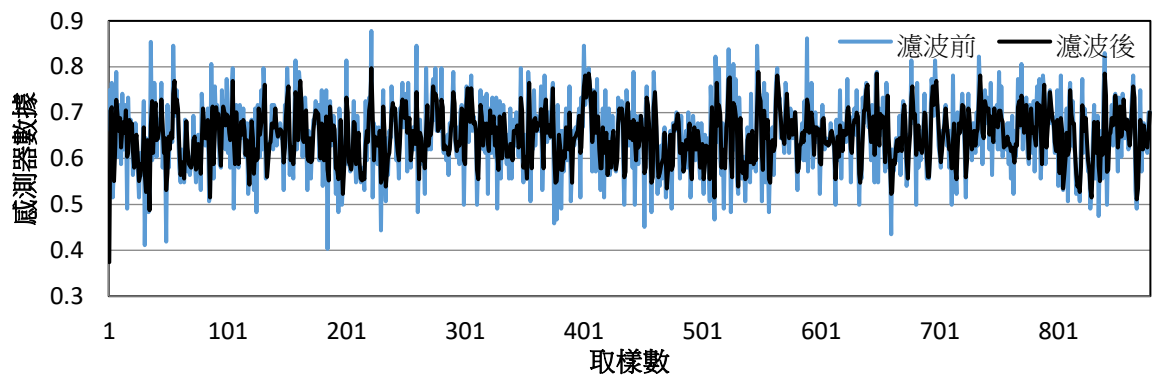


圖 41、陀螺儀 Y 軸-濾波前後比較

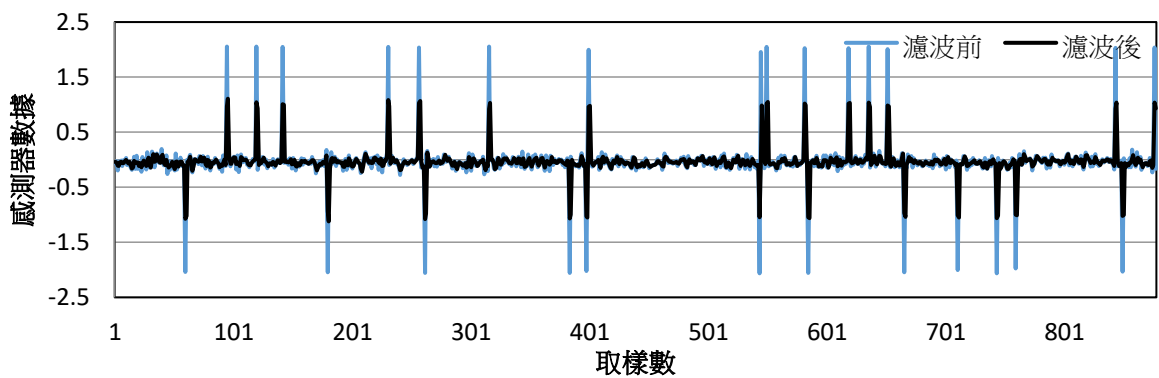


圖 42、陀螺儀 Z 軸-濾波前後比較

4.1.3 磁力計濾波

磁力計取樣方式較為大量，極值較易產生誤差，故須做濾波，以降低偏差量及外在磁場影響。

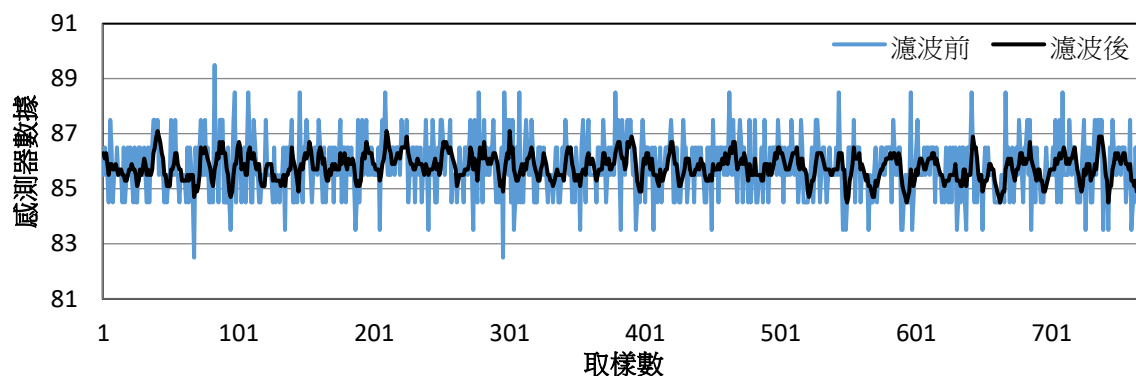


圖 43、磁力計 X 軸-濾波前後比較

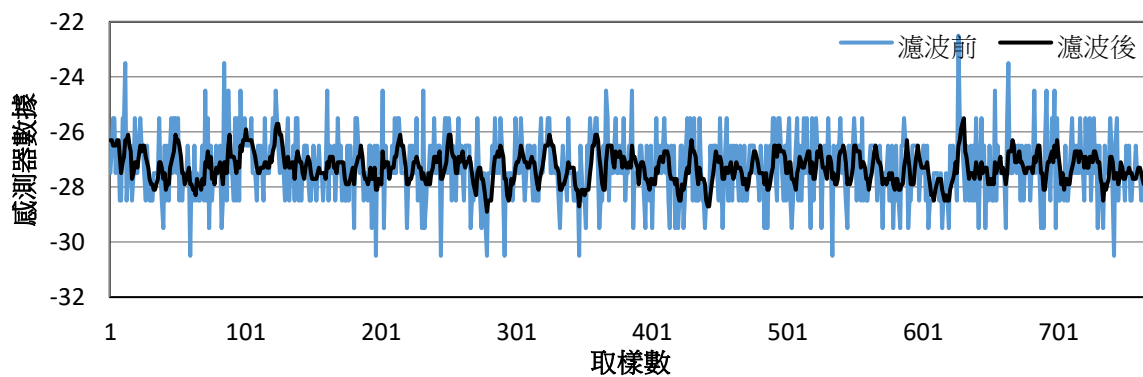


圖 44、磁力計 Y 軸-濾波前後比較

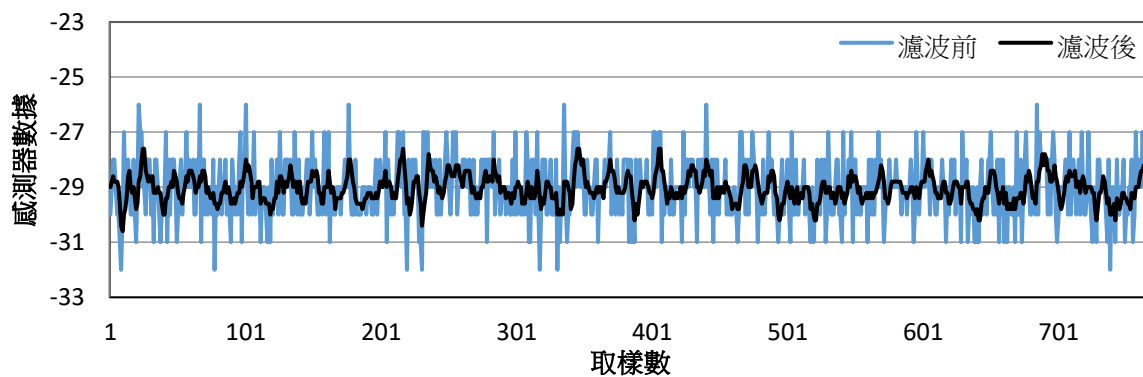


圖 45、磁力計 Z 軸-濾波前後比較

4.1.4 高度計濾波

高度計為氣壓計及溫度計所融合之感測器，所以此單元分為氣壓計的濾波及溫度計的濾波，其中以溫度計較為不明顯，主要原因是溫度計本身受外在因素影響較小，且穩定度較足夠，故濾波取樣數較少。而氣壓計，受到風場或壓力，都有可能改變其值，且靈敏度較大，容易浮動。

