



四旋翼直升機之平衡控制

戴翊展¹ 黃寶強² 徐碧生³

1. 國立宜蘭大學機械與機電工程學系（所）研究生
2. 國立宜蘭大學機械與機電工程學系（所）講師
3. 國立宜蘭大學機械與機電工程學系（所）副教授

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。本論文以四旋翼直升機機身為不穩定之特性，設計一套自調式模糊 PID 姿態控制系統，用以增加四旋翼直升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直升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；智慧型手機則可藉由藍牙傳輸姿態命令控制四旋翼直升機，使控制直升機更為有趣。實際測試結果顯示本控制系統能穩定四旋翼直升機的姿態，達到平衡，並驗證此控制理論之可行性。

關鍵詞：四旋翼直升機、自調式模糊 PID 控制器、無人飛行載具、平衡控制

*通訊作者 E-mail : crph1118@hotmail.com



Balance Control for Quadrotor Helicopter

Yi-Jhan Dai¹, Bao-Chiang Hwang², Bih-Sheng Hsu³

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

Due to the advantages on small size, light structures and high maneuverability, Unmanned Aerial Vehicles(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, Self-fuzzy PID controller, Unmanned aerial vehicles, balance control

***Corresponding author E-mail: crph1118@hotmail.com**

一、前言

四旋翼直升機的結構被認為是一種最簡單和最直觀的穩定控制形式，但由於此形式必須同時協調四個旋翼的狀態參數，對於駕駛員操作來說是一件非常困難的事，所以四旋翼直升機始終沒有在大型直升機設計中被採用。

四旋翼直升機是一種六自由度的垂直升降機，因此非常適合在靜態和準靜態條件下飛行，它除了具有一般無人機隱蔽性好、造價低廉、不具傷亡、起降簡單、操作靈活的優點之外，其特殊的結構還有以下優點。

1. 飛行器體積小，所占空間小，適合多平台，多空間的應用。可以在地面、軍艦上靈活垂直起降，無需彈射器、發射器進行發射。
2. 具有很強的機動性，能快速、靈活地在各個方向進行機動任務，進而大大縮小回轉半徑，節省時間，提高效率。
3. 螺旋翼機械結構簡單，四顆旋翼位置緊湊，可有效增加承載，而回轉效應也減小。
4. 結構簡單，易於控制，且能執行各種特殊或危險任務。

至於四旋翼直升機結構存在控制量較多的問題，則有望通過設計自動飛行控制系統來解決。關於四旋翼的發展與實際應用，隨著無人飛行載具漸漸受到重視，許多文獻研究也陸續發表，Madani et al. (2006)發表了使用逆步式控制(Backstepping control)的方式對四旋翼作控制，Dikmen et al. (2009)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，Salih et al. (2010)對四旋翼建立動態方程式並用PID控制垂直起降；Santos et al. (2010)也提出用模糊智能控制器控制四旋翼，以上研究結果對本文都有很大的幫助。

二、四旋翼直昇機原理

2-1 四旋翼直升機姿態介紹

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傳輸藍芽等外部設備。四旋翼飛行器的結構形式如圖1所示。

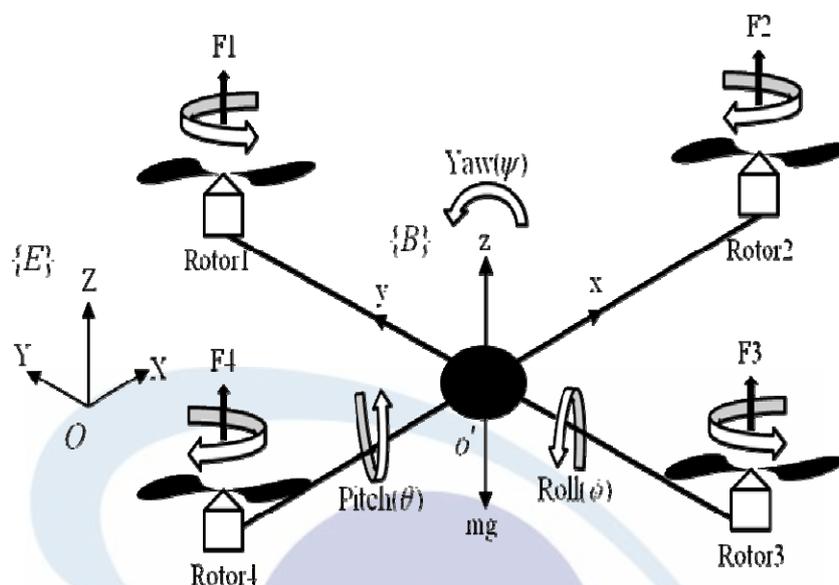


圖 1. 四旋翼直升機結構原理圖

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(楊榮豐, 2010)，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(Mandani and Benallegue, 2006)。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，那麼該直升機就是欠驅動。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作前後左右飛行，機體高度上升或降低以及機體本身旋轉。

