



## 模糊理論應用於四旋翼機之懸停控制

江冠廷<sup>1</sup> 黃寶強<sup>2\*</sup> 徐碧生<sup>3</sup>

1. 國立宜蘭大學機械與機電工程學系研究生

2. 國立宜蘭大學機械與機電工程學系講師

3. 國立宜蘭大學機械與機電工程學系副教授

### 摘要

本研究目的為設計四旋翼機的控制系統，使系統具有自動定位以及定高的功能。本研究分為兩個部分：硬體電路設計以及懸停控制系統。硬體電路設計使用藍芽進行傳輸功能，以及 MPU6050 做為姿態感測，因此我們將微控制器的核心 Atmega328 與我們的周邊設備藍芽以及 MPU6050 感測器，合併為一塊電路板，並且加入無線燒錄功能，使燒錄程式以及電路搭配更加便利，也節省了擴充板子的空間。懸停控制系統則利用影像辨識的結果得到回授，將命令與影像回授得到的誤差，使用 Matlab/Simulink 的 Fuzzy Logic 工具箱，設計模糊 PID 控制系統，進行模糊推論，以達到四旋翼機懸停的控制。實際測試結果顯示，使用模糊 PID 控制器，可以得到比 PID 控制器更好的控制，使四旋翼機能夠更接近命令的位置，並驗證此控制理論的可行性。

**關鍵字：**四旋翼機、影像處理、模糊控制、懸停

**\*通訊作者 E-mail：**[bchwang@niu.edu.tw](mailto:bchwang@niu.edu.tw)



# Hovering Control of Quadrotor Using Fuzzy Control Method

**Kuan-Ting Chiang<sup>1</sup>, Bao-Chyang Huang<sup>2\*</sup>, Bih-Sheng Hsu<sup>3</sup>**

**1. Graduate Student, Department of Mechanical and Electro-Mechanical Engineering, National Ilan University.**

**2. Lecturer, Department of Mechanical and Electro-Mechanical Engineering, National Ilan University.**

**3. Associate Professor, Department of Mechanical and Electro-Mechanical Engineering, National Ilan University.**

## Abstract

The purpose of this study is to design a quadrotor's control system, which is able to autonomously letting the quadrotor hovering at the position expected. This paper is divided into two parts: hardware circuit design, and hovering control system. In the hardware circuit design, Bluetooth transmission functions, the attitude sensor MPU6050 and the core microcontroller Atmega328 were combined into a circuit board. In the hovering control system, the errors between the results of image recognition system and the position of command were feedback to the fuzzy PID control system which were designed by using the Fuzzy Logic Toolbox of Matlab/Simulink and to achieve the quadrotor's hovering control. The feasibility of this control theory was verified by the experimental results, which showed that Fuzzy PID control methods is better than PID control methods.

**Keyword:** Quadrotor, Image recognition, Fuzzy control, Hovering

\*Corresponding author E-mail: [bchwang@niu.edu.tw](mailto:bchwang@niu.edu.tw)

## 一、前言

無人飛行載具(Unmanned Aerial Vehicle, UAV)大略可分為固定翼飛機、單旋翼直升機和多旋翼飛機等，彼此各有優缺點，其中多旋翼機體因具有對稱特性，只要經由簡易的設計便可以藉由調整不同旋翼間的相對速度來控制姿態，且旋翼間的兩兩相反使反扭矩相互抵消，在機構設計上比較單純。早期因為機體大型且構造複雜，所以在操控與製造上，都無法優於其他飛行器，便漸漸銷聲匿跡。而近年來因為微機電系統領域的發展，感測元件體積小且更加精密，多軸飛行器的製造成本與尺寸都大幅減少與精密，多旋翼機也隨之發展起來。

早期因為無人飛行載具的元件不易取得，因此大部分使用在軍事方面遠端監控、蒐集情報等等，而隨著時代的轉變，多旋翼直升機逐漸的進步，已經轉向商業發展，也有許多飛行器玩家對此進行研究，使得無人飛行載具有了更多的發展，除了一般玩家將其做為空拍機或者穿越機作為娛樂使用，也有人將其應用於運送貨物和救災勘查，擺脫了地形環境的限制，甚至用於醫療 AED 的急救如圖 1 所示，或者進行影像追蹤等等應用，不僅限於在空中飛行而已了，不過雖然飛行器發展至今已經有一定的穩定性，但飛行器始終還是具有相對的危險性，在實驗與操作上都必須注意其安全，以免造成傷害。

目前國內的研究，大部分是針對四旋翼機進行控制理論的研究，如四旋翼機姿態控制、影像追蹤控制、強健穩定性等（陳昫希、2012；莊維德、2013；楊榮峯、2010）。



圖 1. 四旋翼醫療 AED (Eventbrite, 2014)