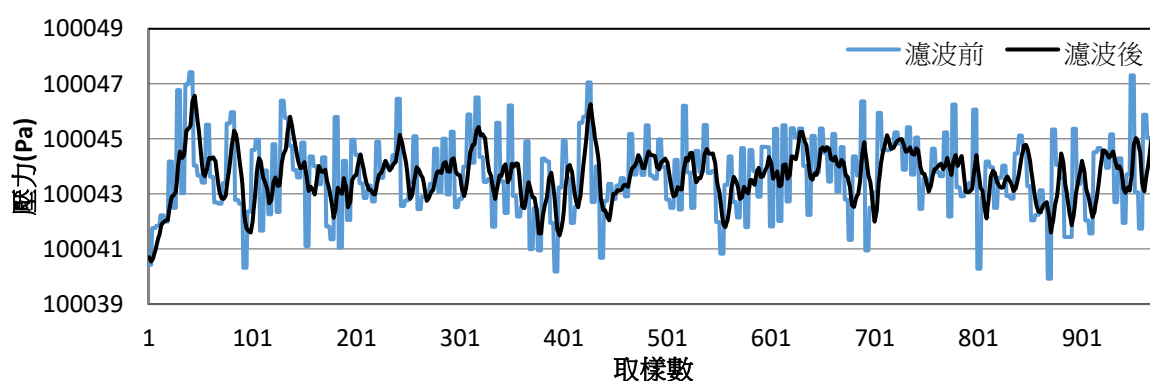


圖 46、氣壓計-濾波前後比較

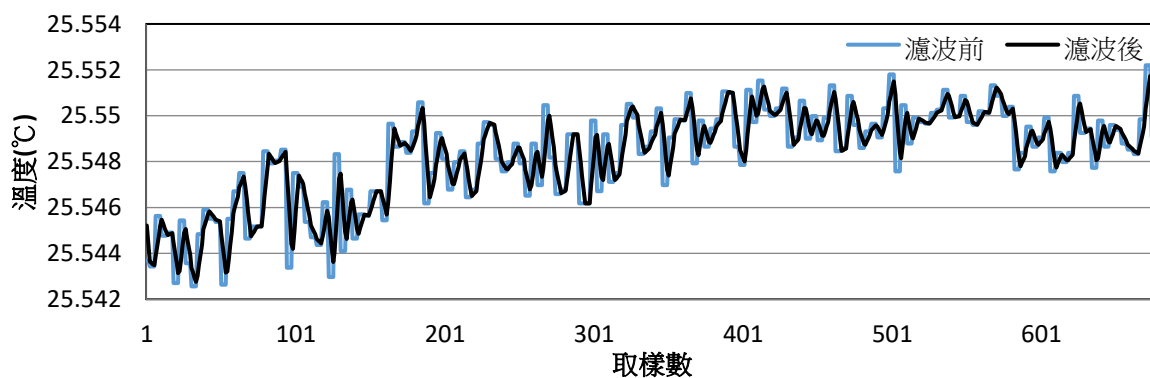


圖 47、溫度計-濾波前後比較

4.1.5 動平均濾波參數

以 2.4.2 之方法，將 4.1.1 至 4.1.5 所有濾波之取樣參數紀錄於下表。

表格 15、SMA 取樣數

項目	SMA 取樣數(N)
陀螺儀	2
加速度計	10
磁力計	5
壓力計	10
溫度計	5

4.2 感測器數據校正

4.2.1 陀螺儀校正

陀螺儀校正數值又分角度校正及靜態偏移量校正。

其一，靜態偏移量則是取若干筆資料後，以趨勢線的方式，擷取所需之基準，並以方程式 y 之截距，作為陀螺儀的靜態偏移量。如下圖所示，由下而上分別為 XYZ 三軸。

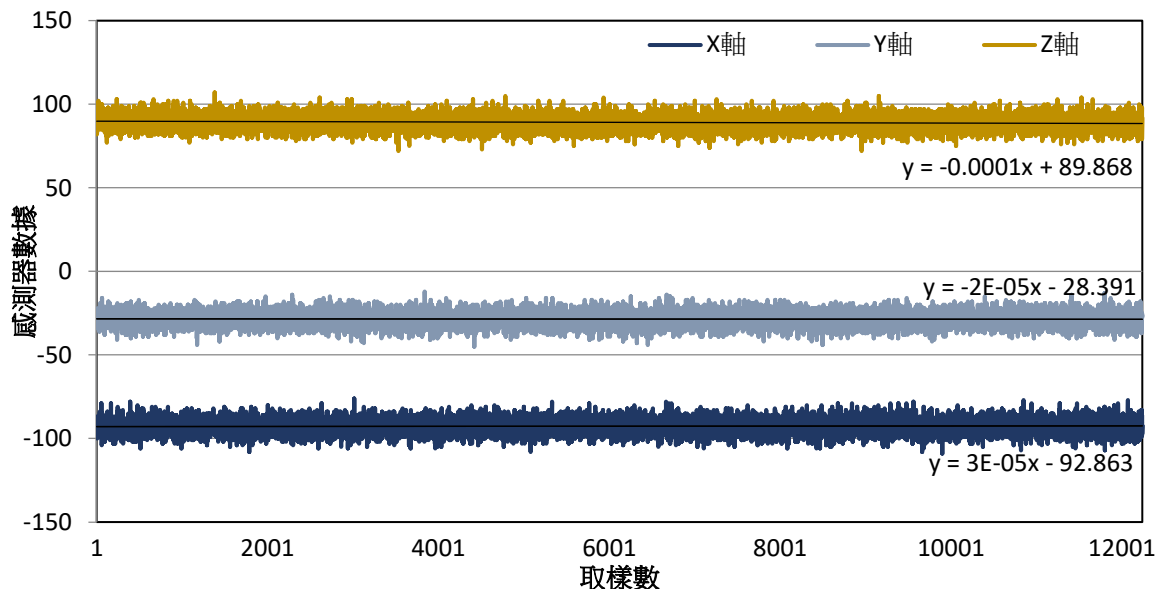


圖 48、陀螺儀靜態偏移量

其二，為角度校正，將各軸旋轉 90 度，取樣數為 2954，以該值計算出倍率，即可進行角度校正。

4.2.2 磁力計圓心校正

磁力計目前針對內部硬磁校正，是因為軟磁影響較小，考慮採樣速率，且磁力偏差主要與磁場及外在因素，故針對內部硬磁進行校正，將其磁力圓心做偏移，達到磁力圓心校正。

