

# A Novel Design of the MANFIS-PSO PID Controller to Improve the Operational Stability and Sensitivity for Quadrotors

Jyun-Jhih Ke<sup>1</sup> and Chung-Neng Huang\*<sup>1</sup>

<sup>1</sup>*Graduate Institute of Mechatronic System Engineering,*

*National University of Tainan, Taiwan*

## Abstract

Nowadays, the exploration technologies mainly rely on the satellite positioning or the video capturing of unmanned aerial vehicle (UAV). Here, for the UAV is with the natures of high mobility and secrecy in operation, low cost, and without the limits on terrain obstacles, UAV are numerously employed in military application to decrease casualties. However, weather condition is the major uncertainty that affects the video capturing of UAV. In order to obtain high-definition video data, how to level up the balancing technology for UAV becomes one of the most important topics in the UAV development. For above target, a novel PID tuning technology based on the integration of MIMO-ANFIS and PSO is designed in this paper. The control effectiveness is confirmed through the Matlab/Simulink simulation study on a quadrotor model.

keyword: particle swarm organization (PSO), Multi-input Multi-output(MIMO), adaptive neuro-fuzzy inference system(ANFIS), quadrotor, Unmanned Aerial Vehicle (UVA),



\* Corresponding author:kosono@mail.nutn.edu.tw

DOI : 10.6159/IJSE.2016.(6-1).01

# 可改善四旋翼飛行器操作穩定度和靈敏度之自適應模糊類神經量子群聚PID控制器的設計

柯鈞智<sup>1</sup> 黃崇能\*<sup>1</sup>

<sup>1</sup>國立台南大學機電系統研究所

## 摘要

探勘技術現今主要分為衛星定位以及無人機拍攝，其中、無人機因操作機動性和隱蔽性高、成本較低且不受地形障礙限制，故近年多運用在軍事用途上，以減少人員傷亡。而無人飛行器執行空拍探勘與搜查資料時，天候為影響資料擷取的最大不確定因素，為獲取較高精準的影像資料，因此如何提升機體平衡技術，為現今無人機技術發展的重要課題之一。為此、本文擬設計並發展一結合量子群聚法(PSO)的自適應模糊類神經系統(MANFIS)來調整PID參數的控制技術，並透過一四軸飛行器模擬平台來改善機體平衡度的可行性評估和驗證。

關鍵字: 量子群聚法(PSO)、多輸入多輸出(MIMO)、自適應模糊類神經系統(ANFIS)、四旋翼飛行器 (Quadrotor)、無人飛行器 (Unmanned Aerial Vehicle)。

## 1.前言

四軸飛行器，主要呈現為 X 型，在四個端點分別有四個旋翼與電動機，並處於同一高度平面，且有懸停，垂直起飛和著陸的能力，常用於在民用和軍事領域，如偵察，監視，環境監測，救援行動以及空中攝影，由於四軸飛行器體積小、重量輕，攜帶方便，因此能輕易進入人不易進入的各種惡劣環境，且近年來，隨著智慧型手機的發展，帶動電子陀螺儀、GPS、電傳飛行控制系統的發展，以及油門響應速度迅速的電動機作為動力系統，因此四軸飛行器的發展，未來將橫跨更多

領域。[1][2][3]四旋翼飛行器控制機制，為使用跟螺旋槳做平衡與轉向，透過陀螺儀偵測的偏轉角度，來增加或減少螺旋槳的快慢，以達到平衡或偏轉。且透過PID(比例 - 積分 - 微分)控制方法，能使飛行四旋翼飛行物體，獲得飛行穩定，亦或使用不同的控制方式，調整PID參數，來取得參數最佳值，或濾波減少雜訊增加其穩定性。[2]而四旋翼飛行器的動態方程，是根據牛頓 - 歐拉方程式定義，推導出6自由度的動態運動方程，讓控制與模擬可進一步的研究。[1]

[2][4][5][6]四旋翼飛行器，要應用於各個領域上，需要良好的飛行控制能力，由於飛行器在空中飛行時，飛行器本體，容易受外部干擾影響，且機體亦會受到載重、飛行時間限制，與動態非線性，設定參數不確定性，因而影響飛行的穩定性。

[7]四旋翼飛行器是一種結構簡單的多旋翼飛行器，旋翼角度擺設位置固定，每個旋翼的葉片較短，而葉片末端的線速度慢，發生碰撞時衝擊力小，不容易損壞，就算損壞也易於更換，且有些小型四軸飛行器的旋翼有外框，避免碰撞，安全性較高，但四軸飛行器亦是一個具有六輸出、四輸入的欠驅動系統。具有多變量、非線性、強耦合和干擾敏感等特性，因而使飛行控制系統的設計變得困難，油門的控制難以做到精確和迅速，以及如控制不好容易造成自旋。[8]

PSO是一個以鳥群為概念的最佳搜尋演算法，可作為調節PID參數自適應的工具，由於無人飛行器在飛行時會碰到很多非線性的因素，要如何運用能快速收斂與追蹤性佳的算法就很重要了，而PSO在學術上經常拿來和GA演算法比較，因為兩者都是將大量的搜尋解作為一個仿生物族群來操作，而粒子移動時，會往個體最佳經驗或是群體最佳經驗的方向改變，其中權值的大小，也是和基因演算法「交配」運算子的概念相似，比較不同的是粒子移動時，有著隨機的概念，避免進入「區域最佳解」，但PSO中的粒子有著飛行速度和記憶能力都是GA演算法當中所沒有的特性，而PSO和GA比較優勢為只需要簡單的運算、不用決定太多的參數，和用少量的程式碼就能在電腦上運算。但PSO演算法粒子數與疊帶次數不宜設定太多，會使收斂速度變很慢，當疊帶次數太多會造成Kp、Ki、Kd的值在最佳位置來回震盪，在疊代初期，粒子離最佳位置都比較遠，粒子可以飛行的距

離較長，也比較不會飛過最佳位置，但隨著疊代次數的增加粒子離最佳解越來越近，粒子的飛行距離不會改變，這時會很容易飛過最佳解，就會來回震盪來搜尋最佳解，影響到精度，這代表疊帶次數不宜過多，但太少會使結果更不理想。[9][10]由於 PSO 在疊代後期有著最佳解搜尋的不穩定性，因此在本文中使用了 MANFIS 與 PSO 雙重調整出 PID，使系統更為穩定，且運用混合性的控制並結合各控制法的優點可以使結果更為優良，MANFIS 基本上就是多個 ANFIS 所組成的，而要說明 MANFIS 就要從 ANFIS 的特點來說起，ANFIS 是由類神經網路和模糊控制所組成，類神經網路擁有很強的學習性，而模糊控制可以模擬人類思考的方式，兩者結合在一起則擁有學習力適應環境的改變，並同時擁有模糊推論的推論思維，這可以應用在需要預測的地方。本文將其應用在 PID 上，亦因 ANFIS 的預測能力，但 PID 是需要多輸出的，因此 ANFIS 無法滿足多輸出的情況，所以這裡將使用 MANFIS 解決多輸出問題。[11][12][13]因此本文針對飛控系統做控制，加入 PID 控制器再透過模糊控制(FUZZY)、PSO、PSO-MANFIS 控制方式設計出一個自適應性的 PID 控制器，期望能達到平衡與降低響應時間。

