

國立宜蘭大學機械與機電工程學系

碩士論文

Department of Mechanical and Electro-Mechanical Engineering

National Ilan University

Master Thesis

自調式模糊理論應用於四旋翼機之姿態控制

Attitude Control of Quadrotor using Self-Tuning

Fuzzy Control Method

研究生：戴翊展

Student : Yi-Jhan Tai

指導教授：徐碧生 博士

Advisor : Bih-Sheng Hsu, Ph. D.

中華民國一百零二年八月

August 2013

國立宜蘭大學碩士學位論文
指導教授推薦函

機械與機電工程 學系 戴翊展 君所提之

論文（題目）：

自調式模糊理論應用於四旋翼機之姿態控制

係由本人指導撰述，同意提付審查。

指導教授 涂碧生 (簽章)

系所主管  (簽章)

中華民國 102 年 4 月 30. 日

國立宜蘭大學碩士學位論文
口試委員會審定書

機械與機電工程 學系 戴翊展 君所提之

論文（題目）：

自調式模糊理論應用於四旋翼機之姿態控制

經本委員會審議，認定符合碩士資格標準。

學位考試委員

陶金旺

徐碧生

翁金志

陳正虎

指導教授

徐碧生

中華民國 102 年 07 月 15 日

自調式模糊理論應用於四旋翼機之姿態控制

戴翊展* 徐碧生**

國立宜蘭大學機械與機電工程學系

摘要

無人飛行載具近年來在業界與學術界上發展快速，其靈敏性高、機動性佳、體積小與重量輕等特點在軍事戰略上具發展價值，尤其不需人員駕駛，只需運用遠端遙控來完成指令及任務，更能保障駕駛人員的安全。本論文以四旋翼直升機(以下簡稱四旋翼機)機身為不穩定之特性，設計一套自調式模糊控制系統，用以增加四旋翼機之穩定性與安全性。本系統主要分為硬體及軟體兩個部分，硬體方面為架設在四旋翼機上之傾斜感測器做為姿態回授，Arduino 單晶片作為控制器來即時運算程式；軟體方面以模糊控制與 PID 控制相結合，通過對誤差及誤差變化即時判別，實現自調整的 PID 參數；而撰寫智慧型手機程式則可藉由藍牙傳輸姿態命令控制四旋翼機，使控制更為有趣。實際測試結果顯示本控制系統能逐漸穩定四旋翼機的姿態，達到平衡，並驗證此控制理論之可行性。

關鍵字：四旋翼機、無人飛行載具、自調式模糊控制器、姿態控制

* 研究生

** 指導教授

Attitude Control of Quadrotor using Self-Tuning Fuzzy Control Method

Yi-Jhan Tai*, **Bih-Sheng Hsu****

Department of Mechanical and Electro-Mechanical Engineering
National Ilan University
Ilan, Taiwan, R.O.C

Abstract

Due to the advantages on small size, light structures and high maneuverability, Unmanned Aerial Vehicle (UAV) have the merits in military applications. Investigations and researches on UAV have become the most popular topics recently. In this study, a self-fuzzy PID control system was designed to improve the stability and security of the quadrotor helicopter. The system is mainly divided into two parts, the hardware and the software. In the hardware, a tilt-sensor was set up on the quadrotor helicopter as a attitude feedback, and arduino single chip as a controller to run programs. The software was programmed by the theory of fuzzy control combined with PID control, tuning the PID parameters automatically. It is interesting to control quadrotor helicopter through the commands transmitted by Bluetooth on a smartphone. The feasibility of this control theory was verified by the experimental results, which showed that this control system can stabilize the posture of the quadrotor helicopter.

Keywords: Quadrotor Helicopter, Unmanned Aerial Vehicle, Self-Tuning Fuzzy control, Attitude control.

*Student

**Advisor

誌謝

在宜蘭從大學到碩士待了將近六年的時間，從原本的毛頭小子接觸了學校的專題研究，一腳踏進了機電整合研究的領域，之後推甄上了研究所，進入了碩士生涯，這是以前沒有考慮過的事情，很感謝這六年間有許多師長及同學間的幫助，讓我能順利的完成碩士學位。

首先感謝恩師 黃寶強老師以及 徐碧生老師的悉心指導與提攜，從在大學專題製作時教導總是孜孜不倦，幫學生解答疑惑，除了學業上的指導，私底下更像親人一般讓學生學到一些待人處事的方法，這讓我在學業上以及未來的職場上都將受益良多。特別感謝林瑞裕老師、徐偉誠老師、陳正虎老師在求學期間的幫忙與指導，以及陶金旺教授、簡銘志博士對於本論文的斧正與寶貴建議，促使本論文更加的完整。

接著感謝楊宗賢學長，在我從專題製作時就給予我豐富的專業知識，建立了良好的基礎，並在申請研究所時給予寶貴的經驗與建議。感謝系辦公室陳奎任老師、陳秋頻助教與陳葑行同學在行政作業上的大力協助。感謝先進動力與能源實驗室的學長文駿、宇宏、建瑋、勁維、祿庭、躍文、慶霖、懿倫在研究上的指導與協助，同儕致瑋、威志、于珍、永祥於課業及研究上的相互扶持與切磋，學弟妹鈞評、群謙、宜軒、啟峯、伊菱、群雅、璽榕、昇忠、玉賓、昱辰、冠廷、政豪、凱威、彥翔、翊銘、怡婷、弘霖等在平時的幫忙與協助。

再來感謝宜蘭大學排球隊陳瑞福老師在我加入排球隊期間的教導，學習如何去適應一個團隊，跟著球隊團結爭取榮譽，在打球的同時也對身心靈獲得適當的紓壓，感謝隊友楊翊、建庭、宇橋、孟暘、緯政、家漢、昆鴻、振堯、智凱、智勇、華庭、育歲一起在球隊奉獻熱血青春的日子。

最後要感謝我最敬愛的父母戴茂林先生與羅珮玲女士對我多年來的支持、勉勵與養育之恩，讓我可以專心在研究上而無後顧之憂，使學位順利完成，還有戴佳霈與戴佳航兩位姊姊對家中的幫忙與協助讓我放心在外地求學，女友瑩靜在我研究所階段也總是默默的支持我，謝謝你們。

僅以此論文

獻給家人及所有關愛我的人

戴翊展

2013 於國立宜蘭大學機電整合實驗室



目錄

摘要	I
Abstract	II
誌謝	III
目錄	V
圖目錄	VIII
表目錄	XI
第一章 緒論	1
1.1 前言	1
1.2 文獻回顧	3
1.3 研究動機	5
1.4 論文架構	7
第二章 四旋翼機之介紹	8
2.1 四旋翼機簡介	8
2.1.1 旋翼機之歷史	8
2.1.2 旋翼機之種類	10
2.2 四旋翼機原理	16
2.2.1 四旋翼機飛行原理	17
2.2.2 四旋翼機馬達選取	18

2.3 四旋翼機動態方程式推導	22
2.4 實驗平台及設備	27
2.4.1 Arduino Mega1280	27
2.4.2 九軸自由度 IMU 感測器模組	29
2.4.3 藍牙通訊模組	32
2.4.4 330X-S 四旋翼飛行器	33
第三章 四旋翼機控制器設計	35
3.1 模糊控制概述	35
3.2 模糊控制理論	36
3.2.1 模糊化	37
3.2.2 知識庫	39
3.2.3 模糊推理引擎	42
3.2.4 解模糊化	43
3.3 PID 控制器	46
3.4 自調式模糊 PID 控制器	47
第四章 Android 智慧型手機軟體設計	52
4.1 Android 系統介紹	52
4.2 Android 應用程式開發平台介紹	53
4.3 Android 程式製作介面介紹	55

4.4 Android 程式操控介面介紹	58
第五章 系統架構與實驗結果與討論	59
第六章 結論	68
6.1 結論	68
6.2 未來研究建議	69
參考文獻	70



圖目錄

圖1.1 法國的Breguet兄弟製造的第一台四旋翼	4
圖1.2 George De Bothezat 建造的四旋翼機原型	4
圖2.1 達文西的創意構思-直升機的雛形	9
圖2.2 Paul Cornu建造的第一架雙旋翼直升機	9
圖2.3 直升機分類圖	10
圖2.4 單旋翼帶尾槳 西科斯基S-92	11
圖2.5 單旋翼無尾槳 麥道MD520N	11
圖2.6 縱列式雙旋翼 波音CH-47D	12
圖2.7 橫列式雙旋翼 米里Mi-12	12
圖2.8 共軸式雙旋翼 卡莫夫Ka-27	13
圖2.9 交叉式雙旋翼 K-600	13
圖2.10 三旋翼遙控飛機	14
圖2.11 泰世330-X四旋翼遙控飛機	14
圖2.12 六旋翼遙控飛機	14
圖2.13 八旋翼遙控飛機	14
圖2.14 四旋翼直升機結構原理圖	16
圖2.15 四旋翼姿態運動示意圖	17
圖2.16 GUEC GM-410無刷馬達(400W-1050KV)(馬達主軸3mm)實體圖 ...	20

圖2.17 泰世GUEC GE-010 10A直流無刷馬達驅動器實體圖	21
圖2.18 Arduino MEGA1280 實體圖	28
圖2.19 九軸IMU感測器模組	29
圖2.20 英國CSR BC-4藍牙模組	32
圖2.21 330X-S四旋翼飛行器實體圖	33
圖3.1 模糊控制器基本架構	37
圖3.2 歸屬函數圖形 (a)三角形 (b)高斯函數 (c)梯形	38
圖3.3 PID控制器基本架構	47
圖3.4 自調式模糊PID控制器架構	47
圖3.5 MATLAB模糊工具箱	48
圖3.6 誤差 e 的歸屬函數	49
圖3.7 誤差變化率 ce 的歸屬函數	49
圖3.8 第一次實驗之輸出比例量P之歸屬函數	50
圖3.9 模糊工具箱中的Rule Viewer	51
圖4.1 樂高積木式的堆疊法	54
圖4.2 App Inventor設計手機程式頁面	55
圖4.3 (a)選項板 (b)瀏覽介面 (c)元件及屬性介面	56
圖4.4 Blocks Editor使用者介面	57
圖4.5 初始設定與藍芽副程式	57

圖4.6 (a) 起始畫面 (b) 手機姿態遙控 (c) 控制馬達PWM介面	58
圖5.1 實驗系統架構.....	59
圖5.2 實驗平台側面圖	60
圖5.3 實驗平台正面圖	60
圖5.4 Simulink主模塊架構.....	61
圖5.5 Fuzzy PID模塊內部架構.....	61
圖5.6 第一次實驗其角度誤差與比例量P之關係圖	62
圖5.7 第二次實驗之輸出微分量D之歸屬函數.....	63
圖5.8 第二次實驗其角度誤差與微分量D之關係圖	64
圖5.9 第三次實驗其角度與微分量之關係圖	65
圖5.10 第四次實驗其角度誤差與比例量P、微分量D之關係圖	66
圖5.11 第五次實驗其角度誤差與積分量I之關係圖	67

表目錄

表2.1 直升機分類總覽	11
表2.2 直流有刷馬達與直流無刷馬達特性比較.....	19
表2.3 GM-410無刷馬達產品規格	20
表2.4 泰世GUEC GE-010 10A電子變速器產品規格	21
表2.5 Arduino MEGA1280規格	28
表2.6 飛行重量與消耗電量關係表	34
表3.1 微分量D之模糊規則庫	50
表4.1 2012-2016年智慧型手機市佔率	53

第一章 緒論

1.1 前言

無人飛行載具(Unmanned Aerial Vehicle, UAV)或稱無人飛機、無人飛機系統(Unmanned Aircraft System)是近年來航太產業的熱門項目之一，相較於傳統飛機，能保障操作人員的安全而且應用的範圍更廣，因此各國紛紛投入研究無人飛行載具。

無人飛行載具其開發的主要目的是用來執行或取代載人載具大部分的任務，而駕駛員藉由其他方法（如遙控、自動控制飛行）執行特定任務的飛行器，不過現階段還無法完全取代載人載具。早期的無人飛行載具僅用於在軍事上的需求，演習時的靶機演進為無人偵察機，之後逐漸演進成軍民通用的多樣化選擇，目前應用的領域從軍事監視、偵察、攻擊或當靶機、誘餌；民間的氣象、勘災、電信中繼，還有各種大氣、地球科學研究，因為用大型飛機很困難，不如以無人飛行載具來作為驗證工具。其用途未來還將發展出兼顧海岸巡防、地形地貌攝影、環保監控、漁業資源、氣象蒐集、學術研討、急難救助等多種用途，具有非常高的經濟效益。

另外，無人飛行載具不僅具備結構簡單、重量輕、體積小、機動性高及易於操作等特性之外，更具有低成本、適應性強、安全性高及系統維護容易等優點，配合著近年航太、材料、導航等技術的提升，搭配遙測系統、

影像處理、資料傳輸及通訊網路發展，無人飛行載具的研究已是目前最為熱門的研究題目之一。美國《軍事與航空航太電子學雜誌(Military and Aerospace Electronics)》2010年10月12日報導，位於倫敦的Visiongain公司發佈《無人航空器市場 2010-2020：ISR 和反叛亂技術(The Unmanned Aerial Vehicles(UAV) Market 2010-2020 Technologies for ISR and Counter-Insurgency)》報告，指出2010至2020年全球UAV市場價值將達710億美元，比2009年的預測值增加200億美元。

這份報告對市場上現有的UAV項目進行詳細研究，對現有和新機型的未來市場前景進行預測。目前，各國軍方越來越多的將UAV作為關鍵裝備，用於執行情報、監視和偵察(ISR)任務，以及在反叛亂作戰中實施打擊任務。美國主導著全球UAV市場，該國已在各軍種普遍裝備各種不同型別的UAV系統，並將其用於邊境巡邏等任務。儘管無法達到美國那樣的規模，但世界各國對歐洲產品的需求也非常強勁，尤其是英國、法國、德國和以色列等國家，不僅是重要的UAV市場，更是國際市場上的重要出口商。亞太國家紛紛推出大規模的UAV採購計畫，如中國、印度、日本和韓國等。

報告研究範圍涵蓋各個類型的UAV系統，從僅重半公斤的小型UAV到機翼寬如噴射客機的大型UAV，以及那些正在發展中的僅有數克重的微型UAV和設計用於在平流層(Stratosphere)飛行時間超過1週甚至更久的UAV。除在安全領域廣泛應用外，UAV在民用領域也有極大的發展潛力[1]。

1.2 文獻回顧

四旋翼的發展可追溯至1907年，法國的Breguet兄弟製造了第一架四旋翼直升機，但那次的飛行並沒有加上任何的控制，所以穩定性很差[2]；之後1920年代初，學者George De Bothezat[3]在美國俄亥俄州西南部城市代頓的空軍部建造了另一架大型的四旋翼直升機，先後進行了100多次的飛行試驗，但是仍然無法良好的控制，也無法達到美國空軍所期望的標準，研究在之後的數十年中，四旋翼直升機沒有太大的進展；直至1990年代末，美國開始極力推動微型無人飛機(Micro Aerial Vehicle, MAV)的研發後，四旋翼機才逐漸被重視，且隨著微系統、傳感器以及控制理論等技術的發展，近幾年四旋翼直升機相關的研究有逐漸增加的趨勢。

目前的研究集中在小型或微型四旋翼機的結構、飛行控制以及能源動力等方面，如2002年P. Pounds等人[4]對四旋翼直升機方面，進行了結構的設計與製作的探討，並使用市售的馬達轉子進行轉速控制；在2006年Madani等人[5]發表了使用逆步式控制(Backstepping control)的策略對四旋翼機的動態系統作模擬控制；在2009年Dikmen等人[6]利用PD控制器、順模控制器、逆步式控制器做角度穩定的比較；2010年Salih等人[7]對四旋翼建立動態方程式並用PID控制垂直起降；Santos等人[8]也提出用模糊智能控制器控制四旋翼機；2011年Jun Li與Yuntang Li兩人[9]設計一個控制器其目的在調整旋翼機六個自由度的姿態(包括位置與方向)，經由MATLAB/Simulink模擬結果

得到PID的控制參數，得其四旋翼上PID控制為強健(robustly)穩定。

國內研究目前只有少部分針對四旋翼機整體設計與製作方面作為探討[10,11]，其他大部分都是以探討控制理論研究為準[12-14]，而不管是控制理論或結構設計，都需先瞭解四旋翼機其飛行原理再進行各別討論，以上研究結果對本文都有很大的幫助。

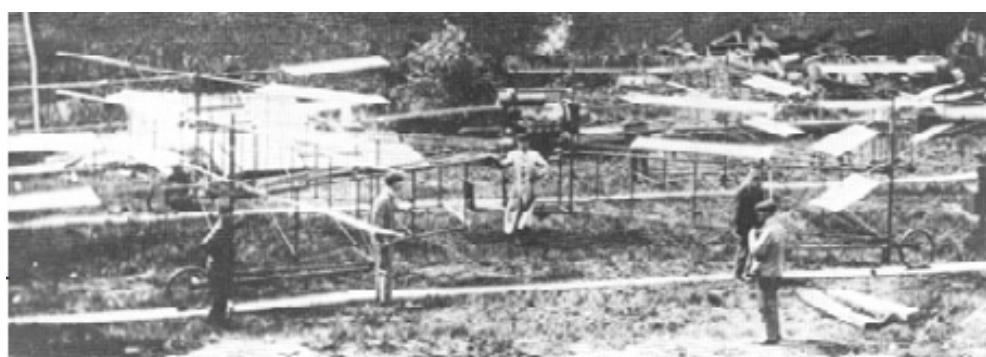


圖 1.1 法國的 Breguet 兄弟製造的第一台四旋翼

<圖片來源：<http://aero.umd.edu/~leishman/Aero/Breguet.pdf>>

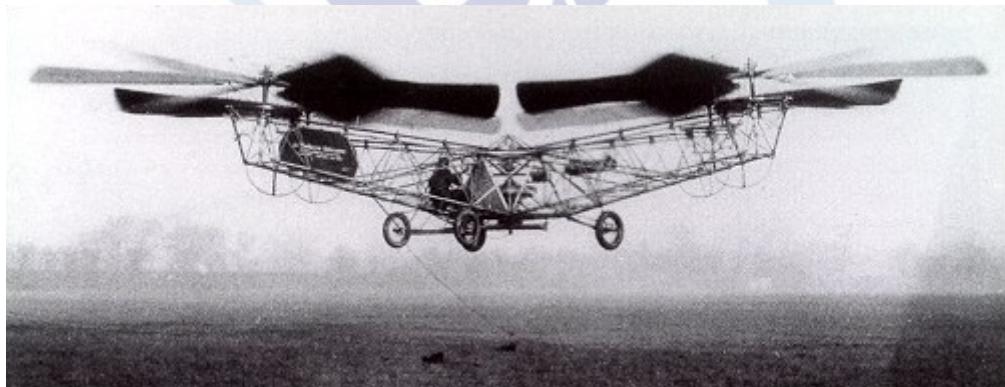


圖 1.2 George De Bothezat 建造的四旋翼機原型

<圖片來源：http://en.wikipedia.org/wiki/George_de_Bothezat>

1.3 研究動機

無人飛行載具目前可分為定翼機與旋翼機兩大類：

定翼機是一般最常見的飛行器型式，且定翼式飛行器之發展時間最久，衍生變化最多。定翼機係人類模仿鳥類飛行所設計出之型態，是自然界中最符合空氣動力學的飛行方式，具有耗能小、巡航半徑大等先天優勢，即使無動力狀況也具有滑翔能力，且製作簡易、成本低廉等優點，但缺點為必須保持一定速度維持升力，不能滯留於空中、飛行速度受航向順逆風影響大、起飛降落均需要足夠的跑道長度或是適當之場地等等，故其在執行任務上是有先天的環境條件限制的。

旋翼機主要為直升機為代表，傳統的旋翼機包含一對或多對主旋翼以及位於機尾，做為平衡主旋翼旋轉力矩之尾旋翼。但本文所研究的四旋翼有別於傳統旋翼機，它屬於多旋翼機構的種類，相較於傳統旋翼機，其飛行體積小、所占空間小、具有很強的機動性與穩定性，能快速在各方向進行姿態運動，進而大大縮小旋轉半徑，節省時間、提高效率。其機身結構更為簡單、緊湊，能夠產生更大的升力，且四個旋翼相互抵消反扭力矩，不需要專門的反扭矩槳。

四旋翼機是一個具有四輸入，六輸出的欠驅動系統，它具有多變量、非線性、強耦合和抗干擾能力弱等特性，且四旋翼機必須同時協調控制四個旋翼的狀態參數，這對駕駛員操作來說是一件非常困難的事，所以始終

沒有真正在大型直升機設計中被採用。本文重點希望藉由模糊理論應用在複雜且非線性的系統中，利用其控制決策的優點，搭配傳統的PID控制器，期望能提升四旋翼機的姿態控制效能，並使用MATLAB/Simulink建立模糊規則以及歸屬函數來控制四旋翼機的姿態。最後撰寫時下最熱門的智慧型手機Android系統的程式App，結合藍芽傳輸遙控四旋翼機的運動姿態，達成寓教於樂的目的。