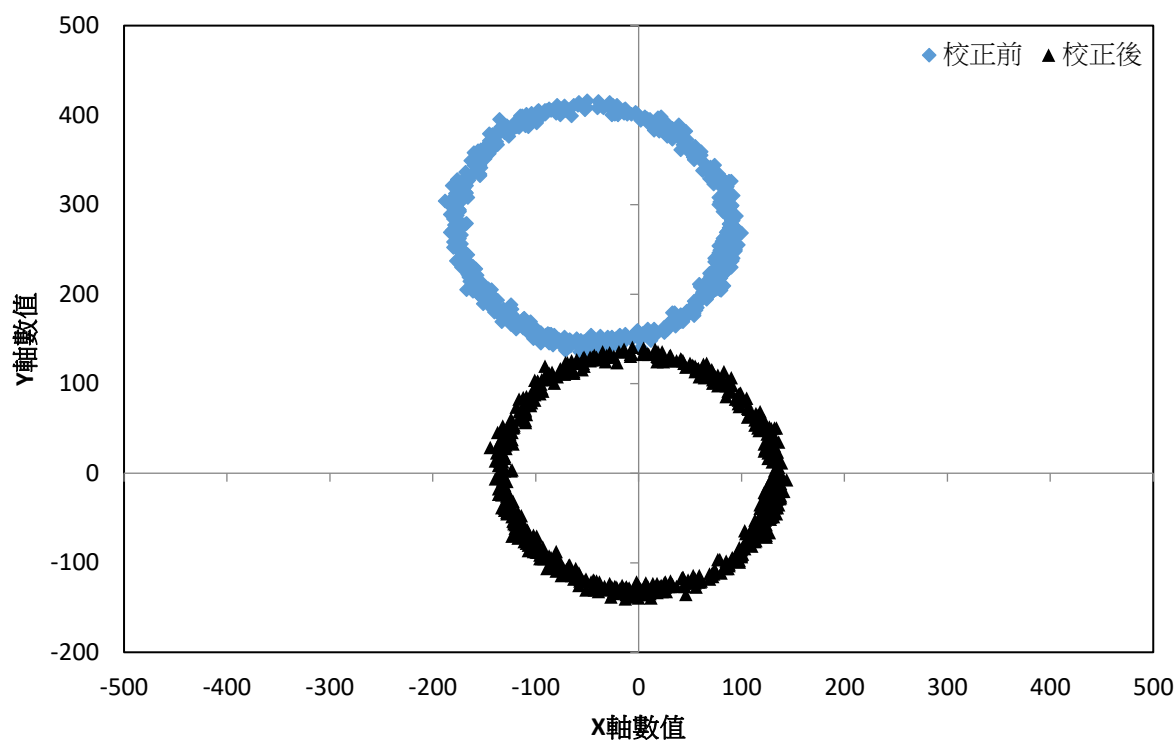


圖 49、磁力計圓心校正-XY 平面

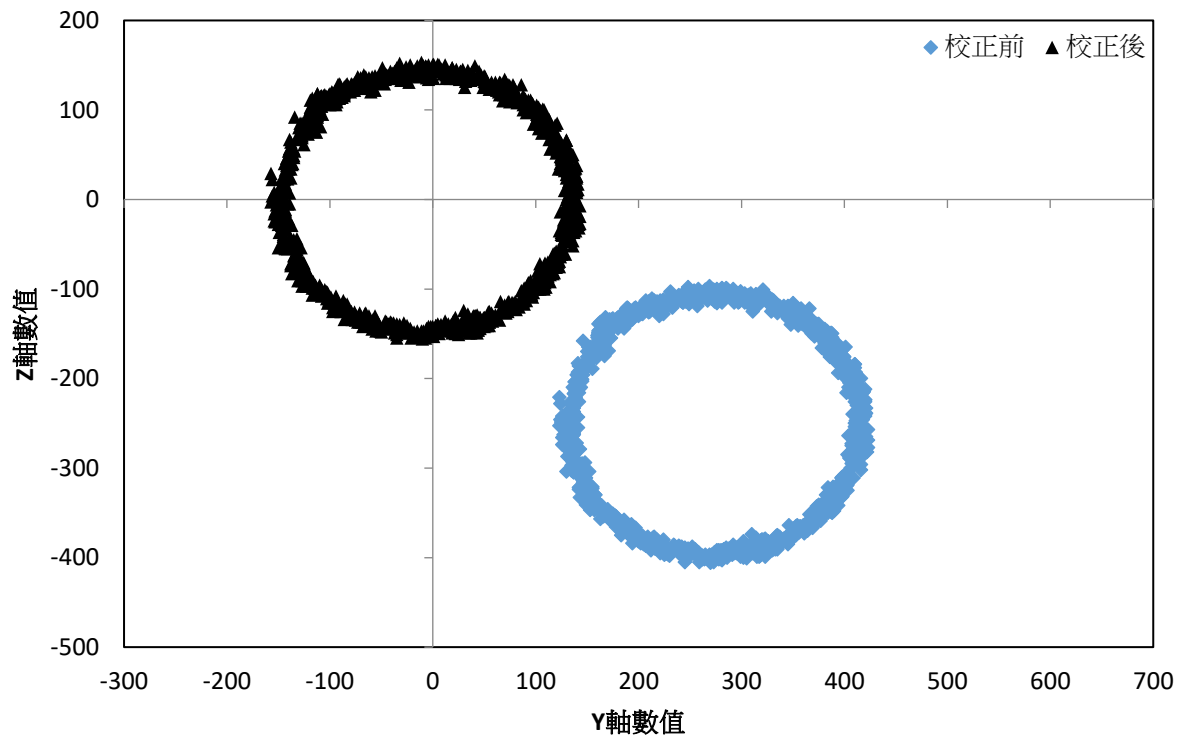


圖 50、磁力計圓心校正-YZ 平面

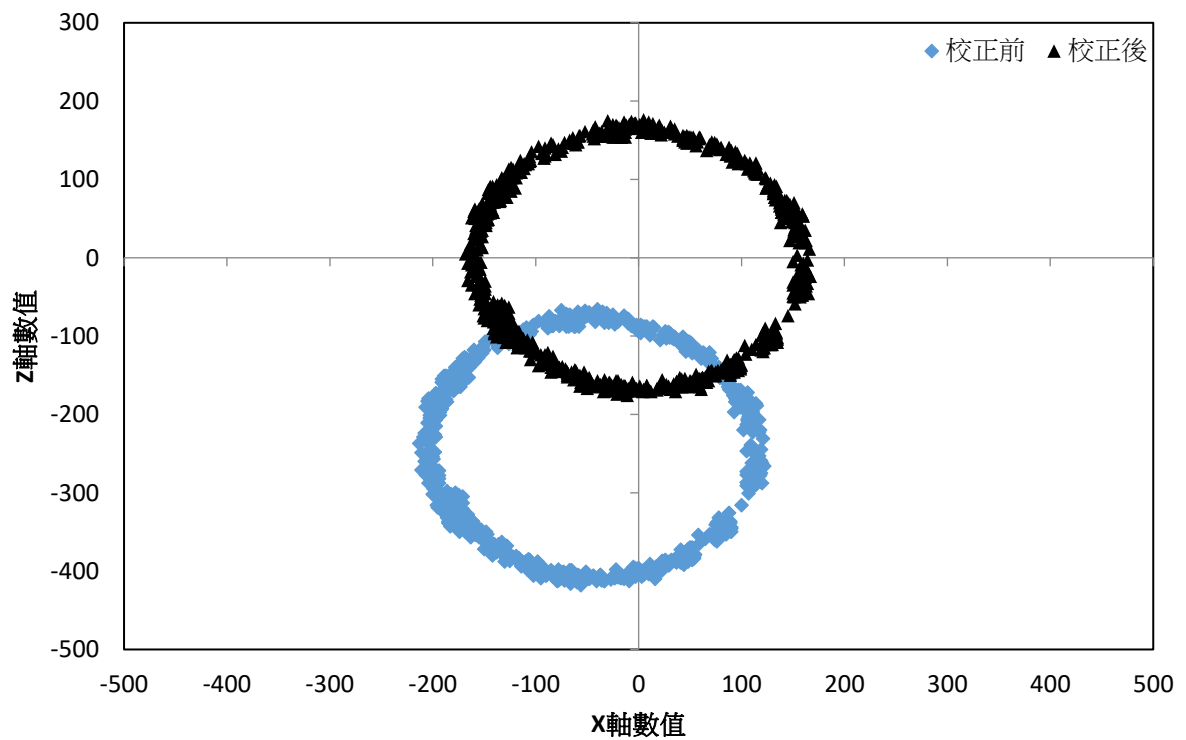


圖 51、磁力計圓心校正-XZ 平面

4.3 姿態融合

4.3.1 roll pitch yaw 姿態

此單元將上述姿態融合作前後比較，分別旋轉並記錄 roll、pitch、yaw 姿態之角度，並從圖中看出趨勢及特性。下方三圖中，橫軸皆為數據筆數，縱軸為角度。

下圖為 roll 之圖，融合前之淺色線為陀螺儀所量測之數據，轉換成 roll，融合後因加速度計補償陀螺儀，使得深色線更為準確轉換成 roll。不但可補償陀螺儀一開始初始值不穩定的問題，更能將 roll 偏擺後之穩定值，回復到靜態值。

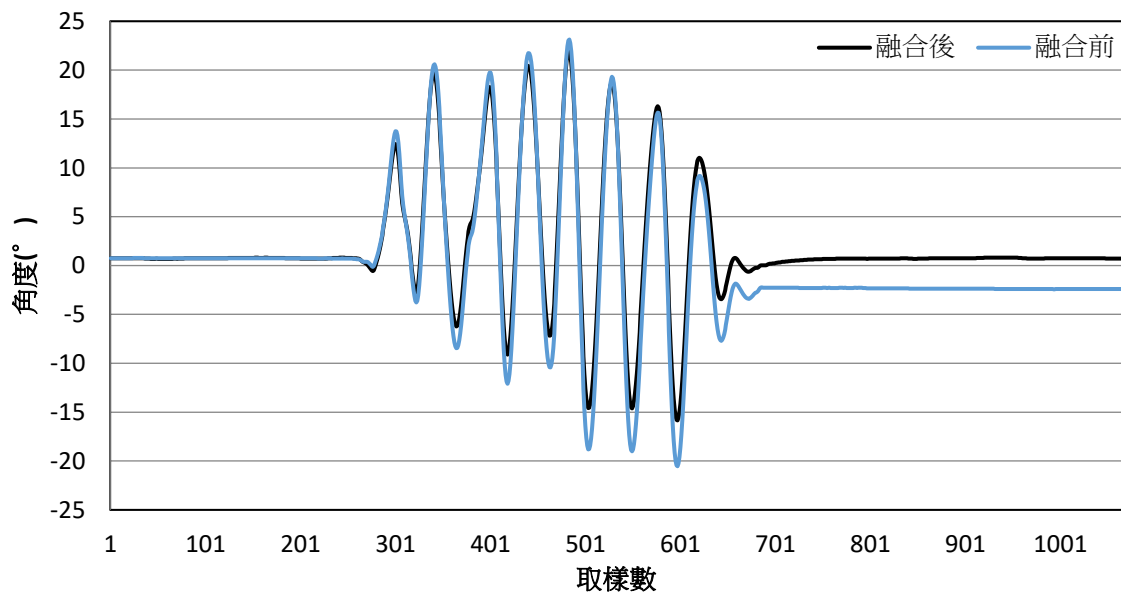


圖 52、姿態融合前後比較-roll

下圖為 pitch 之圖，同 roll，淺色為陀螺儀所轉換之 pitch，深色為加速度計與陀螺儀進行融合，特點亦如上，可增加偏擺後回正值的穩定性，及校正陀螺儀初始值問題。