## 2.四軸飛行器控制模型

四軸飛行器外型成 X 型，在四個端點分別有四個旋翼，並處於同一高度平面，且做為飛行的直接動力源，四個旋翼的結構和半徑都相同，四顆馬達為對稱形式分別安裝在飛行器的支架端，要執行飛行時，旋翼 1 和旋翼 3 逆時針旋轉，旋翼 2 和旋翼 4 順時針旋轉，而支架中間空間安放飛行控制計算機和外部設備。(參考圖 Fig.1)



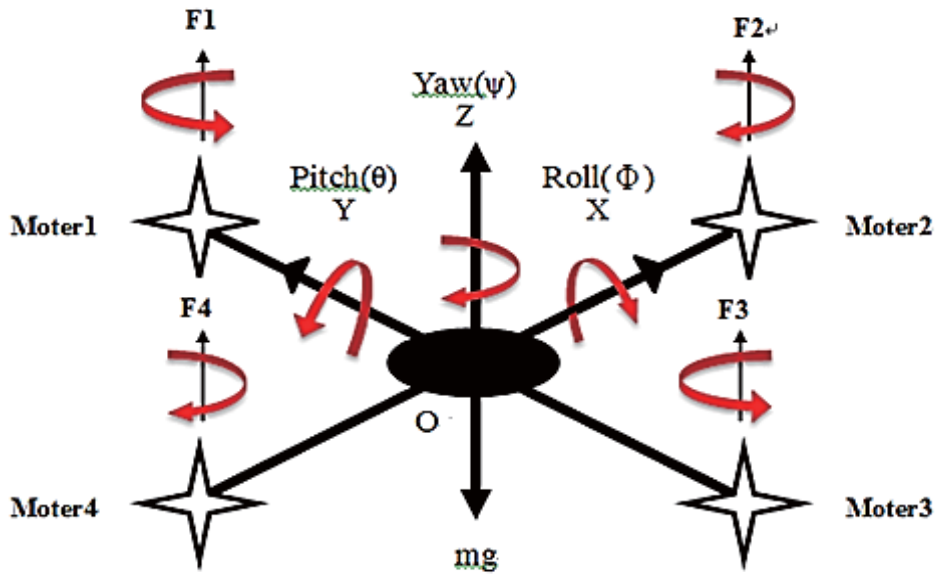


Fig.1 此為四軸飛行器結構原理圖

四軸飛行器動力學模型[14,15]

首先分別建立兩個基本坐標系：慣性坐標系 E ( OXYZ ) 和飛行器坐

標系 B ( o'xyz )。分別定義歐拉角與飛行器坐標系和慣性坐標系的轉換矩陣為式

(1)(c:cos, s:sin):

$$R = R_x \cdot R_y \cdot R_z = \begin{bmatrix} c\psi c\varphi & c\psi s\theta s\varphi & c\psi s\theta c\varphi + s\psi s\varphi \\ s\psi c\theta & s\psi s\theta s\varphi & s\psi s\theta c\varphi - s\varphi c\psi \\ -s\theta & c\theta s\varphi & c\theta c\varphi \end{bmatrix} \quad (1)$$

R：矩陣轉換

ψ：偏航角

θ：俯仰角

φ：滾轉角

$F_f$  為四個螺旋槳的合力表示為(式 2):

$$F_f = \begin{bmatrix} c\varphi c\psi s\theta + s\psi s\varphi \\ c\varphi s\psi s\theta - s\varphi c\psi \\ c\varphi c\theta \end{bmatrix} \sum_{i=1}^4 F_i \quad (2)$$

$$F_i = C_L \omega_i^2 \quad (2-2)$$

$i = 1, 2, 3, 4$

$C_L$  為升力係數

$\omega_i$  = 馬達角速度

綜合座標轉換式(1)與螺旋槳合力式(2)可得知其動力學模型為式(3)

$$\left. \begin{aligned} \ddot{x} &= -(c\phi s\theta c\phi + s\phi s\phi) \frac{u_1}{m} \\ \ddot{y} &= -(c\phi s\theta s\phi - s\phi c\phi) \frac{u_1}{m} \\ \ddot{z} &= g - (c\phi c\theta) \frac{u_1}{m} \\ \ddot{\phi} &= \dot{\theta}\dot{\phi} \left( \frac{I_y - I_z}{I_x} \right) - \frac{I_r}{I_x} \dot{\theta}g(u) + \frac{L}{I_x} u_2 \\ \ddot{\theta} &= \dot{\phi}\dot{\theta} \left( \frac{I_z - I_x}{I_y} \right) - \frac{I_r}{I_y} \dot{\phi}g(u) + \frac{L}{I_y} u_3 \\ \ddot{\psi} &= \dot{\phi}\dot{\psi} \left( \frac{I_x - I_y}{I_z} \right) + \frac{1}{I_z} u_4 \end{aligned} \right\} \quad (3)$$

$I_x$  = x 軸方向轉動慣量

$I_y$  = y 軸方向轉動慣量

$I_z$  = z 軸方向轉動慣量

$I_r$  = 馬達轉動慣量

$m$  = 四旋翼飛行器質量

$\omega_i$  = 馬達角速度

$g(u) = (\omega_1 - \omega_2 + \omega_3 - \omega_4)$

$g(u)$  = 陀螺儀轉矩

$u_1$  = 四個旋翼產生的總升力

$u_2$  = 俯仰力矩

$u_3$  = 滾轉力矩

$u_4$  = 偏航力矩



並可以用式(4)表示:

$$\begin{bmatrix} u_1 \\ u_2 \\ u_3 \\ u_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_L & C_L & C_L & C_L \\ C_L & 0 & C_L & 0 \\ 0 & -C_L & 0 & C_L \\ K_d & -K_d & K_d & -K_d \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_1^2 \\ \omega_2^2 \\ \omega_3^2 \\ \omega_4^2 \end{bmatrix} \quad (4)$$

$K_d$  = 拖拉係數

簡化為式(5):

$$\left. \begin{aligned} u_1 &= C_L(\omega_1^2 + \omega_2^2 + \omega_3^2 + \omega_4^2) \\ u_2 &= C_L(\omega_2^2 - \omega_4^2) \\ u_3 &= C_L(\omega_1^2 - \omega_3^2) \\ u_4 &= K_d(\omega_1^2 + \omega_3^2 - \omega_2^2 - \omega_4^2) \end{aligned} \right\} \quad (5)$$

