

2 <http://www.cafa.edu.tw>



用程式；在前置面板中可依使用者需要，設計各種輸出及輸入的人機介面。

一、控制器程式：使用NI PXI-8184 RT控制模組所設計的程式架構，針對俯仰角迴路與滾轉角迴路，請參閱圖18，程式的說明為：

1. 輸入通道：將從置於單軸感測器內的AHRS感測器接收到的訊號傳送至PID或模糊邏輯控制器進行運算，使用DAQ Assistant設定NI PXI-6220接收來自感測器單元的類比電壓訊號。
2. Saturation限制：此功能在於限制控制翼面作動作角度，以副翼為例，限制在 $\pm 6^\circ$ 之內。
3. 輸出通道：將控制翼面修正角度轉換成PWM訊號的Duty Cycle，使用DAQmx輸出PWM訊號驅動伺服機平台上的伺服機。
4. 時間迴圈(time loop)：設定程式執行時間和即時控制系統所需的系統取樣時間。

二、受控體程式：受控體是無人飛機MP2000UAV的滾轉角，受控體的程式方塊圖與人機介面，請參閱圖19、圖20，程式的說明為：

1. 輸入通道：使用DAQ Assistant設定NI PCI-6040接收類比電壓訊號，負責接收來自伺服機單元之電位計所輸出的類比電壓訊號。

2. 輸出通道：將UAV姿態變化角度轉換成PWM訊號的Duty Cycle，使用

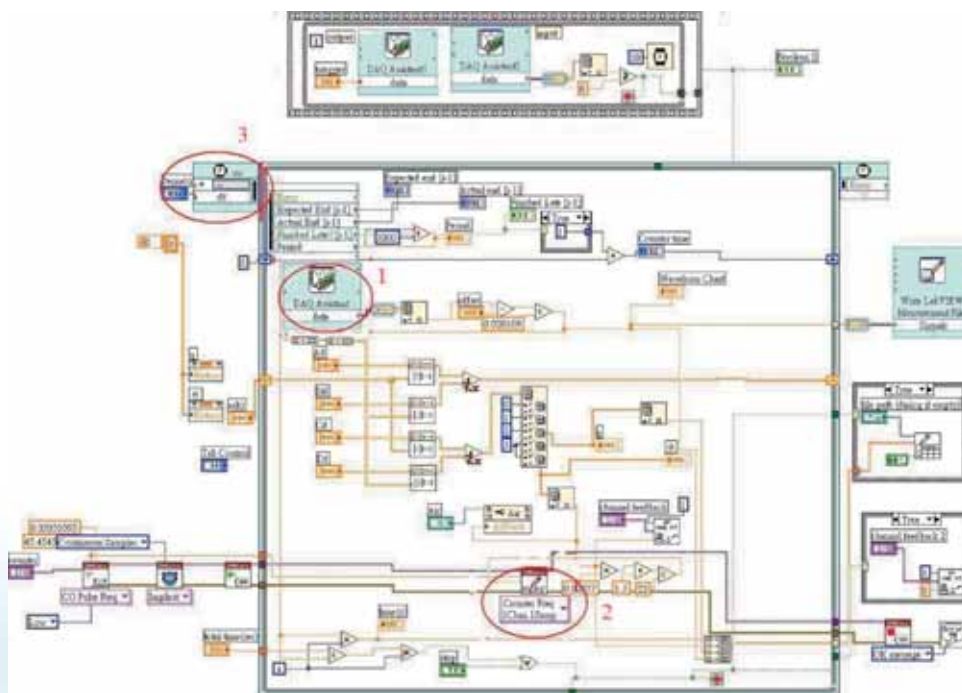


圖19 HILS實驗之受控體程式方塊圖



DAQmx輸出PWM訊號驅動感測器單元上的伺服機。

3. 時間迴圈：設定程式執行時間，此迴圈是依據控制器端所選擇的取樣時間進行取樣。

陸、HILS單軸平台實驗結果

對於實際系統中存在伺服機與姿態感測器的狀況，之前在第4節中根據Ziegler-Nichols第二法則所設計之比例增益值，需要在經過若干調整，方能得到較為理想的HILS實驗結果，在滾轉角部分所調整後的比例增益值K為：

$$K = 6.5 \quad (7)$$

在俯仰角部分所調整後的比例增益值K為：

$$K_p = -6, K_i = -5.825, K_d = -1.545 \quad (8)$$

然而模糊邏輯控制器則沒有再調整的需要。

一、俯仰角控制實驗結果：

HILS的實驗結果如圖21、圖22所示。PID控制器在俯仰角約有 5° 之超越量，且系統至5秒時方達到穩態，而模糊邏輯控制器在俯仰角方面完全無超越量，安定時間約為3秒，且無穩態誤差，與之前電腦模擬的結果十分接近。從升