## 二、四旋翼之介紹

### 2-1 四旋翼之飛行原理

傳統直升機主要是透過改變螺旋槳的槳距角，來控制直升機的姿態與位置，因此結構比較複雜，而四旋翼直升機主要是藉由四個電機轉速的改變，從而改變四旋翼直升機的姿態及升力，由於是透過旋翼轉速來實現升力變化，容易導致其動力不穩定，因此需要能夠長期保持穩定的控制方法，除了在硬體與電路進行改善，還可以藉由控制四旋翼直升機的核心，飛行控制板來控制平衡，進而改善四旋翼直升機不穩定的狀態。

四旋翼機採用交叉配置的機身形成 X 框架，並在四個端點安置馬達與固定螺距螺旋槳，飛行控制板則固定於機身中央。依飛行方式可以將機體分為 X-Frame、+-Frame 和 H-Frame，如圖 2 所示，其中以 X-Frame 與 H-Frame 較為普遍，主要是因為我們為了達到更多功能，大部分會在機身上加裝攝影機，因此將攝影機安裝於兩顆馬達之間進行飛行，拍攝視線比較不會受到硬體所阻擋。

四旋翼機是在多旋翼直升機中構造與控制最簡單的機型，由兩對相反的馬達組成，可以直接藉由四個旋翼的轉速差控制飛行，並且藉由兩對相反的馬達，抵銷四旋翼直升機反扭矩的問題，如圖 3(左)所示，本文以 X 型進行實驗，由飛行方向我們可以將 1 號馬達與 3 號馬達之間做為機首，定義出 XYZ 三軸座標，以及沿著 XYZ 軸旋轉的 Pitch(俯仰)、Roll(滾轉)和 Yaw(偏航)，用來表示四旋翼直升機的現在狀態，如圖 3(右)所示。

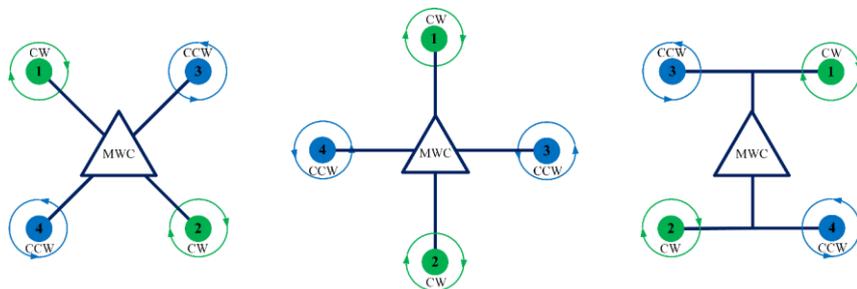


圖 2. (左)X-Frame、(中)+-Frame、(右)H-Frame

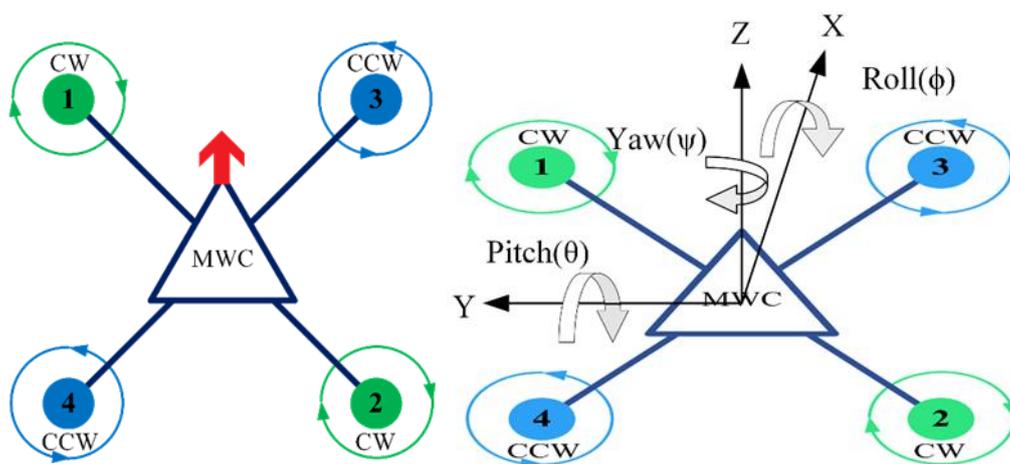


圖 3. 四旋翼馬達轉向(左)、四旋翼機座標定義(右)

依照使用者的操作可以控制四種基本運動分別為俯仰運動、滾轉運動、偏航運動及垂直運動，這邊以遙控操作美國手為例，左手為控制垂直運動(Throttle)與偏航運動(Yaw)，右手為控制俯仰運動(Pitch)與滾轉運動(Roll)。依照操作手的控制，馬達做出相對應的加減速，以達到所需的姿態，其中四旋翼機啟動時必須先進行解鎖(Disarm)，操作方式為左手向右下方操控，可達到解鎖功能，也就是 Throttle 最低值且 Yaw 最高值，才能將馬達啟動，而上鎖(Arm)，則為 Throttle 最低值且 Yaw 最低值。

