



自 動 控 制

無人飛機自動駕駛控制系統 之硬體迴路模擬與設計(上)

助理教授 梁燕祝

助理教授 孫允平

提

要

- 一、無人飛機(Unmanned Aerial Vehicle, UAV)能夠透過載具內的自動駕駛系統(autopilot)，達到自主飛行控制與導航的功能，由於沒有人員安全與限制的考量，所以具備了體積小、重量輕、機動性高、製造成本低及操控時不受人類體能負荷限制等多項特性，在國防科技及民生用途上提供了相當多的幫助。
- 二、為了有效且安全地進行自動駕駛系統的設計，必須要採用硬體迴路模擬(hardware-in-the-loop simulations, HILS)技術以進行測試。
- 三、HILS基本概念是透過個人電腦PC的運算功能，去模擬受控體(plant)在真實世界中的運作行為，並且測試原型控制器是否可以在真實硬體，如致動器(actuator)與感測器(sensor)的存在下，能夠有效控制受控體，滿足設計規格。

壹、前言

具備機載自動駕駛的無人飛機足以勝任視距外的飛行任務，在民生、科學及軍事上都帶來許多應用，無疑地，自動駕駛系統成為發展無人飛機的關鍵技術。本文針對自動駕駛系統的滾轉角保持模式(bank angle hold mode)以及俯仰姿態保持模式(pitch attitude hold mode)，完成模糊邏輯控制器(fuzzy logic controller)



的設計，並以嵌入式系統 (embedded system) 實現為原型控制器 (prototype controller)。由原型控制器、伺服機、感測器與個人電腦所構成的硬體迴路模擬 (hardware- in-the-loop simulation, HILS) 平台適合作為 UAV 自動駕駛系統的測試，圖形化程式語言 LabVIEW 則被用來發展 HILS 實驗中執行即時控制工作的虛擬儀表 (virture instrument)。HILS 的實驗結果顯示，對於系統中存在未建模動態 (unmodelled dynamics) 及致動器飽和 (saturation) 的非線性行為時，模糊邏輯控制器具有相當優越的控制效果。

由於現今電腦運算的能力提昇，使得硬體迴路模擬技術可用來解決更多工程及科學上的問題 [1-2]。

關於硬體迴路模擬的應用有：文獻 [3] 運用 TMS320C40 DSP 晶片建立飛彈導引控制的硬體迴路實驗平台；文獻 [4] 以個人電腦模擬人造衛星發射載具 (satellite launcher vehicle) 的運動與姿態變化，搭配致動器與感測器，測試機載電腦的導航與姿態控制；文獻 [5] 以一部個人電腦模擬無人飛機的動態，將嵌入式即時控制器作為機載飛控電腦，完成 HILS 實驗；文獻 [6] 延伸了文獻 [5] 的工作，加入了伺服機平台，建構出更貼近實際 UAV 系統的 HILS 平台，完成即時控制實驗。

模糊邏輯理論為利用歸屬函數 (membership function) 將人們的經驗與不明確的語意式說法定量化，作為設計概念，模糊邏輯控制器對於高度複雜的非線性系統或是無法取得完整數學模式的系統，可以獲得很好的控制效果 [7-8]。文獻 [9] 以 MATLAB 來進行無人飛機的導航和姿態控制的電腦模擬，其模糊邏輯控制器的輸入變數為高度、風速，輸出變數為副翼角度；文獻 [10] 則是將模糊邏輯控制器應用在馬達的控制上。

本論文將根據無人飛機 MP2000 UAV 的縱向與橫向數學模型 [11]，進行 UAV 自動駕駛系統中滾轉角保持模式 (bank angle hold mode) 的模糊邏輯控制器設計，並在 HILS 實驗中，與比例控制器 (proportional controller) 進行比較。