### 3. MANFIS-PSO PID Controller

#### 3.1 PID

PID 控制器為工業界中最被廣泛使用的閉迴路控制器，分別由

比例控制器 P (增益值  $K_p$ ) :

改變 P 控制器之增益值  $K_p$ ，可調整系統的相對穩定度及穩態誤差。

積分控制器 I (增益值  $K_I$ ) :

I 控制器對於系統之瞬間變化情形無法即時反應，但是若當系統的資料累積越多時，其作用就越大，因此對穩態誤差有改善效果。

微分控制器 D (增益值  $K_D$ ) :

D 控制器具有預期高超越量並作修正之作用，可改善超越量。(參考圖 Fig.2)

且可根據歷史數據和差別的出現率來調整輸入值，使系統更加穩定，一般而言，當受控系統無法取得精確的數學模型時，可透過調整 PID 控制器參數來達到基本的控制效能要求。

其 PID 演算法可以用式(6)表示，假設  $Y(t)$  為控制輸出:

$$Y(t) = K_p e(t) + K_i \int_0^t e(\tau) d\tau + K_d \frac{d}{dt} e(t) \quad (6)$$

$K_p$  : 比例增益調適參數

- $K_i$  : 積分增益調適參數  
 $K_d$  : 微分增益調適參數  
 $e$  : 誤差=設定值 (SP) - 回授值 (PV)  
 $t$  : 目前時間  
 $\tau$  : 積分變數, 數值從 0 到目前時間  $t$

進行拉式轉換成的 PID 控制器可以用式(7)表示：

$$G(S) = K_p + \frac{K_i}{S} + K_d S \quad (7)$$

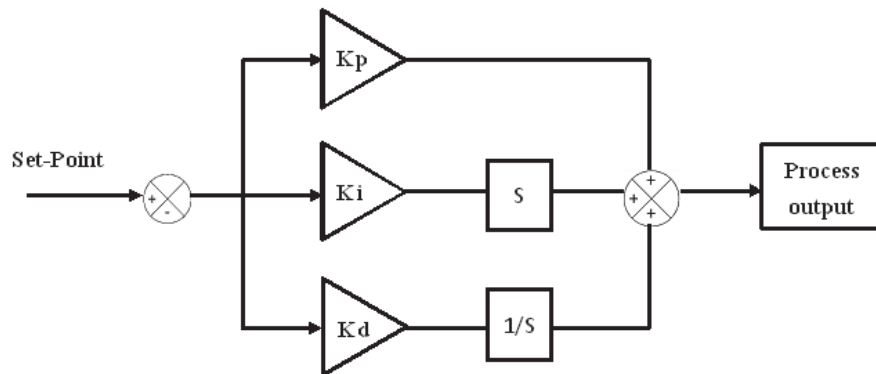


Fig.2 PID 演算法結構圖

但一般來說要決定 PID 控制器中的三個參數( $K_p$ 、 $K_i$ 、 $K_d$ )使控制系統達穩定與最佳化值是困難的，因為這三個參數之間會互相影響，且各自存在著目前誤差、過去累計誤差及未來誤差，調整時常需要透過經驗來調整 PID 控制器的參數整定，因此使用 PID 控制器不一定保證可達到系統的最佳控制，也不保證系統穩定性，如要使系統增強穩定性，找尋最佳的 PID 參數是必要的。

### 3.2 PSO-PID

粒子群最佳化演算法(Particle Swarm Optimization, PSO) 是由鳥類族群覓食遷移的習性得到的，在空間中移動的粒子，都有一個由目標函數投射的適應值，且每個粒子會有一個初始速度來決定他們移動的方向與距離，因此一群粒子靠著個體本身的成功經驗與目前族群中最佳粒子的腳步在空間中飛行，而當個體遇到函數最佳值的時候，將最佳搜尋的變數記錄於個體記憶中，持續替換原本的值，經過疊代計算之後，根據粒子群中適應值，計算出問題的最佳解，[16]其計算表示式為式(8)

$$v_{id}^{n+1} = w \cdot v_{id}^n + c_1 \cdot \text{rand}() \cdot (p_{id}^n - x_{id}^n) + c_2 \cdot \text{rand}() \cdot (p_{gd}^n - x_{id}^n) \quad (8)$$

$v_{id}^{n+1}$ ：第  $i$  個粒子，在第  $n + 1$  時刻的飛行速度

$v_{id}^n$ ：第  $i$  個粒子，第  $n$  時刻的飛行速度

$c_1, c_2$ ：學習常數，當前位置與最佳位置，影響下一時刻飛行速度的權重

$\text{rand}()$ ：隨機函數，產生  $0 \sim 1$  之間的小數

$p_{id}^n$ ：所有粒子路徑中所發現之最佳值

$p_{gd}^n$ ：在所有粒子發現的最佳值中最好的一個

$x_{id}^n$ ：第  $i$  個粒子當前所在的位置。

$w$ ：表示為權重值

粒子群最佳化演算法流程圖計算過程為(參考圖 Fig.3)

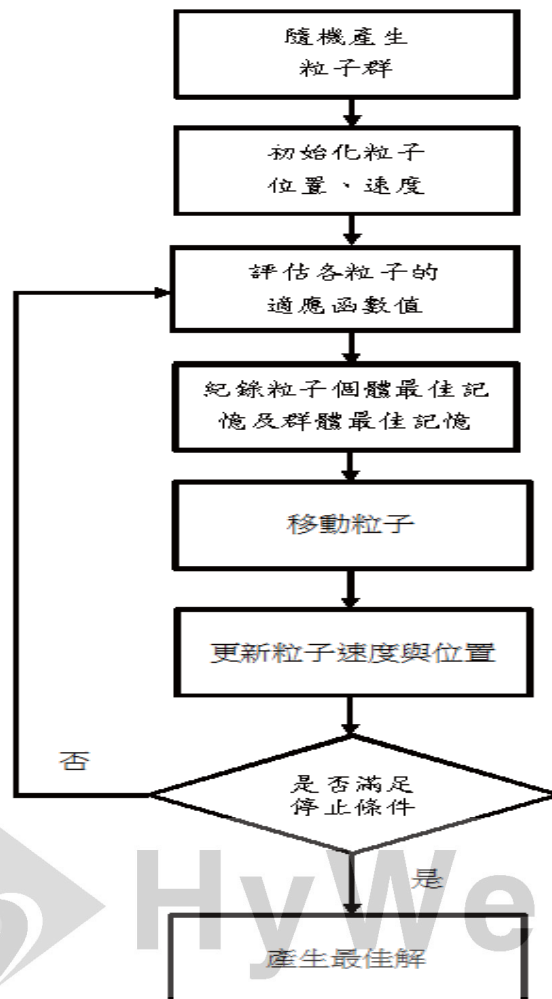


Fig.3 粒子群最佳化演算法流程圖

因此本文利用 PSO 的特性，讓每個粒子代表 PID 三個參數的候選值，設定範圍，根據系統的轉移函數，來決定 $K_p$ 、 $K_i$ 、 $K_d$ 三個參數，使 PID 控制器能有最佳解。[17](參考圖 Fig.4)