將四旋翼直升機的其中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角速度不平衡，而角速度不平衡會導致機體產生自旋，如圖2所示，灰色部分代表機頭方向。

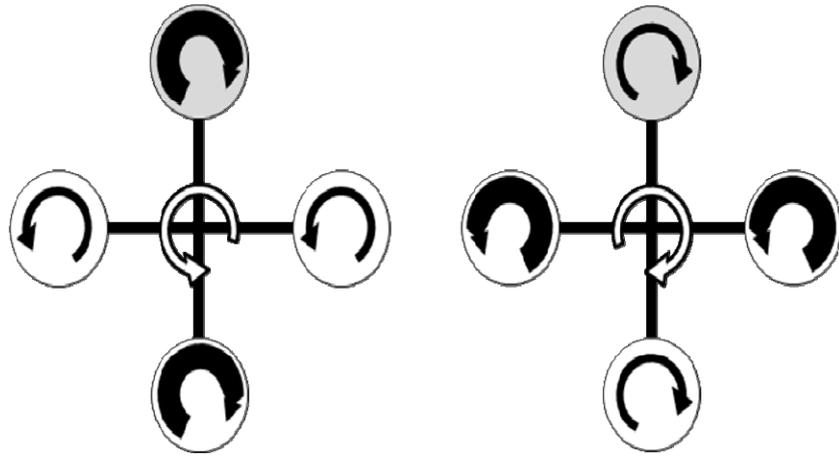


圖 2. 機體自旋運動

將四旋翼直升機任一組旋翼中的旋翼轉速改變，會造成向下推力不平衡，屆次可產生一水平分力將機身做平面飛行，如圖3、圖4所示。

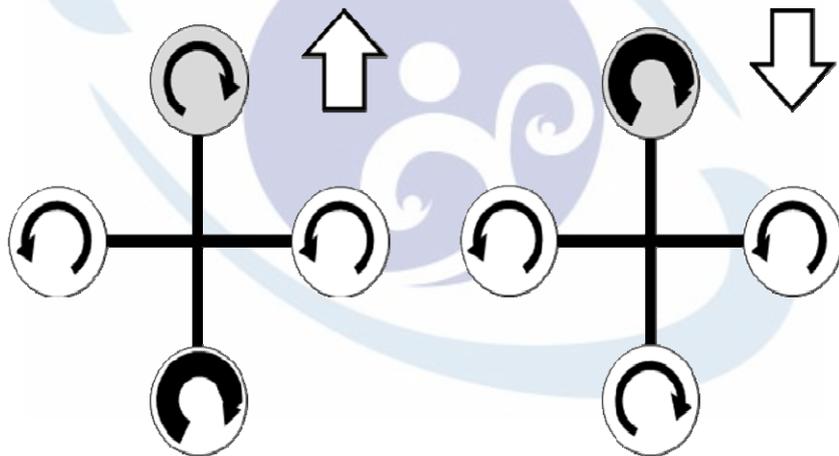


圖 3. 機體俯仰運動

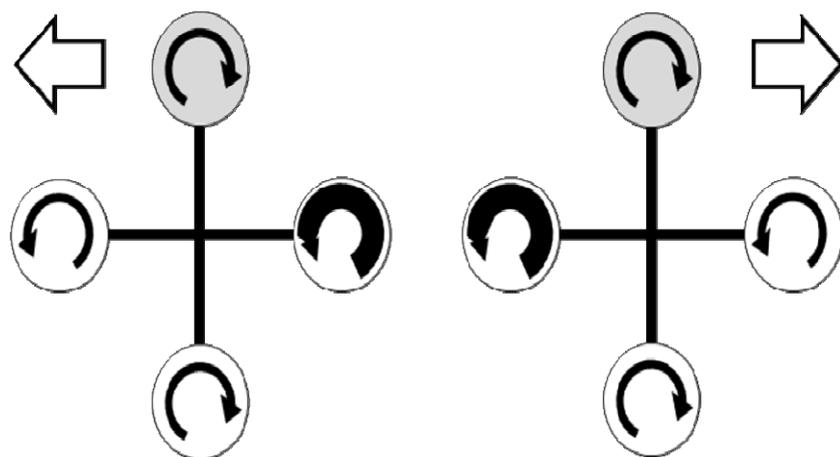


圖 4. 機體滾轉運動

將全部旋翼的轉速提高或降低可達到高度變化，如圖5所示，這個動作的安全性較高，也比較不易造成機身不平衡。

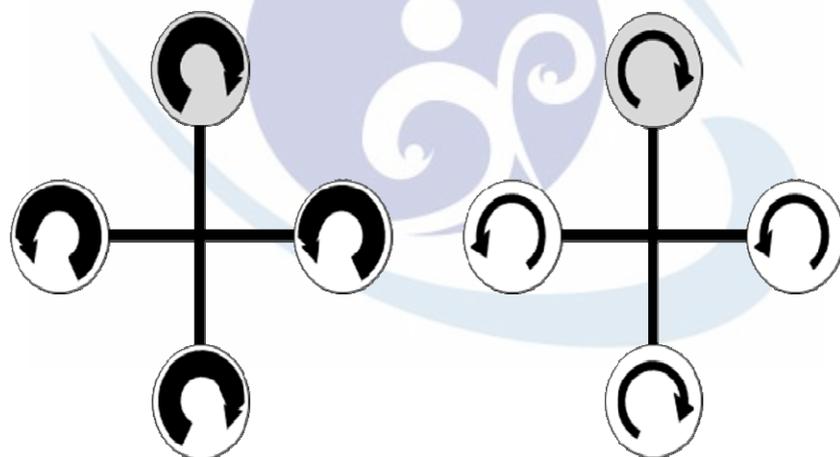


圖 5. 機體高度提升、高度降低

2-2 四旋翼直升機動力學模型

首先，建立慣性座標系 $E(OXYZ)$ 和機體座標系 $B(o'xyz)$ ，如圖1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(Dikmen et al., 2009; Salih et al., 2010)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：

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

式(1)中 ξ 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，具體表達式如下：

$$J = \begin{pmatrix} I_x & 0 & 0 \\ 0 & I_y & 0 \\ 0 & 0 & I_z \end{pmatrix} \quad (2)$$

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：

$$\Omega = \begin{pmatrix} 1 & 0 & -\sin\theta \\ 0 & \cos\phi & \cos\theta\sin\phi \\ 0 & -\sin\phi & \cos\theta\cos\phi \end{pmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (3)$$

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

$$\Omega = [\dot{\phi} \quad \dot{\theta} \quad \dot{\psi}]^T \quad (4)$$

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)，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)，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)，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 階的方向量餘弦矩陣，即表示從慣性座標系到機體座標系的轉置矩陣。

$$R = \begin{bmatrix} C\theta C\psi & C\phi S\psi + S\phi S\theta C\psi & S\phi S\psi + C\phi S\theta C\psi \\ C\theta S\psi & C\phi C\psi + S\phi S\theta S\psi & S\phi C\psi + C\phi S\theta S\psi \\ \sin\theta & S\phi C\theta & C\phi C\theta \end{bmatrix} \quad (5)$$