貳、實驗設備

本論文實驗的軟體使用圖形化程式語言 LabVIEW 做為開發環境，硬體部分包含嵌入式即時控制系統、個人電

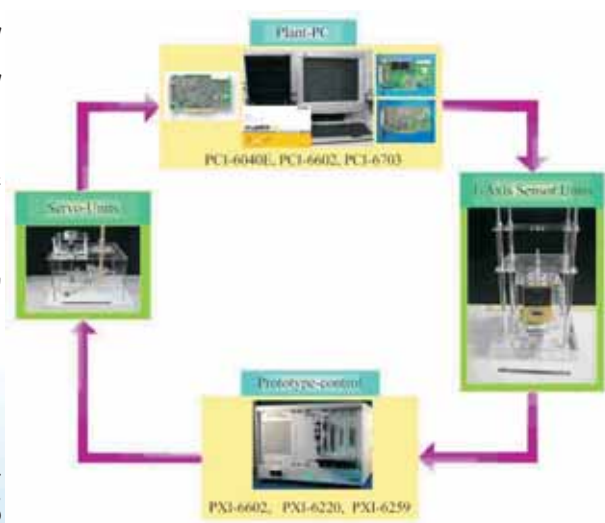


圖1 硬體迴路模擬實驗架構圖



腦、伺服機系統及單軸動感平台，如圖1。

一、嵌入式即時控制系統：UAV上的機載自動駕駛是採用美商國家儀器公司(National Instruments)生產的PXI (PCI eXtensions for Instrumentation, PXI) 即時控制系統，擔任姿態控制的任務，包含：

1. 控制模組NI PXI-8184 RT：一個獨立運作的電子控制單元，主要任務是接收來自受控體姿態變化的回授訊號，根據控制律進行運算。
2. 輸入模組NI PXI-6220：為一類比輸入介面卡，負責接收來自動感平台的類比感測訊號，供NI PXI-8184 RT進行控制律的運算。
3. 輸出模組NI PXI-6602：為一計數器(counter)，負責將經NI PXI-8184 RT運算所得到的控制翼面修正命令，轉換成脈衝寬度調變(pulse-width-modulation, PWM) 訊號，輸出至伺服機單元。

二、個人電腦：本文使用Pentium 4-3.0 GHz與SDRAM 1 GB之個人電腦來擔任虛擬(virtual)無人飛機的角色，並透過以下DAQ (data acquisition) 卡輸入及輸出訊號：

1. 輸入模組NI PCI-6040-E：為一多功能資料擷取卡，負責擷取來自伺服機單元的控制翼面角度的類比電壓訊號。
2. 輸出模組NI PCI-6602：為一計數器，將個人電腦根據UAV的數學模型所模擬出UAV的飛行姿態變化，轉換成PWM訊號，輸出給動感平台的數位伺服機，使其驅動動感平台，作出UAV的實際姿態變化。

三、伺服機單元：伺服機單元上配置無人飛機上的實際伺服機，可作出控制翼面修正角度的動作，而伺服機所轉動的角度量測，則使用日本Copal-Electronics公司生產的電位計，型號為J50S，如圖2。