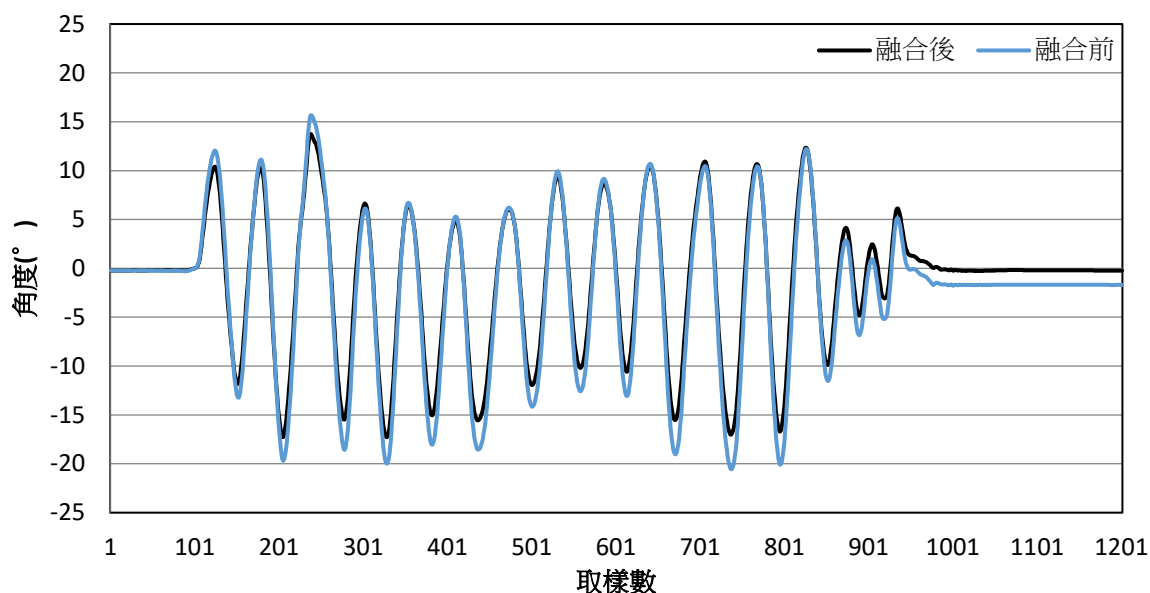


圖 53、姿態融合前後比較-pitch

下圖為 yaw 之圖，利用磁力計及陀螺儀融合後，特點與上述相同。

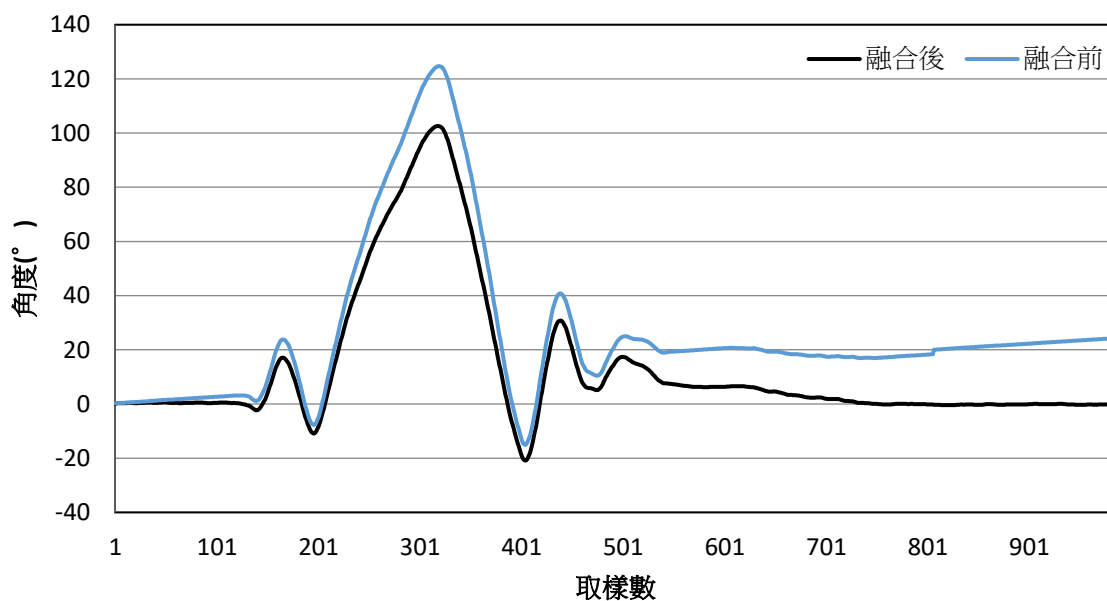


圖 54、姿態融合前後比較-yaw

除上述之三圖可了解其特性，roll(ψ)、pitch(φ)、yaw(θ)的準確性亦十分重要，本專題利用實際量角器之值，與飛行器上之九軸感測器，作實際的比對，並紀錄數值(ψ_{act} 、 φ_{act} 、 θ_{act})與各角度之誤差值，以便控制器能正確接收正確的偏擺量及角度。

表格 16、實際角度誤差-roll、pitch

實際角度	-40°	-30°	-20°	-10°	0°	+10°	+20°	+30°	+40°
$\psi_{act}(^{\circ})$	-41.92	-31.52	-21.36	-11.12	1.09	9.27	19.42	29.24	39.45
Diff.(%)	4.80	+5.06	+6.80	+11.12	X	-7.30	-2.90	-2.53	-1.37
$\varphi_{act}(^{\circ})$	-43.26	-33.29	-23.39	-12.82	-2.66	8.64	20.56	30.62	39.57
Diff.(%)	+8.15	+10.96	+16.95	+28.20	X	-13.60	+2.80	+2.06	-1.07

表格 17、實際角度誤差-yaw

實際角度	+160°	+140°	+120°	+100°	+80°	+60°	+40°	+20°	0°
$\theta_{act}(^{\circ})$	164.10	140.30	117.40	100.40	84.25	65.96	45.23	23.62	4.12
Diff.(%)	+2.57	+0.26	-2.15	+0.46	+5.31	+9.93	+13.07	+18.10	X
實際角度	-180°	-160°	-140°	-120°	-100°	-80°	-60°	-40°	-20°
$\theta_{act}(^{\circ})$	-171.70	-152.20	-135.80	-120.90	-102.70	-83.94	-64.37	-43.32	-21.02
Diff.(%)	-4.60	-4.83	-2.97	+0.78	+2.78	+4.92	+7.28	+8.30	+5.10

4.3.2 高度融合

高度計以溫度計及氣壓計作融合，取出該值為絕對高度。而飛行器所需之要求為相對高度，量測方法為分別以單純氣壓計轉換高度，及溫度補償後轉換高度作為比較，以固定高為 1 公尺之距離測量，並計算出相對高度，確定溫度補償後的高度是否準確。配合 2.4.3 感測訊號校正單元之公式進行轉換，紀錄數據如下表。

針對絕對高度，可利用 GOOGLE-EARTH 定位得出，地平面之高度為約 81 公尺，且專題製作處為二樓，理論海拔高度(Abs H)定為 84 公尺，即可測量並比較結果。



圖 55、google-earth 實際高度圖

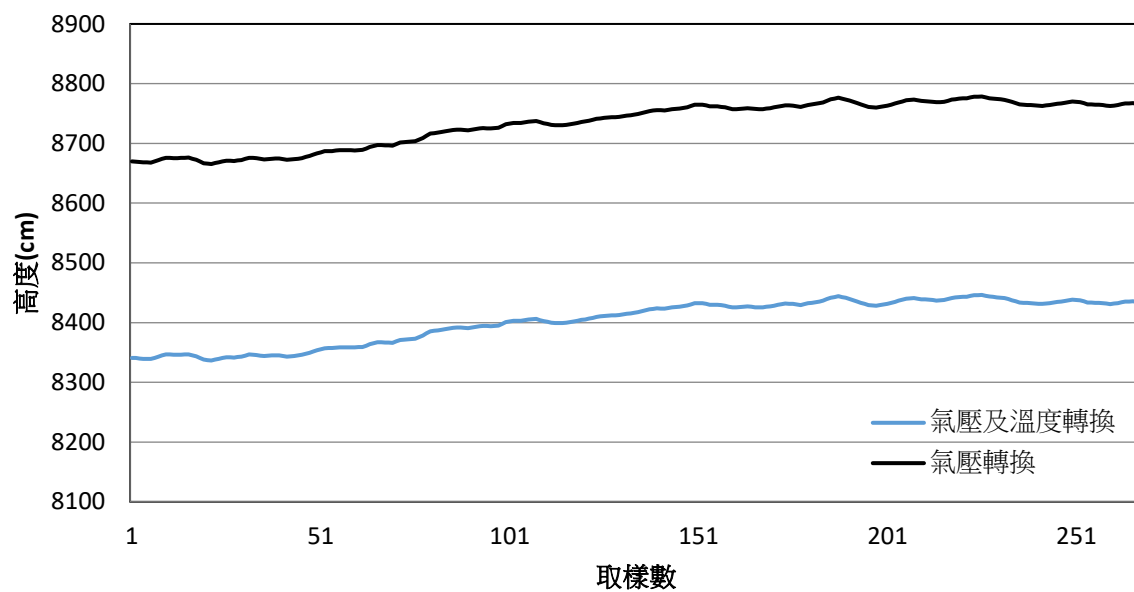


圖 56、溫度補償前後比較

表格 18、溫度補償前後比較表

	氣壓計轉高度	(氣壓計+溫度計)轉高度
H max (cm)	8778.551	8446.344
H min (cm)	8665.474	8336.603
ΔH (cm)	118.188	109.741
Abs H Diff(%)	-3.160	0.754
ΔH Diff(%)	13.077	9.741