這裡用 C 和 S 分別表示 \cos 和 \sin 這兩個函數，對於給定一個列向量 $\Omega = [\Omega_1 \quad \Omega_2 \quad \Omega_3]^T$ ，定義 $S(\Omega)$ 為：

$$S(\Omega) = \begin{pmatrix} 0 & -\Omega_3 & \Omega_2 \\ \Omega_3 & 0 & -\Omega_1 \\ -\Omega_2 & \Omega_1 & 0 \end{pmatrix} \quad (6)$$

F_f 為 4 個螺旋槳的合力，其具體表示式如下：

$$F_f = \begin{bmatrix} \cos\phi \cos\psi \sin\theta + \sin\phi \sin\psi \\ \cos\phi \sin\theta \sin\psi - \sin\phi \cos\psi \\ \cos\phi \cos\theta \end{bmatrix} \sum_{i=1}^4 F_i \quad (7)$$

$$F_i = K_p \omega_i^2, \quad i = 1, 2, 3, 4 \quad (8)$$

式中 K_p 為升力係數； ω_i 為旋翼旋轉角速度。

綜上列各式所述，可得四旋翼直升機的動力模型為：

$$\begin{aligned}
\ddot{\phi} &= \dot{\theta}\dot{\psi}\left(\frac{I_y - I_z}{I_x}\right) - \frac{I_R}{I_x}\dot{\theta}g(u) + \frac{L}{I_x}u_2 \\
\dot{\psi} &= \dot{\phi}\dot{\psi}\left(\frac{I_z - I_x}{I_y}\right) - \frac{I_R}{I_y}\dot{\phi}g(u) + \frac{L}{I_y}u_3 \\
\ddot{\psi} &= \dot{\phi}\dot{\theta}\left(\frac{I_x - I_y}{I_z}\right) + \frac{1}{I_z}u_4
\end{aligned} \tag{9}$$

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

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

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

式(9)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 表示俯仰力矩， u_3 表示滾轉力矩， u_4 表示偏航力矩，並且可以用式(10)表示：

$$\begin{bmatrix} u_1 \\ u_2 \\ u_3 \\ u_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} K_p & K_p & K_p & K_p \\ -K_p & 0 & K_p & 0 \\ 0 & -K_p & 0 & K_p \\ K_d & -K_d & K_d & -K_d \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_1^2 \\ \omega_2^2 \\ \omega_3^2 \\ \omega_4^2 \end{bmatrix} \tag{10}$$