四、單軸動感平台：姿態感測器置於動感平台內

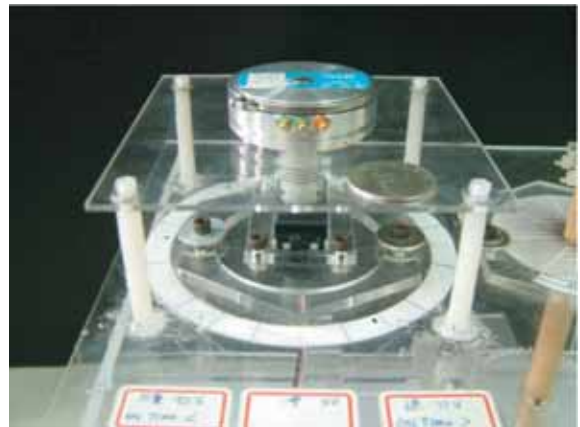


圖2 伺服機單元



圖3 單軸動感平台



，由PC送出的UAV姿態變化先轉換成PWM訊號至平台內的數位伺服機，使平台產生作動，表現出UAV姿態的變化，如圖3。所使用的數位伺服機，是以台灣雷虎科技所生產的DS-1015數位伺服機，而姿態感測器則是採用美國Crossbow Technology公司所生產的姿態及頭向參考儀(attitude & heading reference system, AHRS)，型號為AHRS400CD-200型，將動感平台的UAV姿態變化進行感測，以類比電壓的方式回授至即時控制器。

五、軟體開發環境：本論文是以圖形化程式語言LabVIEW作為HILS即時控制實驗的軟體開發環境，LabVIEW是以虛擬儀表(virtual instrument)及資料流(dataflow)的觀念建構圖形語言，對於使用者的學習與後續程式的維護帶來很大的方便，LabVIEW在硬體間的設定相當容易，而且也有多元的硬體支援與選擇，可以大幅縮短程式開發的時間[12]。

參、MP2000UAV之縱向與滾轉角數學模型

文獻[11]中，無人飛機MP2000UAV由升降舵 δ_e 至俯仰角 θ 的狀態空間數學模型為：

$$\begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{w} \\ \dot{q} \\ \dot{\theta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -6.113 & 0.7889 & 0 & 9.8 \\ 8.952 & -9.22 & 16 & 0 \\ 1.2746 & 1.29 & -1.3656 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ w \\ q \\ \theta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0.273 \\ 3.9191 \\ 1.699 \\ 0 \end{bmatrix} \delta_e \quad (1a)$$

其中的狀態變數包括線速度在體軸座標系X、Z軸的分量 u (m/sec)及 w (m/sec)、俯仰角速率 q (deg/sec)及俯仰角度 θ (deg)，而 δ_e (deg)為升降舵角度。無人飛機MP2000UAV由副翼 δ_a 至滾轉角 ϕ 的狀態空間數學模型為：

$$\begin{bmatrix} \dot{v} \\ \dot{p} \\ \dot{r} \\ \dot{\phi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -3.5438 & 4.7377 & 13.9144 & 9.8 \\ 0.04 & -7.8483 & 1.1216 & 0 \\ 0.0986 & 3.6481 & 0.1139 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} v \\ p \\ r \\ \phi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 8.2563 \\ 3.0991 \\ 0 \end{bmatrix} \delta_a \quad (1b)$$

其中的狀態變數包括線速度在體軸座標系統Y軸的分量 v (m/sec)、滾轉角速率 p (deg/sec)、偏航角速率 r (deg/s)及滾轉角度 ϕ (deg)，而 δ_a (deg)為副翼角度。

肆、控制器設計

一、俯仰角控制器設計：

本文之控制目標是使無人飛機從初始姿態修正至穩定平飛狀態，而在控制器設計方面分別以PID控制器與模糊邏輯控制器進行設計。



PID控制器：PID控制器的轉移函數為

$$K_{PD}(s) = K \left(1 + \frac{1}{sT_i} + sT_d \right) \quad (2)$$

$$= K_p + \frac{K_i}{s} + sK_d$$

以經典的Ziegler-Nichols第二經驗規則進行設計，設計的過程為：在受控體的閉迴路模型中，適當的增加比例增益值，直到受控體的輸出響應產生持續震盪行為，達到臨界震盪，此時的增益值為臨界增益 K_{cr} (critical gain)，而周期為臨界週期 P_{cr} (critical period)，將 K_{cr} 、 P_{cr} 帶入Ziegler-Nichols第二規則關係式中，如表1。所得到的PID參數為[13]：