## 2-2 四旋翼之動態方程式推導

首先，在飛行器上建立機體座標系  $B(o'xyz)$  及慣性座標系  $E(OXYZ)$ ，如圖 4 所示。

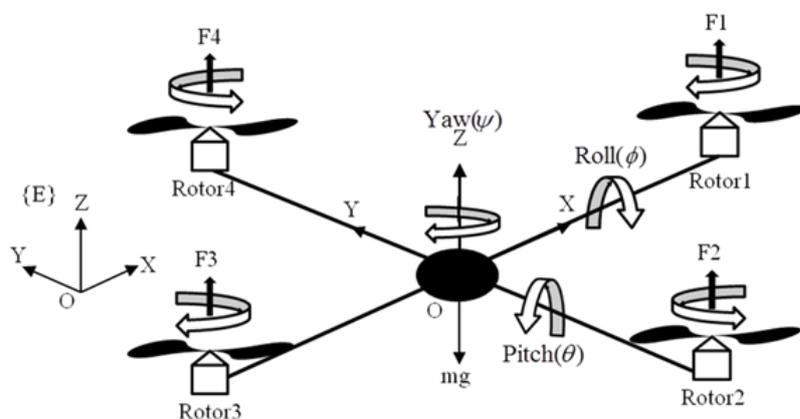


圖 4. 四旋翼直升機結構原理圖

並對該飛行器做下列假設（戴翊展、2013）：

1. 將直升機視為剛體，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且不可變形的。
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。

在上述條件下，可把飛行器的動力學模型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，該飛行器的動力學方程：

$$\begin{cases} \dot{\xi} = v \\ m\ddot{\xi} = F_f + F_g \\ \dot{R} = RS(\Omega) \\ J\dot{\Omega} = -\Omega \times J\Omega + F_f \end{cases} \quad (1)$$

式(1)中的 $\xi$ 為直升機的重心到慣性座標系原點的距離； $m$ 為直升機總質量； $F_f$ 為四旋翼螺旋槳的合力； $F_g$ 為四旋翼機身的重力； $J \in R^{3 \times 3}$ 表示座標系 B 中機體的轉動慣量； $\Omega$ 為直升機相對於座標系 B 中的旋轉角速度，且在小角度情況下，可表示為式(2)：

$$\Omega = [\dot{\phi} \quad \dot{\theta} \quad \dot{\psi}]^T \quad (2)$$

其中， $\phi$ 為滾轉角(Roll)； $\theta$ 稱為俯仰角(Pitch)； $\psi$ 稱為偏航角(Yaw)。

R 如式(3)所示，為慣性座標系到機體座標系的轉置矩陣，C 和 S 分別表示 cos 和 sin。

$$R = \begin{bmatrix} C\theta C\psi & C\phi S\psi + S\phi S\theta C\psi & S\phi S\psi + C\phi S\theta C\psi \\ C\theta S\psi & C\phi C\psi + S\phi S\theta S\psi & S\phi C\psi + C\phi S\theta S\psi \\ S\theta & S\phi C\theta & C\phi C\theta \end{bmatrix} \quad (3)$$

$F_f$ 為4個螺旋槳的合力，其具體表示如式(4)及式(5)，其中， $C_L$ 為升力係數； $\omega_i$ 為旋翼旋轉角速度：

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

$$F_i = C_L \omega_i^2, \quad i = 1, 2, 3, 4 \quad (5)$$

綜上列各式所述，可得四旋翼直升機的動力模型為：

$$\ddot{\phi} = \dot{\theta} \dot{\psi} \left( \frac{I_y - I_z}{I_x} \right) - \frac{I_R}{I_x} \dot{\theta} g(u) + \frac{L}{I_x} u_2 \quad (6)$$

$$\ddot{\psi} = \dot{\phi} \dot{\psi} \left( \frac{I_z - I_x}{I_y} \right) - \frac{I_R}{I_y} \dot{\phi} g(u) + \frac{L}{I_y} u_3 \quad (7)$$

$$\ddot{\psi} = \dot{\phi} \dot{\theta} \left( \frac{I_x - I_y}{I_z} \right) + \frac{1}{I_z} u_4 \quad (8)$$

$$\begin{cases} \ddot{x} = -(\cos \phi \sin \theta \cos \psi + \sin \phi \sin \psi) \frac{u_1}{m} \\ \ddot{y} = -(\cos \phi \sin \theta \sin \psi - \sin \phi \cos \psi) \frac{u_1}{m} \\ \ddot{z} = g - (\cos \phi \cos \theta) \frac{u_1}{m} \end{cases} \quad (9)$$

式(4)~式(9)中  $I_x$ 、 $I_y$ 、 $I_z$  分別表示直升機在各軸的轉動慣量； $I_R$  為馬達的轉動慣量；陀

螺的轉矩為  $g(u) = \omega_1 - \omega_2 + \omega_3 - \omega_4$ ； $u_1$  表示四個旋翼產生的總升力， $u_2$  表示俯仰力矩，

$u_3$  表示滾轉力矩， $u_4$  表示偏航力矩， $K_d$  為風阻係數。並且可以用式(15)表示：

$$\begin{bmatrix} u_1 \\ u_2 \\ u_3 \\ u_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} K_d & K_d & K_d & K_d \\ -K_d & 0 & K_d & 0 \\ 0 & -K_d & 0 & K_d \\ K_d & -K_d & K_d & -K_d \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_1^2 \\ \omega_2^2 \\ \omega_3^2 \\ \omega_4^2 \end{bmatrix} \quad (15)$$