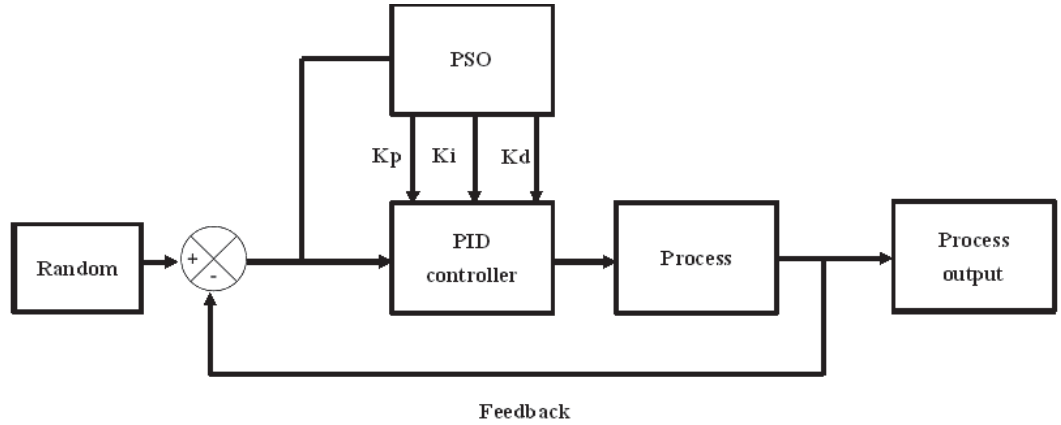


Fig.4 PSO PID 結構圖

### 3.3 MANFIS-PSO PID

MANFIS 主要是由 ANFIS 所拓展出來的，兩者的主要架構為模糊控制和類神經網路的混合型控制，而模糊控制是模仿人類判定事物的模式所衍生的一門理論，如好像、大約等，不是傳統數學上非一及二這種觀念，模糊理論的重點就是建立一個數學模型，利用目標系統的控制知識模擬人類的行為，或者做出如人類般的決策，學習人為處理模糊事物的不確定性，進一步設計出比傳統控制、具有更好的強健性與適應性。[18][19]基本的模糊控制系統(參考圖 Fig.5):

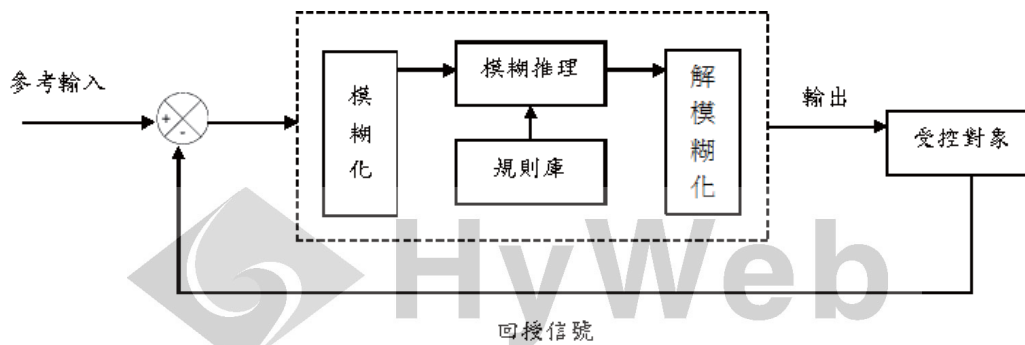


Fig.5 模糊控制系統

因此在本文中運用模糊理論的特性，來結合 PID 控制器調整 PID 參數使 PID 能有適應性，模糊控制與 PID 控制的其計算表示式為式(9)

$$\left. \begin{aligned} K_p(t) &= K_p(t-1) + FK_p \\ K_i(t) &= K_i(t-1) + FK_i \\ K_d(t) &= K_d(t-1) + FK_d \end{aligned} \right\} \quad (9)$$

$FK_p, FK_i, FK_d$  模糊控制的輸出值

$K_p(t), K_i(t), K_d(t)$  模糊 PID 最後的輸出值

其設計結構圖(參考圖 Fig.6):

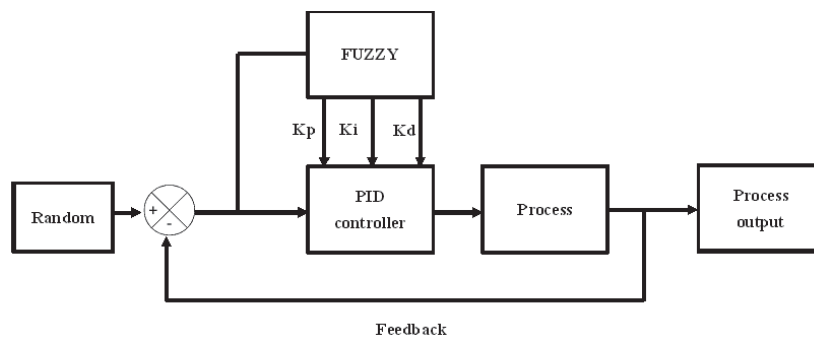


Fig.6 FUZZY-PID 結構圖

以下為模糊控制的隸屬函數(參考圖 Fig.7)

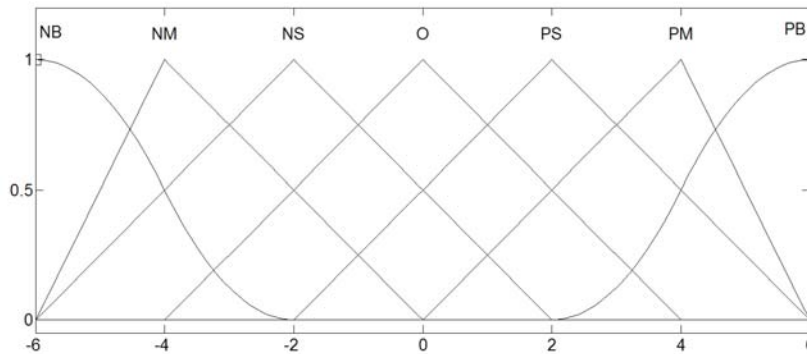


Fig.7 模糊隸屬函數

而模糊規則分為  $K_p$  ,  $K_i$  ,  $K_d$  三種， $e$  表示誤差， $ec$  表示為誤差變化率其模糊

規則庫如表(Tab.1)( Tab.2)( Tab.3)所示:

$FK_p$	$ec$	NB	NM	NS	O	PS	PM	PB
	NB	PB	PB	PM	PM	PS	O	O
	NM	PB	PB	PM	PS	PS	O	NS

<i>e</i>	NS	PM	PM	PM	PS	O	NS	NS
	O	PM	PM	PS	O	NS	NM	NM
	PS	PS	PS	O	NS	NS	NM	NM
	PM	PS	O	NS	NM	NM	NM	NB
	PB	O	O	NM	NM	NM	NB	NB

Tab.1  $FK_p$ 的模糊規則

$FK_i$	<i>ec</i>							
<i>e</i>		NB	NM	NS	O	PS	PM	PB
	NB	NB	NB	NM	NM	NS	O	O
	NM	NB	NB	NM	NS	NS	O	O
	NS	NB	NM	NS	NS	O	PS	PS
	O	NM	NM	NS	O	PS	PM	PM
	PS	NM	NS	O	PS	PS	PM	PB
	PM	O	O	PS	PS	PM	PB	PB
	PB	O	O	PS	PM	PM	PB	PB

Tab.2  $FK_i$ 的模糊規則

$FK_d$	<i>ec</i>							
<i>e</i>		NB	NM	NS	O	PS	PM	PB
	NB	PS	NS	NB	NB	NB	NM	PS
	NM	PS	NS	NB	NM	NM	NS	O
	NS	O	NS	NM	NM	NS	NS	O
	O	O	NS	NS	NS	NS	NS	O
	PS	O	O	O	O	O	O	O
	PM	PB	NS	PS	PS	PS	PS	PB
	PB	PB	PM	PM	PM	PS	PS	PB

Tab.3  $FK_d$ 的模糊規則

ANFIS為模糊控制結合類神經網路的混和型控制，是屬於一種自適應的演算法，也是流程最佳化的方法，是以Takagi-Sugeno方式為基礎建立而成的，結構是將類神經網路和模糊控制結合在一起，運用類神經網路所擁有的強學習性，結合模糊對非線性的情況可以達到很好的效果，對一個雙輸入單輸出的一階Takagi-Sugeno並建立規則庫，規則庫的語法表示如式(10)：

$$\left. \begin{aligned} \text{If } x \text{ is } A_1 \text{ and } y \text{ is } B_1, \text{ then } f_1 &= p_1x + q_1y + r_1 \\ \text{If } x \text{ is } A_2 \text{ and } y \text{ is } B_2, \text{ then } f_2 &= p_2x + q_2y + r_2 \end{aligned} \right\} \quad (10)$$

設定隸屬函數為三角型歸屬函數，且為兩輸入一輸出，並以一階Takagi-Sugeno模

糊系統來建構的ANFIS，Takagi-Sugeno模型的推理機制(參考圖Fig.8):

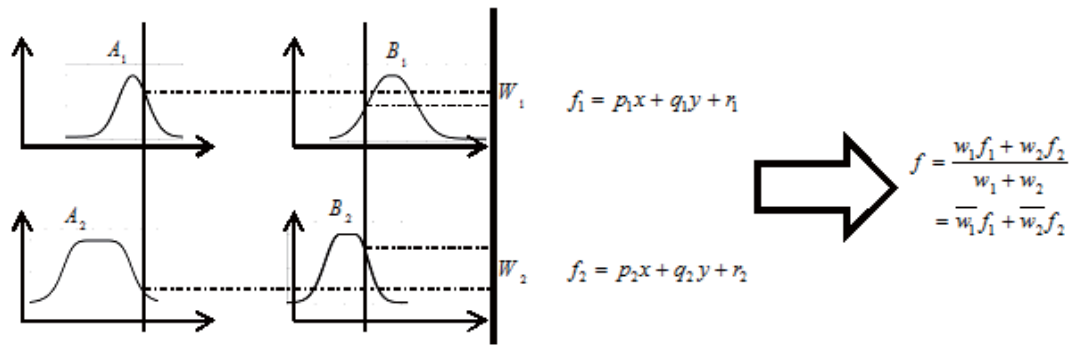


Fig.8 Takagi-Sugeno模型的推理機制圖

ANFIS的層數可以分為五層分別為

第一層：輸入層

在這層中的所有節點，都是有著自適應函數的節點，這裡  $O_{1i} = A_i(x_1)$ ， $O_{2i} = B_i(x_2)$   $i=1,2$ ，分別表示  $x_1$  及  $x_2$  觸發歸屬函數  $A_i$  及  $B_i$  的值，這邊使用三角型歸屬函數。這裡的  $A$  或  $B$  是規則前件變量的模糊子集。

第二層：規則層

執行模糊規則的適合度演算，輸出為所有輸入信號的乘積其表示式為式(11)：

$$O_{2i} = w_i = A_i(x)B_i(y), i = 1,2 \quad (11)$$

每個節點的輸出代表一個規則的激發強度，在一般的情況下，所有運用模糊執行 T-Norms 運算的，都可以在此層當作節點函數。

第三層：正規化層

此層每個節點都是以  $N$  標記，將上層的輸出結果作正規化處理，輸出為該條規則的激勵強度與所有規則的激勵強度之和的比值其表示式為式(12)：

$$O_{3i} = \overline{w_i} = \frac{w_i}{w_1 + w_2}, i = 1,2 \quad (12)$$

為了方便起見這一層的輸出被稱為標準化的激發強度，這邊以  $\overline{w_i}$  表示。

第四層：結果推論層

將正規化的結果與 Sugeno 模糊模式相乘，所示每個在該層中的節點  $i$  都是自適性函數其表示式為式(13)：

$$O_{4i} = \overline{w_i} f_i = (p_i x + q_i y + r_i) \quad (13)$$

其中 $\{p_i, q_i, r_i\}$ 為參數集合，可稱為後件部參數。

第五層：輸出層

累加上層所有輸出值，節點以  $\Sigma$  表示，此節點會計算所有輸入信號總合的輸出其表示式為式(14)：

$$O_{5i} = \sum_i \overline{w_i} f_i = \frac{\sum_i w_i f_i}{\sum_i w_i} \quad (14)$$

其結構圖如圖(參考圖 Fig.9):