$$K_p = 14.4, K_i = 20.57, K_d = 2.52 \quad (3)$$

表1 Ziegler-Nichols第二規則

模糊邏輯控制器設計：以俯仰姿態角變化誤差作為模糊控制器的輸入，並透過模糊邏輯法則的計算，輸出一對應的控制翼面角度。

Type of controller	K	T_i	T_d
PID	$0.6 K_{cr}$	$0.5 P_{cr}$	$0.125 P_{cr}$

俯仰角迴路模糊邏輯控制器之歸屬函數設計上，俯仰角誤差定義了7個檔位分別為NS、NM、NB、ZE、PS、PM、PB，其變數之範圍為 $-10^\circ \sim 10^\circ$ ，若誤差大於 $\pm 10^\circ$ 則以PB與NB最大歸屬度之值進行控制，升降舵角度的變化範圍則定義了7個檔位分別為NS、NM、NB、ZE、PS、PM、PB，其變數之範圍為 $-15^\circ \sim 15^\circ$ ，若升降舵角度大於 $\pm 15^\circ$ 則以PB與NB最大歸屬度之值進行控制，最後為建立模糊控制規則，輸入與輸出變數之歸屬函數設計如圖4、圖5所示，而模糊邏輯規則表如圖6。

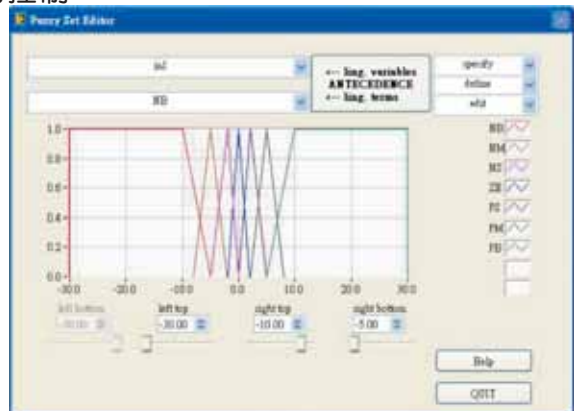


圖4 俯仰角誤差歸屬函數設計

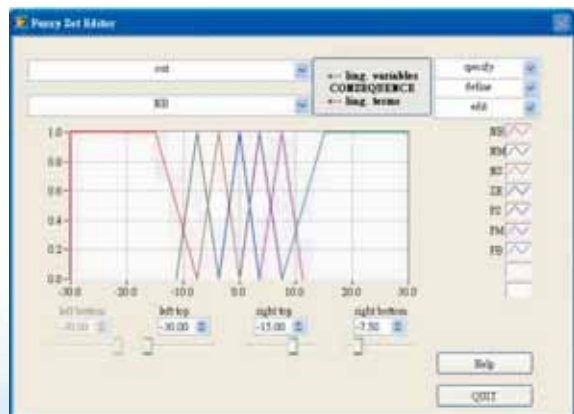


圖5 升降舵歸屬函數設計

所設計完成的PID控制器與模糊邏輯控制器在電腦模擬中的控制結果，如圖7、圖8。在暫態時，PID控制器約有 3° 之超越量，安定時間約



圖6 模糊邏輯規則圖

為3秒左右；而模糊邏輯控制器則無任何超越量，安定時間約為3秒左右，兩者皆無穩態誤差。模糊邏輯控制器具有非常良好之控制效果。另一方面從升降舵的變化來看，PID控制器將造成升降舵約有1.5秒的飽和(saturation)現象，然而模糊邏輯控制器卻只維持了0.4秒的飽和。飽和是一種動態系統中的非線性行為，停留在飽和狀態的時間越長，越容易導致受控系統的不穩定，所以模擬結果說明了在伺服機存在飽和的限制之下，模糊邏輯控制器仍然具有比PID控制器優越的控制效果。