1.4 論文架構

本文共分為六章，主要以研究自調式模糊理論應用於四旋翼機之姿態控制為主題，各章之大綱概述如下：

第一章 介紹了無人飛行載具的研究動機與意義，以及四旋翼機的研究歷史與國內外對四旋翼機研究的現況。

第二章 一開始先概述旋翼機的歷史與種類，後來針對四旋翼機基本架構與飛行原理，並推導四旋翼機之動態方程式。

第三章 先介紹模糊理論決策以及定義模糊規則庫，整合PID控制器並實現自調式模糊理論。

第四章 介紹Android智慧型手機系統，以及使用何種程式開發平台撰寫程式語言，最後是手機程式的人機介面以及編輯模塊的介紹。

第五章 介紹本論文實驗平台之軟硬體架構，探討實驗結果的數據是否合理，並對不同的控制參數作比較。

第六章 對本論文的研究內容進行了總結，並對未來的研究工作進行了介紹和展望。

第二章 四旋翼機之介紹

2.1 四旋翼機簡介

本文所研究的對象是有別於一般常見的傳統直升機的類型，它屬於多軸旋翼機裡的四旋翼機，本章先介紹旋翼機之歷史起源，接著對各種旋翼機種類建表介紹，最後針對四旋翼機原理及運動姿態作一概述。

2.1.1 旋翼機之歷史

飛鳥啟發古人對飛行的幻想，從而想到模仿鳥類飛行，也促使日後航太科技的蓬勃發展。直升機與旋翼機的飛行原理與中國古代先民發明的玩具「竹蜻蜓」完全相同，利用旋轉旋翼產生升力而上升。

在公元十五世紀，文藝復興時期義大利人李奧納多·達文西(Leonardo da Vinci)就繪製了直升機的草圖稿件，並藉由希臘文字來將此飛行機器命名，係由希臘字helix(旋轉)與pteron(機翼)合併組合而成，照字義應譯為旋翼式飛機(簡稱旋翼機)。西元1796年，「現代航空之父」英國的喬治·凱利(George Cayley, 1773-1857)在家中的實驗室以羽毛做成葉片試飛，雖然失敗，但提供了發展的雛形。1842年英國的菲利浦(W. H. Phillips)設計了航空史上首架以蒸氣為動力來源的直升機，但經測試後發現太危險，不適於載人升空。1907年法國人保羅·柯紐(Paul Cornu)製造了一架大型直升機，在駕駛員前

後分別裝了兩具旋翼，引擎24馬力，雖離地數呎，但他成為首次駕駛直升機升空的第一人。1924年法國人歐米丘(Etienne Oemichou)試飛自己設計的直升機，結果飛行了1181呎，打破當時直升機的飛行距離記錄，並為官方所公認。這次飛行的成功，肯定了直升機的發展，也促使航空學者致力於研究，造就了現今的航太科技[15-17]。



圖2.1 達文西的創意構思—直升機的雛形

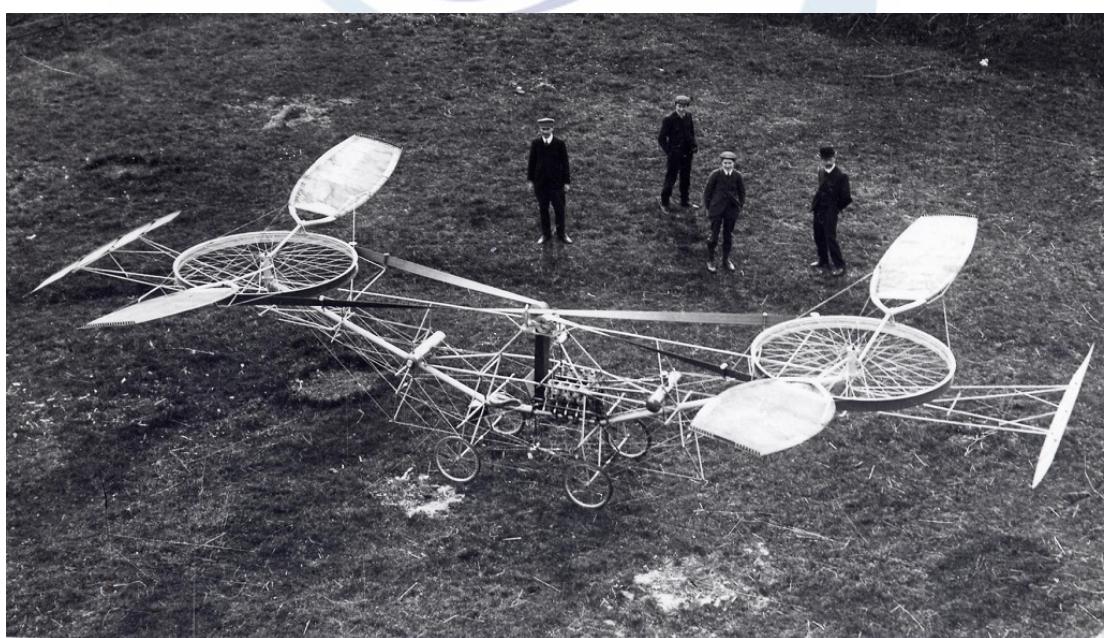


圖2.2 Paul Cornu建造的第一架雙旋翼直升機

2.1.2 旋翼機之種類

根據目前研究資料顯示，直升機種類又可區分為三種類型，分別是單旋翼直升機、雙旋翼直升機、多旋翼直升機；單旋翼直升機又分為：帶尾槳與無尾槳。雙旋翼直升機因排列方式的不同分為四種類型：縱列式、橫列式、共軸式、交叉式。而多旋翼直升機則是依據不同數量的旋翼而命名，現階段常見的有三旋翼、四旋翼、六旋翼、八旋翼等多種旋翼直升機，如圖 2.3 所示。各機種詳細介紹見表 2-1。

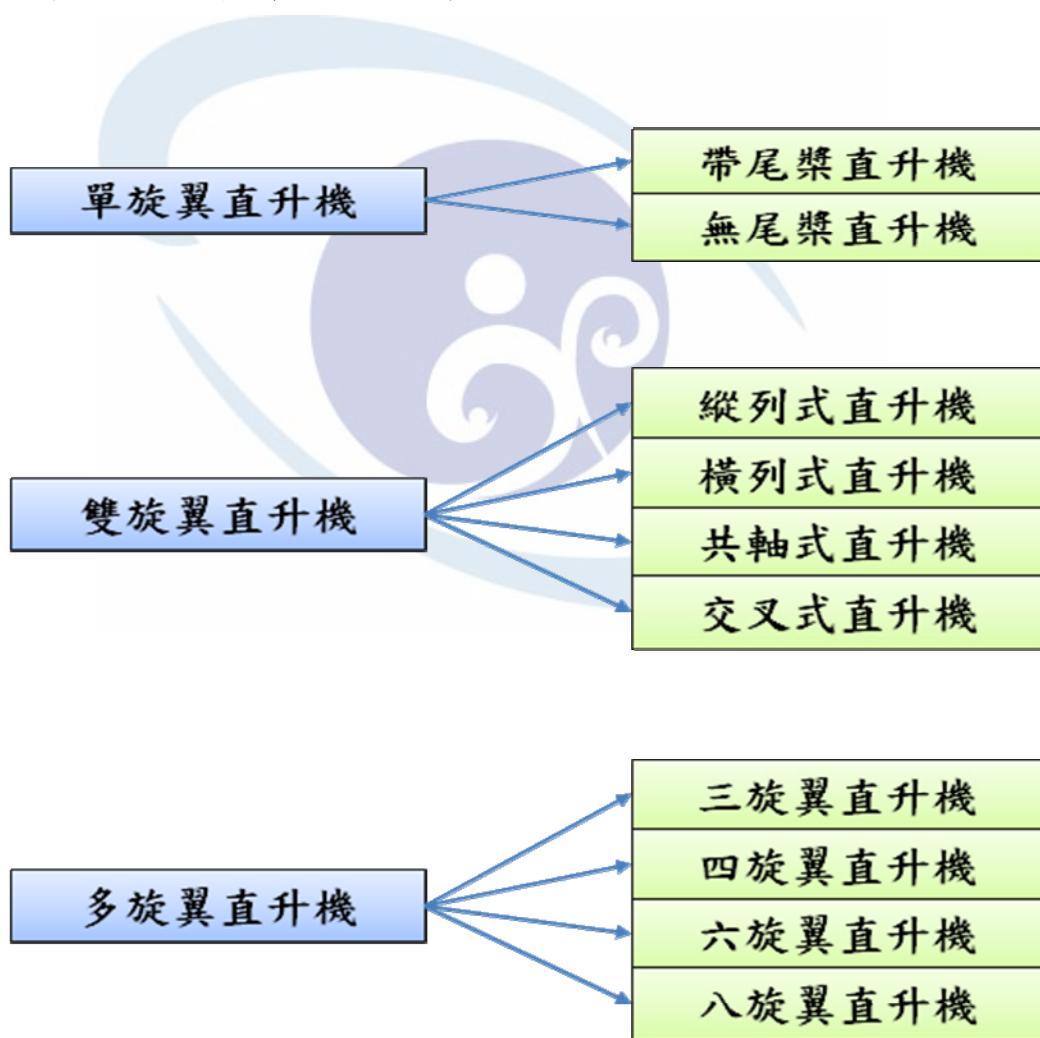


圖 2.3 直升機分類圖

表 2.1 直升機分類總覽

單旋翼直升機		
分類	單旋翼帶尾槳	單旋翼無尾槳
圖片	 圖 2.4 單旋翼帶尾槳 西科斯基 S-92	 圖 2.5 單旋翼無尾槳 麥道 MD520N
解說	常見的直升機類型，一個水平旋翼負責提供升力，尾部一個小型垂直旋翼（尾槳）負責抵消旋翼產生的反扭矩。	一個水平旋翼負責提供升力，機身尾部側面有空氣排出，與旋翼的下旋氣流相互作用產生側向力來抵消旋翼產生的反扭矩。
分析	優點： <ol style="list-style-type: none"> 構造簡單，易於操作。 適用於大型重量重達 56,000kg 的直昇機。 缺點： <ol style="list-style-type: none"> 尾翼只產生推力或拉力去平衡主旋翼的反扭力力矩，浪費輸出功率。 尾翼產生的氣動力效率低。 暴露在外的尾旋翼葉片不行安全。 	優點： <ol style="list-style-type: none"> 無尾槳反扭矩系統，增加安全和安靜，比其它同類型飛機噪音低 50%。 可避免 70%的所有尾槳事故。 缺點： <ol style="list-style-type: none"> 比有尾槳效率較低。 機動性稍差 由於尾梁太大，空力特性稍差。

雙旋翼直升機

分類	縱列式	橫列式
圖片		
解說	<p>兩個旋翼前後縱向排列，旋轉方向相反，多見於大型運輸直升機。例如，美國波音公司製造的 CH-47「支努干」運輸直升機。</p>	<p>兩個旋翼左右橫向排列，旋翼軸間隔較遠，旋轉方向相反。例如，前蘇聯米里設計局研製的 Mi-12 直升機。</p>
分析	<p>優點：</p> <ol style="list-style-type: none"> 1. 縱向重心範圍大。 2. 可將機身尺寸設計得比較龐大，常用來做運輸機。 <p>缺點：</p> <ol style="list-style-type: none"> 1. 兩主旋槳傳動系統複雜 2. 俯仰慣性和滾轉慣性較大，機身氣動力矩產生不穩定性，偏航操縱效率較低。 	<p>優點：</p> <p>兩旋槳一左一右，平衡性能佳。</p> <p>缺點：</p> <ol style="list-style-type: none"> 1. 兩主旋槳傳動系統複雜。 2. 橫列雙旋翼式直昇機必須要在機身兩側增設主旋翼支撑架，無形中會增加許多機體重量，而且也加大了氣動力阻力。

分類	共軸式	交叉式
圖片	<p style="text-align: center;">共軸式</p>  <p>圖 2.8 共軸式雙旋翼 卡莫夫 Ka-27</p>	<p style="text-align: center;">交叉式</p>  <p>圖 2.9 交叉式雙旋翼 K-600</p>
解說	<p>兩個旋翼上下排列，在同一個軸線上反向旋轉。例如，前蘇聯卡莫夫設計局研製的卡莫夫-50 武裝直升機。</p>	<p>兩個旋翼左右橫向排列，旋翼軸間隔較小，並且不平行，旋轉方向相反。例如，Kaman 公司製造的 K-MAX 起重直升機。</p>
分析	<p>優點：</p> <ol style="list-style-type: none"> 外型小，無需尾翼。 兩主旋翼產生升力，旋翼可縮短。 <p>缺點：</p> <ol style="list-style-type: none"> 主旋翼操縱機構複雜，維護及保養不易。 兩具主旋翼翼端不能太近，否則會發生撞擊造成飛安意外。 	<p>優點：</p> <p>靜態穩定性佳，適合執行起重、吊掛的飛行任務，尤其適合在山區的工程作業。</p> <p>缺點：</p> <p>雙主旋翼的橫向配置，導致產生的氣動力阻力較大。</p>

多旋翼直升機

分類	三旋翼	四旋翼
圖片	 圖 2.10 三旋翼遙控飛機	 圖 2.11 泰世 330-X 四旋翼遙控飛機
分類	六旋翼	八旋翼
圖片	 圖 2.12 六旋翼遙控飛機	 圖 2.13 八旋翼遙控飛機
解說	<p>多旋翼的結構被認為是一種最簡單和最直觀的穩定控制形式，但由於這種形式必須同時協調控制多個旋翼的狀態參數，這對駕駛員的操作來說是一件非常困難的事，所以此種結構始終沒有真正在大型直升機設計中被採用，目前大多都應用在無人飛行載具中。</p>	
分析	<p>優點：</p> <p>多旋翼直升機與傳統旋翼直升機相比，其結構更為緊湊，能夠產生更大的升力，且利用旋翼間旋轉方向相反互相抵消反扭力矩，不需要專門的反扭矩槳。</p>	

缺點：

多旋翼的精確建模困難大，在飛行過程中容易受到空氣動力、重力和氣流等外部環境影響，因此很難獲得確切的參數進行準確建模。



2.2 四旋翼機原理

本四旋翼飛行器採用市售泰世330-X做為實驗機種，四個旋翼作為飛行的直接動力源，旋翼對稱分佈在機體的前後、左右四個方向，四個旋翼處於同一高度平面，且四個旋翼的結構和半徑都相同，Rotor1和Rotor3逆時針旋轉；Rotor2和Rotor4順時針旋轉，四顆馬達安裝在四旋翼的支架端，支架中間的位置則安裝單晶片控制器和藍牙傳輸模組等外部設備。四旋翼飛行器的結構形式如圖2.14所示。

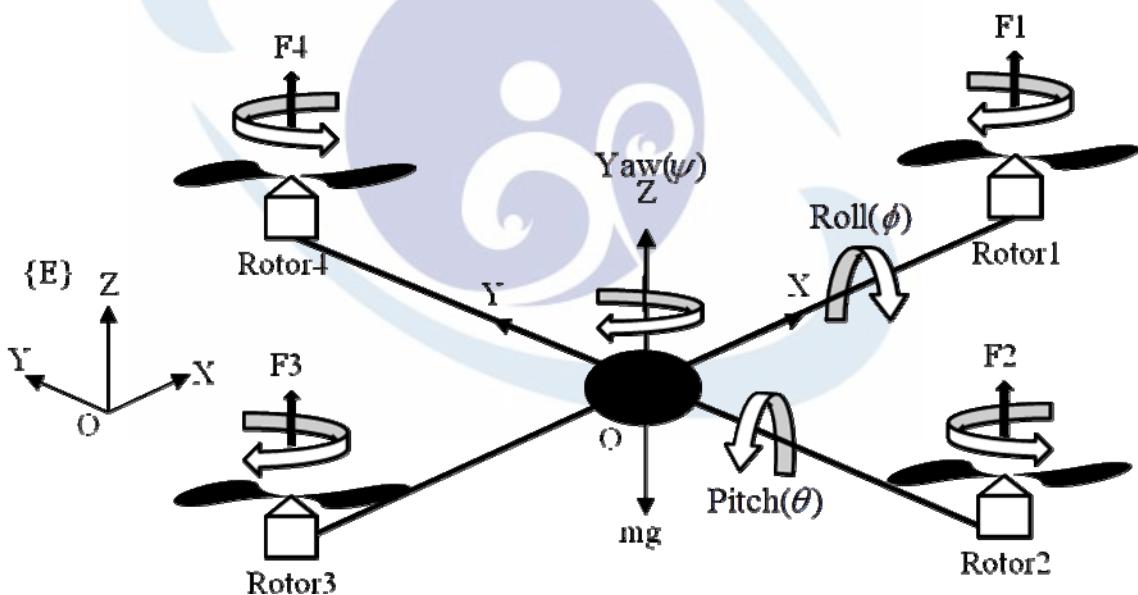


圖 2.14 四旋翼直升機結構原理圖

2.2.1 四旋翼機飛行原理

四旋翼直升機是固定在十字交叉結構上由四個獨立馬達驅動的螺旋組成的系統[18]，儘管有四個驅動，但因為四旋翼直升機具有六個坐標輸出，所以仍然是欠驅動與不穩定的系統。沿著任意給定的方向作獨立運動，直升機如果沒有給予足夠多的動力驅動，那麼該直升機系統就為欠驅動。所以為了實現所有姿態控制目標，必然存在旋轉力矩與平移系統的耦合。四旋翼直升機大致上可做俯仰、滾轉、機體高度上升或降低以及機體本身旋轉等運動。

以下為四旋翼姿態運動示意圖，如圖2.15，馬達1表示為機頭方向。

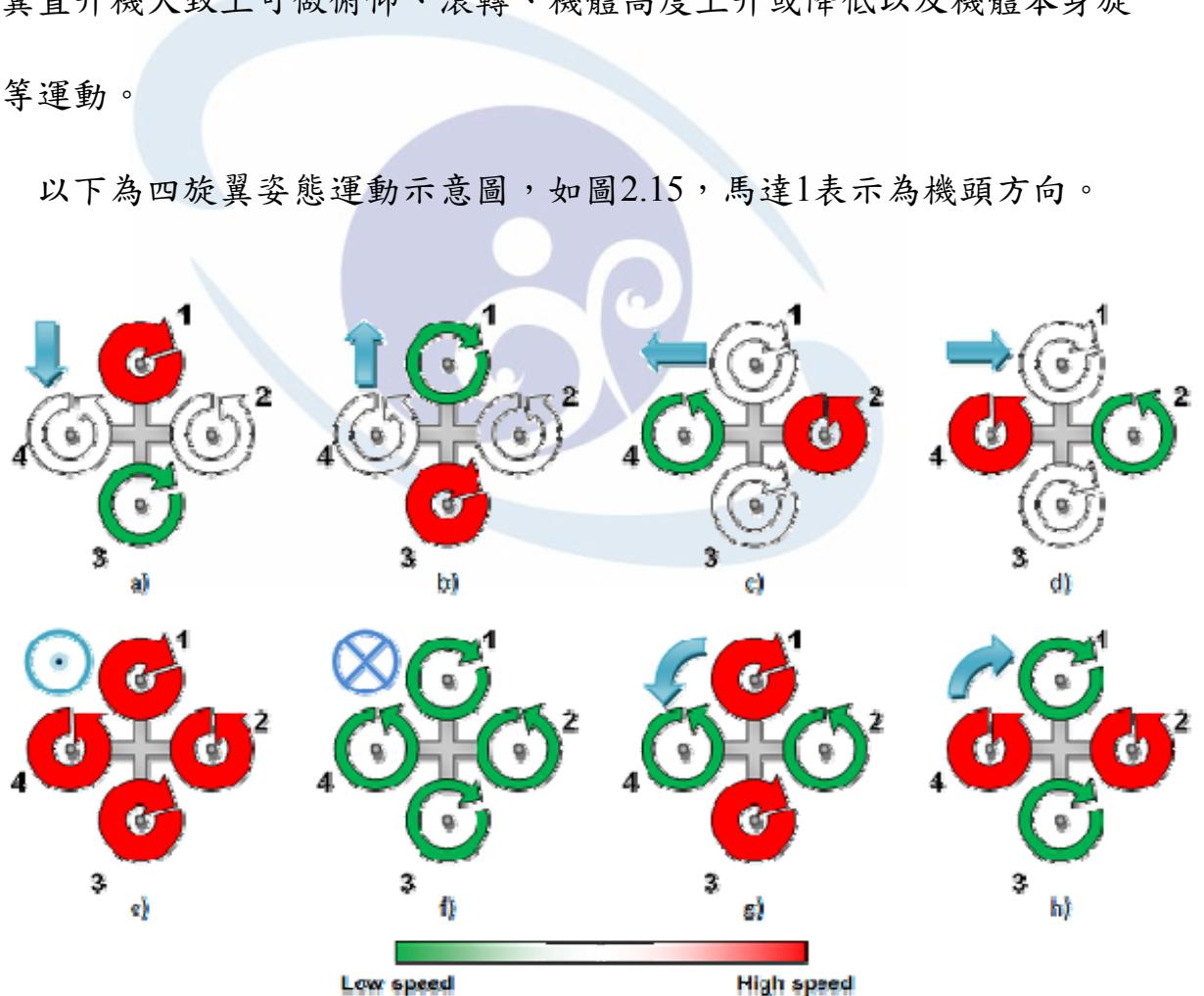


圖 2.15 四旋翼姿態運動示意圖

將四旋翼直升機中旋轉方向相同的任一組旋翼轉速提升或降低，而另一組旋翼保持轉速固定不變，這樣將會造成機體的扭矩不平衡，而扭矩不平衡會導致機體產生自旋，如圖 2.15 的(g)與(h)。