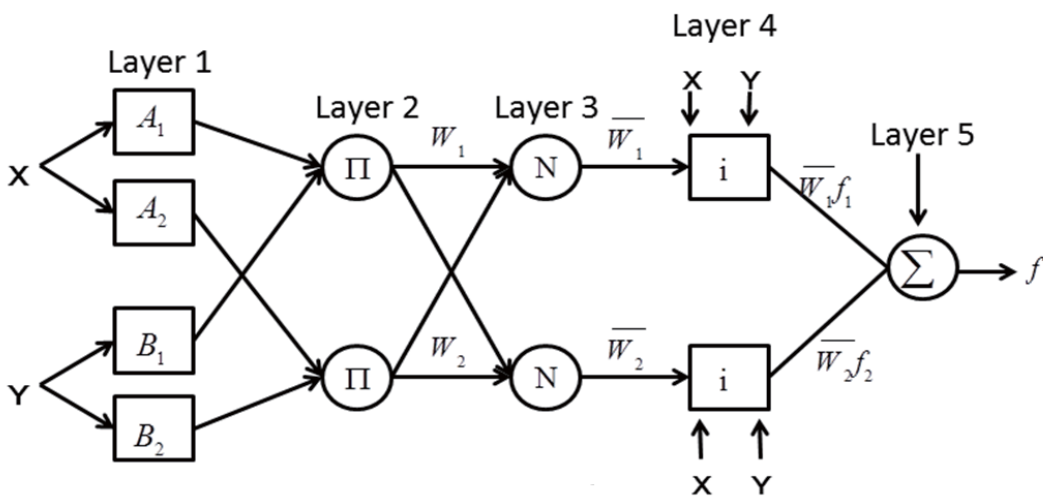


Fig.9 ANFIS結構圖

但是 ANFIS，會隨著模糊規則、輸入個數和模糊集合數量等的增加，網路會越來越複雜，因此相關參數越多計算與類神經訓練的時間就會越久，且通常輸出只有一個，輸出要到兩個以上整個網路就會變的很複雜，因此衍生出 MANFIS 系統。

MANFIS 是由多個 ANFIS 所拓展出來的，而 MANFIS 與 ANFIS 不同之處在於，MANFIS 可以產生多個輸出，因為神經模糊系統可以做為一個非參數回歸的工具，其中非參數模型的回歸關係，不涉及任何預先指定的函數形式，所以 MANFIS 亦被看成多個 ANFIS 的集合體，其結構圖[25][26](參考圖

Fig.10):

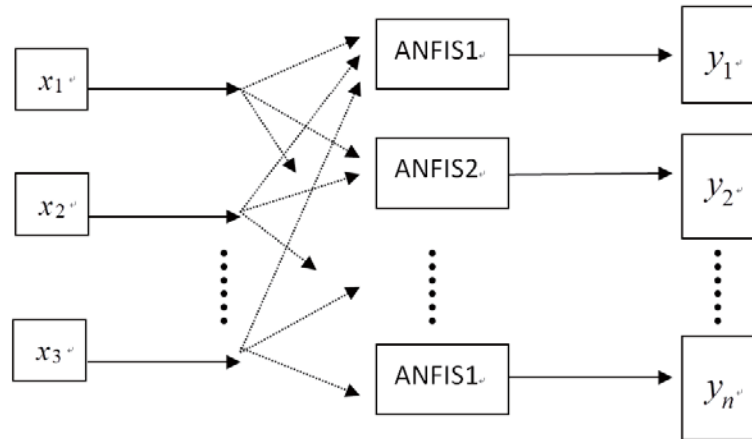


Fig.10 MANFIS 結構圖

而 PSO 雖然有收斂快速和需要的參數較少等優點，但需對粒子群內的每個個體計算適應值，而適應值的最佳解，又和粒子的飛行距離有直接的關係，且粒子飛行距離是不會改變的，所以在疊代後期搜尋範圍變小，飛行距離不變的情況下，很容易錯過最佳解，又或者搜尋不到而來回震盪，由於本文運用 PID 對飛行狀態進行自適應，且 PID 需要三個輸出，因此無法運用 ANFIS 所拓展出來的 MANFIS 控制方式來進行學習預測，並結合 PSO 調整完成 PID 的參數，改善 PSO 在疊代後期的一些誤差，使 PID 控制器能有最佳解。(參考圖 Fig.11)

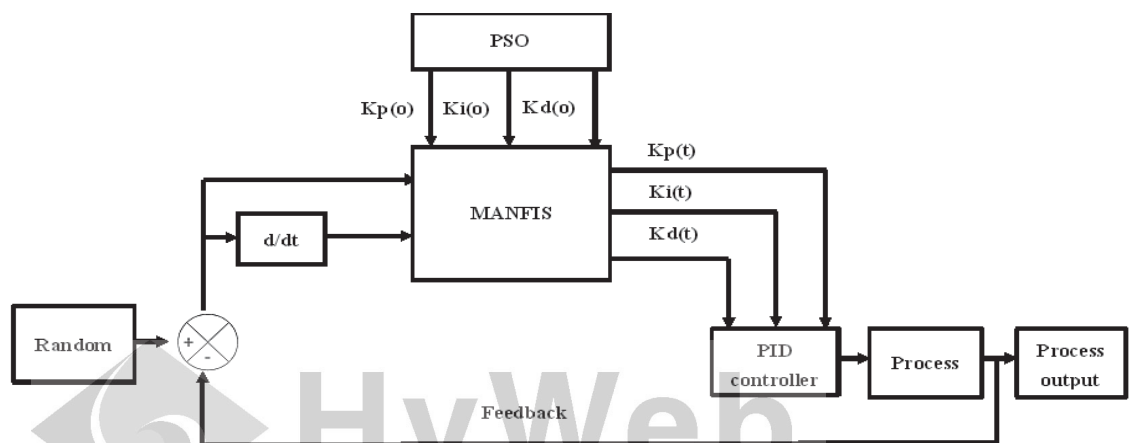


Fig.11 MANFIS-PSO PID 結構圖

#### 4.Simulation Studies

本研究運用 Matlab Simulink 來建構此四軸飛行器模型，分別分為飛行器本體，與控制端。且透過公式(3)我們可以瞭解姿態角度與馬達的關係，當輸入端輸入控制姿態角度，訊號會傳送到 PID 控制器，並分別控制馬達

$u_1$ 、 $u_2$ 、 $u_3$ 、 $u_4$ 直接控制飛行器本體，但飛行器在飛行過程中，會遭遇干擾到干擾，而影響直接的飛行姿態，當飛行器為預設角度時，持續飛行，但如果偏離預設角度時，則回傳值持續修正，亦對 PID 控制器，透過模糊 FUZZY、PSO、PSO-MANFIS 等不同控制方式來設計一自適應的 PID 控制器。(參考 Fig. 12)