式(10)中 K_d 為拖拉係數。

三、自調式模糊PID控制器設計

3-1 自調式模糊PID控制器設計

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：

$$G_c(s) = K_p + K_i \cdot \frac{1}{s} + K_d \cdot s \quad (11)$$

其增量式的離散PID控制公式為：

$$u(k) = u(k-1) + K_p [e(k) - e(k-1)] + K_i T_{sam} e(k) + \frac{K_d}{T_{sam}} [e(k) - 2e(k-1) + e(k-2)] \quad (12)$$

式中 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 6 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 7 所示。

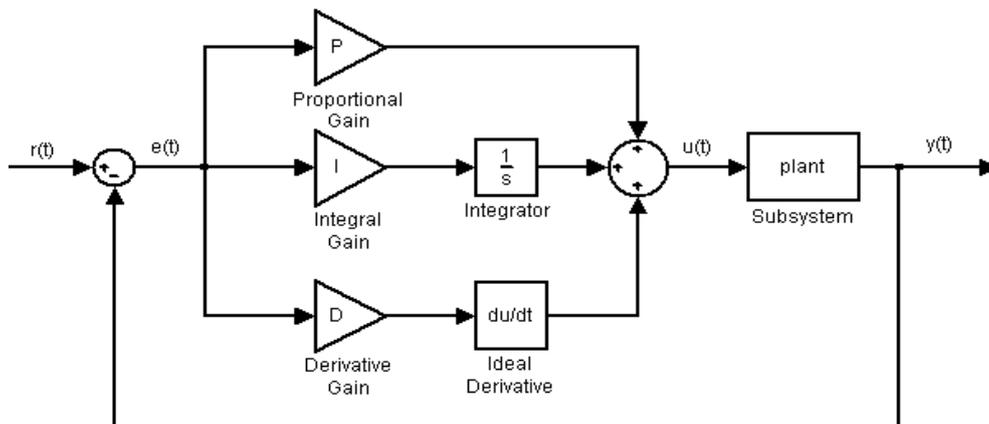


圖 6. PID控制器基本架構

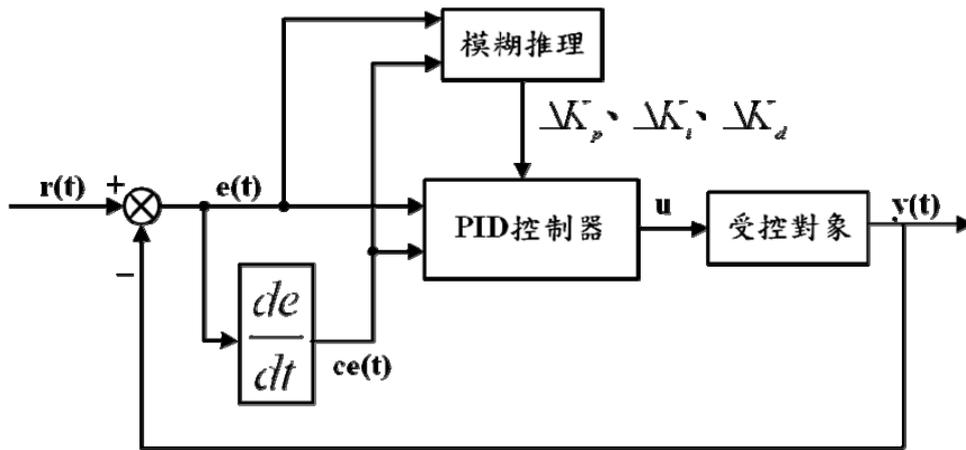


圖 7. 自調式模糊PID控制器架構

3-2 模糊理論與自調式模糊理論

圖8為基本模糊控制器的架構，其中包含了模糊化、模糊推理及解模糊化等單元 (Santos, Lopez and Morata, 2010)。

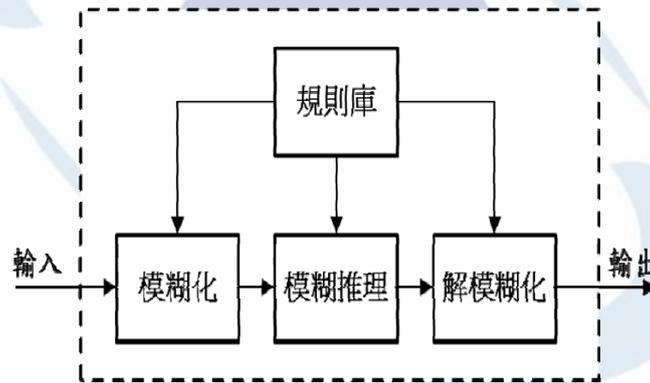


圖 8. 模糊控制器之基本架構圖

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，各模糊子集採用三角形的歸屬函數，如圖9、圖10和圖11所示。