### 三、硬體電路

本研究參考 MultiWii 開源電路 (ArkLab 多旋翼工坊、2014)，利用 Altium Designer 軟體繪製電路圖，分為兩塊電路板，一塊做為機身並驅動馬達，一塊做為控制電路，依照自己需求擺設零件，繪製板形，最後產生 Gerber 整合電路檔，製作電路板，圖 5 和圖 6 為 Altium Designer 所預覽的電路板佈局。

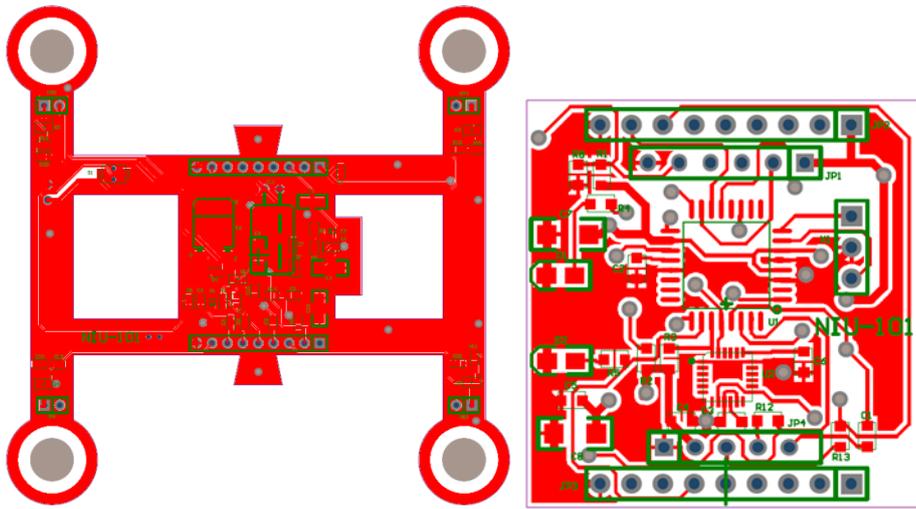


圖 5. 上層電路

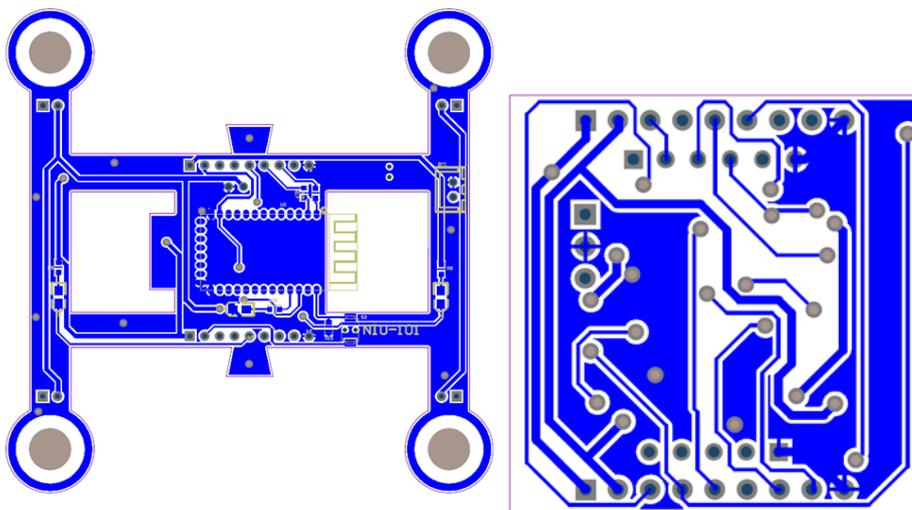


圖 6. 下層電路

## 四、系統控制

本章分為兩個部分，受控端及控制端。受控端即為四旋翼本體，由 Arduino 程式語言來撰寫程式，並採用 MultiWii 開源程式碼，本章節會對程式做解析與探討。主控端則為電腦與遙控器，使用 Matlab/Simulink 做為控制的軟體，並使用 MSP 通訊規則與四旋翼溝通，透過攝影機回授目前位置，以達到定位控制以及懸停控制，如圖 7 所示，本章將對兩個部分進行介紹。