4.4 SPI 解碼

為了確認晶片與晶片間傳輸的資料是否正確，我們利用數位示波器讀出發送與接收端的訊號，並配合寄存器地址找出所要的資料是否一致。

圖 57 中主要部分為 SingleWrite 的地址 3F，01 則是數據個數。7F 為 BurstWrite 的地址，01 則是發送端要發送的數據。

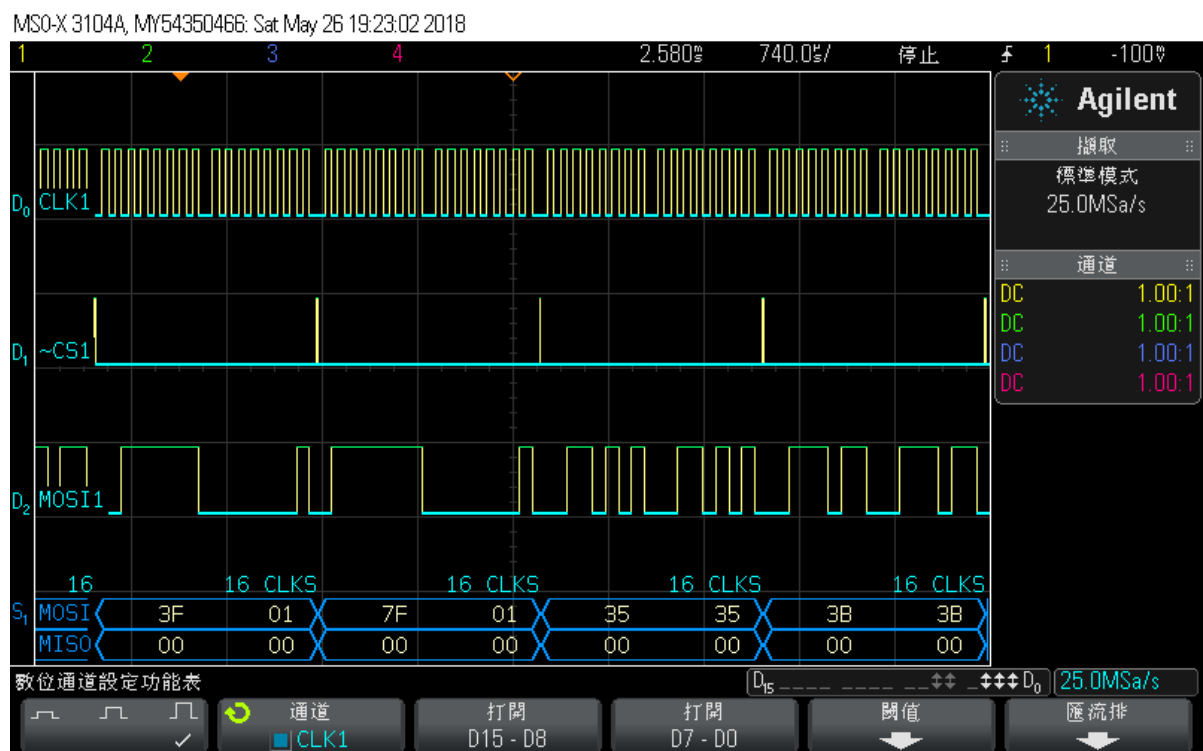


圖 57、發送端 SPI 訊號解碼

而圖 58 之主要部份則為 SingleRead，其地址為 BF，而 01 則是數據的第一個字節，也是該數據的長度。而 FF 則是 BurstRead 的地址，01 則是我們所要接收的數據，67 及 80 則分別為 RSSI、LQI 與校驗用的 CRC 值。

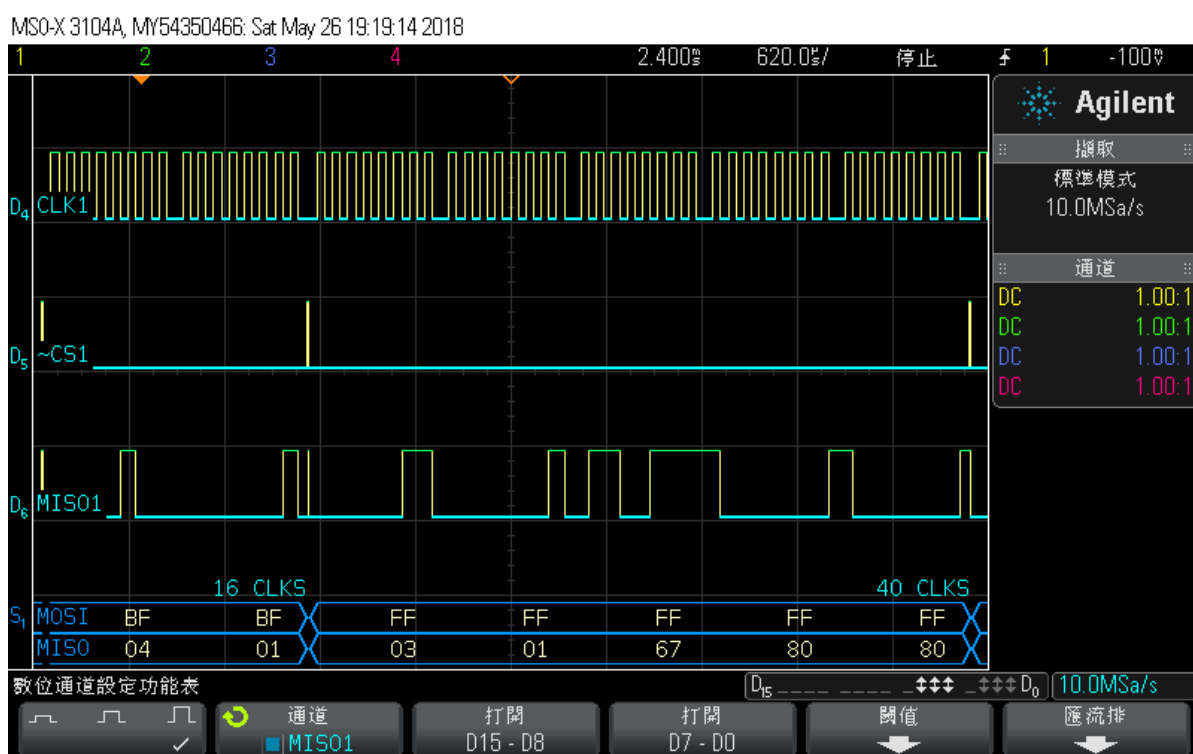


圖 58、接收端 SPI 訊號解碼

4.5 遙控器設計

遙控器硬體部份是利用掃描式鍵盤進行設計，而按鈕有前進、後退、左側飛、右側飛、上升、下降、左旋、右旋及緊急開關等不同功能。

將 SPI 通訊後，本專題利用已設計完成的遙控器，進行遠端傳輸訊息，與期望值相同，且由 LED 燈進行測試，以檢測作動方式是否與我們的需求相同，待完成後，即可通訊於飛行器。

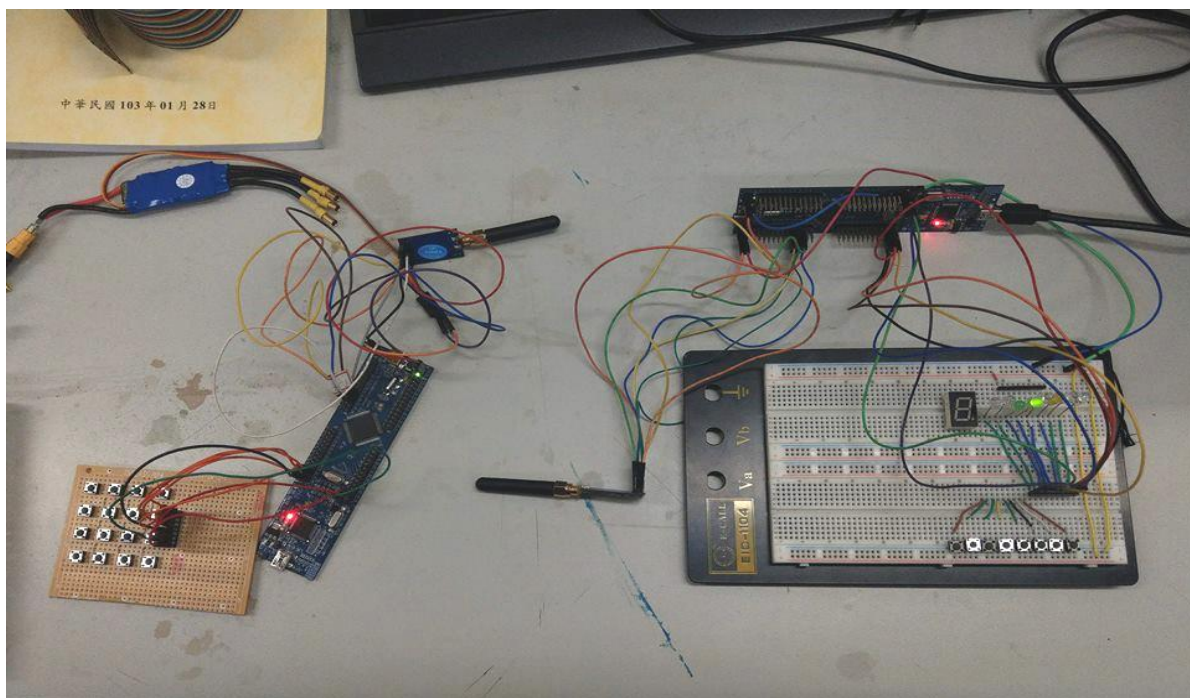


圖 59、遙控器測試圖

4.6 姿態調教

藉由 2.5.4 章節 PID 轉速控制之方法，對 roll、pitch 進行 PID 參數的設置，以及遙控器控制飛行器各姿態，包含水平姿態($\text{roll}=0^\circ$)轉為前傾動作($\text{roll}=10^\circ$)，圖 60；前傾動作轉為水平姿態，圖 61；水平姿態轉為後傾動作($\text{roll}=-10^\circ$)，圖 62；後傾動作轉為水平姿態，圖 63。及水平姿態($\text{pitch}=0^\circ$)轉為右傾動作($\text{pitch}=10^\circ$)，圖 64；右傾動作轉為水平姿態，圖 65；水平姿態轉為左傾動作($\text{pitch}=-10^\circ$)，圖 66；左傾動作轉為水平姿態，圖 67。並比較 PID 調教前後差別。