將四旋翼直升機相同旋轉方向旋翼中的一個旋翼轉速改變，會造成向上升力不平衡，使得機身傾斜，產生推力將機身做俯仰或滾轉飛行，如圖 2.15 的(a)、(b)、(c)、(d)。

將全部旋翼的轉速提高或降低可達到高度變化，如圖 2.15 的(e)、(f)所示，這個動作的安全性較高，也比較不易造成機身不平衡。

2.2.2 四旋翼機馬達選取

四旋翼機的動力來源主要是依靠四顆馬達裝上葉片來給予升力，利用不同顆馬達轉速之間的控制達到不同的姿態及飛行方式，因此馬達在一架四旋翼中扮演著四肢的角色，如何去選配也是很重要的一環。市面上目前常見的馬達有直流有刷馬達與直流無刷馬達兩種，過去普遍用直流有刷馬達做為遙控模型的動力來源，主要就是因為其價格低廉、易於控制，但碳刷本身會磨耗，需要定期維護清理更換，進而有壽命短、雜訊大、效率低等特性；而近幾年直流無刷馬達技術進步，小體積、效率高、無碳刷間磨損、壽命也相對較長，兩者之間的差別最明顯的即為直流有刷馬達是兩條線，直流無刷馬達則是三條，而無刷馬達在理論上是不會損壞的，唯一會

損壞的就在於軸承的培林，因為沒有電刷，培林是唯一轉動時接觸的地方，所以可靠度也提高，也不會有火花出現。同馬力輸出的直流馬達，無刷馬達約為有刷馬達的1/2體積，詳細比較差異如下表2.2：

表 2.2 直流有刷馬達與直流無刷馬達特性比較

特點	直流有刷馬達	直流無刷馬達
體積小、重量輕	○	☆
轉子慣性小	○	☆
高速度運轉性能佳	×	☆
無轉子銅損	○	☆
高效率	○	☆
溫度上升率低	×	☆
無整流子、無碳刷磨擦、無火花	×	☆
低速扭力	○	☆
過負載能力	○	☆
☆優良 ○普通 ×較差		

<資料來源：愛德利科技股份有限公司，http://www.adlee.com/index_c.html>

本研究之四旋翼是使用泰世的GUEC GM-410直流無刷馬達，馬達規格詳見表2.3，實體圖如圖2.19：



圖 2.16 GUEC GM-410 無刷馬達(400W-1050KV)(馬達主軸 3mm) 實體圖

表 2.3 GM-410 無刷馬達產品規格

定子直徑	22.0 mm
定子厚度	8.0 mm
磁極數	14極
馬達導線	3相
馬達KV	1050 RPM / Volt
空載電流(Io/10V)	0.39 安培
馬達電阻(Rm)	0.19 歐姆
最大持續電流	12 安培
最大連續功率	130 瓦數
重量	41 克
外徑	27.9 mm
軸徑	2.98 mm
身體長度	26.0 mm
整體軸長	44 mm
最大鋰電電池	3s
驅動頻率	8 KHz

<資料來源：泰世科技，<http://www.gaui.com.tw>>

另外直流無刷馬達屬於電子換向，所以需要搭配無刷直流馬達驅動器來控制工作週期，來進行磁極交換變化，達到磁場與磁鐵間互相吸引、排斥進而產生動能作動，其還可做為保護馬達不致於因電流過大而損毀，驅動器如圖2.20所示，產品規格詳見表2.4。



圖 2.17 泰世 GUEC GE-010 10A 直流無刷馬達驅動器實體圖

表 2.4 泰世 GUEC GE-010 10A 直流無刷馬達驅動器產品規格

電流級別	10 A
持續輸出電流	10 A
瞬間電流(10秒)	12 A
BEC類型	線性模式
BEC輸出	5V / 1A
參數編程功能	有
鋰電平衡放電監測保護功能	無
重量	9 g
體積(L*W*H)	27 * 17 * 6

<資料來源：泰世科技，<http://www.gauic.com.tw>>

※BEC(Battery Eliminator Circuit)：電池分離電路，在電池即將耗盡前，將馬達與電池連接切斷，如此接收機及伺服器還能工作，有機會在無動力的狀態下安全降落。

2.3 四旋翼機動態方程式推導

首先，建立慣性座標系E(OXYZ)和機體座標系B($o'xyz$)，如圖2.14所示。

對該飛行器做如下假設：

- 1) 直升機視為剛體，而且完全均勻對稱。
- 2) 原點 o' 與直升機的重心在同一點。
- 3) 直升機的螺旋槳是固定不可變形的。
- 4) 直升機在各方向的運轉速率、滾轉快慢與四顆馬達的速度是成比例的。

在這些條件下，可以把直升機的動力學模型[19,20]描述成一個固定直升機在空氣中由轉子的轉動而引起的空氣動力特性。

利用牛頓第二定律，該直升機的動力學方程：

$$\begin{cases} \dot{\zeta} = v \\ m\ddot{\zeta} = F_f + F_g \\ \dot{R} = RS(\Omega) \\ J\dot{\Omega} = -\Omega \times J\Omega + F_f \end{cases} \quad (2.1)$$

式(2.1)中 ζ 表示直升機的重心到慣性座標系原點的距離； m 表示直升機的總質量； F_f 為四旋翼螺旋槳的合力； F_g 為四旋翼機身的重力； $J \in R^{3 \times 3}$ 表示為座標系B中機體的轉動慣量，具體表達式如(2.2)所示：

$$J = \begin{pmatrix} I_x & 0 & 0 \\ 0 & I_y & 0 \\ 0 & 0 & I_z \end{pmatrix} \quad (2.2)$$

(2.2)式中 I_x 、 I_y 、 I_z 為機體分別繞座標軸 x 、 y 、 z 三方向的轉動慣量。

Ω 表示為直升機相對於座標系 B 中的旋轉角速度：

$$\Omega = \begin{pmatrix} 1 & 0 & -\sin\theta \\ 0 & \cos\phi & \cos\theta\sin\phi \\ 0 & -\sin\phi & \cos\theta\cos\phi \end{pmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (2.3)$$

在小角度情況下， Ω 可以近似為 $[\dot{\phi} \ \dot{\theta} \ \dot{\psi}]^T$ ，即是：

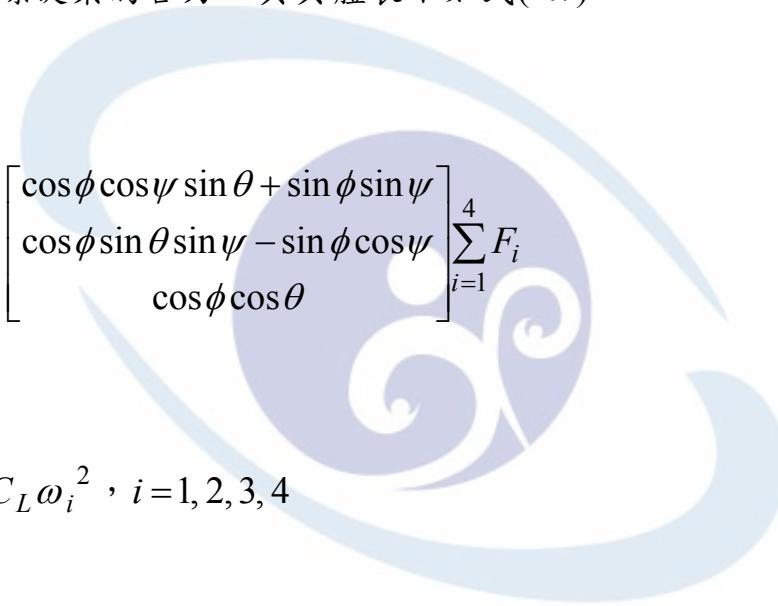
$$\Omega = [\dot{\phi} \ \dot{\theta} \ \dot{\psi}]^T \quad (2.4)$$

式中 ϕ 表示為機體座標系的軸與包含直升機縱軸 $o'z$ 的垂直平面的夾角，稱之為滾轉角(Roll angle)，若直升機向右傾斜，則 ϕ 為正，反之為負； θ 表示為直升機縱軸($o'z$)與水平面(OXY)間的夾角，稱之為俯仰角(Pitch angle)，直升機縱軸指向水平面上方， θ 角為正，反之為負； ψ 為直升機縱軸在水平面內投影與地面 OX 軸之間的夾角，稱之為偏航角(Yaw angle)，迎 ψ 平面觀察，若由 OX 轉至投影線是逆時針旋轉，則 ψ 角為正，反之為負。

R 表示為一個 3×3 階的方向餘弦矩陣，即表示從慣性座標系到機體座標系的轉置矩陣，這裡用C和S分別表示cos和sin這兩個函數。

$$R = \begin{bmatrix} C\theta C\psi & C\phi S\psi + S\phi S\theta C\psi & S\phi S\psi + C\phi S\theta C\psi \\ C\theta S\psi & C\phi C\psi + S\phi S\theta S\psi & S\phi C\psi + C\phi S\theta S\psi \\ S\theta & S\phi C\theta & C\phi C\theta \end{bmatrix} \quad (2.5)$$

F_f 為4個螺旋槳的合力，其具體表示如式(2.7)：



$$F_f = \begin{bmatrix} \cos\phi \cos\psi \sin\theta + \sin\phi \sin\psi \\ \cos\phi \sin\theta \sin\psi - \sin\phi \cos\psi \\ \cos\phi \cos\theta \end{bmatrix} \sum_{i=1}^4 F_i \quad (2.7)$$

$$F_i = C_L \omega_i^2, \quad i = 1, 2, 3, 4 \quad (2.8)$$

式(2.8)中 C_L 為升力係數； ω_i 為旋翼旋轉角速度。其中 C_L 又可分為位流升力 $C_{L,p}$ 與渦流升力 $C_{L,v}$ ，其關係如下式(2.9)。

$$C_L = C_{L,p} + C_{L,v} \quad (2.9)$$

升力係數是空氣動力學家模擬所有物體外形、氣流夾角，以及一些氣流狀態對升力造成影響的複雜數字，在此不多做說明。

綜上列各式所述，可得四旋翼直升機的動力模型為：

$$\begin{aligned}\ddot{\phi} &= \dot{\theta}\dot{\psi}\left(\frac{I_y - I_z}{I_x}\right) - \frac{I_R}{I_x}\dot{\theta}g(u) + \frac{L}{I_x}u_2 \\ \ddot{\theta} &= \dot{\phi}\dot{\psi}\left(\frac{I_z - I_x}{I_y}\right) - \frac{I_R}{I_y}\dot{\phi}g(u) + \frac{L}{I_y}u_3 \\ \ddot{\psi} &= \dot{\phi}\dot{\theta}\left(\frac{I_x - I_y}{I_z}\right) + \frac{1}{I_z}u_4\end{aligned}\tag{2.10}$$

$$\ddot{x} = -(\cos\phi\sin\theta\cos\psi + \sin\phi\sin\psi)\frac{u_1}{m}$$

$$\ddot{y} = -(\cos\phi\sin\theta\sin\psi - \sin\phi\sin\psi)\frac{u_1}{m}$$

$$\ddot{z} = g - (\cos\phi\cos\theta)\frac{u_1}{m}$$

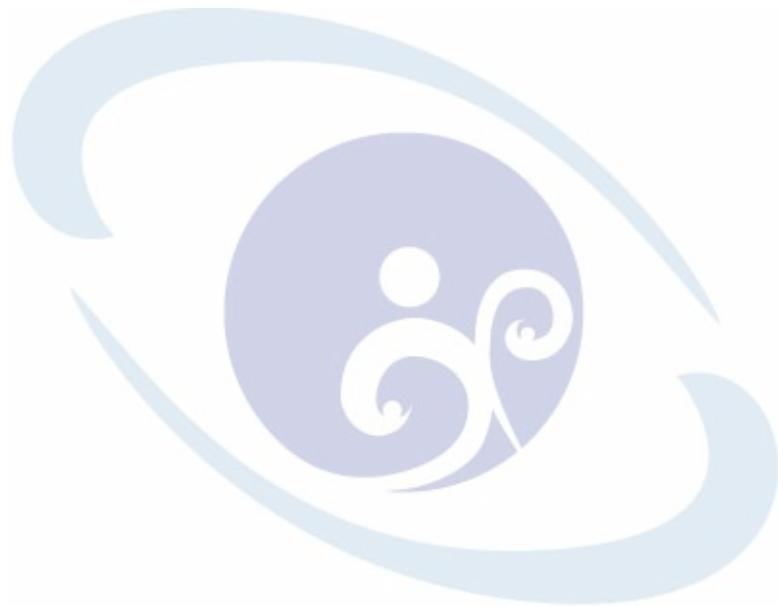
式(2.10)中 I_x 、 I_y 、 I_z 分別表示直升機在 x 、 y 、 z 方向的轉動慣量； I_R 表示馬達的轉動慣量；陀螺的轉矩表示為 $g(u) = \omega_1 - \omega_2 + \omega_3 - \omega_4$ ； u_1 表示四個旋翼產生的總升力， u_2 表示滾轉力矩， u_3 表示俯仰力矩， u_4 表示偏航力矩，並且可以用式(2.11)表示：

$$\begin{bmatrix} u_1 \\ u_2 \\ u_3 \\ u_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_L & C_L & C_L & C_L \\ -C_L & 0 & C_L & 0 \\ 0 & -C_L & 0 & C_L \\ K_d & -K_d & K_d & -K_d \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_1^2 \\ \omega_2^2 \\ \omega_3^2 \\ \omega_4^2 \end{bmatrix}\tag{2.11}$$

式(2.11)中 K_d 為拖拉係數。

由於本論文只用Pitch軸作姿態控制，調整馬達1之轉速達到其效果，所以旋翼產生的俯仰力矩 u_2 簡化後如下式所示：

$$u_3 = [C_L \ 0 \ 0] \begin{bmatrix} \omega_1^2 \\ \omega_2^2 \\ \omega_3^2 \\ \omega_4^2 \end{bmatrix} \quad (2.12)$$



2.4 實驗平台及設備

本研究以Arduino Mega1280作為控制器核心，搭配九軸自由度IMU感測器擷取姿態的角度參數，然後撰寫Android手機程式透過藍牙連線對四旋翼下命令，以下為各種硬體的詳細規格介紹。

2.4.1 Arduino Mega1280

Arduino是一個開放源碼(Open Source)的控制器，它使用了Atmel AVR系列單晶片，創立團隊秉持著具多樣性、簡易使用的精神，設計出結合了軟硬體且開放式原始碼的電控平台，並且使用類似Java、C語言的Processing/Wiring開發環境，可以快速的結合各式感測器、來做偵測或辨識，並可透過各式I/O裝置及各式驅動器來控制周遭環境或達成你想要的目的。

Arduino MEGA是Arduino朝高端路線發展的新作，其以ATmega1280單晶片為核心的微控制器，由於ATmega1280單晶片內嵌Bootloader，因此能夠通過USB接線直接下載程式而不需經過其他燒錄器或者程式設計器，大大降低開發成本。控制供電部分人性化設計，可選擇USB介面直接供電或使用AC-DC適配器、電池作為外部供電電源，圖2.21為Arduino MEGA1280實體，表2.5為規格描述[21]。

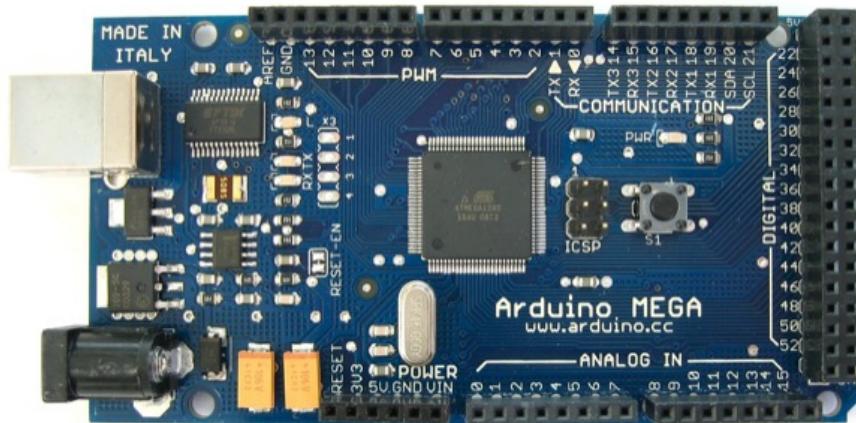


圖 2.18 Arduino MEGA1280 實體圖

表 2.5 Arduino MEGA1280 規格

控制器核心	ATmega1280
控制電壓	5 V
建議輸入電壓	7-12 V
最大輸入電壓	6-20 V
數位I/O Pins	54組(包含14組PWM輸出)
類比輸入 Pins	6組
DC Current per I/O Pin	40 mA
DC Current for 3.3V Pin	50 mA
Flash Memory	128KB(8KB用於Bootloader)
SRAM	8 KB
EEPROM	4KB
Clock Speed	16MHz

<資料來源：<http://arduino.cc/en/>>

2.4.2 九軸自由度IMU感測器模組

此九軸自由度IMU感測器模組是由三塊不同種類的感測器整合在一塊電路板上，適合用於各種姿態運動感測，該IMU模組包括三軸加速度計ADXL345、三軸陀螺儀ITG-3205、三軸電子羅盤HMC5883L，可以提供九個自由度。該模組通過I2C匯流排與主機通訊，並提供兩個標準的3mm安裝孔，可以方便集成到使用者的系統中，如圖2.22所示。

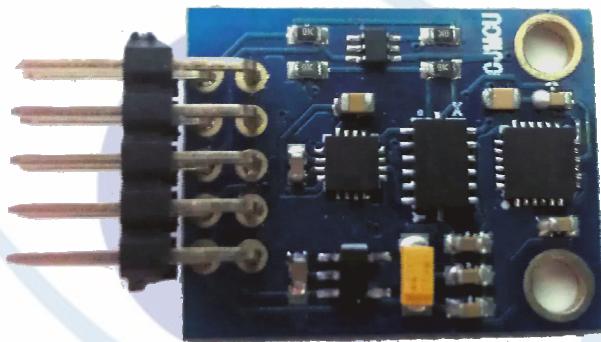


圖 2.19 九軸 IMU 感測器模組

以下介紹此三顆感測器與其特點，以及提供性能指標來了解選擇感測器是否符合系統需求：

(1) ADXL345：

ADXL345是一款超低功耗且體積小的三軸加速度計，可以對高達 $\pm 16g$ 的加速度進行高解析度(13位)測量。數位輸出資料為16位元二進位補數的形式，非常適合移動設備應用，它可以在傾斜感測應用中測量靜態重力加速

度，還可以從運動或者振動中生成動態加速度。它的高解析度(4mg/LSB)能
使測量傾角的變化小於 1.0° 。

※性能指標：

- ◆ 測量範圍： $\pm 2/\pm 4/\pm 8/\pm 16\text{ g}$
- ◆ 非線性度： $\pm 0.5\%$ 滿量程
- ◆ 軸交叉敏感度： $\pm 1\%$
- ◆ 敏感度(10-bit解析度下)： $230\sim 282\text{ LSB/g}(\pm 2\text{g})$ 、 $115\sim 141\text{ LSB/g}(\pm 4\text{g})$ 、
 $57\sim 71\text{ LSB/g}(\pm 8\text{g})$ 、 $29\sim 35\text{ LSB/g}(\pm 16\text{g})$
- ◆ 零偏： $-150\sim 150\text{mg}(\text{X和Y軸})$ 、 $-250\sim 250\text{mg}(\text{Z軸})$
- ◆ 資料輸出速率： $0.1\sim 3200\text{HZ}$
- ◆ 超低功耗： 2.5V 在測量模式下 $40\mu\text{A}$ ，待機為 $0.1\mu\text{A}$

(2) ITG-3205

ITG-3205是全球首例單一晶片並以數字方式輸出的三軸MEMS陀螺儀
IC，專為遊戲、3D滑鼠，以及3D遙控應用而設計。ITG-3205的特性在於運
用三個16-bit的模擬/數字轉換器(ADCs)來數位化陀螺儀輸出端，有程式控制
的內建低通濾波器帶寬，以及快速模式的I2C(Fast Mode I2C)介面。其特性
另有內建溫度感測器與精準差僅2%的內建震盪設計。此突破性的陀螺儀技
術提供了縮小高達67%之包裝尺寸，減少了50%的耗電量，相較於其他多晶
片組陀螺儀IC，其具有成本優勢。