二、滾轉角控制器設計：

另一控制目標是使無人飛機從平飛狀態達到自動駕駛系統所要求的滾轉角姿態。首先以步階輸入進行開迴路系統測試，其步階響應(step response)的結果如圖9，其中上升時間(rise time)為41.9秒，安定時間(settling time)為74.7秒，穩態值為 19.5° 。以下將以滾轉角(bank angle)做為回授，設計比例控制器(proportional controller)以及模糊邏輯控制器(fuzzy logic controller)。

比例控制器：採用根軌跡法(root locus technique)進行比例控制器的設

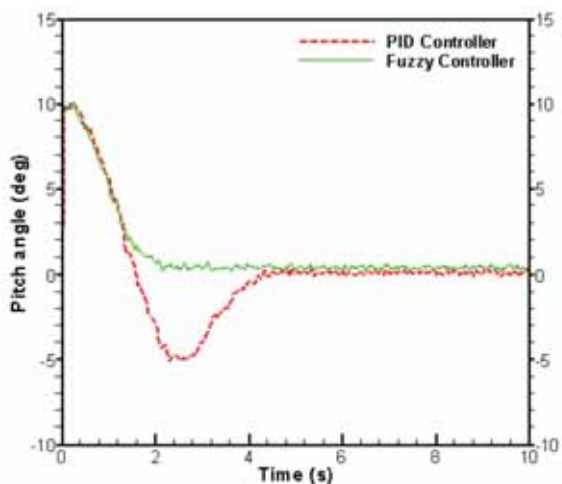


圖7 電腦模擬中PID與模糊邏輯控制器俯仰角比較圖

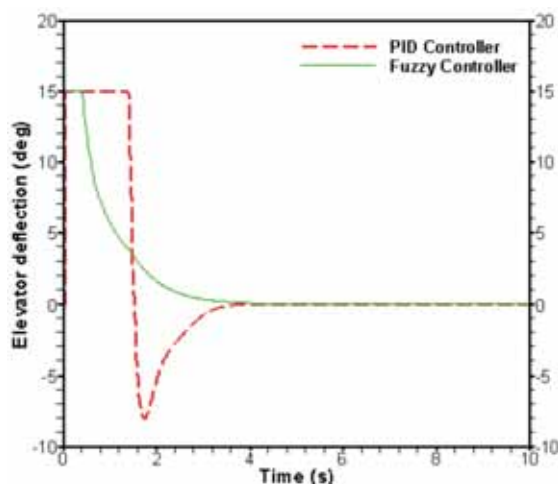


圖8 電腦模擬中PID與模糊邏輯控制器升降舵比較圖

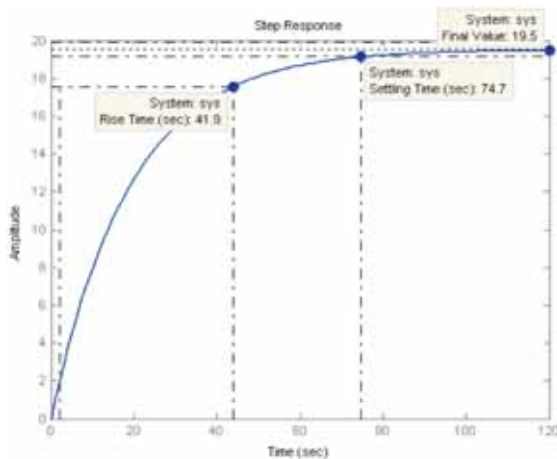