4.6.1 roll 姿態

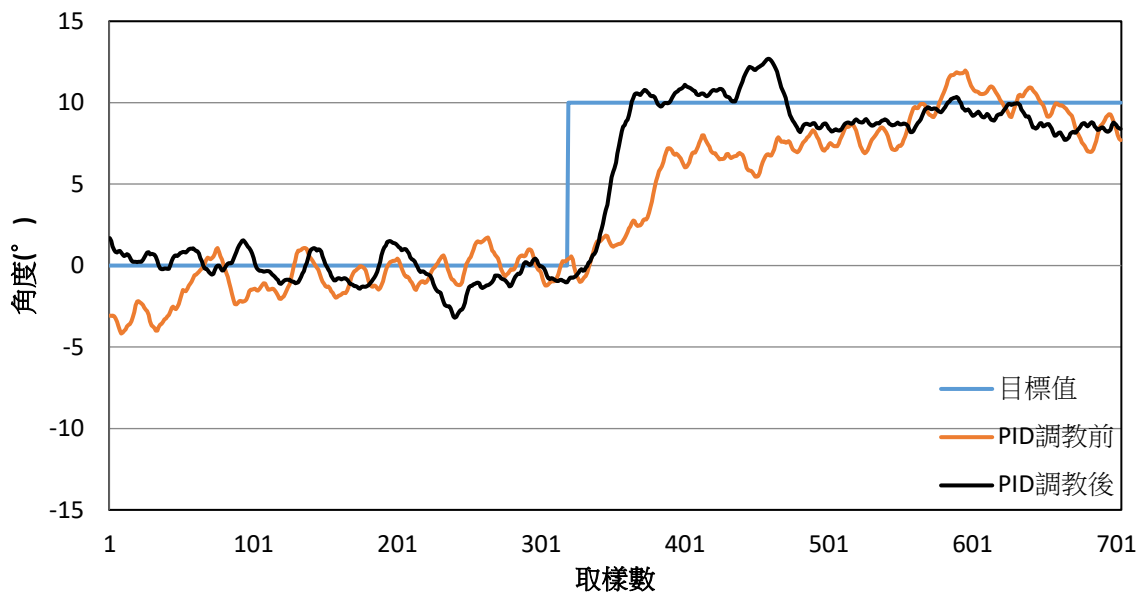


圖 60、roll-PID Adjustment 1

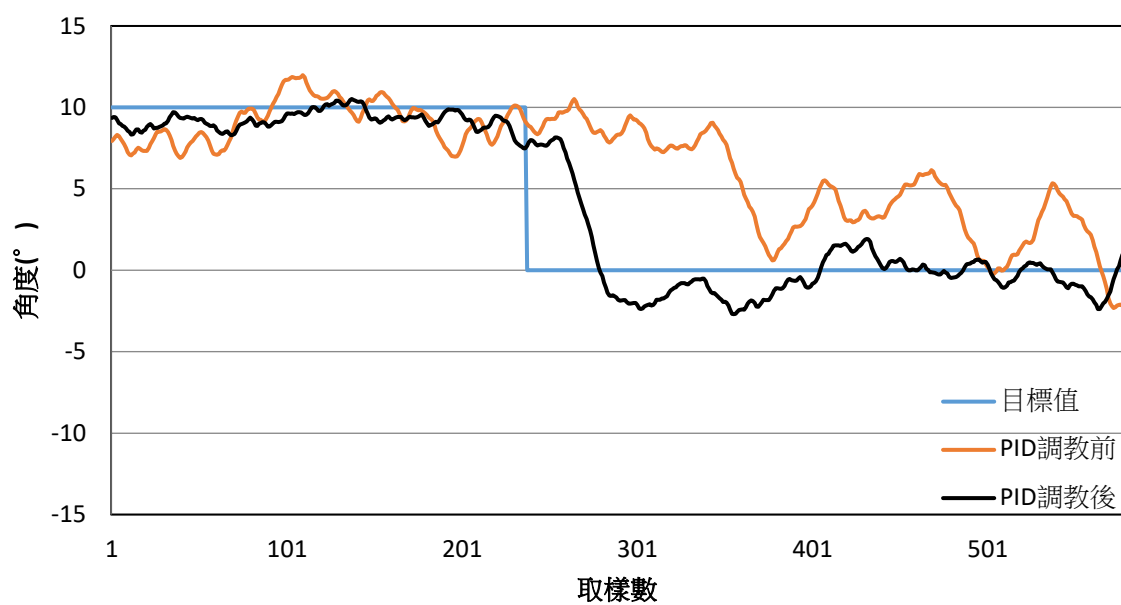


圖 61、roll-PID Adjustment 2

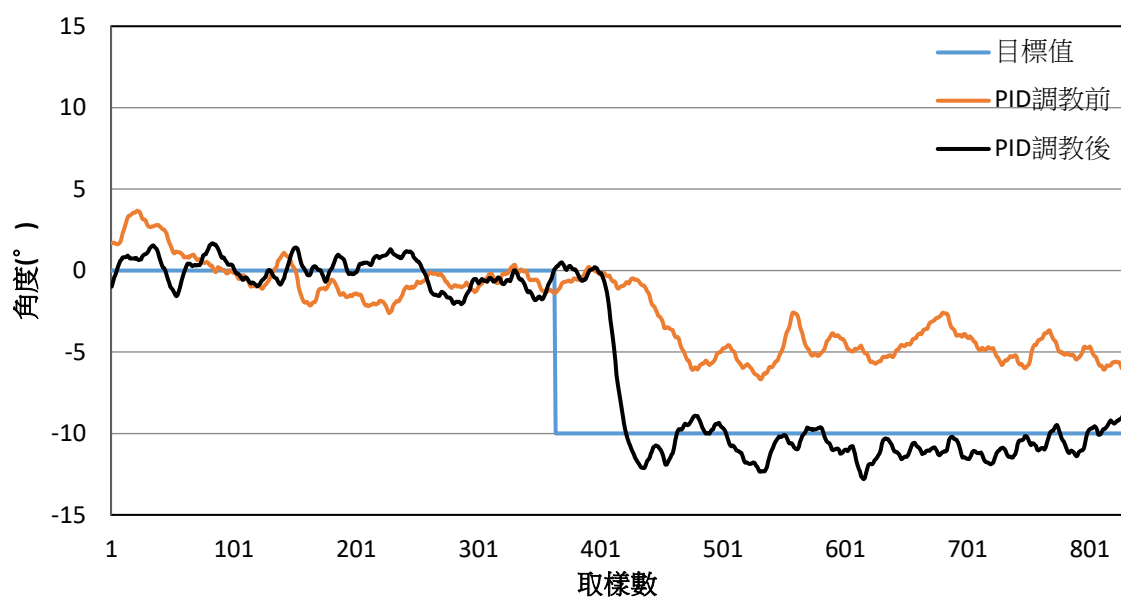


圖 62、roll-PID Adjustment 3

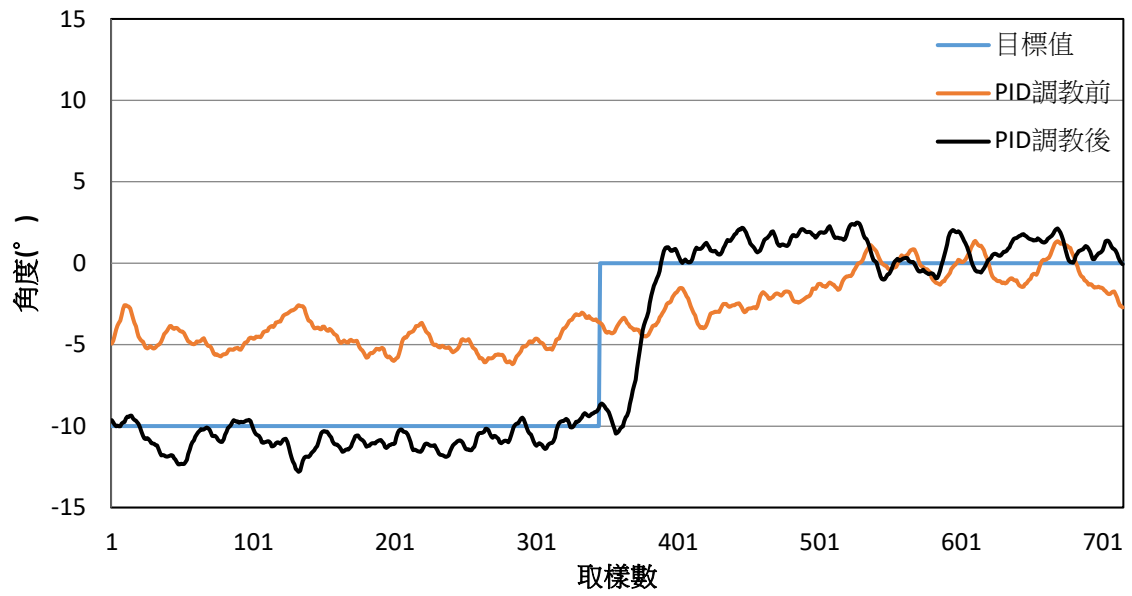


圖 63、roll-PID Adjustment 4

4.6.2 pitch 姿態

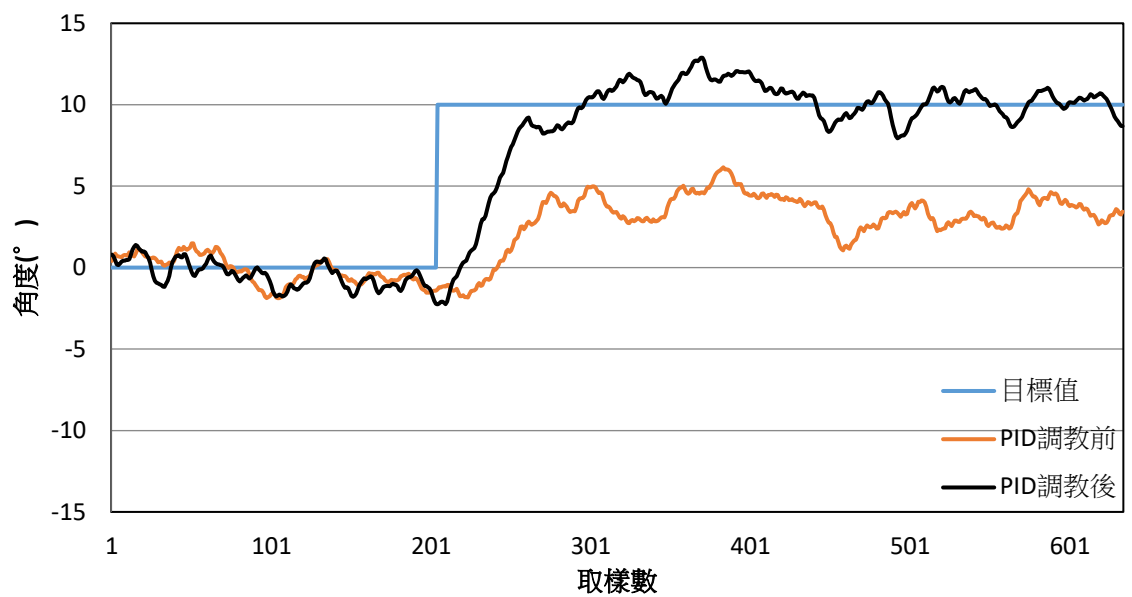


圖 64、pitch-PID Adjustment 1

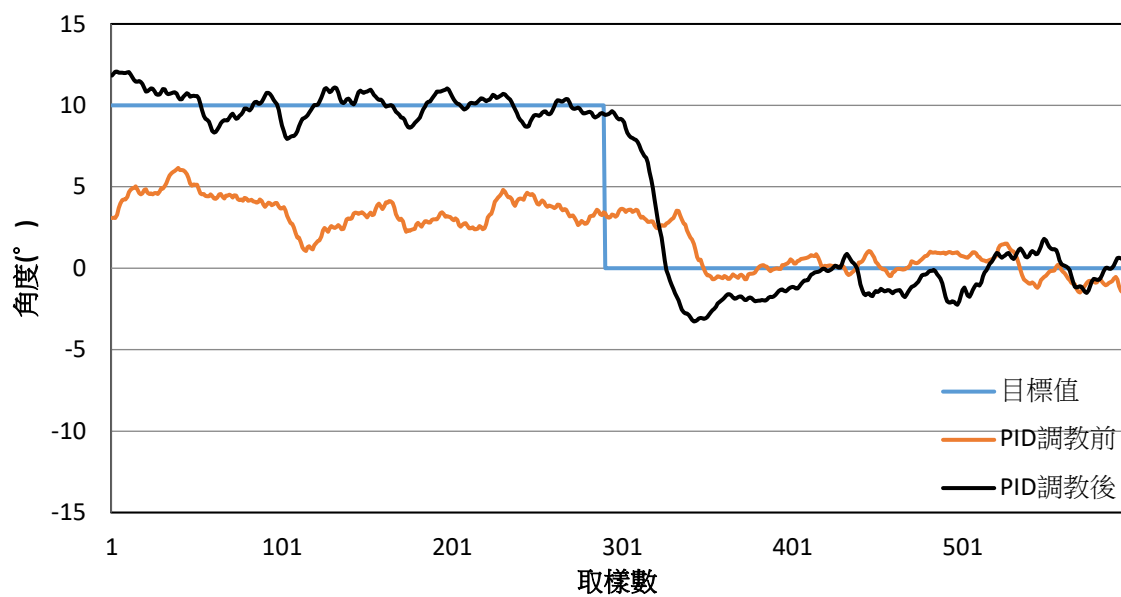


圖 65、pitch-PID Adjustment 2

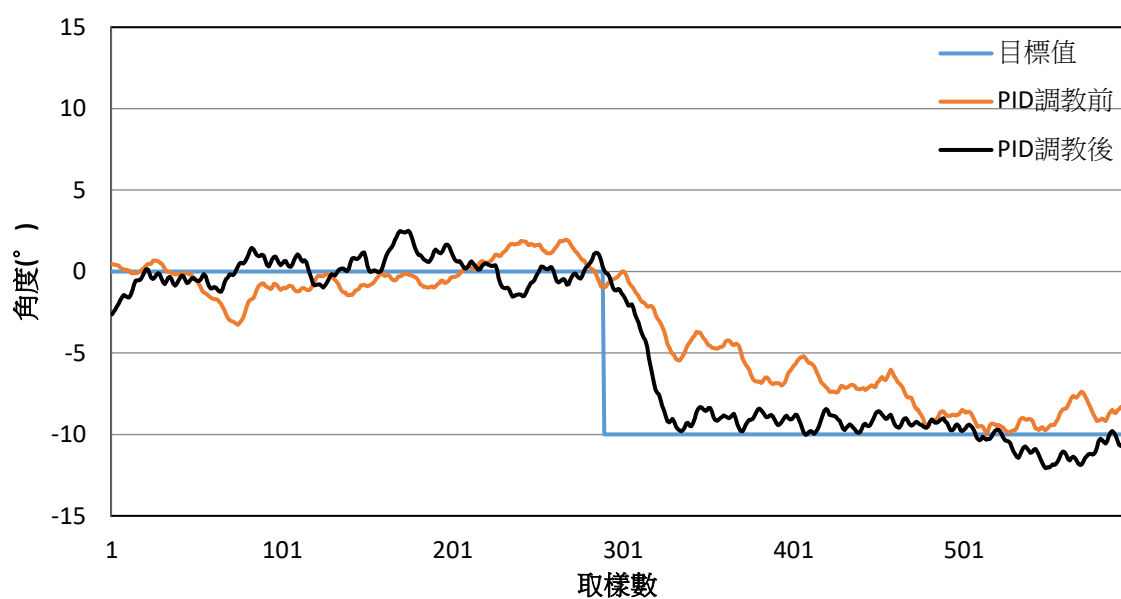


圖 66、pitch-PID Adjustment 3

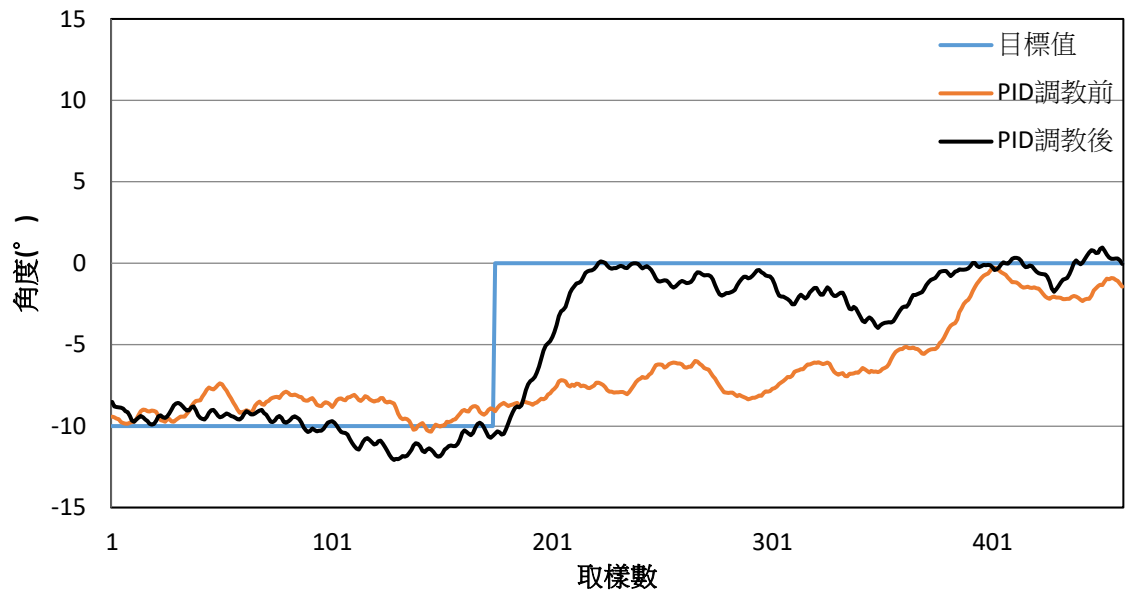


圖 67、pitch-PID Adjustment 4

表格 19、PID 參數

	P	I	D
Roll	4.99	0.05	0.06
Pitch	5.80	0.06	0.15

表格 20、Roll,Pitch 均方根誤差

Fig.		R.M.S.		Avg.	
		改變前	改變後	改變前	改變後
60	調教前	1.615	8.330	-0.906	-8.090
	調教後	1.030	9.598	-0.260	9.531
61	調教前	9.243	5.125	9.143	4.247
	調教後	9.250	1.257	9.232	-0.600
62	調教前	1.437	4.745	-0.207	-4.571
	調教後	0.923	10.786	-0.076	10.755
63	調教前	4.693	1.634	-4.611	-1.100
	調教後	10.800	1.255	-10.772	0.937
64	調教前	0.896	3.751	-0.177	3.627
	調教後	0.909	10.368	-0.451	10.312
65	調教前	3.768	0.960	3.629	0.219
	調教後	10.109	1.427	10.073	-0.835
66	調教前	1.141	7.121	-0.233	-6.650
	調教後	0.942	9.320	0.086	-9.002
67	調教前	8.922	5.598	-8.895	-4.985
	調教後	10.149	1.561	-10.104	-1.096