※性能指標：

- ◆ 測量範圍： $\pm 2000^\circ/\text{sec}$
- ◆ 敏感度： $14.375 \text{ LSBs per } ^\circ/\text{sec}$
- ◆ 零偏： $\pm 40^\circ/\text{sec}$
- ◆ 敏感度變化對溫度變化： $\pm 10\%(0\text{~}55^\circ\text{C})$

(3) HMC5883L

HMC5883L三軸電子羅盤是設計用於低磁場感應的數位感測器。這種小型感測器是用於UAV與機器人導航系統上，其測量三軸的地球磁場強度具有 $1\text{~}2$ 度的精確度，而提供三軸個別的磁場強度值可作為3D的計算，並可做為量測地球的磁場北極方向。電子羅盤通常會搭配加速度計一起使用，主要可以利用加速度計所測得的物體傾角，來補償電子羅盤的數值，正確的磁場強度應該是與水平面平行狀態下讀到的才是正確。

※性能指標：

- ◆ 測量範圍： ± 8 高斯(gauss)
- ◆ 敏感度： $230\text{~}1370 \text{ LSB/高斯}$
- ◆ 解析度：2毫高斯
- ◆ 資料輸出速率： $0.75\text{~}75\text{HZ}$ (連續量測)、單次量測(160HZ)

2.4.3 藍牙通訊模組

本實驗藍牙模組採用英國CSR公司的BlueCore4-Ext晶片，遵循V2.1+EDR藍牙規範，具有成本低、體積小、功耗低、收發靈敏性高等優點，只需配備少許的外圍元件就能實現其強大功能，如圖2.23。本模組主要用於短距離的數據無線傳輸領域，可以方便的和PC的藍牙設備相連，也可以兩塊模組之間的數據互通，避免繁瑣的線纜連接，能直接替代串列線，產品規格如下：

- ◎ 有主從模式可切換，支持軟/硬體主從設定，支持AT指令。
- ◎ 功耗：2~10 mA。
- ◎ 藍牙V2.1+EDR，比先前版本更省電。
- ◎ 內置PCB射頻天線。
- ◎ 支援SPI編程、UART、USB等接口，支持SPP藍牙串列協議。

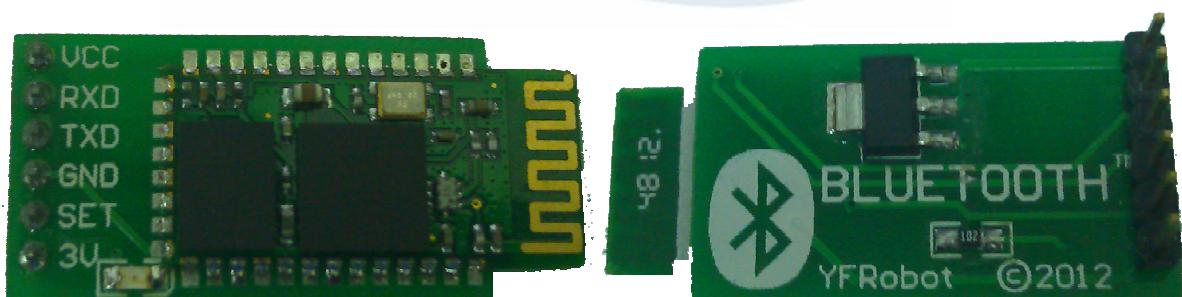


圖 2.20 英國 CSR BC-4 藍牙模組

2.4.4 330X-S四旋翼飛行器

330X-S是以UAV觀點作設計的，如圖2.24所示，其優點為：

1. 飛行效率高：標準電池(2S2000mAh)飛行時間12分鐘以上，搭配高容量電池，飛行時間可以達20分鐘以上，可見表2.6。
2. 抗風性佳：以旋翼效率與旋翼荷重取得最佳平衡，所以抗風性超過一般電動飛機。
3. 額外酬載功能：酬載可達700g(含電池)，可任意加裝一般照相機及攝影機及其它系統。
4. 系統擴充性：可搭配GPS定位系統及導航系統。
5. 操作模式與飛行特性與直升機相同，但無複雜的傳動機構。
6. 可潰式機體設計，大幅降低損壞率，而且不需調整。



圖 2.21 330X-S 四旋翼飛行器實體圖

表 2.6 飛行重量與消耗電量關係表

飛行重量(g)	酬載重量(g)	消耗電量(w)	效率值(g/w)
500	100g(2S2000mAh)	50	10
550	150g(3S2000mAh)	63	8.73
600	200	75	8
650	250	84	7.7
700	300	92	7.6
750	350	102	7.4
800	400	111	7.2
850	450	120	7.1
900	500	130	6.9
950	550	142	6.7
1000	600	155	6.5
1050	650	162	6.5
1100	700	170	6.5

<資料來源：泰世科技，<http://www.gaui.com.tw>>

※酬載重量為電池加上其他設備的重量，330X-S的實際重量為400g。

由上表可以試算酬載及電池選擇後的飛行時間，例如本實驗用330X-S搭載攝影機(約350g)，想使用一組3S2000mAh的LiPo電池(150g)，所以總酬載為500g(飛行重量為900g)，此時的停懸消耗電量為130W，而電池總電量為 $11.1(V) \times 2(A) \times 60(min) = 1332$ ， $1332/130 = 10.2(min)$ ， $10.2(min) \times 75\%(\text{電池安全係數}) = 7.7(min)$

※實際全載巡航數據(安全飛行時間： $1332/170 \times 75\% = 5.88min$)

第三章 四旋翼機控制器設計

3.1 模糊控制概述

模糊邏輯理論(Fuzzy Logic Method)是一門新興的數學，起源於1965年美國加州柏克萊大學(Berkeley)的扎德(L.A. Zadeh)教授，在資訊與控制(Information and Control)學術期刊上所發表的論文-模糊集合(Fuzzy Sets)[22]。模糊理論實際上是模糊集合、模糊關係、模糊邏輯、模糊控制、模糊量測等理論的泛稱。人類的自然語言也很模糊，如大、小、冷、熱等，都沒有明確的說明，只能用模糊集合來描述。電腦(Computer)強於人類的地方在於計算能力，對於無法以有效的計算法則解決的問題，如概念、思考、推理、識別等，表現就不如人類了，因此模糊理論就是針對人腦對於模糊的訊息或不完全的資料，其不需經過精密繁雜的計算過程，仍能做出正確判斷的特色而發展出來。

模糊邏輯控制(Fuzzy Logic Control)簡稱模糊控制(Fuzzy Control)，是以模糊集合論、模糊語言變數和模糊邏輯推理由基礎的一種電腦數字控制技術。1965年，美國的札德教授創立了模糊集合論；1973年他建立了模糊模
糊邏輯控制的定義和相關的定理。1974年，英國的E.H. Mandani首先用模糊控制語句組成模糊控制器，並把它應用於鍋爐和蒸汽機的控制[23][24]，在實驗室獲得成功。這一開拓性的工作標志著模糊控制論的誕生。

3.2 模糊控制理論

所謂模糊控制，就是在控制方法上應用模糊集合論、模糊語言變數及模糊邏輯推理的知識來模擬人的模糊思維方法，用電腦實現與操作者相同的控制，而使用模糊控制的特點主要有[25-27]：

- 一、 簡化系統設計的複雜性，特別適用於非線性、時變、模型不完全的系統上。
- 二、 利用控制法則來描述系統變數間的關係。
- 三、 不用數值而是用語言式的模糊變數來描述系統，模糊控制器不必對被控對象建立完整的數學模型。
- 四、 模糊控制器是一種容易控制、較理想的非線性控制器，具有較佳的適應性及強健性(Robustness)、較佳的容錯性(Fault Tolerance)。
- 五、 是一種語言控制器，可以充分的描述控制系統特性，使得操作人員易於使用自然語言進行人機對話，具有人工智慧。
- 六、 適用於整合其他控制架構，例如模糊滑動控制、模糊PID、類神經模糊控制等等。

而模糊控制器的基本架構包括模糊化(Fuzzification)、知識庫(Knowledge Base)、模糊推理引擎(Fuzzy Inference Engine)、解模糊化(Defuzzification)這四個部分，如下圖3.1所示。

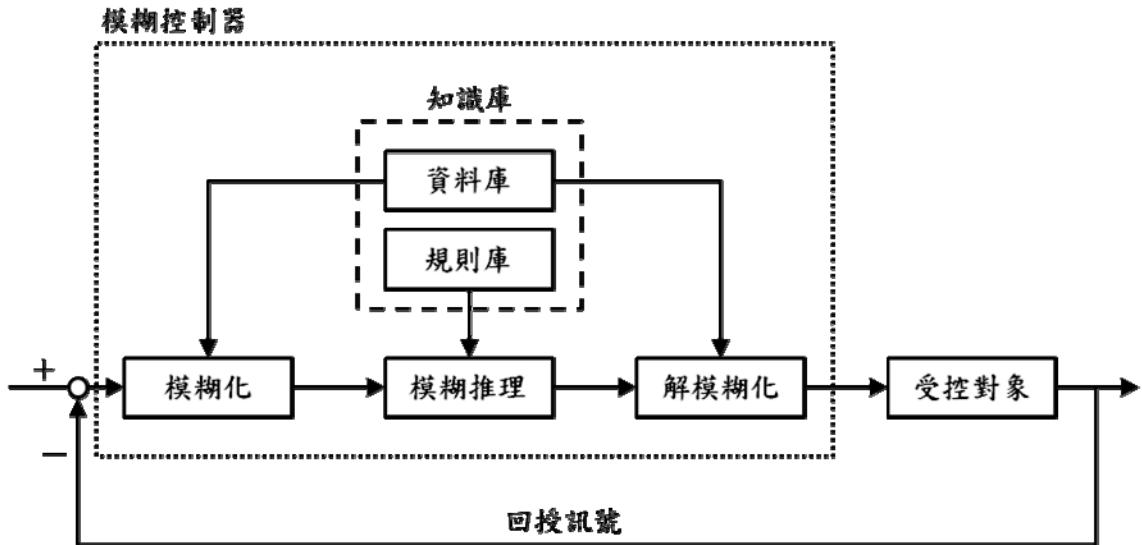


圖 3.1 模糊控制器基本架構

3.2.1 模糊化

對於受控目標系統而言，我們由感測器所量測到的資訊通常是一個明確的數值，然而模糊控制器是採用語言化的條件式規則為控制策略。因此，為了能讓受控系統與語言化的條件規則資訊相結合，模糊化處理將是量測資訊進入模糊邏輯控制器所必要的步驟，也可視為前置處理作業。

首先我們必須先定義受控系統輸出與輸入變數以及變數的變動範圍，來決定語言變數的確定論域，接著再依照設計者的經驗及模擬測試，自行決定論域的模糊分割(Fuzzy Partition)數量，確定了模糊分割的數量後，便能將語言變數的論域適當地切割成數個模糊集合。以本控制系統為例，是以誤差量 e 以及誤差變化量 ce 作為輸入語言變數，其論域中模糊集合的標識可定義為：NB(Negative Big : 負大)、NS(Negative Small : 負小)、ZO(Zero :

零)、PS(Positive Small：正小)、PB(Positive Big：正大)。一般較常使用的有三角形歸屬函數(Triangular Membership Function)、高斯歸屬函數(Gaussian Membership Function)和梯形歸屬函數(Trapezoidal Membership Function)，如下圖3.2所示。由於三角形歸屬函數具有較快的計算速度而且模糊化的效果與高斯函數相當，所以三角形的歸屬函數最常被採用[28]。

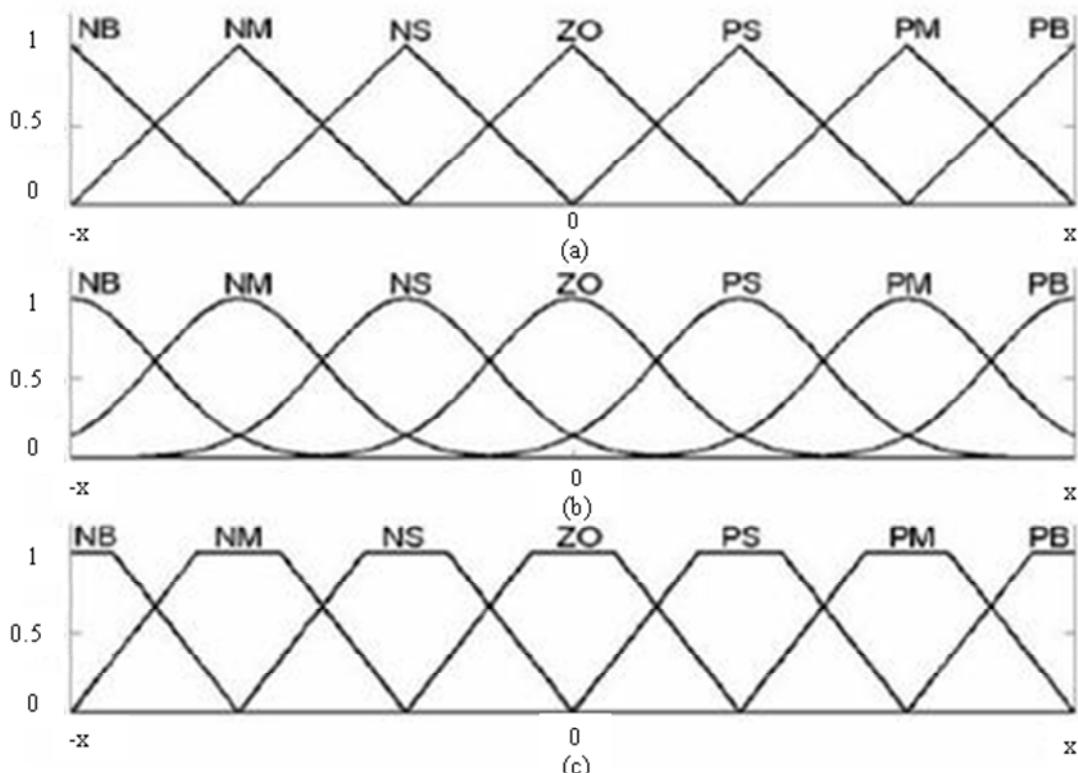


圖 3.2 歸屬函數圖形 (a)三角形 (b)高斯函數 (c)梯形

3.2.2 知識庫

知識庫包括資料庫(Data base)和規則庫(Rule base)兩項，而資料庫裡是包含了變數論域、語言項子集合與歸屬函數規劃等用來提供模糊化、規則庫和解模糊化所需要的相關資料。規則庫則是以多組If—Then型式的模糊規則所組成，這組模糊規則是用以描述控制目標和系統的輸入輸出關係，下面將對於資料庫及規則庫做詳細的說明：

(1) 資料庫

資料庫的參數設計是由尺度因子和歸屬函數所構成，其中尺度因子像是一般控制器裡的增益值，在模糊化與解模糊化的過程裡會做尺度轉換工作，所以尺度因子對於控制器性能及穩定性是有很大的影響。而歸屬函數是把原本實際系統的訊號轉換成模糊系統中的模糊量，即在論域中各值歸屬該語意詞的程度。

(2) 規則庫

模糊規則庫代表著整個控制系統的思考法則，其中所儲存的控制規則，是結合人們智慧，把受控體各種可能的狀態，以If—Then條列式表達出來，表示成包含人類判斷之模糊性的控制演算法則，而模糊規則庫設計的好壞會影響到整個控制效果。每個控制規則由前件部(Antecedent)和後件部(Consequent)兩部份所組成，以 R 為其一般的表示法，主要有下列三種規則：

(a) 語意式模糊規則：

又稱為Mamdani模糊規則[29]，典型的語意式模糊規則表示如下：

$$R^{(i)} : \text{If } x_1 \text{ is } A_1^i \text{ and } \dots \text{ and } x_k \text{ is } A_k^i$$

$$\text{Then } y \text{ is } B^i$$

其中

$R^{(i)}$ ：表示第 i 條規則。

x ：模糊控制器的輸入。

A_1^i 與 B^i ：語意式模糊變數的模糊集合。

y ：模糊控制器的輸出，用來控制受控系統。

(b) 函數式模糊規則：

又稱為Sugeno模糊規則或Takagi-Sugeno-Kang(TSK)模糊規則，典

型的函數式模糊規則表示如下[30]：

$$R^{(i)} : \text{If } x_1 \text{ is } A_1^i \text{ and } \dots \text{ and } x_k \text{ is } A_k^i$$

$$\text{Then } y \text{ is } f_i(x_1, \dots, x_k)$$

其中 $f_i(x_1, \dots, x_k)$ 是後件部中系統變數的函數。至於 $f_i(x_1, \dots, x_k)$ 的常見

型式，又可分為以下兩種：

(i) 線性式模糊規則：

$$R^{(i)} : \text{If } x_1 \text{ is } A_1^i \text{ and } \dots \text{ and } x_k \text{ is } A_k^i$$

$$\text{Then } y \text{ is } (c_0^i + c_1^i x_1 + \dots + c_k^i x_k)$$

其中 $c_0^i, c_1^i, \dots, c_k^i$ 為實數參數。

(ii) 單點式模糊規則：

$R^{(i)} : \text{If } x_1 \text{ is } A_1^i \text{ and } \dots \text{ and } x_k \text{ is } A_k^i$

Then y is c_0^i

其中 c_0^i 為實數參數。

(c) Tsukamoto模糊規則[31]：

此種模糊規則與Mamdani模糊規則的差異性不多，是一種語意式模糊規則的簡化。主要差別在於此模糊規則的後件部採用的是擁有單調性(monotonical)的歸屬函數的模糊集合。

模糊推理引擎將藉由這些模糊規則來進行推論，以決定下一步驟所要採取的決定，三種規則的主要差別只在於模糊規則的後件部有所不同而已。至於模糊規則的方式通常有兩種，第一種方式就是由專家來提供所需的模糊規則；第二種方式是先收集一些量測資料，再經特定的演算法來從量測資料中萃取出模糊規則。

3.2.3 模糊推論引擎

當控制器的輸入已經模糊化之後，接著必須依其所觸動的控制規則進行合成運算，以便推論出欲得到的輸出，而模糊推論便是藉由模糊邏輯的運算以模擬人類思考判斷的方式，挑選模糊規則庫中適用的語意化控制法則，用並行方式對輸入的模糊化變數做運算，求得模糊化之輸出。

推論引擎的運算，可以表示如下：

前提一(premise1) : x is A'

前提二(premise2) : If x is A , Then y is B

結論 : y is B'

所以我們可以得到 $B' = A' \circ R = A' \circ (A \rightarrow B)$

四種常見的合成運算有：

◆ 最大—最小合成(Max-min operation) :

$$\mu_{B'}(y) = \max_x [\min(\mu_{A'}(x), \mu_{A \rightarrow B}(x, y))] \quad (3.1)$$

◆ 最大乘積合成(Max product operation) :

$$\mu_{B'}(y) = \max_x [\mu_{A'}(x) \cdot \mu_{A \rightarrow B}(x, y)] \quad (3.2)$$

◆ 最大邊界積合成(Max bounded product operation) :

$$\mu_{B'}(y) = \max_x [\mu_{A'}(x) \Theta \mu_{A \rightarrow B}(x, y)] \quad (3.3)$$

- ◆ 最大激烈積合成(Max drastic product operation)：

$$\mu_{B'}(y) = \max_x [\mu_{A'}(x) : \mu_{A \rightarrow B}(x, y)] \quad (3.4)$$

其中最常用於模糊控制系統中的是前兩項，”最大—最小合成”與”最大乘積合成”，因其所需的計算較為簡單並且較有效率。

3.2.4 解模糊化

將經過模糊推論之後所產生的結論，轉換成一明確值的過程，稱之為解模糊化。由於不同的模糊規則所採用的後件部會有所不同，因此經過模糊推論後所產生的結論，有的是以模糊集合來表示(如Mamdani模糊規則)；而有的是以明確數值來表示(如Sugeno模糊規則)，分別如下敘述：

- (1) 推論後得到的是模糊集合：

令模糊集合C為模糊規則推論(即 $B' = A' \circ R = A' \circ (A \rightarrow B)$ 中的 B')後所得
到的結論，四種較常用的去模糊化方法為：

➤ 重心法或中心面積法(COA : Center Of Gravity defuzzifier or Center
Of Area defuzzifier)：

- ◆ 當論域為連續時：

$$y^* = \frac{\int_Y \mu_C(y) \bullet y dy}{\int_Y \mu_C(y) dy} \quad (3.5)$$

◆ 當論域為離散時：

$$y^* = \frac{\sum_{i=1}^L \mu_C(y_i) \cdot y_i}{\sum_{i=1}^L \mu_C(y_i)} \quad (3.6)$$

➤ 最大平均法(MOM : Mean Of Maxima defuzzifier)：

將 $\mu_C(y)$ 達到最大值的那幾個點加以平均後，所得到的明確輸出值。

$$y^* = \frac{1}{N} \sum_{j=1}^N y_j \quad (3.7)$$

其中 $\mu_C(y_j) = \max_{y \in Y} \mu_C(y) = height(C), \quad j = 1, \dots, N$

◆ 修正型最大平均法(MMOM : Modified Mean Of Maxima defuzzifier)：

將上述N個點排序後，把最大值與最小值相加除以2，就是最後的明確輸出值，亦即

$$y^* = \frac{\max_j \{y_j\} + \min_j \{y_j\}}{2} \quad (3.8)$$

其中 $\mu_C(y_j) = height(C)$

◆ 中心平均法(Center Average defuzzifier)：

$$y^* = \frac{\sum_{j=1}^J \bar{y}^j \mu_{B^j}(\bar{y}^j)}{\sum_{j=1}^J \mu_{B^j}(\bar{y}^j)} \quad (3.9)$$