圖9 系統開迴路步階響應圖

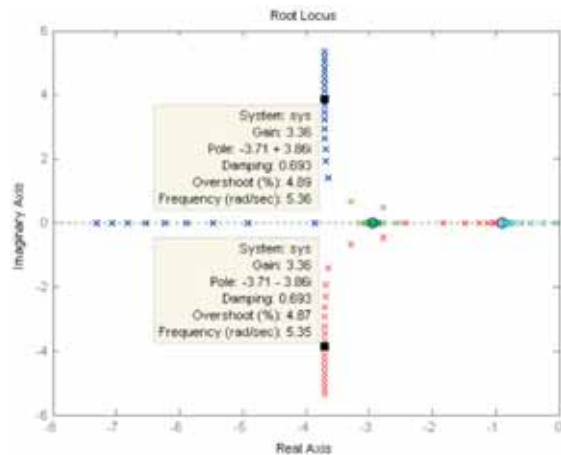


圖10 系統根軌跡圖

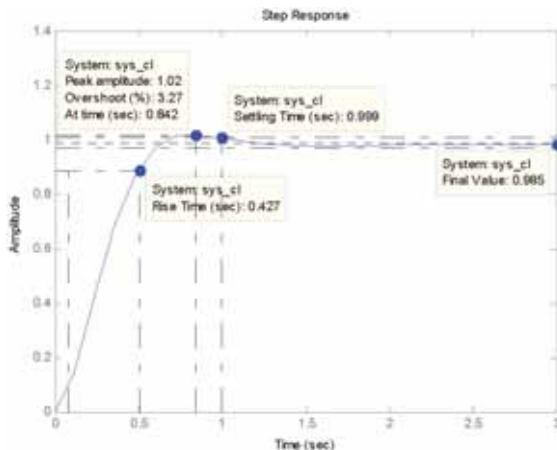


圖11 系統閉迴路步階響應圖

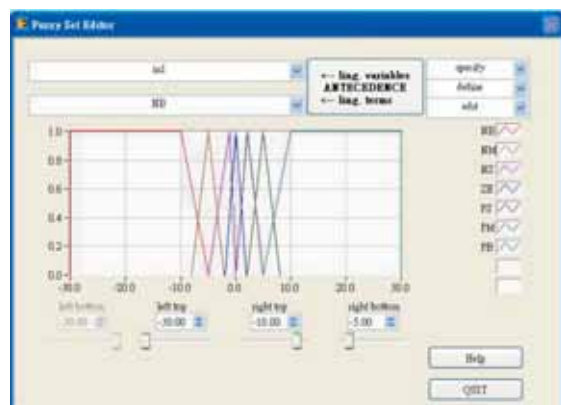


圖12 滾轉角誤差之歸屬函數

計，如圖10。所得到的比例增益值為

$$K = 3.3637 \quad (4)$$

使得閉迴路系統的阻尼比 (damping ratio) 為

$$\zeta = 0.693 \quad (5)$$

自然頻率 (natural frequency) 為

$$\omega_n = 5.36 \text{ (rad/s)} \quad (6)$$

其閉迴路步階響應的上升時間為0.427秒，峰值時間為0.842秒，安定時間為0.999秒，超越量為3.27%，穩態值為0.985°，穩態誤差值為0.015°，如圖11。