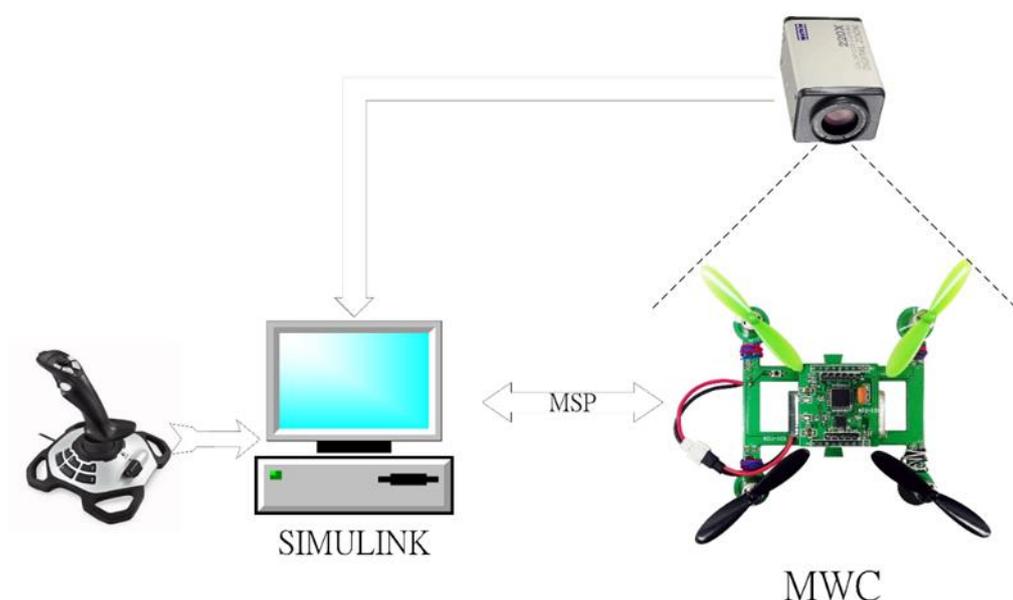


圖 7. 系統架構圖

### 4-1 懸停控制設計

圖 8 為懸停控制系統的架構，目標位置、高度為命令，期望四旋翼達到的高度( $h$ )與座標( $x,y$ )，由影像辨識系統擷取影像，並計算四旋翼機當前座標( $f_x, f_y$ )與面積( $f_h$ )，將命令與當前狀態之間的誤差( $e$ )，經由模糊 PID 控制器計算出相對的控制姿態，傳輸 RC 控制命令( $c\_roll, c\_pitch, c\_throttle$ )控制四旋翼，以達到期望的高度與座標。

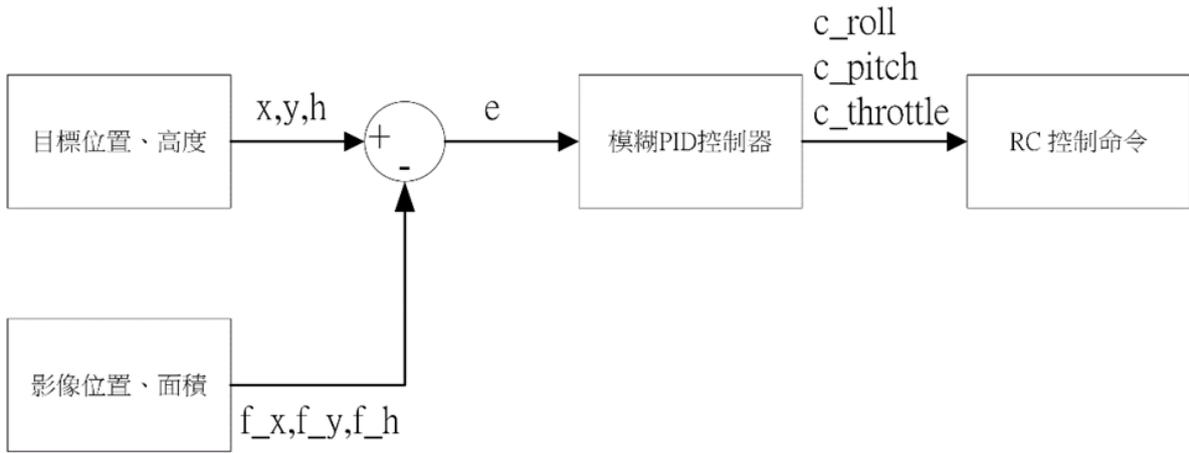


圖 8. 懸停控制系統

#### 4-2 模糊 PID 控制器

本研究使用模糊 PID 控制器，其建立於 PID 控制器的基礎上，以誤差  $e$  及誤差變化率  $ce$  作為輸入，使用模糊推理對 PID 作控制，針對不同的  $e$  和  $ce$  來對 PID 參數做調整，做出不同的控制，使四旋翼機有良好的動靜態特性，如圖 9 所示，PID 的參數調整可依照表 1，依照不同的結果，調適出合適的 PID 參數，以及模糊 PID 的規則庫。