其中 J 代表模糊規則的總數目， \bar{y}^j 代表所有語意式模糊規則中的模糊集合 B^j 的歸屬函數值 μ_{B^j} 達到最高點的中心位置。

◆ 修正型中心平均法(Modified Center Average defuzzifier)：

$$y^* = \frac{\sum_{j=1}^J \bar{y}^j \mu_{B^j}(\bar{y}^j) / \delta^j}{\sum_{j=1}^J \mu_{B^j}(\bar{y}^j) / \delta^j} \quad (3.10)$$

其中以 δ^j 做為控制歸屬函數遞減的速率，當 δ^j 越小，則歸屬韓數遞減的速率越快。

(2) 推論後得到明確輸出值：

令 α_j 代表第 j 個模糊規則的前件部被符合的程度性，亦被稱為“啟動強度(Firing Strength)”， y_j 為第 j 個模糊規則所推論出的結果，以下的“權重式平均法(weighted average method)”最被廣泛使用：

$$y^* = \frac{\sum_{j=1}^J \alpha_j y_j}{\sum_{j=1}^J \alpha_j} \quad (3.11)$$

3.3 PID控制器

一般PID控制器將誤差 e 的比例(P)、積分(I)和微分(D)通過線性組合構成控制量，對被控對象進行控制，PID控制器的轉移函數為(3.12)式[31]：

$$G_c(s) = K_p + K_i \cdot \frac{1}{s} + K_d \cdot s \quad (3.12)$$

其增量式的離散PID控制公式為(3.13)式：

$$\begin{aligned} u(k) = & u(k-1) + K_p [e(k) - e(k-1)] + K_i T_{sam} e(k) + \\ & \frac{K_d}{T_{sam}} [e(k) - 2e(k-1) + e(k-2)] \end{aligned} \quad (3.13)$$

式(3.13)中 K_p 為比例常數、 K_i 為積分常數、 K_d 為微分常數、 T_{sam} 為取樣時間。

一般PID控制器架構如圖3.3所示；自調式模糊PID系統架構是在常規的PID控制器的基礎上，以誤差 e 和誤差變化率 ce 作為輸入，使用模糊推理對PID控制器參數 K_p 、 K_i 和 K_d 進行調整，以滿足不同 e 和 ce 對控制器參數的要求，進而使四旋翼直升機具有良好的動、靜態性能，如圖3.4所示。

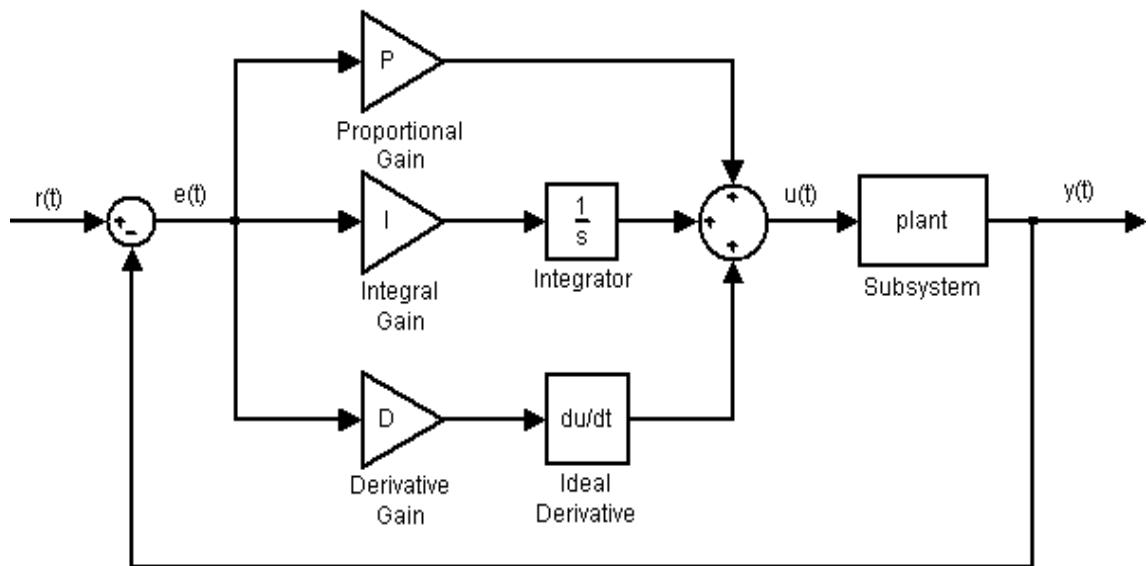


圖 3.3 PID 控制器基本架構

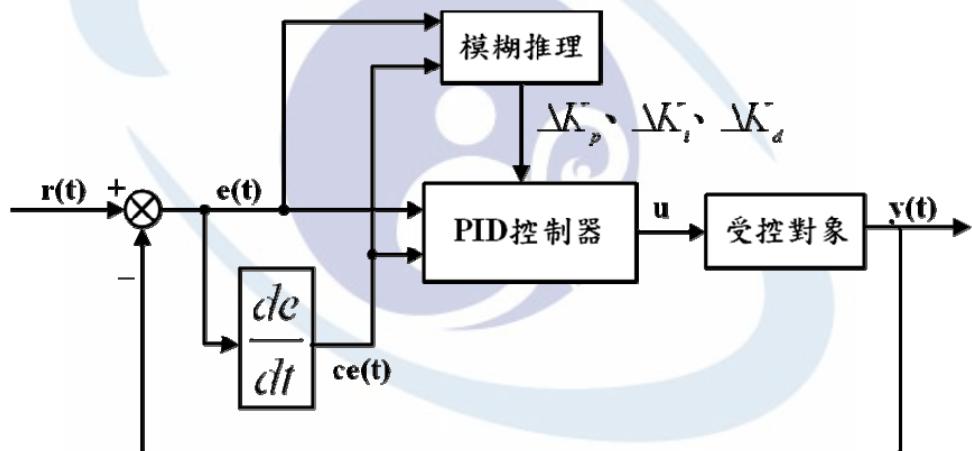


圖 3.4 自調式模糊 PID 控制器架構

3.4 自調式模糊PID控制器

選擇輸入量為誤差 e 和誤差變化率 ce ，輸出為PID控制參數的變化量

K_p 、 K_i 和 K_d 。

輸入誤差 e 、誤差變化率 ce 和輸出參數 K_p 、 K_i 和 K_d 之變化範圍定義

為模糊集合的歸屬函數，而歸屬函數曲線形狀又分多種，如梯形、鐘形、三角形等，考慮到對論域的覆蓋程度和靈敏度以及穩定性，本研究各模糊子集採用三角形的歸屬函數，利用MATLAB軟體內建之模糊工具箱建立各輸入輸出歸屬函數，如圖3.5、圖3.6和圖3.7所示。

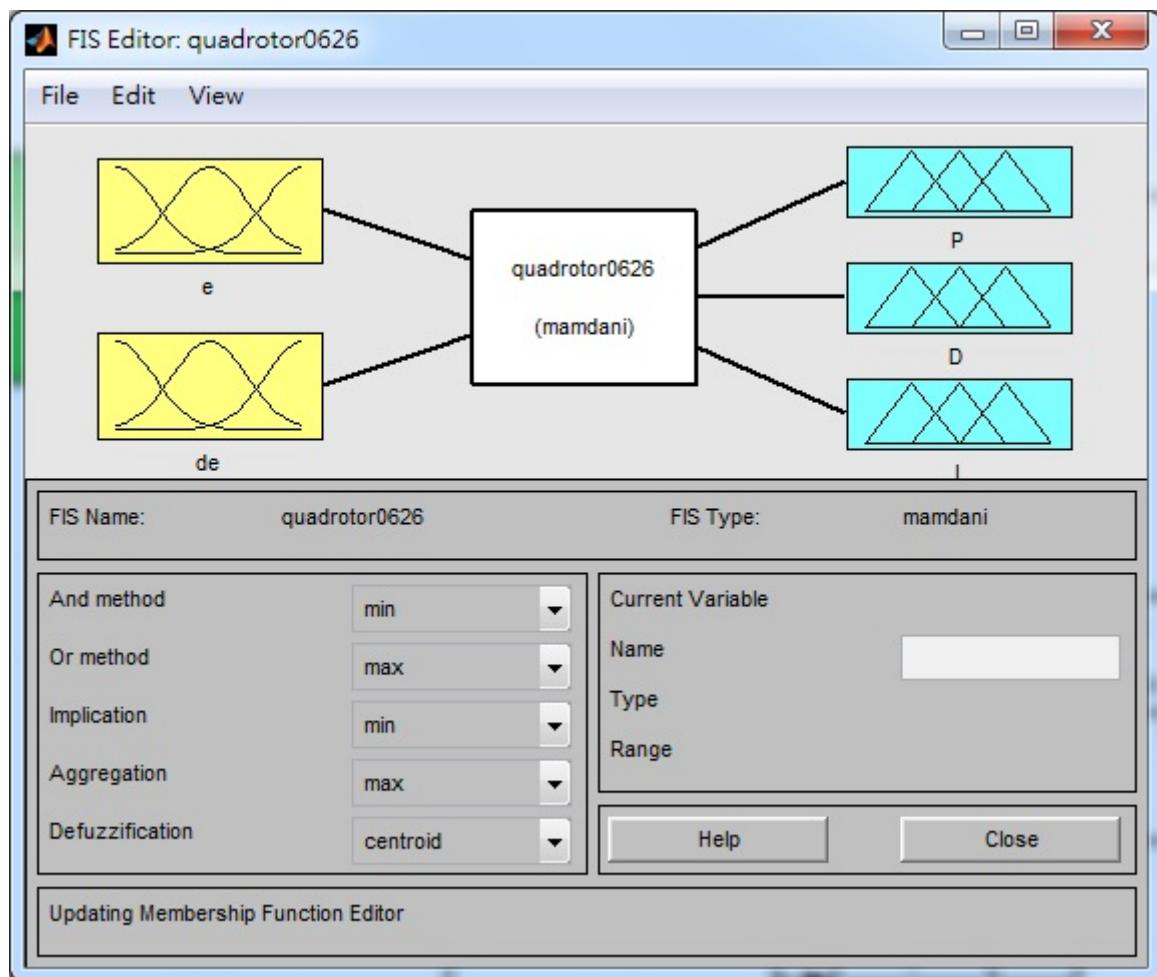


圖 3.5 MATLAB 模糊工具箱

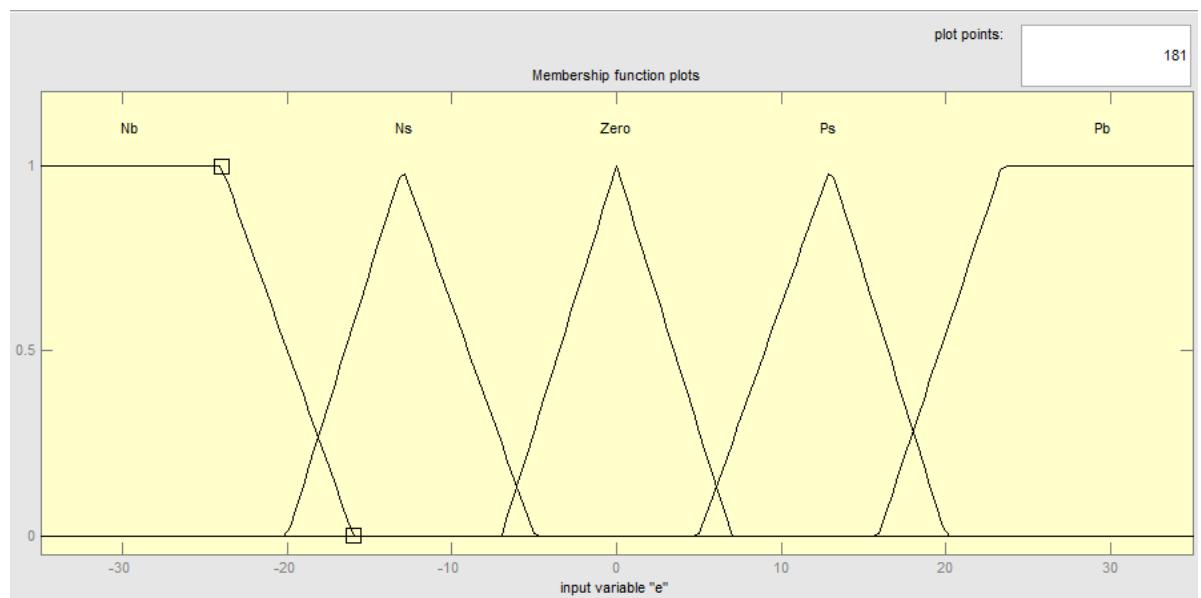


圖 3.6 誤差 e 的歸屬函數

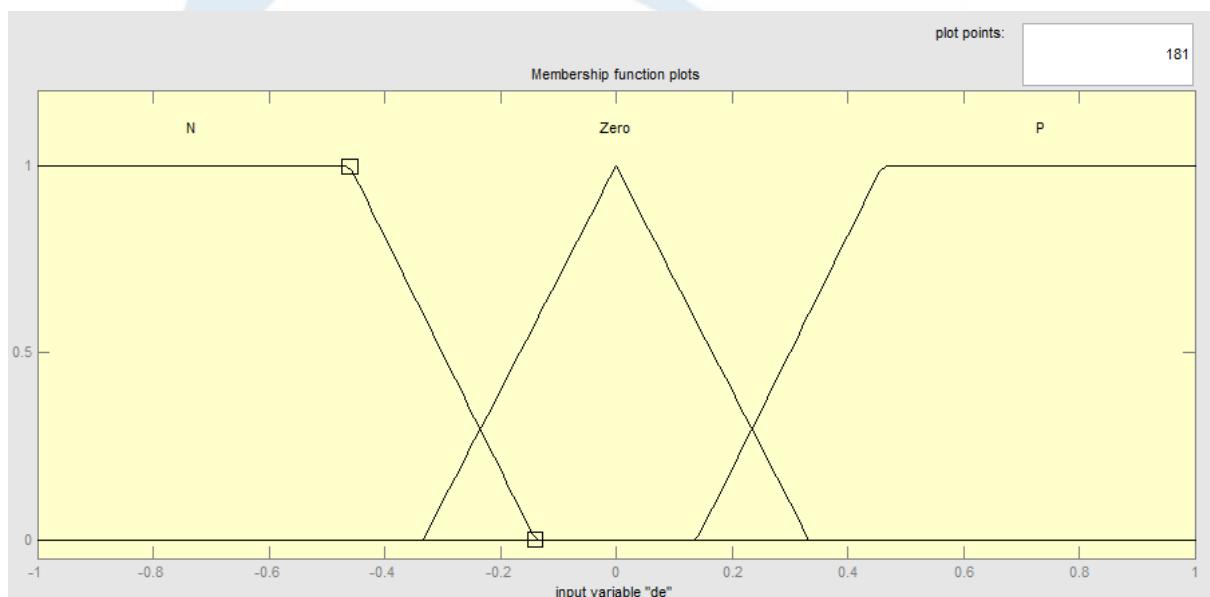


圖 3.7 誤差變化率 ce 的歸屬函數

接著，依據誤差 e 以及誤差變化率 ce 之間的關係，建立PID各個參數之規則庫，並對應輸出之歸屬函數，以下為第一次實驗之比例量的輸出歸屬函數以及模糊規則庫，如圖3.8及表3.1。

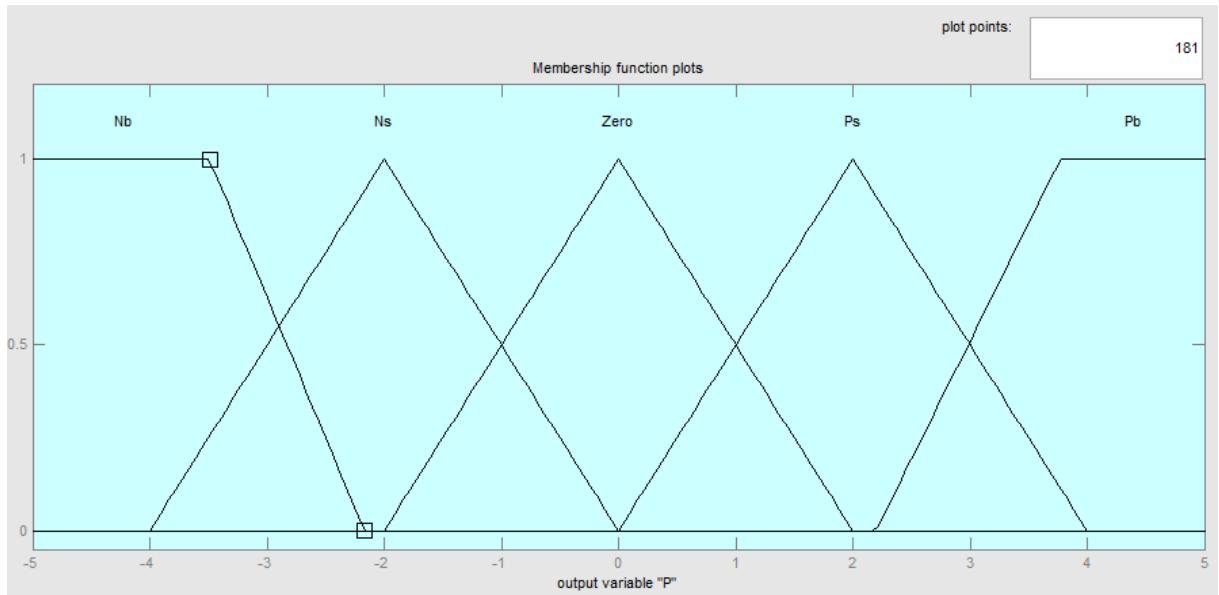


圖 3.8 第一次實驗之輸出比例量 P 之歸屬函數

表 3.1 比例量 P 之模糊規則庫

<i>U</i>		<i>e</i>				
		<i>NB</i>	<i>NS</i>	<i>ZE</i>	<i>PS</i>	<i>PB</i>
<i>ce</i>	<i>N</i>	PB	None	ZE	None	NB
	<i>ZE</i>	PB	PS	ZE	NS	NB
	<i>P</i>	PB	None	ZE	None	NB

根據模糊規則，對所有輸入語言變數量化後的各種組合，通過模糊邏輯推理與解模糊化方法計算出每一個狀態的模糊控制輸出，也可以透過 MATLAB 的模糊工具箱的 Rule Viewer 查看輸入與輸出之間的歸屬函數和最後得到的精確值，該值為自調整模糊的 K_p 、 K_i 和 K_d 值，如圖 5.9 所示。

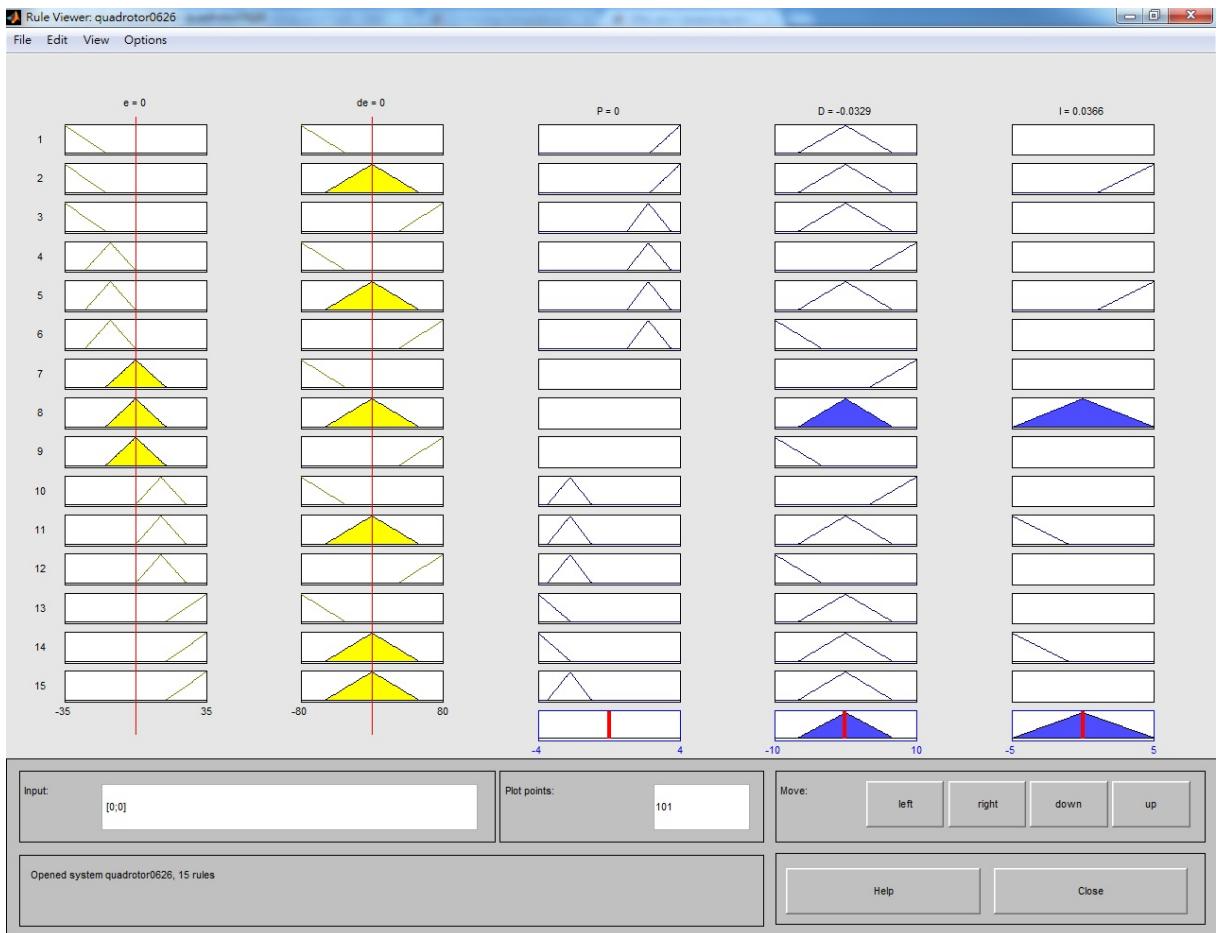


圖 3.9 模糊工具箱中的 Rule Viewer

$$\begin{aligned}
 K_p &= \{e, ce\}_P \\
 K_i &= K'_i + \{e, ce\}_I \\
 K_d &= \{e, ce\}_D
 \end{aligned} \tag{3.14}$$