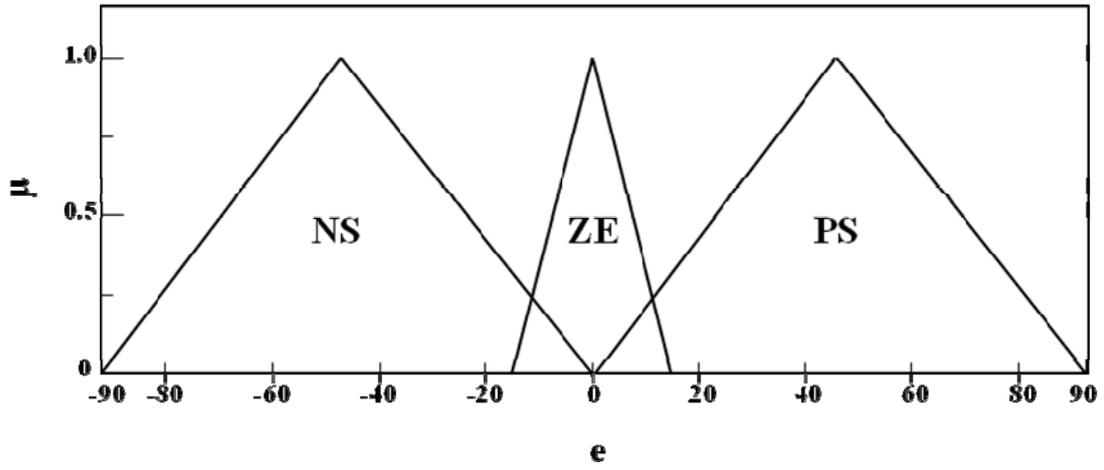


圖 9. 誤差 e 的歸屬函數

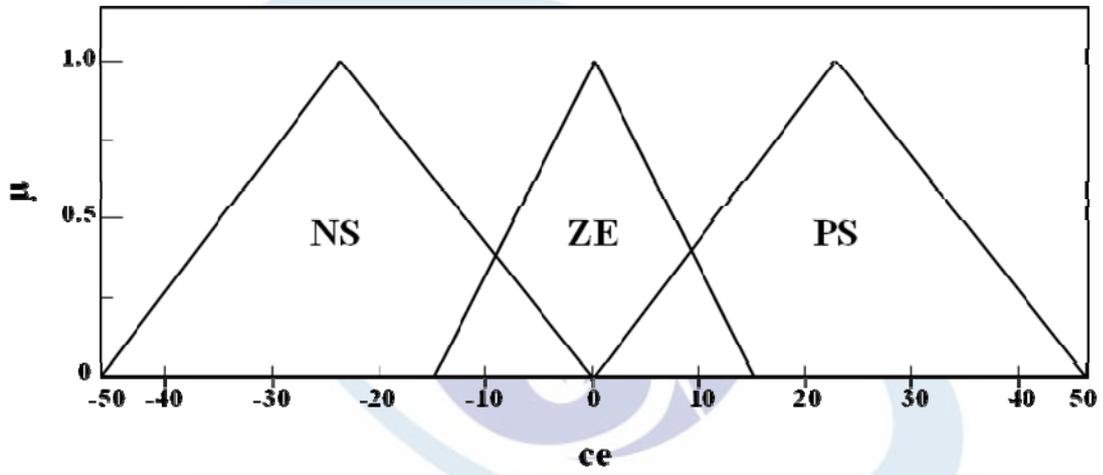


圖 10. 誤差變化率 ce 的歸屬函數

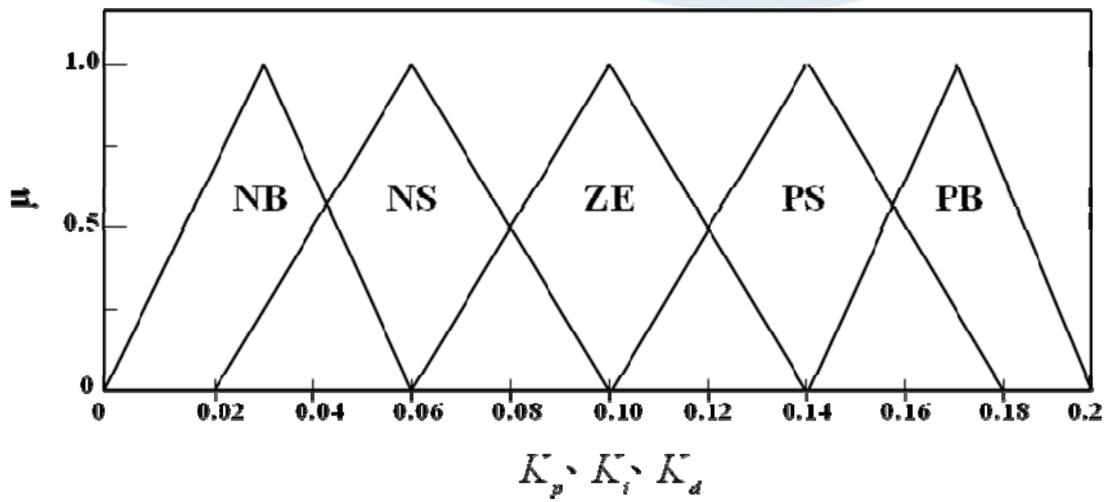


圖 11. 輸出 K_p 、 K_i 、 K_d 的歸屬函數

接著，再根據想要之穩態誤差、頻率響應頻寬、響應之上升時間、最大超越量百分比以及安定時間來設計我們想要之PID參數，並撰寫其模糊控制器規則表，來得到其PID控制器中的。如下表1為模糊控制器之規則表。

表 1. 模糊規則表

		ce		
		NS	ZE	PS
e	NS	PB	PS	PB
	ZE	NS	NB	NS
	PS	PB	PS	PB

根據模糊規則，對所有輸入語言變數量化後的各種組合，通過模糊邏輯推理方法計算出每一個狀態的模糊控制輸出，最終產生模糊規則表。

在求得控制表後，將控制規則表寫在程式規則庫裡，並編制一個查找控制表的副程式，實際控制過程中通過查表，帶入下式計算即可得到自調整後的 K_p 、 K_i 和 K_d 值。

$$\begin{aligned}
 K_p &= K'_p + \{e, ce\} + q_p \\
 K_i &= K'_i + \{e, ce\} + q_i \\
 K_d &= K'_d + \{e, ce\} + q_d