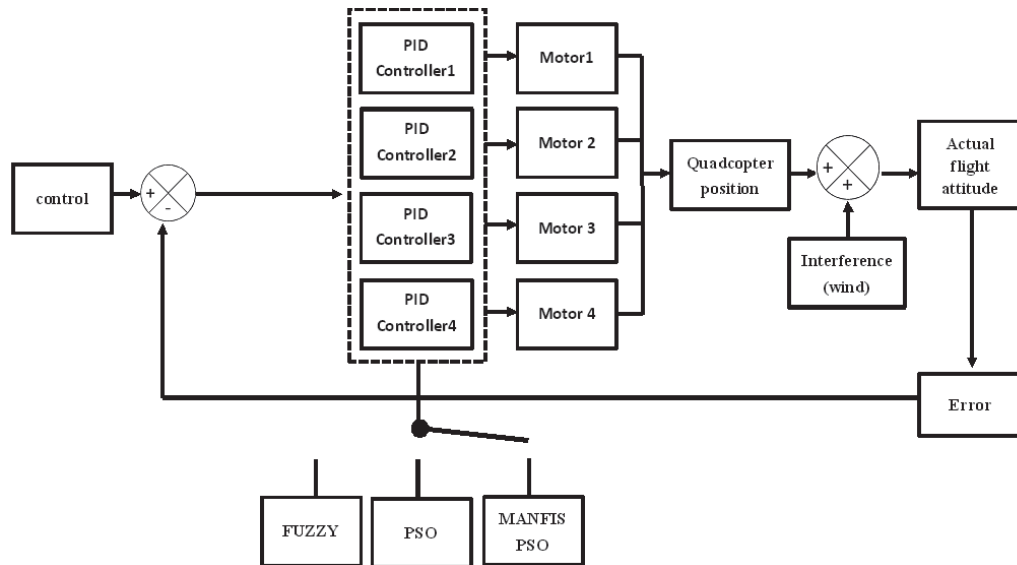


Fig.12 系統架構與控制圖

本文對四軸飛行器進行了建模，並在姿態控制平衡上，運用了不同的控制方法調整自適應性 PID 控制器，做系統仿真模擬，分別在 ROLL is shown in Fig.13，PITCH is shown in Fig. 14，YAW is shown in Fig. 15 輸入端輸入訊號，並得知 Manfis-Pso 為優化最佳控制，亦驗證了自適應 PID 控制的有效性，達到比一般 PID 控制的響應時間減短分別參照(Tab.4) (Tab.5) (Tab.6)，證明自適應 PID 控制可實現於四軸飛行器增強穩定度。並了解其中的差別。

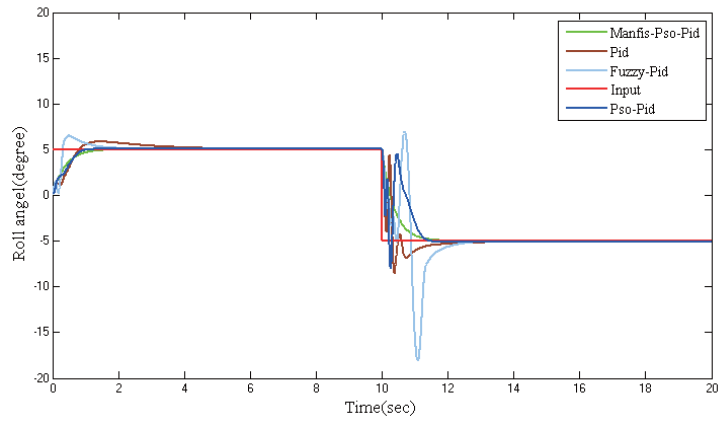


Fig.13 滾轉角輸入輸出

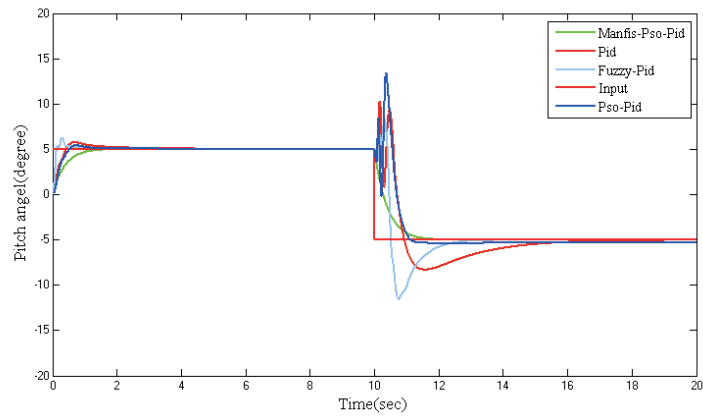


Fig.14 俯仰角輸入輸出

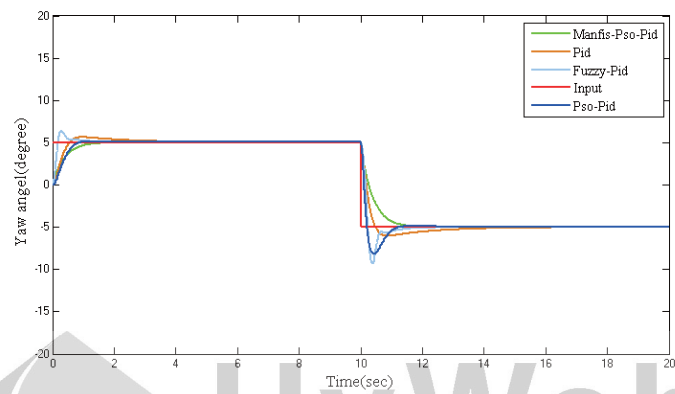
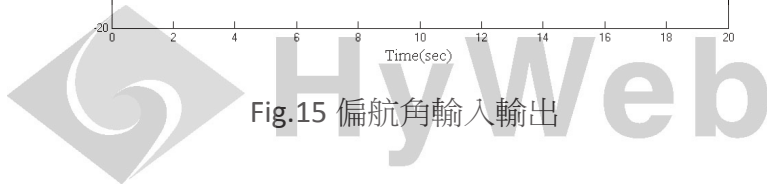


Fig.15 偏航角輸入輸出



控制方法	上升穩定時間單位(秒)	變化穩定時間單位(秒)	耗費總時間	與 PID 比較時間改善(%)	有無震盪突波產生
PID	5	6	11		有
Fuzzy-Pid	3	3	6	45.4	有
Pso-Pid	1.8	2.5	4.3	60.9	有
Manfis-Pso-Pid	1.6	2	3.6	67.2	無

Tab.4 滾轉角穩定響應時間

控制方法	上升穩定時間單位(秒)	變化穩定時間單位(秒)	耗費總時間	與 PID 比較時間改善(%)	有無震盪突波產生
PID	4	5	9		有
Fuzzy-Pid	2.4	2.5	4.9	45.5	有
Pso-Pid	2.2	1.8	4	55.5	有
Manfis-Pso-Pid	2	1.9	3.9	56.7	無

Tab.5 俯仰角穩定響應時間

控制方法	上升穩定時間單位(秒)	變化穩定時間單位(秒)	耗費總時間	與 PID 比較時間改善(%)	有無震盪突波產生
PID	3.8	4.5	8.3		有
Fuzzy-Pid	2.5	3.6	6.1	26.5	有
Pso-Pid	2	1.9	3.9	53.0	有
Manfis-Pso-Pid	1.8	1.8	3.6	56.7	無