式(3.14)中，\$K'_i\$ 為前一次的 I 控制參數；\$\{e, ce\}_P\$、\$\{e, ce\}_I\$、\$\{e, ce\}_D\$ 為偏差 \$e\$ 與偏差變化率 \$ce\$ 對應於模糊規則表中的關係之後，解模糊化之後的精確值。

第四章 Android智慧型手機軟體設計

4.1 Android系統介紹

是一個以Linux為基礎的半開放原始碼作業系統，主要用於行動設備，由Google成立的Open Handset Alliance(OHA，開放手持設備聯盟)持續領導與開發中。

Android系統最初由安迪·魯賓(Andy Rubin)開發製作，最初開發這個系統的目的是利用其建立一個能夠與PC聯網的智慧型相機，但後來智慧型手機市場開始爆炸性成長，Android被改造為一款面向手機的作業系統。於2005年8月被Google收購，之後就由OHA與84家硬體製造商、軟體開發商、電信營運商來共同研發改良Android系統，隨後，Google以Apache免費開源許可證的授權方式，發布了Android的源代碼，讓生產商推出搭載Android的智慧型手機，之後更逐漸拓展到平板電腦及其他領域上[32]。至2010年末數據顯示，僅正式推出兩年的Android作業系統在市場佔有率上已經超越稱霸逾十年的諾基亞Symbian系統，成為全球第一大智慧型手機作業系統，目前市場佔有率變化如表4.1所示。

表 4.1 2012-2016 年智慧型手機市佔率

Smartphone OS	2012 Market Share	2016 Market Share	CAGR 2012-2016(%)
Android	68.3%	63.8%	16.3%
iOS	18.8%	19.1%	18.8%
BlackBerry OS	4.7%	4.1%	14.6%
Windows Phone	2.6%	11.4%	71.3%
Linux	2.0%	1.5%	10.5%
Others	3.6%	0.1%	-100.0%
Total	100.0%	100.0%	18.3%

<資料來源：IDC，2012年12月>

※IDC(Internationl Data Corporation)：國際數據資訊公司

※CAGR(Compound Annual Growth Rate)：年均複合增長率

4.2 Android應用程式開發平台介紹

本論文藉由最近熱門的智慧型手機作業系統Android來撰寫程式，取代以往複雜又昂貴的遙控器，透過簡易的藍芽傳輸就能對四旋翼直升機下控制命令，也能回傳四旋翼直升機上的姿態感測器數值作即時監控，也讓複雜的控制多了一份趣味。

本研究為了不要讓手機端的程式太複雜化，採用MIT App Inventor這套雲端運算開發平台[33]來編輯程式，這套開發系統原是Google實驗室（Google Lab）的一個子計畫，App Inventor是一個完全線上開發的Android 程式環境，拋棄複雜的程式碼而使用樂高積木式的堆疊法來完成您的Android程式，如圖4.1。對Android初學者或是機器人開發者來說是一大福

音，因為對於想要用手機控制機器人的使用者而言，他們不大需要太華麗的介面，只要使用基本元件例如按鈕、文字輸入輸出即可[34]。

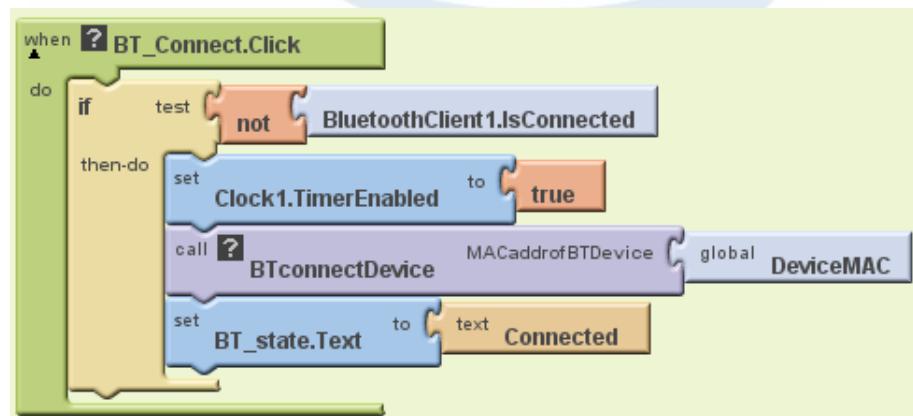
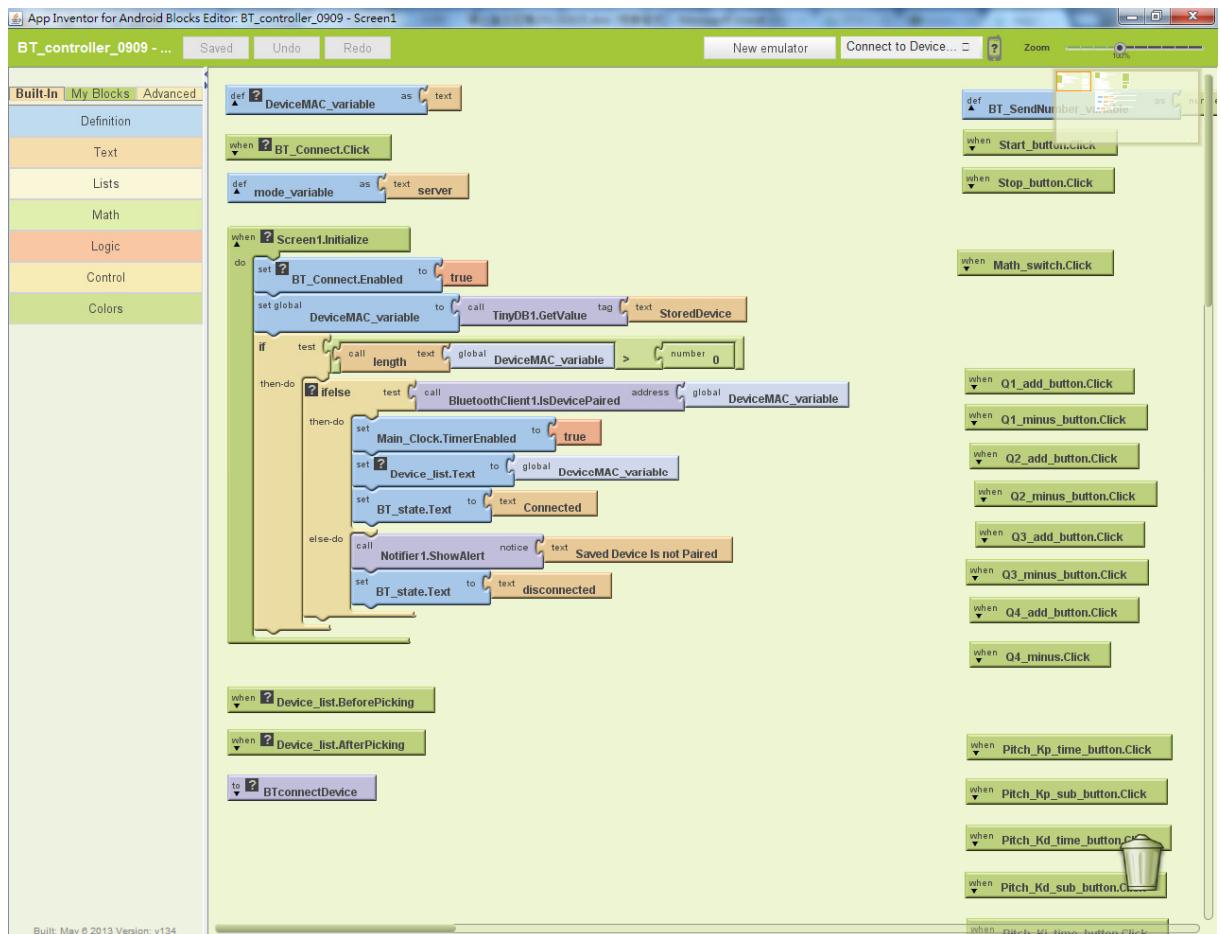


圖 4.1 樂高積木式的堆疊法

4.3 Android程式製作介面介紹

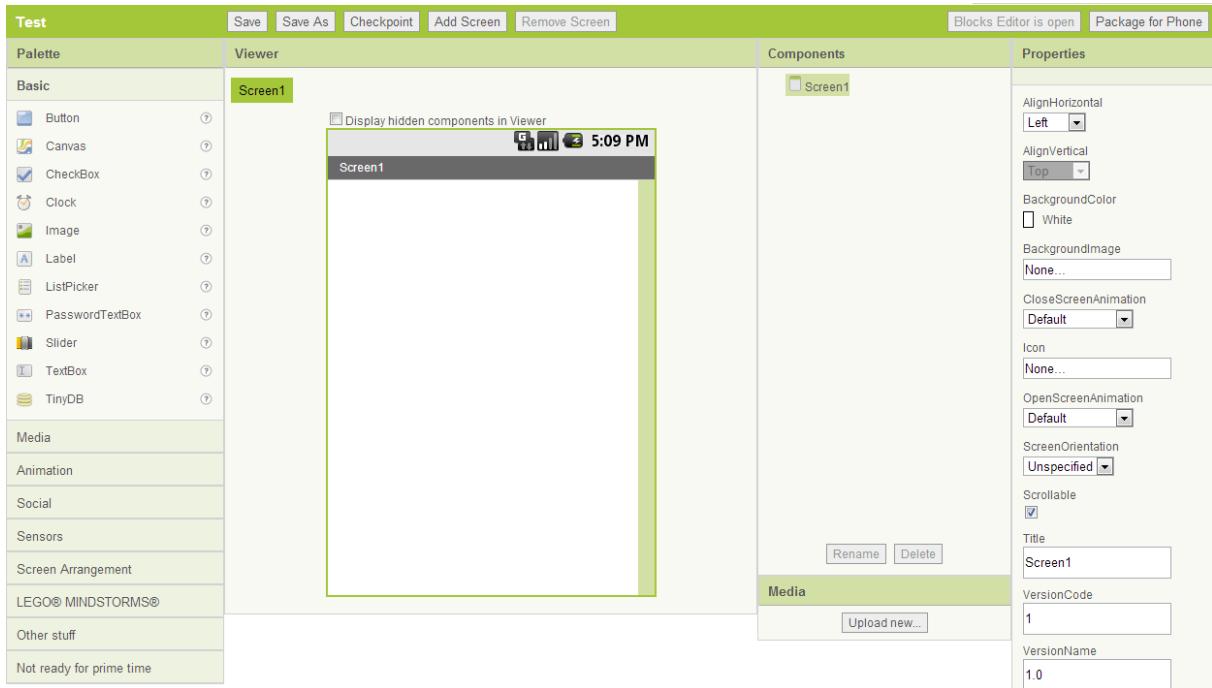
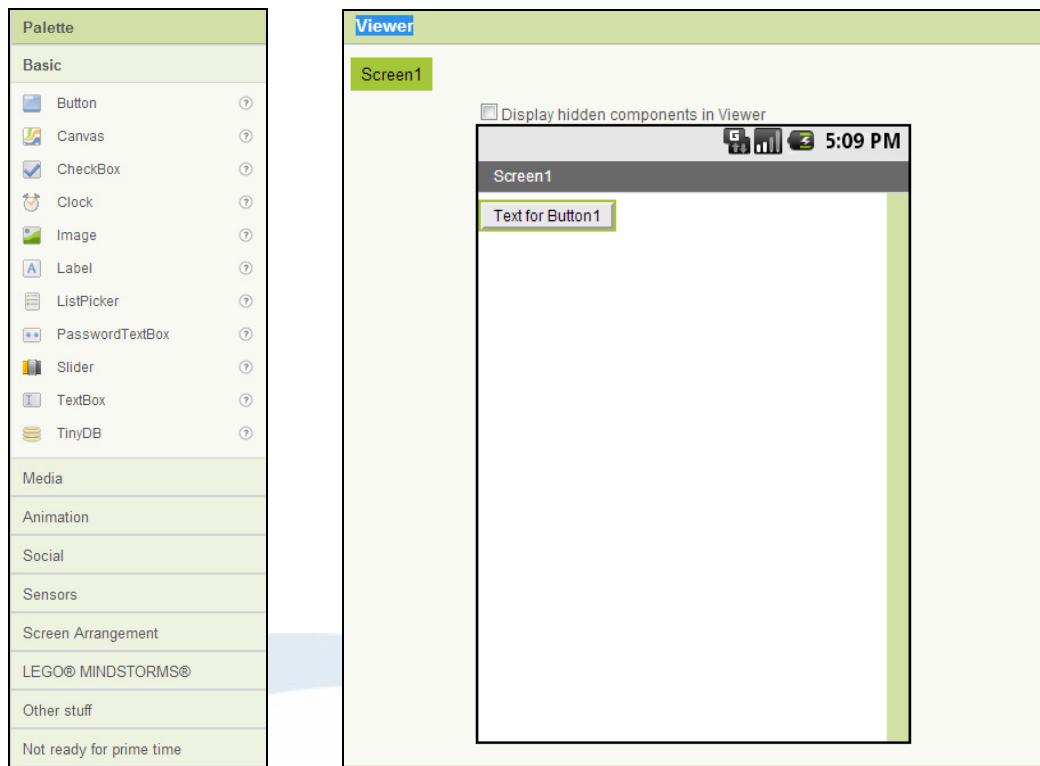
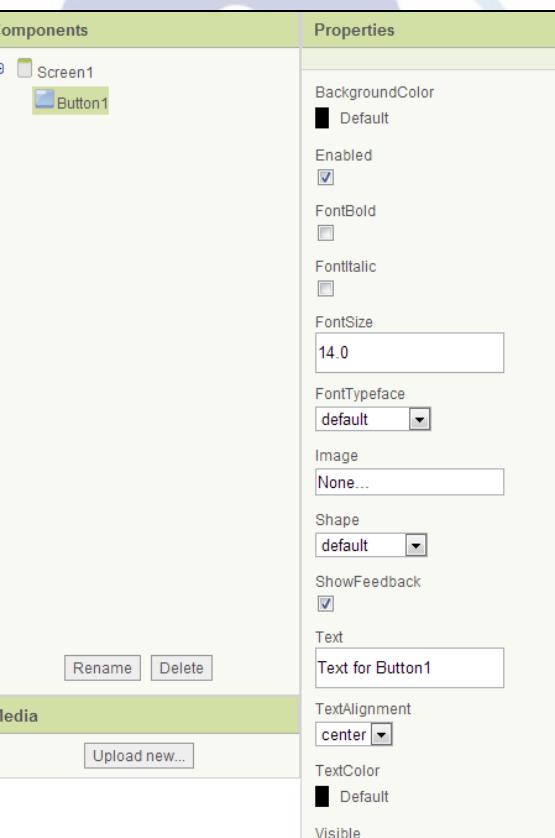


圖 4.2 App Inventor 設計手機程式頁面

圖4.2為App Inventor設計程式畫面介紹，左邊欄位有許多元件，包含基本元件(Basic)、多媒體元件(Media)、動畫元件(Animation)、通訊元件(Social)、感測器元件(Sensors)、螢幕排列元件(Screen Arrangement)、樂高機器人控制元件(LEGO® MINDSTORMS®)、其他(Other stuff)等，如下圖(a)；中間的欄位則是App程式瀏覽畫面，可以擺放您所需要設計的元件，如下圖(b)；右邊兩欄則是元件部份及屬性設置，可以觀看此程式應用了哪些元件，以及各個元件的使用屬性，可快速修改參數並顯示在模塊編輯區，如下圖(c)所示。



(a)



(b)

(c)

圖 4.3 (a)選項板 (b)瀏覽介面 (c)元件及屬性介面

編輯完手機的介面後，就要進到 Blocks Editor 的畫面進行程式積木的排列，如圖 4.4 所示，左方分為三個區塊，Built-in、My Blocks、Advanced，可以拉出想要的積木來建構你的程式，例如程式的初始設定，藍牙連線等，如圖 4.5 所示

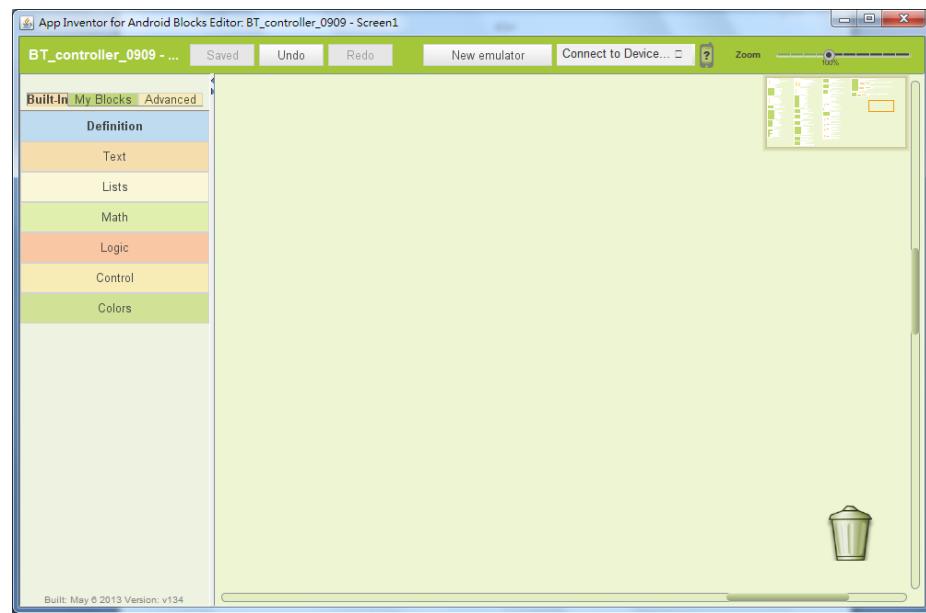


圖 4.4 Blocks Editor 使用者介面

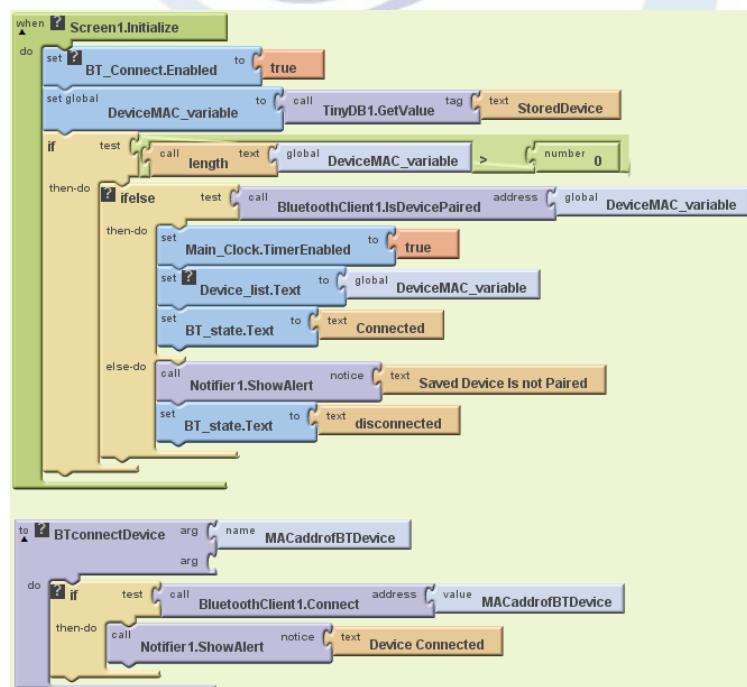


圖 4.5 初始設定與藍芽副程式

4.4 Android程式操控介面介紹

本手機程式依照控制四旋翼直升機的一些要素，把需要的元件拉到手機設計的介面視窗上，其中包含按鈕、藍牙、文字方塊、姿態感測器、計時器等等，並把畫面編排的較好操作，還可以回授四旋翼機身的傾斜值到手機監視，確保四旋翼機機身是在平衡的狀態下運行；下面也有模糊控制的按鈕，按下去就切換到自調式模糊PID的控制模式，如圖4.4(a)、(b)、(c)所示。