4.7 飛行器與遙控器硬體



圖 68、飛行器實體圖

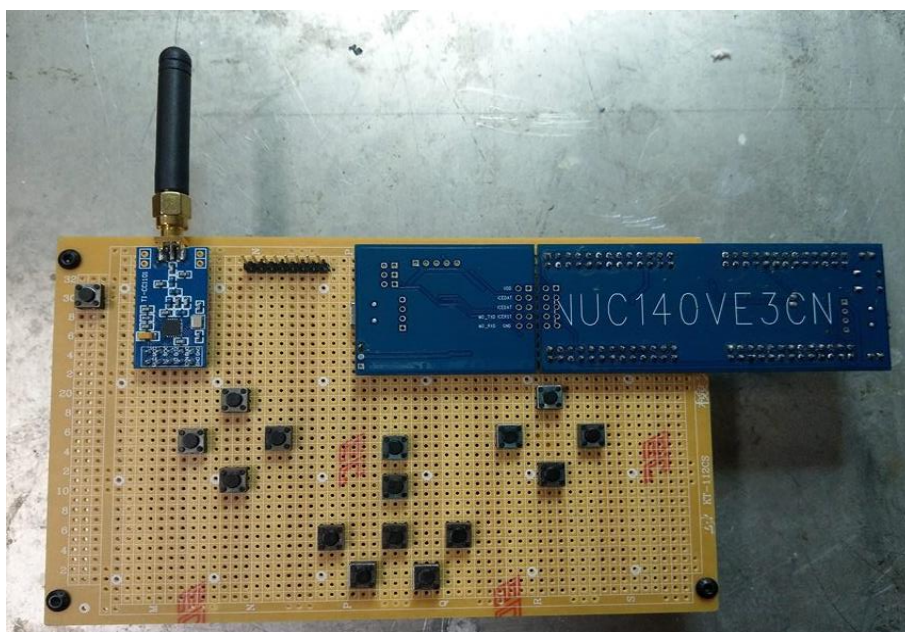


圖 69、遙控器實體圖

第五章 對社會與環境永續發展的影響評估及對策

近年來，四軸飛行器在無人機領域成為了主流，加上智慧型手機的迅速發展，通訊方式快速發展，使用電子飛行控制系統，等於如虎添翼。以油門響應速度迅速的電動機作為動力系統，更是克服了四軸飛行器的缺點，不但飛行穩定，且操控靈活，可用於許多特別的空間。

與一般直升機相比，除了機體小、較輕，更有許多優點，例如旋翼角度固定、結構簡單、葉片較短、葉片末端的線速度慢，當發生碰撞時衝擊力小，不容易損壞等，對行走路上的人們更為安全。因為體積小、重量輕，攜帶方便，能輕易進入人類無法碰觸或潛入的惡劣環境中，也可以用來幫助取景、災區監控、地形勘探的飛行任務。最近，更使用在搜救、保全、安控、巡查維護，提供人類更好的生活環境，也可以避免人員危險。

雖然無人機的發展會應各國法規有所限制，但可以預想空拍機，正迅速發展中，也期待在合法的狀況下，能利用飛行器，幫助人們擁有更方便的生活！

第六章 結論

本專題利用九軸感知器及高度計所量測之值，經過濾波、校正與融合，回授至控制器，計算出姿態角，並由實際物理系統調整 PID 參數。且結合通訊系統，做遙控器與飛行器間之橋梁。

□ 已完成項目：

1. 感測器(陀螺儀、加速度計、磁力計、高度計)抓值、濾波、校正
2. 姿態轉換、融合
3. PID 轉速調整
4. PWM 相關調變
5. 飛行器 roll、pitch、yaw 實際控制與 PID 調變
6. 遙控器及飛行器硬體
7. 遙控器發送與接收時序
8. 飛行器接收端通訊

□ 未完成項目：

1. 飛行器實際懸停控制

參考文獻

- [1] 王文宏，2012，四軸飛行器，中原大學碩士論文。
- [2] 廖啟賓，2014，微型四旋翼直升機之模擬、設計與控制，龍華科技大學碩士論文。
- [3] 郭耀文，2013，四旋翼飛行載具之設計與製作，明志科技大學碩士論文。
- [4] 徐嘉偉，2010，應用互補濾波器於慣性感測之運動與姿態角估算，台北科技大學碩士論文。
- [5] 楊郁莉，2012，九軸運動感測器融合及應用，中央大學碩士論文。
- [6] 戴翊展，黃寶強與徐碧生，2014，四旋翼直升機之平衡控制，國立宜蘭大學碩士論文。
- [7] 陳振華、陳憲億、黃俊祥與李俊宏，2000，可程式化遙控四軸飛行器，南華大學碩士論文。
- [8] 楊榮峯，2010，四旋翼機之姿態控制，國立成功大學碩士論文。
- [9] 鄭耀傑，2011，個人行動通訊系統，國立中山大學碩士論文。
- [10] 游昇忠，2015，模糊理論應用於四旋翼機之視覺軌跡追蹤控制，國立宜蘭大學碩士論文。
- [11] 何昭毅，2014，基於Arduino之自我平衡四軸飛行器，南台科技大學碩士論文。

[12] 謝承勳、劉軒銘與林榆陞，2015，四軸飛行器的應用，義守大學碩士論文。

[13] 林義樺，2014，四旋翼之自主定位飛行，大同大學碩士論文。

[14] InvenSense, 2011, “MPU6050DataSheet.”

<https://www.invensense.com/products/motion-tracking/6-axis/mpu-6050/>

[15] AsahiKASEI, 2013, “AK8963 Data Sheet.”

<https://www.akm.com/akm/en/file/datasheet/AK8963C.pdf>

[16] TE connectivity, 2017, “MS5611 Data Sheet.”

<http://www.te.com/usa-en/product-CAT-BLPS0036.html>

[17] Texas Instruments, 2018, “CC1101Data Sheet.”

<http://www.ti.com/lit/ds/symlink/cc1101.pdf>

[18] NuMicro, 2012, “NUC140 Data Sheet.”

<https://www.nuvoton.com/resource-files/DA00-NUC140ENF1.pdf>

車輛系實務專題口試意見表

組別：自控組

題目：四軸飛行器設計與製作

學號：B10338011、B10338018、B10338046 姓名：陳威宇、古致誠、林彥圻

口試老師：楊榮華、陳立文、余致賢

■ 專題口試老師給予之意見匯整如下：

項次	專題口試意見
1	似乎沒有做到無人操控之結果，仍需透過遙控制操作
2	承(1)，PID 控制扮演何角色
3	飛行器動作命令(P14)如何轉成三個姿態角度命令需說明
4	遙控按鈕應換搖桿，可改變命令大小值
5	飛行實驗進行測試可補強

■ 請就口試老師給予之意見撰寫答覆情形：

項次	專題口試意見答覆	修改後論文頁碼
1	本專題為透過遙控器操控之四旋翼飛行器，並非利用 GPS 定位之無人操控飛行器，如未來有機會將會嘗試設計製作。	

2	<p>PID 控制作為系統誤差補償及修正，參數調定需快速響應、穩態誤差小及降低系統震盪等。</p> <p>本專題應用於姿態融合及轉速控制，姿態融合部分，藉由 PID 控制，減少陀螺儀靜態偏移量及積分誤差之累積，降低飛行器姿態角轉換誤差；轉速控制部分，利用感測器轉換之飛行器姿態角，與遙控器指定飛行器當前姿態做誤差值，並由 PID 控制做出飛行器姿態調整值，提供馬達做為轉速參考量之依據。</p>	
3	<p>飛行器之姿態運動詳細解說已新增於該章節。</p>	54,55
4	<p>本專題現階段為利用按鈕輸入固定數值進行控制，如未來有機會將改為搖桿進行更細微之調整控制。</p>	
5	<p>因為一開始尚未能確定飛行器是否受控，因此只允許其做單一自由度的運動。而在確定飛行器受到側風影響時也能正確的回正後，現已改為只限制其飛行高度，以進行其他參</p>	

	數的調整與測試。未來有機會將進行無拘束的低空飛行測試。	
--	-----------------------------	--

*如上表不敷填寫，請自行增列表格填寫之。

口試召集人審查意見及簽名：_____

指導教授審查意見及簽名：_____