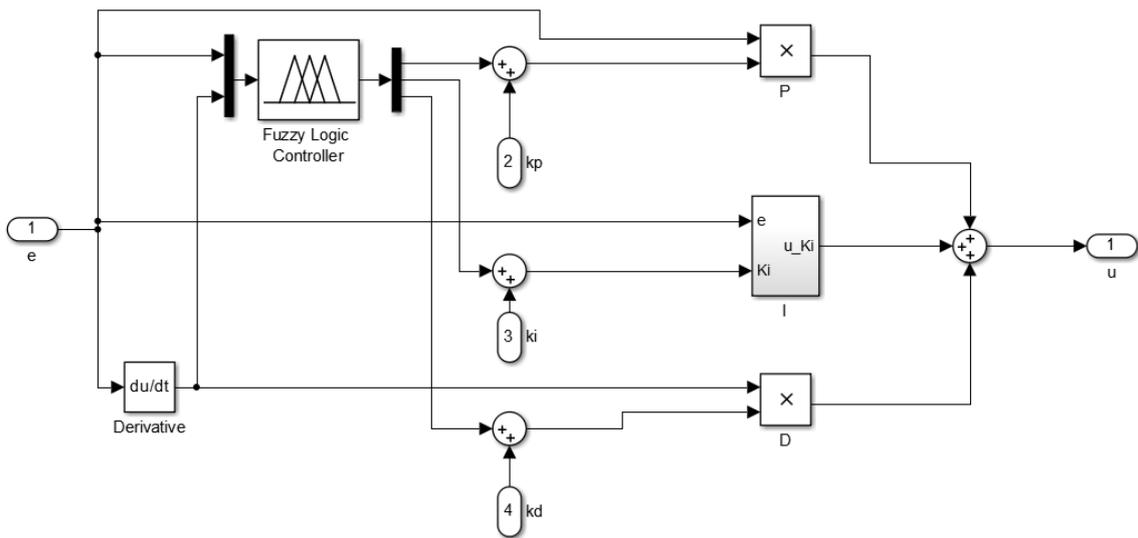


圖 9. 模糊 PID 控制

表 1. PID 參數調整法則

Parameter	Rise time	Overshoot	Steady-state error	Setting time
$K_p$	Decrease	Increase	Decrease	Small change
$K_i$	Decrease	Increase	Eliminate	Increase
$K_d$	Minor Decrease	Minor Decrease	No effect in theory	Minor decrease

## 五、結果與討論

### 5-1 定位控制

定位控制架構以 Matlab/Simulink 進程式設計，影像辨識與模糊 PID 控制器皆採用 Simulink 內建的工具建立控制系統，本研究先以 PID 控制器進行實驗，再依照經驗法則建立了模糊 PID 控制器的規則，將 PID 控制器與模糊 PID 控制器的結果做比較，再依照更改模糊 PID 控制器的模糊規則，進行實際飛行，比較出較佳的參數。

本實驗進行方式為由約 120\*120 pixel 位置開始起飛，於 20 秒後飛往 360\*360 pixel，如圖 10 所示，用以比較不同控制與參數下的特性。

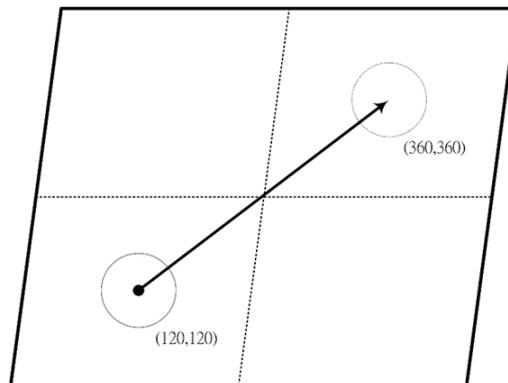


圖 10. 四旋翼機定位軌跡

PID 控制器參數為  $K_p=0.3, K_i=0.01, K_d=0.35$ ，得到結果如圖 11 所示，以 PID 控制器參數為基礎，建立模糊理論，對  $K_p$ 、 $K_i$  及  $K_d$  進行微調，兩個輸入函數誤差  $e$  與誤差變化率  $ce$ ，建立三個模糊集合 NB、ZE 及 PB，三個輸出函數分別為 PID 的  $K_p$ 、 $K_i$  及  $K_d$ ，建立五個模糊集合 NB、NS、ZE、PS、PB，模糊規則如表 2 所示，實際飛行結果如圖 12 所示。

表 2. 模糊規則

Fuzzy 模糊規則		e			
		NB	ZE	PB	
ce	NB	$\Delta K_p$	ZE	NB	ZE
		$\Delta K_i$	NB	NB	NB
		$\Delta K_d$	NB	NB	NB

Fuzzy 模糊規則		e			
		NB	ZE	PB	
ce	ZE	$\Delta K_p$	PS	NB	PS
		$\Delta K_i$	PB	NB	PB
		$\Delta K_d$	PB	NB	PB

Fuzzy 模糊規則		e			
		NB	ZE	PB	
ce	PB	$\Delta K_p$	PB	ZE	PB
		$\Delta K_i$	PB	NS	PB
		$\Delta K_d$	PB	NS	PB