 \end{aligned} \tag{13}$$

式中， K'_p 、 K'_i 、 K'_d 為前一次的PID控制參數； $\{e, ce\}$ 為偏差 e 與偏差變化率 ce 對應於模糊規則表中的值； q_p 、 q_i 和 q_d 為修正過後的係數。

3-3 Android智慧型手機軟體設計

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12。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。

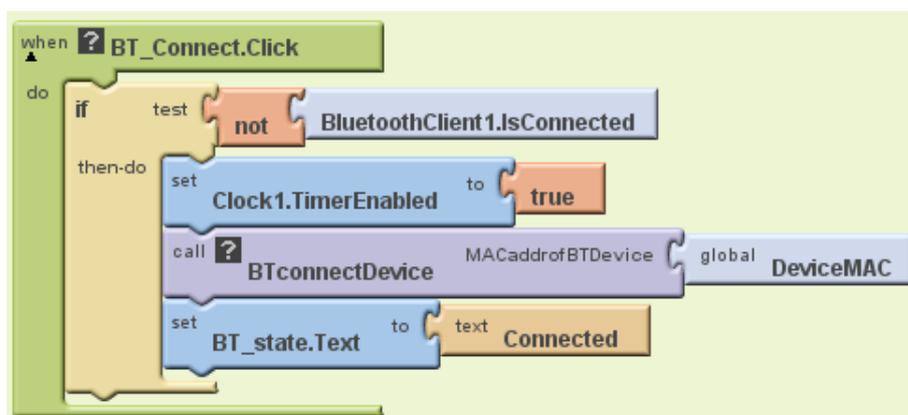


圖 12. 樂高積木式的堆疊法

我們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，如圖13所示，也實際操作實體四旋翼直升機，Arduino單晶片控制器在主機上方，電池黏在機體下方，四個軸下各有輪子可做地面滑行，如圖14所示。

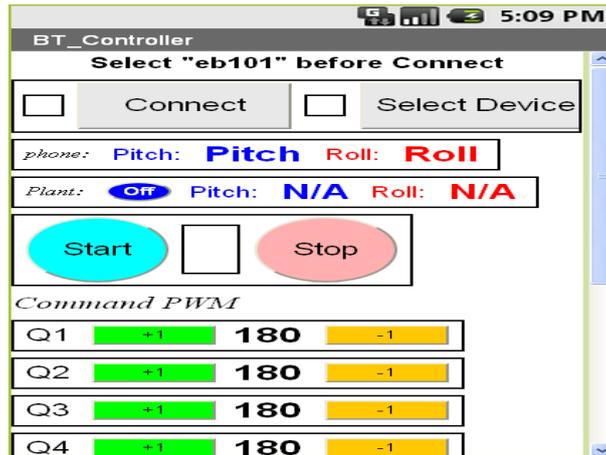


圖 13. 自行設計之App人機介面



圖 14. 330-X四旋翼直昇機實體

四、結果與討論

本文主要探討四旋翼直升機在外在環境下能否自己保持平衡，經由自調式模糊PID控制器跟傳統PID控制器做實際比較，發現結合自調式模糊理論之PID更能有效平衡且靈敏性也較高。