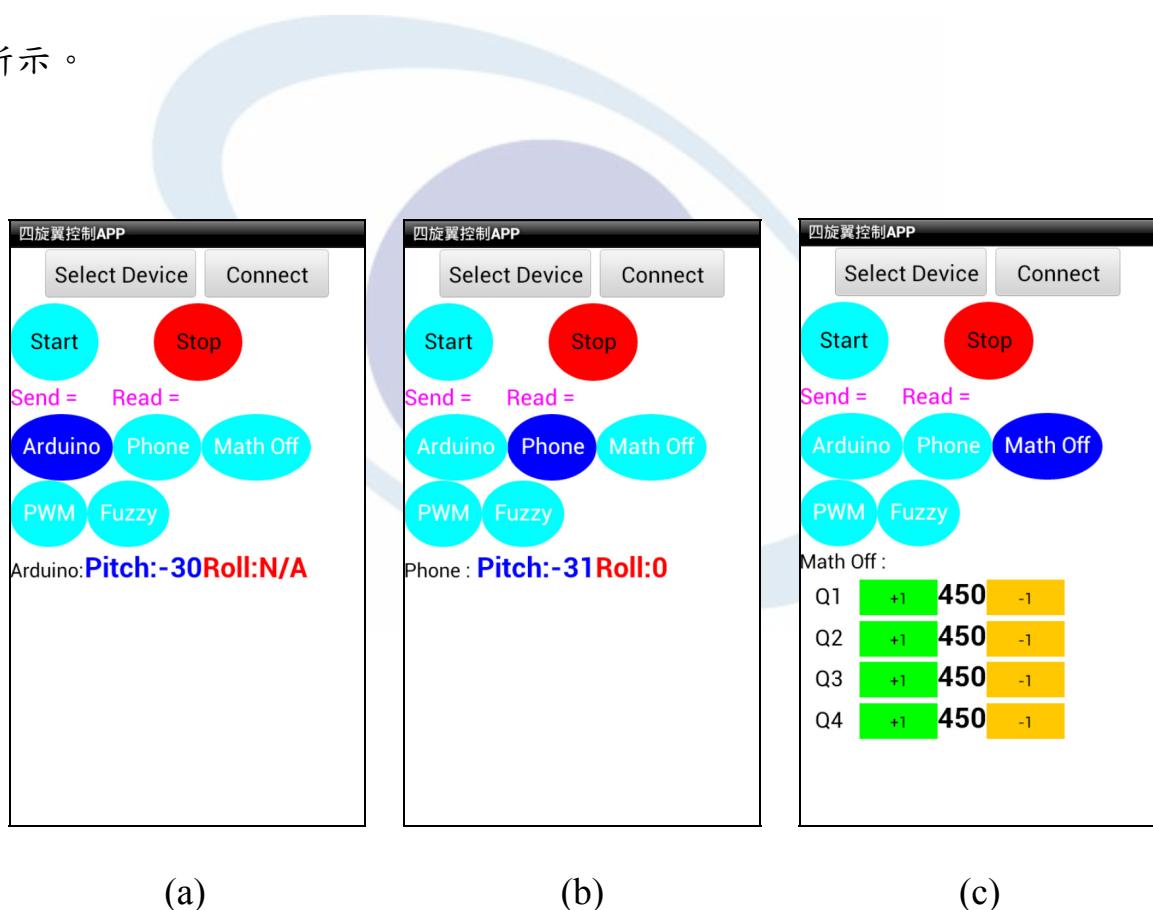


圖 4.6 (a) 起始畫面 (b) 手機姿態遙控 (c) 控制馬達 PWM 介面

第五章 系統架構與實驗結果與討論

本文實驗藉由MATLAB/Simulink軟體中內建模糊工具箱[35][36]，建立PID參數之歸屬函數以及規則庫，輸出藍牙控制訊號傳給四旋翼機做角度控制，產生輸出PID參數及角度之曲線圖，並利用模糊工具箱之便利性，更改輸出歸屬函數之大小，來比較及探討各種不同的歸屬度對輸出控制量有何影響，總共有五次實驗，前四次是比例量P與微分量D之間各種不同實驗的比較，第五次實驗則單獨探討積分量I在穩態誤差下的影響，其實驗系統架構如下圖5.1所示：

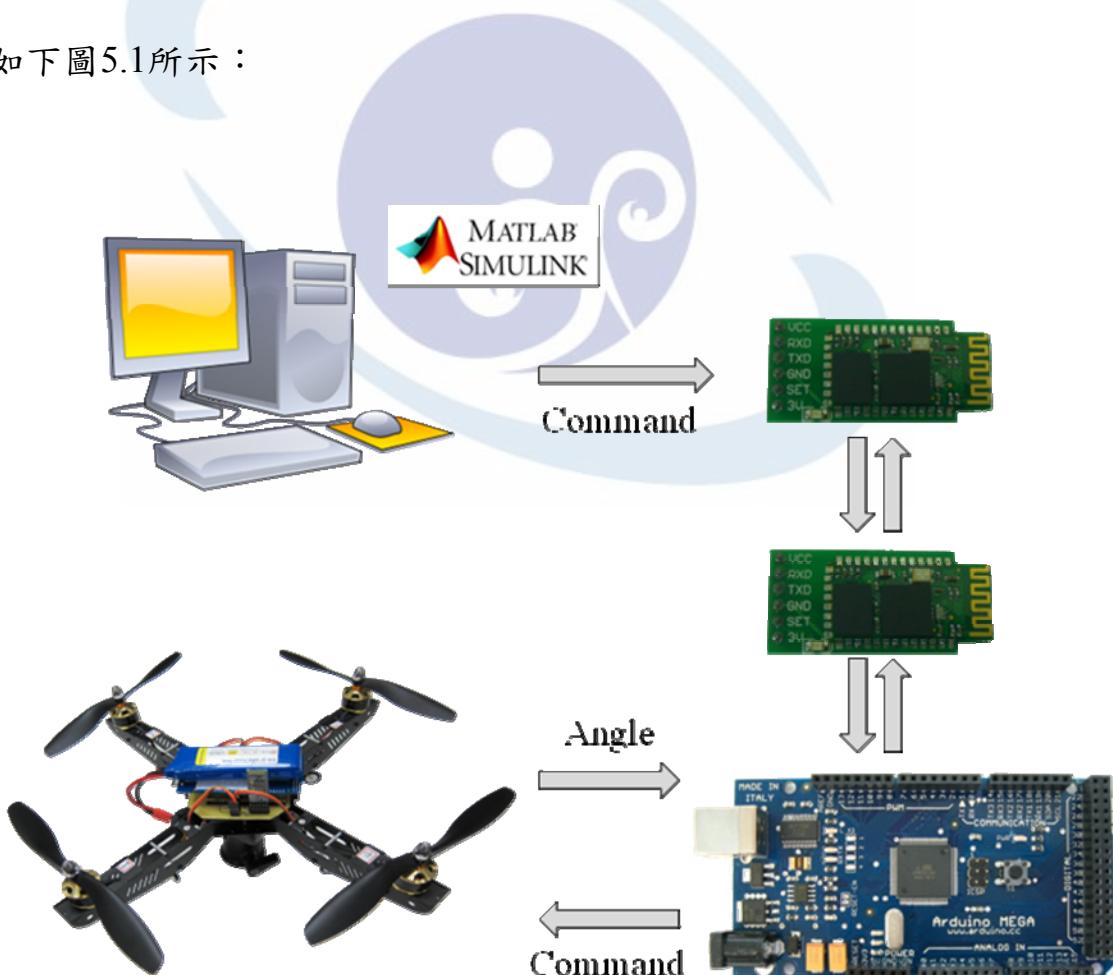


圖 5.1 實驗系統架構

圖5.2、圖5.3為實驗平台，主要針對Pitch軸的角度姿態作平衡控制，四旋翼四顆馬達轉速初始值都相同，而初始角度都設定為-35度左右，看其角度與PID參數是否有符合我們所建立之決策邏輯，以此證明自調適模糊PID之可行性，圖5.4、圖5.5為Simulink模塊配置。



圖 5.2 實驗平台側面圖



圖 5.3 實驗平台正面圖

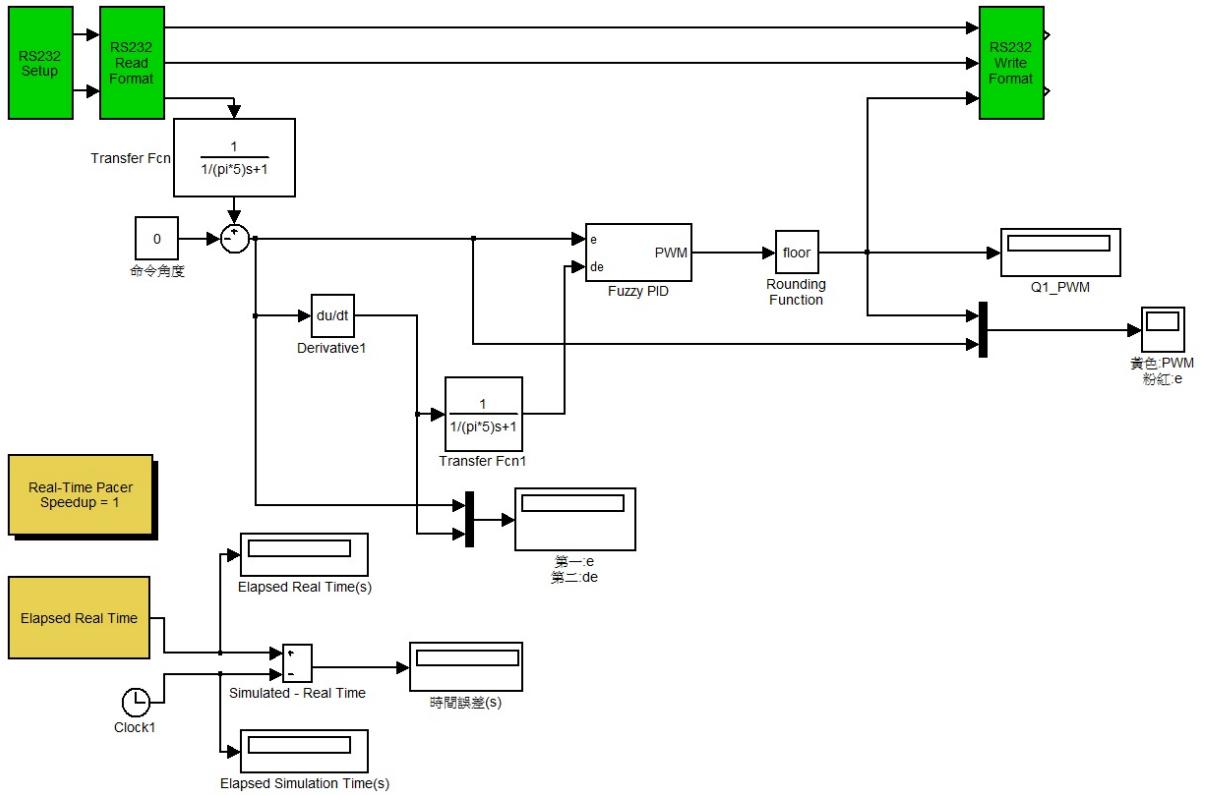


圖 5.4 Simulink 主模塊架構

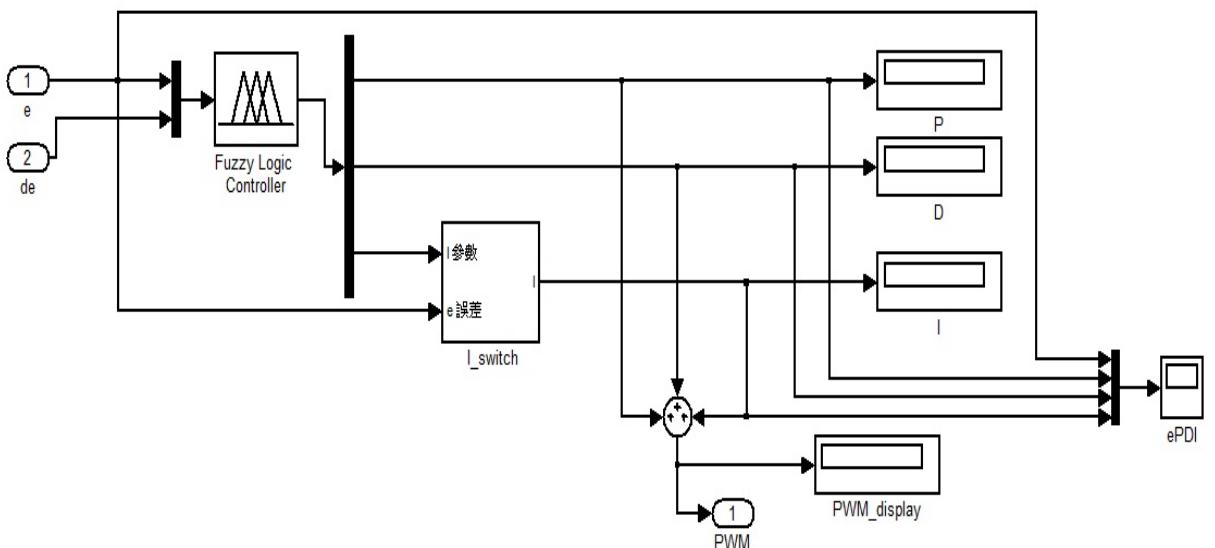


圖 5.5 Fuzzy PID 模塊內部架構

圖 5.4 中，上方模塊為串列埠經由藍牙傳輸進來之角度值，得到誤差 e 與誤差變化率 ce 後，進入 Fuzzy PID 的模塊進行自調式模糊控制，最後再由藍

牙輸出至四旋翼機上，圖3.8為第一次實驗所配置之比例量P，表3.1為第一次實驗之模糊規則庫。第一次實驗結果其誤差、誤差變化率、比例量P的關係如下圖5.6。

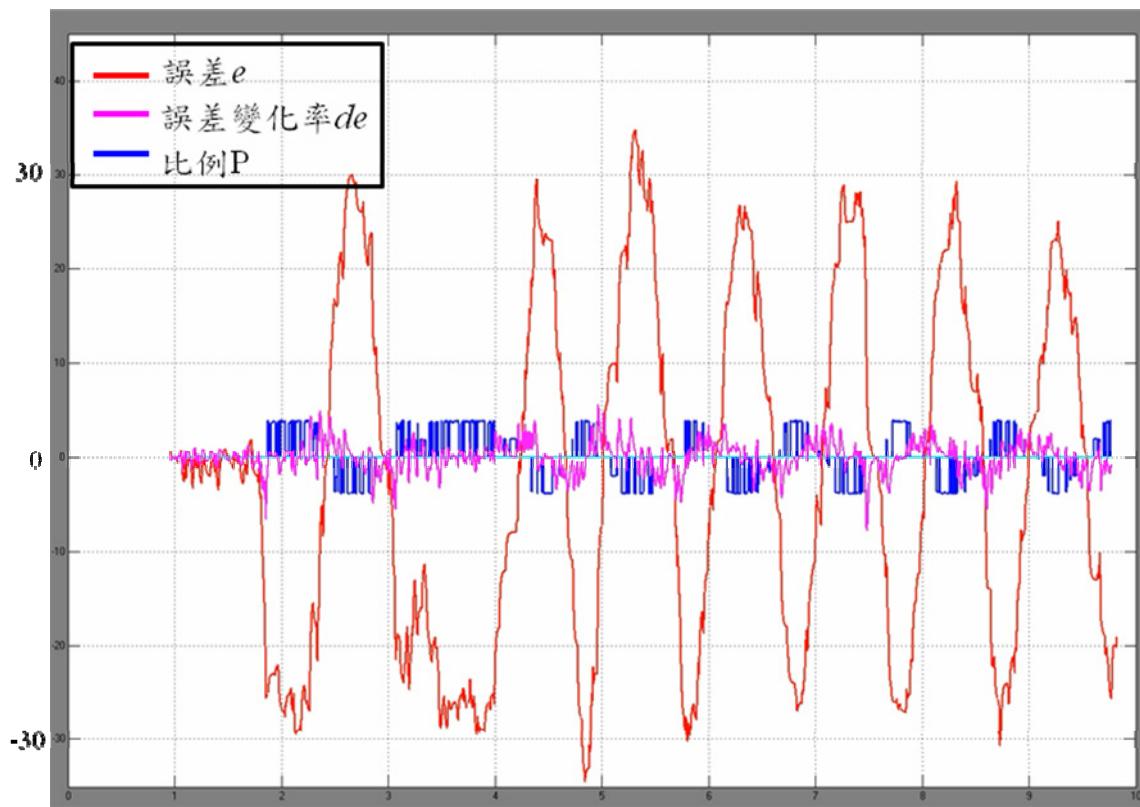


圖 5.6 第一次實驗其角度誤差與比例量 P 之關係圖

從圖 5.6 中可以看出當角度誤差變化太大時，也就是誤差變化率 ce 的值很大，比例量 P 有一定的反向力量把它推回來，但只有單靠比例量 P 是無法達到收斂的效果，由圖可看出最後造成發散的結果。

第二次實驗是只有給輸出微分量D，以觀察其單一參數之實驗結果，微分量D之歸屬函數如圖5.7，第二次實驗之規則表如下表5.1。

表 5.1 第二次實驗之輸出微分量 D 之規則庫

<i>U</i>		<i>e</i>				
		<i>NB</i>	<i>NS</i>	<i>ZE</i>	<i>PS</i>	<i>PB</i>
<i>ce</i>	<i>N</i>	None	PS	PS	PS	None
	<i>ZE</i>	None	None	None	None	None
	<i>P</i>	None	NS	NS	NS	None

在第二次實驗之規則庫中我們只在誤差 e 為 NS 、 ZE 、 PS 以及誤差變化率 ce 為 N 、 P 的輸出下決策，因為本實驗只在小角度變化時做剎車的效果。

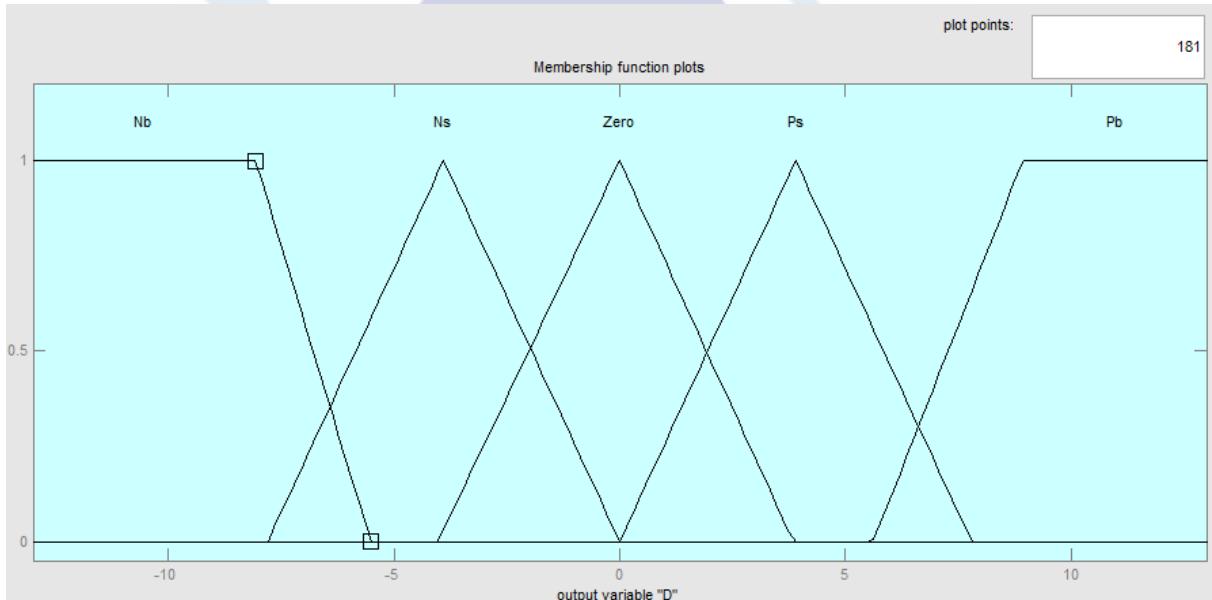


圖 5.7 第二次實驗之輸出微分量 D 之歸屬函數

從此次實驗中看出微分量 D 在一開始有讓角度誤差減小，但因外在環境變化而無法穩定的收斂，導致在後面也出現發散的現象，其角度誤差與微分量 D 關係則如下圖 5.8 所示。