Tab.6 偏航角穩定響應時間

## 5.結論

本文以四旋翼飛行器為研究對象，在 Matlab 下建立六自由度非線性模型，提出自適應 PSO-MANFIS PID 控制器設計，可以得知自適應 PSO-MANFIS PID 的準確與可行性，而在 Matlab/Simulink 中，有便利的工具可以迅速調整模糊控制器的歸屬函數與參數，因而建立 MANFIS 與 PSO 控制系統，並利用 Simulink 的模塊，組成四旋翼飛行器模組與飛控系統，再輸出實驗波形驗證決策是否正確，完成項目如：

- (1)建立 PSO-PID 控制器，使 PID 能夠有自適應性，並結合於四軸飛行器中。
- (2)將 PSO 與 MANFIS 兩種控制方法取其優點互相結合，再運用於四旋翼飛行器中，可以知道這是可行的，以及能獲得良好的控制，並增加其穩定性。
- (3) 本文透過理論分析與模擬探討，不同的控制方式對輸出性能的影響，由模擬結果了解不同的控制方法對四旋翼飛行器的穩定度影響。
- (4)透過分析的結果，可得知 MANFIS-PSO-PID 與 PID 控制方式改善了系統穩定時間約 50%，並且對系統姿態突然改變能有較佳的穩定性。

#### 參考文獻:

- [1] Thang Nguyen Trong; Yang Sheng Xuan , "The quadrotor MAV system using PID control Minh Nguyen Duc", *International Conference Mechatronics and Automation (ICMA), IEEE*, Beijing, pp.506-510, 2-5 Aug. 2015.
- [2]Yueneng Yang, Ye Yan, "Attitude regulation for unmanned quadrotors using adaptive fuzzy gain-scheduling sliding mode control",*Aerospace Science and Technology*, Volumes 51 - 54 ,Apr.2016.
- [3] Neng-Sheng Pai, Wei-Cheng Li, Min-Hung Chou, Pi-Yun Chen, "Flight control for a quadrotor of attitude control based on android system and using optimal-tuning design",*Computers & Electrical Engineering*, Volume 41 - 50, Feb. 2016.
- [4]Salih, A.L, " Modelling and pid controller design for a quadrotor unmanned air vehicle", *International Conference Automation Quality and Testing Robotics (AQTR),IEEE*, Cluj-Napoca , Volume 1,pp. 1-5, 28-30 May 2010.
- [5]X. Li and L. Yang, "Design and Implementation of UAV Intelligent Aerial

Photography System", *International Conference Intelligent Human-Machine Systems and Cybernetics (IHMSC), IEEE*, Nanchang, Jiangxi, Volume 2, pp.200-203,26-27 Aug. 2012.

[6]Jing-Jing Xiong, En-Hui Zheng, ,"Optimal Kalman Filter for state estimation of a quadrotor UAV",*Optik - International Journal for Light and Electron Optics*, Volume 126, Issue 21 , pp. 2862-2868,Nov 2015.

[7]S.H. Jeong, S. Jung,"A quad-rotor system for driving and flying missions by tilting mechanism of rotors "*Mechatronics*, Volume 24, Issue 8, Pages 1178-1188,Dec 2014.

[8] A. Tayebi,S. McGilvray,"Attitude Stabilization of a VTOL Quadrotor Aircraft", *IEEE Transaction on control systems Technology*, Volume:14, Issue:3,pp.562-571, May 2006.

[9] Ming-Hao Hung, Li-Sun Shu, Shinn-Jang Ho, Shiow-Fen Hwang , "A Novel Intelligent Multiobjective Simulated Annealing Algorithm for Designing Robust PID Controllers", *IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics - Part A: Systems and Humans*, Volume 38, Issue 2, pp. 319-330, Mar 2008.

[10] Alireza ALFI, "PSO with Adaptive Mutation and Inertia Weight and Its Application in Parameter Estimation of Dynamic Systems", *Acta Automatica Sinica*, Volume 37, Issue 5, pp. 541–549. May 2011.

[11] Andreas Bortfeldt, "A hybrid algorithm for the capacitated vehicle routing problem with three-dimensional loading constraints", *Computers & Operations Research*, Volume 39, Issue 9, pp. 2248-2257 ,Sep 2012.

- [12] K. Prases, R. Dayal , "A New Intelligent Motion Planning for Mobile Robot Navigation using Multiple Adaptive Neuro-Fuzzy Inference System", *Mechanical Engineering*, Volume 8, Issue 5, pp. 2527-2535, Sep 2014.
- [13] A. Ghaffari, A. Khodayari, F. Alimardani, H. Sadat, "MANFIS Based Modeling and Prediction of the Driver-Vehicle Unit Behavior in Overtaking Scenarios", *Automotive Engineering*, Volume 3, Issue 2, pp.393-411, Oct 2013.
- [14] Qingji Gao , Fengfa Yue " Research of stability augmentation flight control algorithm for quadrotor unmanned air vehicles ", *World Congress Intelligent Control and Automation (WCICA) ,IEEE*, pp. 5197 – 5202, June 29 -July 4 2014.
- [15] P · Mckrrow, "Modelling the Draganflyer four-rotor helicopter", *International Conference Robotics and Automation , IEEE*, Volume 4, pp. 3596 - 3601 ,Apr 26 – May 1 2004.
- [16] Patricia Melin, Frumen Olivas, Oscar Castillo, Fevrier Valdez, Jose Soria, Mario Valdez, "Optimal design of fuzzy classification systems using PSO with dynamic parameter adaptation through fuzzy logic", *Expert Systems with Applications*, Volume 40, Issue 8, pp.3196–3206, June 2013
- [17] Yangguang Fu, Mingyue Ding, Chengping Zhou, "Phase Angle-Encoded and Quantum-Behaved Particle Swarm Optimization Applied to Three-Dimensional Route Planning for UAV", *IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics - Part A: Systems and Humans*, Volume 42, Issue 2, pp. 511 – 526, Feb 2012.

- [18] H. Bustince, J. Fernandez, H. Hagrais, F. Herrera, "Interval Type-2 Fuzzy Sets are Generalization of Interval-Valued Fuzzy Sets: Toward a Wider View on Their Relationship", *Fuzzy Systems*, Volume 23, Issue 5, pp. 1876 - 1882, Oct 2015
- [19] J.L. Meza, V. Santibanez, R. Soto, M.A. Llama, " Fuzzy Self-Tuning PID Semiglobal Regulator for Robot Manipulators ", *Industrial Electronics*, Volume 59, Issue 6, pp. 2709 - 2717, 2012
- [20] Le Hoang Sona, Nguyen Duy Linha, Hoang Viet Longb, "A lossless DEM compression for fast retrieval method using fuzzy clustering and MANFIS neural network", *Engineering Applications of Artificial Intelligence*, Volume 29, pp. 33-42, Mar 2012
- [21] Shinn-Ying Ho, Yunlin, Li-Sun Shu, "Optimizing fuzzy neural networks for tuning PID controllers using an orthogonal simulated annealing algorithm OSA", *Fuzzy Systems*, Volume 14, Issue 3, pp. 421 -434, June 2006