本實驗分別以PID與自調式模糊PID兩種不同控制器下，個別先找出一組可平衡之參

數，接著以兩倍、1/2倍的參數再測試。

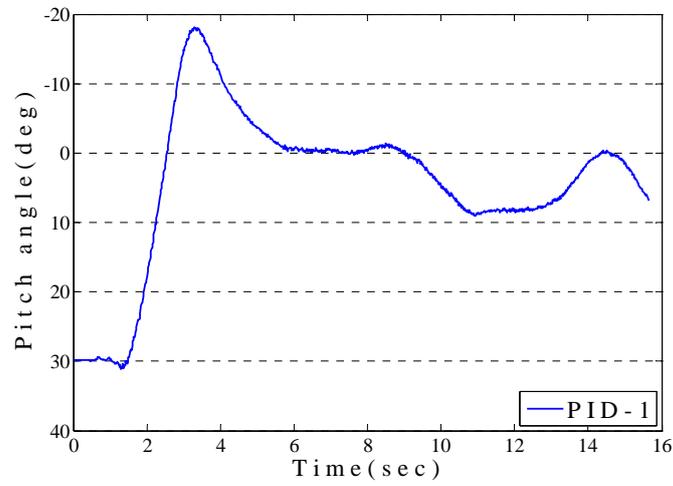


圖 15. 第一組 PID 參數之響應

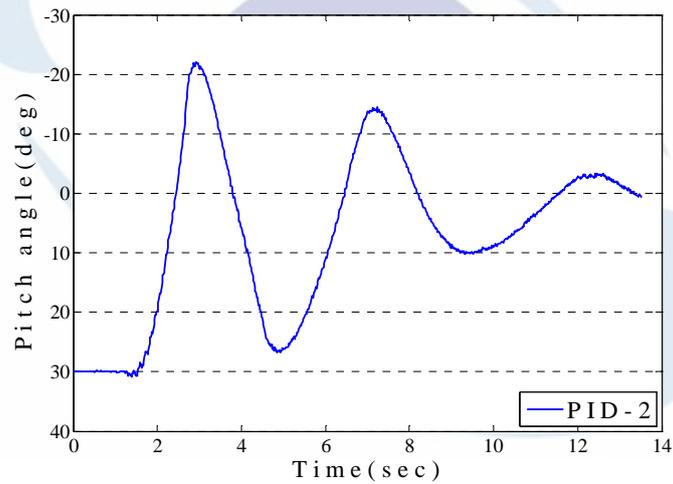


圖 16. 第二組 PID 參數之響應

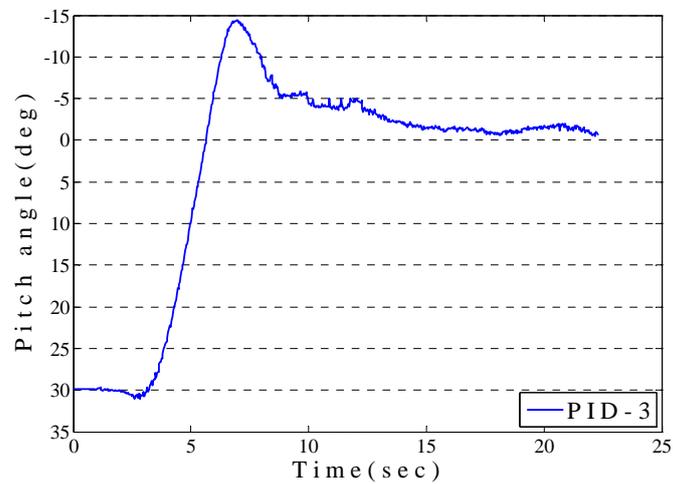


圖 17. 第三組 PID 參數之響應

圖15為原始PID參數，大約接近6秒時平衡；圖16為兩倍PID參數，發現有明顯的震盪現象，安定時間也較長，不易平衡；圖17為1/2倍PID參數，在15秒過後趨近平衡，也有超越量之問題。