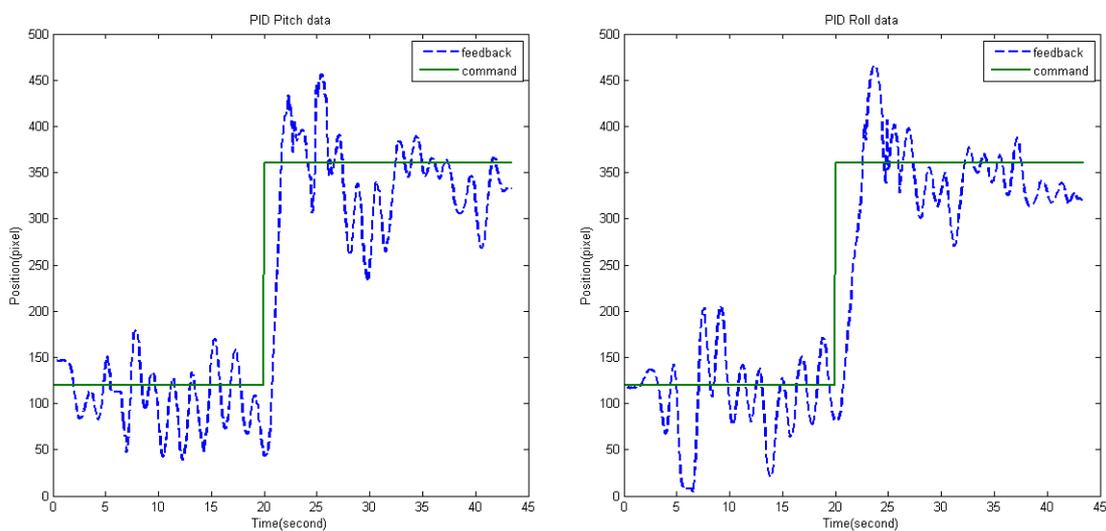


圖 11. PID 控制器結果圖，X 方向(左)、Y 方向(右)

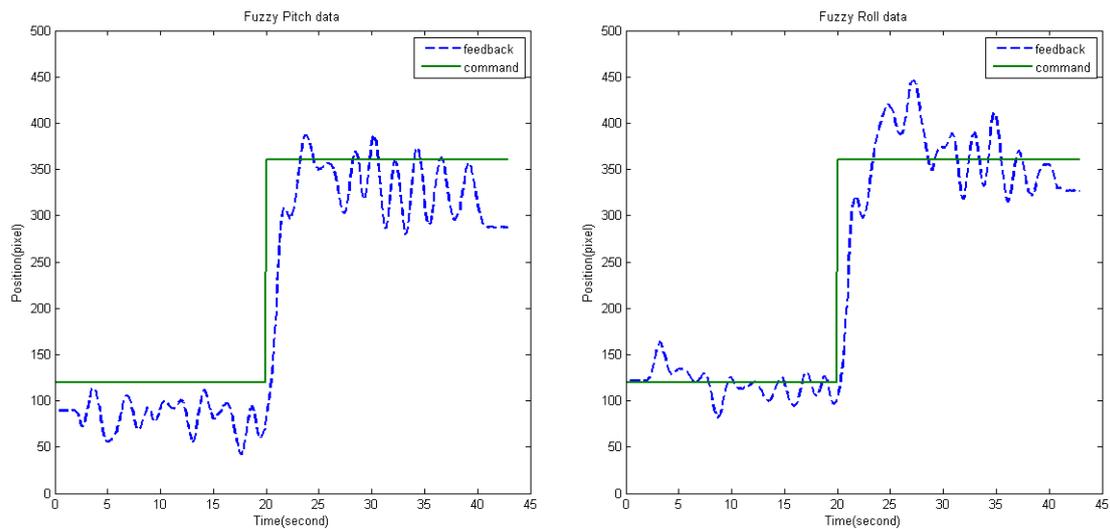


圖 12. 模糊 PID 控制器結果圖，X 方向(左)、Y 方向(右)

由圖 11 及圖 12 可知，雖然模糊 PID 控制器的 X 方向明顯偏離目標位置，但加入模糊理論的 PID 控制器之震盪幅度比未加入模糊理論的 PID 控制器還小，因此只要稍微修改模糊規則，就能改善偏離目標的問題，並且減少四旋翼機的震盪，達到四旋翼的定點控制。

## 5-2 懸停控制

利用影像辨識所取得的物體，計算面積大小，依照面積大小我們可以取得四旋翼的相對高度，當面積越大，四旋翼飛得越高，反之以然，因此我們將攝影機所取得四旋翼的面積大小做為高度命令，控制四旋翼達到要求高度，同樣使用模糊 PID 控制器，以誤差與誤差變化率，進行模糊推理後調變出合適的 PID 參數，計算出所需要的油門(throttle)命令。