模糊邏輯控制器：以滾轉角變化誤差作為模糊控制器的輸入，並透過模糊邏輯法則的計算，輸出一對應的副翼 (aileron) 控制角度。

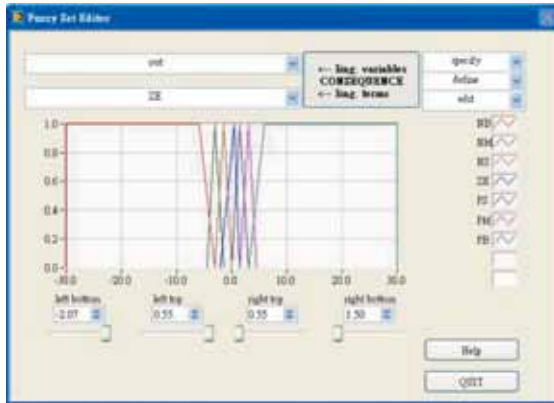


圖 13 副翼之歸屬函數



圖 14 模糊邏輯規則表

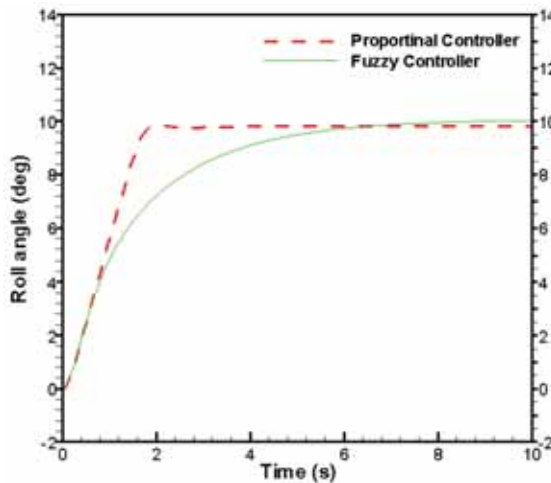


圖 15 電腦模擬中比例控制器與模糊邏輯控制器的滾轉角比較圖

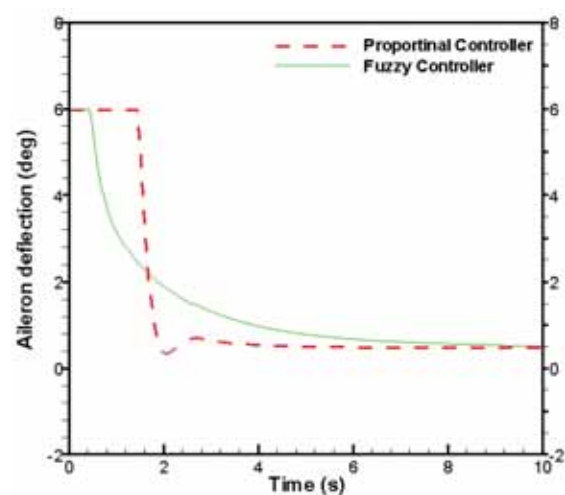


圖 16 電腦模擬中比例控制器與模糊邏輯控制器副翼的比較圖

對於歸屬函數設計，將滾轉角誤差定義了7個檔位分別為NS(負小)、NM(負中)、NB(負大)、ZE(零)、PS(正小)、PM(正中)、PB(正大)，若誤差大於 $\pm 10^\circ$ ，則以PB與NB最大歸屬度視之，如圖12。副翼角度的變化範圍則定義了7個檔位分別為NS、NM、NB、ZE、PS、PM、PB，若副翼角度大於 $\pm 6^\circ$ ，則同樣以PB與NB最大歸屬度視之，如圖13。最後建立輸入與輸出變數之模糊邏輯規則表，如圖14。

將設計完成的比例控制器與模糊邏輯控制器進行電腦模擬比較，並考慮到系統中所存在的副翼角度的限制，最大不超過 6° ，電腦模擬結果如圖15及16。由圖15，在暫態時，比例控制器約有 0.5° 的超越量，安定時間約為3秒左右



，而模糊邏輯控制器則無任何超越量，安定時間約為6秒左右；比例控制器約有 0.2° 的穩態誤差，而模糊邏輯控制器則完全沒有穩態誤差。由圖16，比例控制器造成副翼維持在最大角度狀態的時間約有1.5秒，而模糊邏輯控制器則只持續了約0.5秒。

(文轉下期)

作者簡介

助理教授 梁燕祝

學歷：國立成功大學航空太空工程研究所博士，現職：空軍官校航太空工程學系助理教授。

助理教授 孫允平

學歷：國立成功大學航空太空工程研究所博士，現職：正修科技大學機械工程學系助理教授。

國防部反貪專線暨檢舉信箱

國防部反貪專線：

* 電話：(02) 22306270

戈正平信箱：

* 地址：台北郵政90012附6號

* 電話：(02) 23117085

採購稽核小組：

* 地址：台北市汀洲路3段8號

* 電話：(02) 23676534

端木青信箱：

* 地址：台北郵政90012附5號

* 電話：(02) 23119706