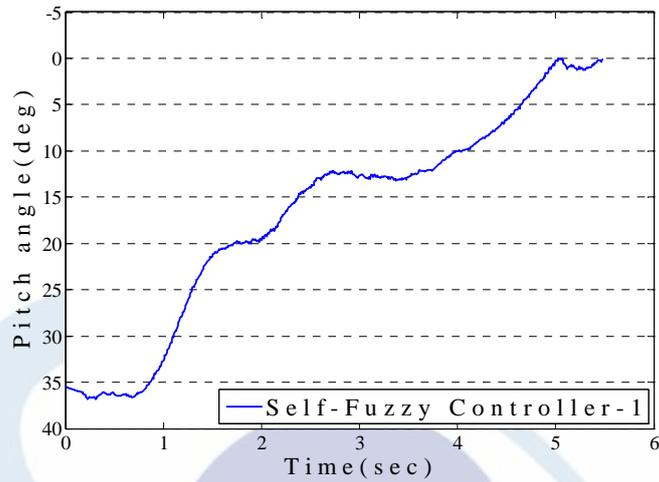


圖 18. 第一組Fuzzy參數之響應

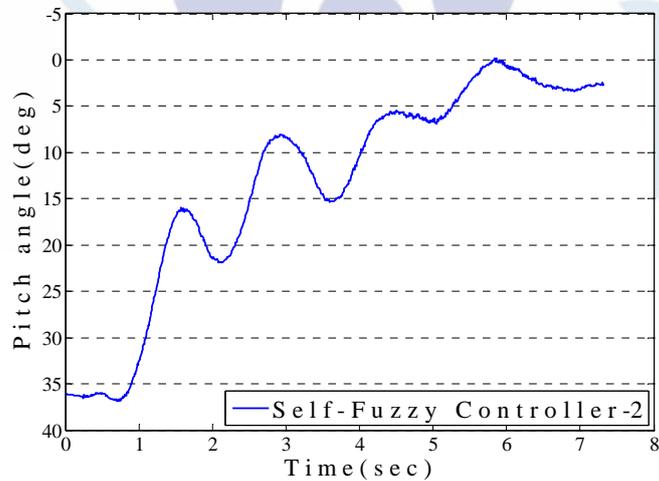


圖 19. 第二組Fuzzy參數之響應

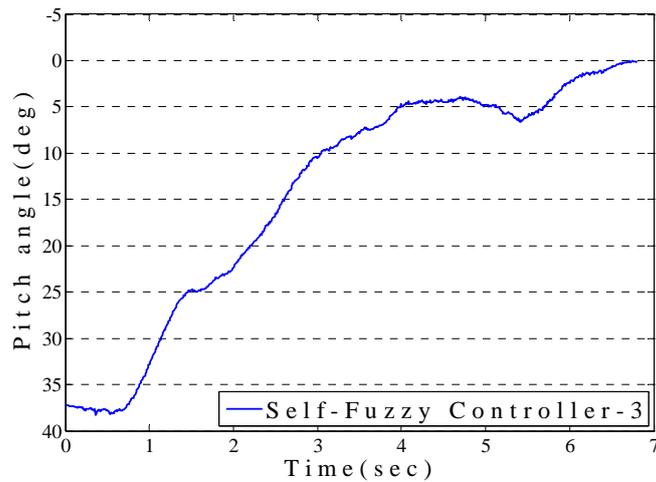


圖 20. 第三組Fuzzy參數之響應

圖18為原始模糊PID控制參數，在5秒左右平衡，並沒有超越量之問題；圖19為兩倍模糊PID控制參數，雖然沒有超越量，但有晃動情形，推測是 K_d 的值太大而造成此問題；圖20為1/2倍模糊PID控制參數，到達平衡時間約為7秒，也沒有超越量之問題。

五、結論

由本論文的自調式模糊PID控制器設計，可以得知自調式模糊PID的準確性與可行性，根據我們的實作數據得知，我們所提出的自調式模糊PID控制器的確能夠改善系統響應的超越現象，期望在上升時間、安定時間及精確度上也能有所改善。並希望能藉其自調式模糊能力，提升傳統PID的控制能力與效果，來落實設計理念應用於實務控制中。

參考文獻

- 方勇，楊海鵬，2010，“基於Kalman濾波模糊PID控制的直流調速系統”，*機電工程*，第27期，No.4。
- 段世華，李滾，2011，“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*。
- 單海燕，2008，“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*，第15期，No.12。
- 楊慶華，宋召青，時磊，2009，“四旋翼飛行器建模、控制與仿真”，*海軍航空工程學院學報*，第24期，No.5。
- 楊榮峯，2010，*四旋翼機之姿態控制*，碩士論文，航空太空工程研究所，國立成功大學，台南，台灣。
- Dikmen, I.C., Arisoy, A., Temeltas, H., 2009, “Attitude control of a Quadrotor,” *Recent Advances in Space Technologies, 2009. RAST '09*. Istanbul-Turkey, Vol. 11–13, pp. 722–727.
- Madani, T., Benallegue, A., 2006, “Backstepping Control for a Quadrotor Helicopter,” *Proceedings of the IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems*.
- Salih A.L, Moghavvemi M., Mohamed H.A.F, Gaeid K.S., 2010, “Modeling and PID controller design for a quadrotor unmanned air Vehicle,” *IEEE International Conference on Automation Quality and Testing Robotics (AQTR)*, Cluj-Napoca, Romania, pp. 1–5.
- Santos M., Lopez V., Morata F., 2010, “Intelligent fuzzy controller of a quadrotor,” *International Conference on Intelligent Systems and Knowledge Engineering (ISKE)*, pp. 141–146.