實驗方法為下達一個固定的高度命令，使四旋翼機維持在一定的高度，探討不同參數情況下的飛行特性，如圖 13 所示。

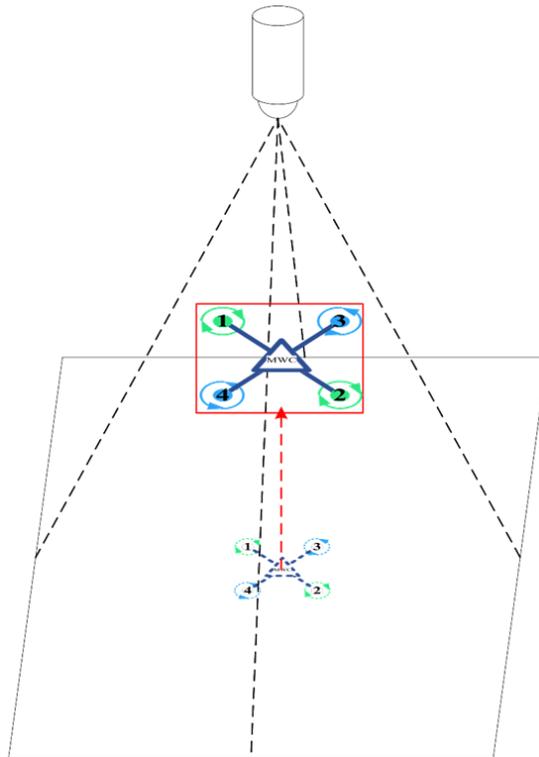


圖 13. 懸停控制方式

PID 控制器參數為  $K_p=0.1, K_i=0.8, K_d=0.8$ ，以 PID 控制器參數為基礎，所得到的結果如圖 14，再建立模糊理論，對  $K_i$  進行微調，兩個輸入函數誤差  $e$  與誤差變化率  $ce$ ，建立三個模糊集合 NB、ZE 及 PB，輸出函數先對 PID 的  $K_i$  進行微調，建立五個模糊集合 NB、NS、ZE、PS、PB，模糊規則如表 3 所示，實際飛行結果如圖 15 所示，一開始還再調整初始量所以尚未穩定約在 25 秒後初始量穩定，由圖中我們可以看到加入  $K_i$  調整的模糊 PID 控制器比 PID 控制器更加穩定。

表 3. 高度  $K_i$  模糊規則

Fuzzy 模糊規則		E		
		NB	ZE	PB
ce	NB	ZE	ZE	ZE
	ZE	ZE	ZE	PS
	PB	PB	ZE	PB

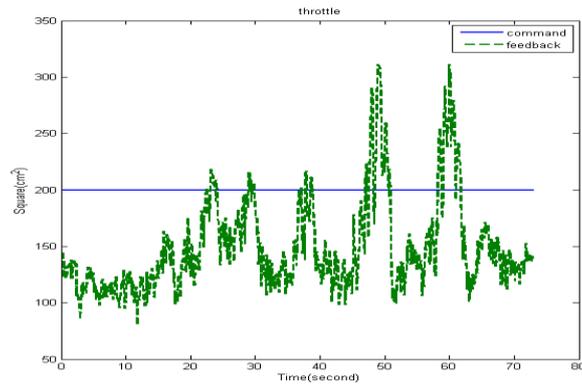


圖 14. PID 控制器高度控制結果圖

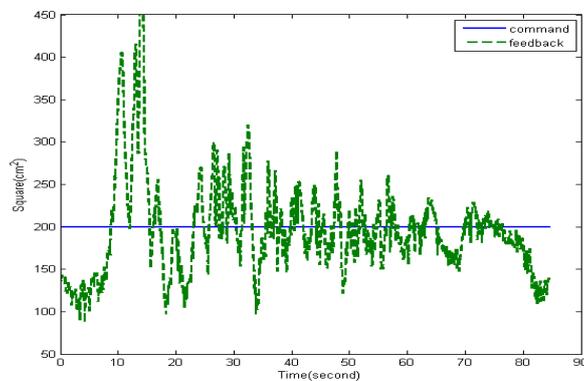


圖 15. 模糊 PID 控制器高度控制結果圖

## 六、結論

本研究主要探討透過影像處理與模糊控制器使四旋翼達到定位與定高，並且自製電路板以符合自己需求製作。在 Matlab/Simulink 上有可直接利用的 Fuzzy 工具箱，可以快速的調整模糊 PID 的歸屬函數以及模糊規則，並可以利用 Simulink 驗證控制決策是否正確，可以快速的建構控制方案，以達到四旋翼機的懸停控制。現階段可以從 Simulink 電腦端直接下達搖桿控制命令，測試四旋翼機的穩定度，並可以即時調整四旋翼機的 PID 參數。並可以透過攝影機控制四旋翼機前往命令的位置與高度。在四旋翼電路設計，也加入了藍芽燒錄功能，以方便實驗的進行。

## 參考文獻

陳昫希，2012，“四旋翼機之穩定與控制”，碩士論文，航太與系統工程所，逢甲大學，台中市，台灣。

莊維德，2013，“自主飛行四旋翼的控制與設計”，碩士論文，航空太空工程學系碩博士班，國立成功大學，台南市，台灣。

楊榮峯，2010，“四旋翼機之姿態控制”，碩士論文，航空太空工程學系碩博士班，國立成功大學，台南市，台灣。

戴翊展，2013，“自調式模糊理論應用於四旋翼機之姿態控制”，碩士論文，機械與機電工程學系碩士班，國立宜蘭大學，宜蘭縣。

ArkLab 多旋翼工坊，2014，“四旋翼開源資料”，available at: [www.arklab.tw/](http://www.arklab.tw/)。

Eventbrite, 2014, available at: [www.eventbrite.com](http://www.eventbrite.com)