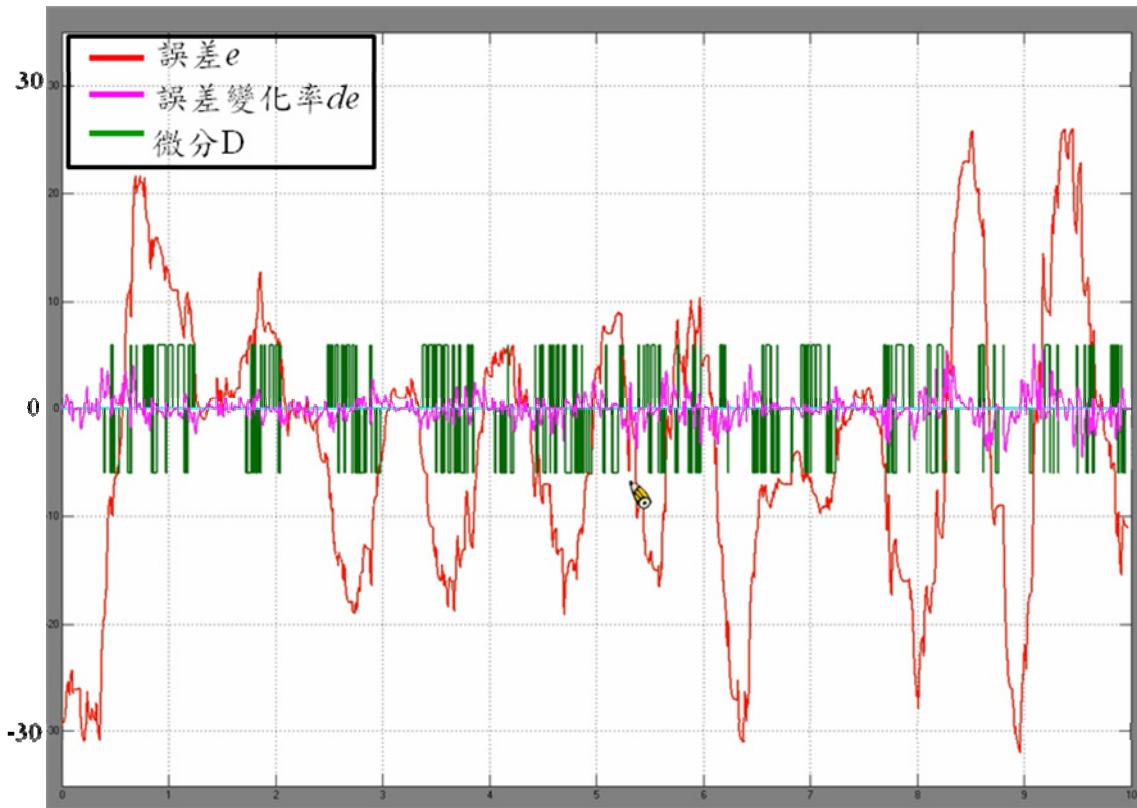


圖 5.8 第二次實驗其角度誤差與微分量 D 之關係圖

第三次實驗則是把第一次實驗之比例量 P 與第二次實驗之微分量 D 結合，在規則庫上的決策整合在一起，比較單一種參數與兩種不同參數之間的結果是否不同，第三次實驗之規則庫如表 5.2，關係圖如圖 5.9 所示。

表 5.2 第三次實驗 P、D 之規則表

U			e				
			NB	NS	ZE	PS	PB
ce	N	P	PB	None	ZE	None	NB
		D	None	PS	PS	PS	None
	ZE	P	PB	PS	ZE	NS	NB
		D	None	None	None	None	None
	P	P	PB	None	ZE	None	NB
		D	None	NS	NS	NS	None

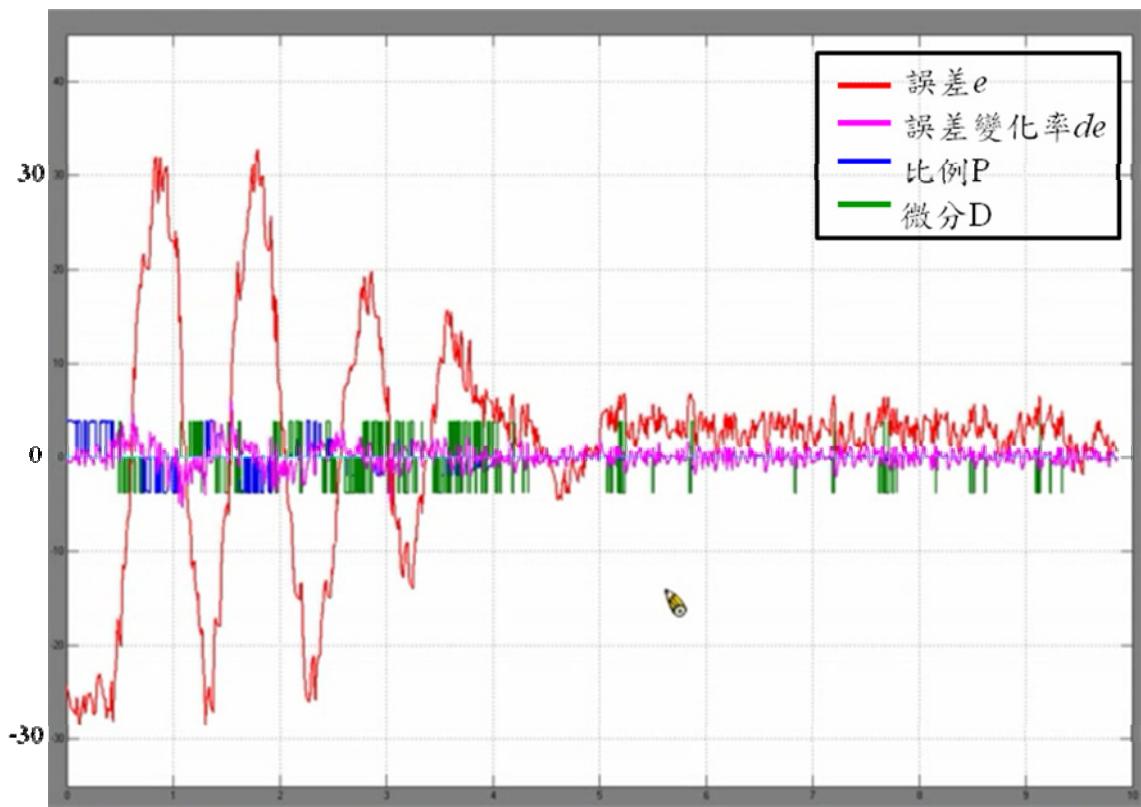


圖 5.9 第三次實驗其角度與微分量之關係圖

第三次實驗明顯看出給兩個參數比例量 P 與微分量 D 有顯著的平衡，已可達到姿態控制，在 4 秒左右已達命令的角度，但在一開始的擺動振幅還是過大，所以第四次實驗將調整微分量 D 的大小以其能改善此現象。

第四次實驗中，調整微分量 D 之歸屬度與角度誤差之關係有明顯的進步，如下圖 5.10 有第三次實驗與第四次實驗之比較，第三次實驗其角度誤差一開始還是會超越到 30 度好幾次之後再拉回來，第四次實驗則是小幅擺盪後立即煞車停在角度零的位置，證實調整微分量 D 之大小具有剎車的效果，第四次實驗之規則表如同表 5.2。

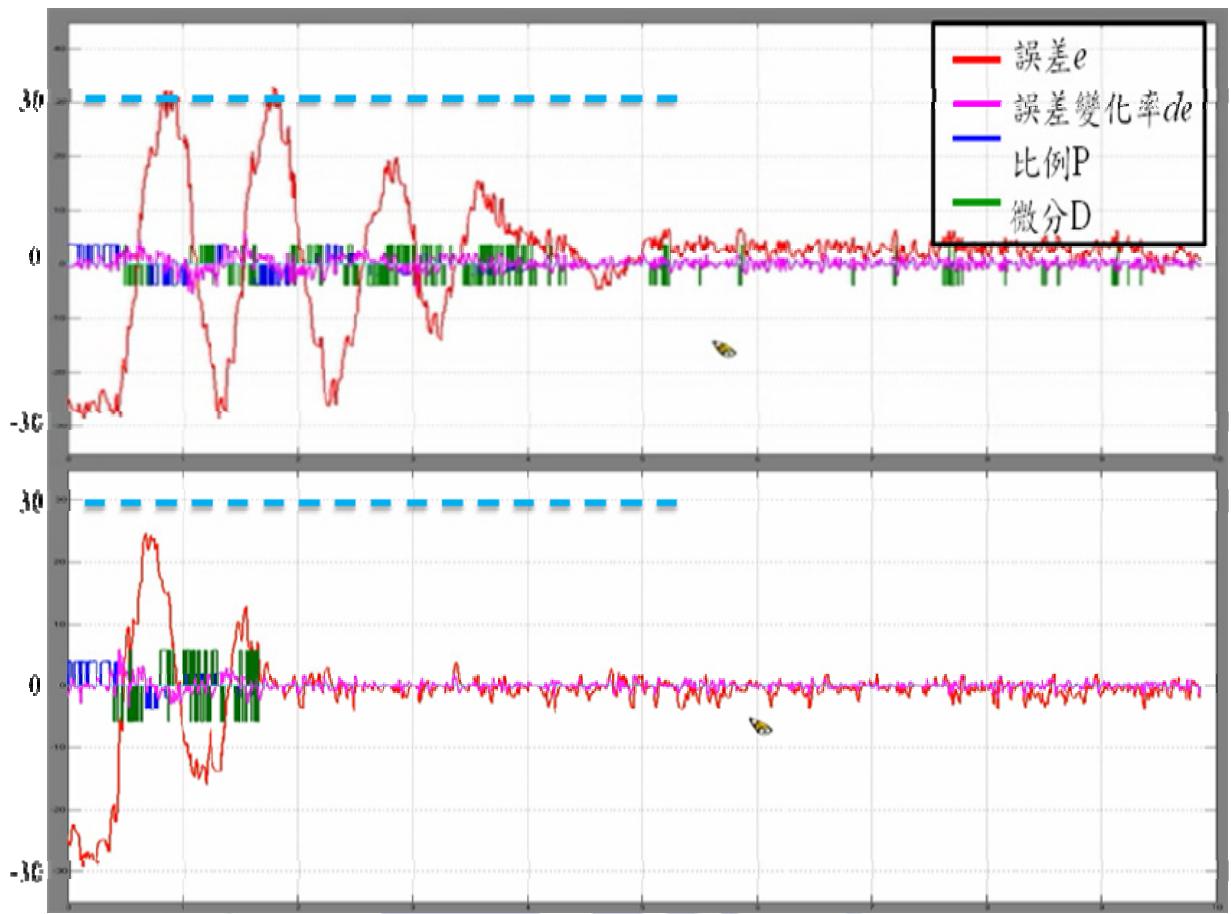


圖 5.10 第四次實驗其角度誤差與比例量 P、微分量 D 之關係圖

第五次實驗是只給積分量 I 來測試誤差變化率在穩態時，積分量 I 能否消除此穩態誤差，並觀察其效果如何，表 5.3 為第五次實驗之規則表。

表 5.3 第五次實驗積分量 I 之規則表

<i>U</i>		<i>e</i>				
		<i>NB</i>	<i>NS</i>	<i>ZE</i>	<i>PS</i>	<i>PB</i>
<i>ce</i>	<i>N</i>	None	None	None	None	None
	<i>ZE</i>	P	P	ZE	N	N
	<i>P</i>	None	None	None	None	None

第五次實驗結果如下圖 5.11 所示，我們在馬達 1 的地方加了負載，以致於角度的值都為負的，此時積分量 I 逐漸增加抵抗穩態誤差，最後有達到角度誤差趨近於零的效果。

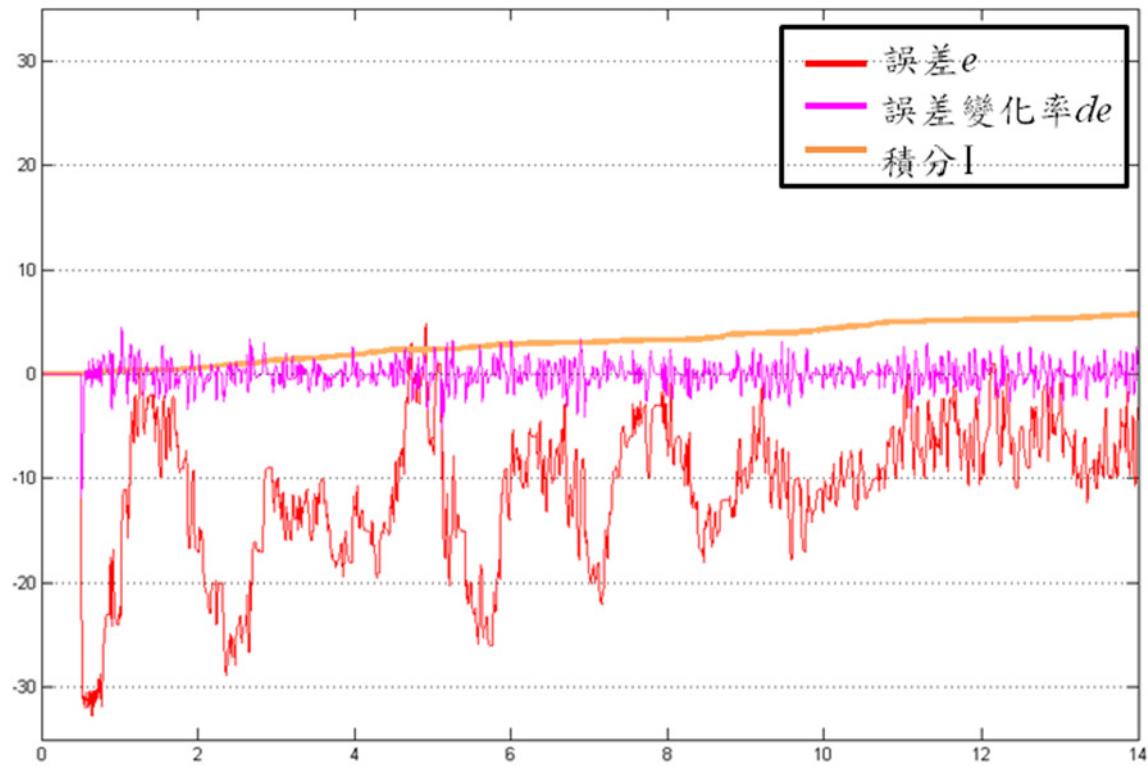


圖 5.11 第五次實驗其角度誤差與積分量 I 之關係圖

第六章 結論

6.1 結論

本論文提出的自調式模糊PID控制器設計，可以得知自調式模糊PID的準確性與可行性，而在MATLAB/Simulink上有方便的工具可快速調整Fuzzy模糊控制器的歸屬函數以及其他參數，並利用Simulink模塊輸出實驗波形驗證其控制決策是否正確，完成項目如下：

1. 以智慧型手機遙控四旋翼機，撰寫手機端App程式，並可以即時修改控制器PID以及馬達PWM之參數。
2. 本文利用MATLAB/Simulink軟體建立模糊控制器參數，在MATLAB中做自調式模糊控制理論計算，輸出馬達控制訊號給四旋翼機，驗證可行性。
3. 本文透過理論分析與實驗，探討不同歸屬度下對輸出性能之影響，由實驗結果證實其關係。

6.2 未來研究建議

本論文已完成自調式模糊PID控制器，然而尚有許多需要改善以及努力的地方，以下提出幾點未來研究方向：

1. 本論文的自調式模糊控制目前只適用在室內環境下，如遇到一些不確定因素該控制並不適合所有場合，所以未來可進一步研究模糊規則的決策以及PID的參數來加以改善。
2. 本研究目前先從單軸(Pitch)去作姿態控制，未來可進一步研究所有姿態的運動控制，才更符合實際四旋翼直升機之情形。

參考文獻

- [1] 尖端科技電子報第1987期。
- [2] <http://aero.umd.edu/~leishman/Aero/Breguet.pdf>
- [3] G. D. Bothezat, "The General Theory of Blade Screws," 1920.
- [4] P. Pounds, R. Mahony, P. Hynes, and J. Roberts, "Design of a Four-Rotor Aerial Robot," Australasian Conference on Robotics and Automation, pp. 145-150, 2002.
- [5] T. Madani and A. Benallegue, "Backstepping Control for a Quadrotor Helicopter," Proceedings of the IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems, 2006.
- [6] I.C. Dikmen, A. Arisoy, H. Temeltas, June 2009, "Attitude control of a Quadrotor," In: Proc. Recent Advances in Space Technologies, RAST '09. Istanbul-Turkey, pp, 722-727, 2009.
- [7] A.L. Salih, M. Moghavvemi, H.A.F. Mohamed, K.S. Gaeid, "Modeling and PID Controller Design for a Quadrotor Unmanned Air Vehicle," IEEE International Conference on Automation Quality and Testing Robotics (AQTR), pp 1-5, 2010.
- [8] Santos M., Lopez V. and Morata F. , "Intelligent fuzzy controller of a quadrotor," International Conference on Intelligent Systems and Knowledge Engineering (ISKE), pp. 141–146, 2010.
- [9] Jun Li, Yuntang Li, "Dynamic analysis and PID control for a quadrotor,"

International Conference on Mechatronics and Automation (ICMA), pp. 573-578, 2011.

- [10] 張顥騫，“微型四旋翼垂直升降飛行載具之開發及飛試”，建國科技大學自動化工程系暨機電光系統研究所碩士論文，2007年。
- [11] 阮國維，“低風阻小型四旋翼無人飛機設計與製作”，南台科技大學機械工程研究所碩士論文，2012年。
- [12] 楊榮峯，“四旋翼機之姿態控制”，國立成功大學航空太空工程學系，2010年。
- [13] 翁德齡，“四旋翼機的姿態感測與飛行控制”，國立雲林科技大學電機工程研究所碩士論文，2011年。
- [14] 陳昀希，“四旋翼機之穩定與控制”，逢甲大學航太與系統工程所碩士論文，2011年。
- [15] <https://en.wikipedia.org/wiki/Helicopter>。
- [16] 何志強(1980)，「直升機——會飛的蛟龍」，科學月刊，期號：0122。
- [17] 直升機的發展史，<http://kai0913.myweb.hinet.net/history.html>。
- [18] 單海燕，“DI/QFT控制器在四旋翼無人直升機飛行控制中的應用”，電光與控制，Vol.15 No.12 Dec. 2008。
- [19] 楊慶華，宋召青，時磊，“四旋翼飛行器建模、控制與仿真”，海軍航空工程學院學報，Vol.24 No.5，Sep. 2009。

- [20] 段世華，李滾 “小型四旋翼飛行器的建模與自主飛行的姿態控制” ，中國科技論文在線，October 2011。
- [21] 飆機器人，<http://www.playrobot.com/cart/index.php>。
- [22] L.A. Zadeh, “Fuzzy sets”, Information and Control, Vol.8, pp. 338-353, 1965.
- [23] E.H. Mamdani and S. Assilian, “A Fuzzy Logic Controller for a Dynamic Plant,” Int. J. Man-Machine Studies, Vol.7, pp. 1-3, 1975.
- [24] E.H Mamdani, “Application of Fuzzy Algorithms for Control of a Simple Dynamic Plant,” Proceedings of IEEE, Vol.121, No.12., pp. 1585-1588, 1974.
- [25] 中國生產力中心技術引進服務組 編譯，楊英魁 校閱，“Fuzzy理論與應用實務”，全華圖書，1992。
- [26] 萬綯，林明毅，陳宏杰，“模糊理論應用與實務”，儒林圖書，2008。
- [27] 黃文豪，“雙旋翼系統之模糊順滑控制”，國立宜蘭大學電機工程學系碩士班碩士論文，2008年。
- [28] 陳嘉偉，“應用基因演算法於模糊控制器設計之研究”，國立中央大學機械工程所碩士論文，2005年。
- [29] M. Sugeno and G.T. Kang, “Structure identification of fuzzy model,” Fuzzy Sets and Systems, Vol.28, pp. 15-33,1988.

- [30] Y.Tsukamoto, “An Approach to Fuzzy Reasoning,” In Madan M.Gupta, Rammohaw K.Ragade, and Ronald. Yager, editors, Advances in fuzzy set theory and applications, pp. 137-149, North-Holland, Amsterdam, 1979.
- [31] 方勇，楊海鵬，“基於Kalman濾波模糊PID控制的直流調速系統”，機電工程，Vol. 27，No.4，Apr. 2010。
- [32] <http://zh.wikipedia.org/wiki/Android>
- [33] 麻省理工學院行動學習中心，<http://beta.appinventor.mit.edu>。
- [34] App Inventor TW中文學習網，<http://www.appinventor.tw/>。
- [35] 李宜達，“控制系統設計與模擬—使用MATLAB/Simulink”，全華圖書，2003年。
- [36] 王進德，“類神經網路與模糊控制理論入門與應用”，全華圖書，2007年。