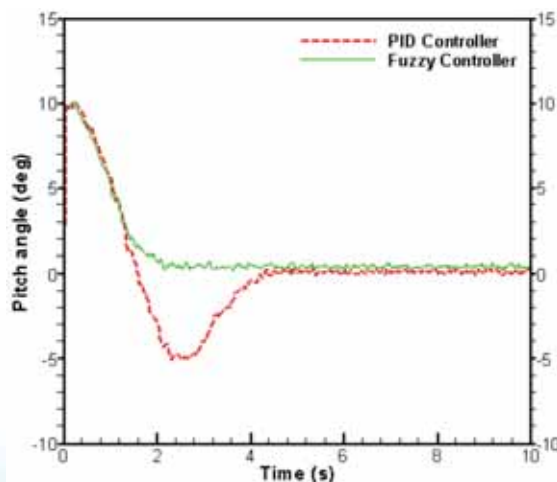


圖21 HILS實驗PID與模糊邏輯控制器俯仰角比較圖

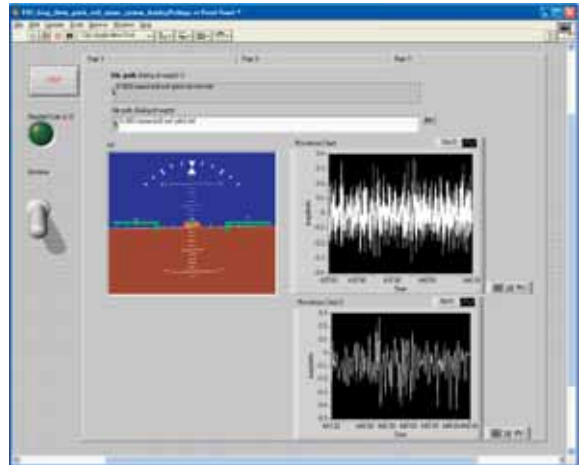


圖20 HILS實驗之受控體程式人機介面圖

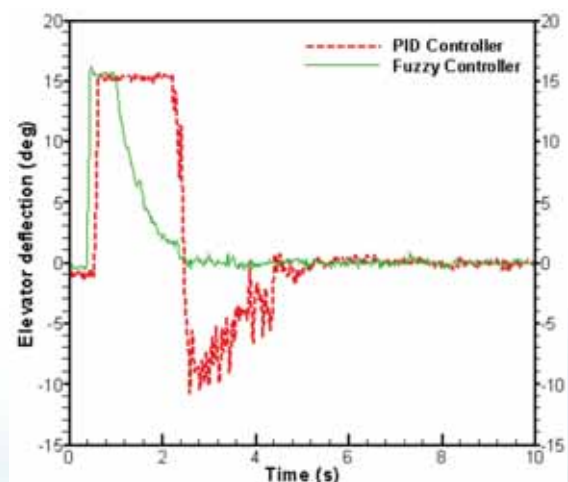


圖22 HILS實驗PID與模糊邏輯控制器升降舵比較圖

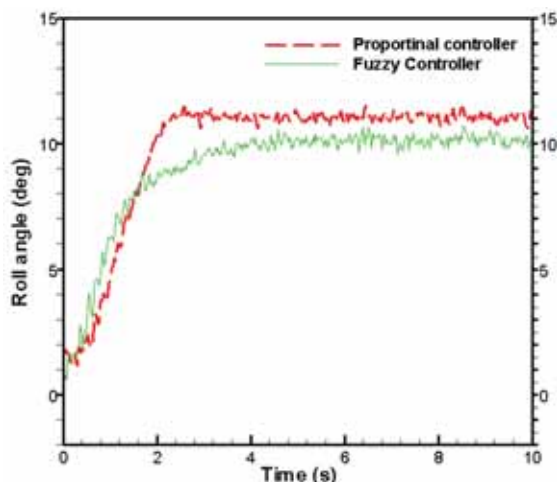


圖23 比例控制器與模糊邏輯控制器在HILS實驗的滾轉角比較圖

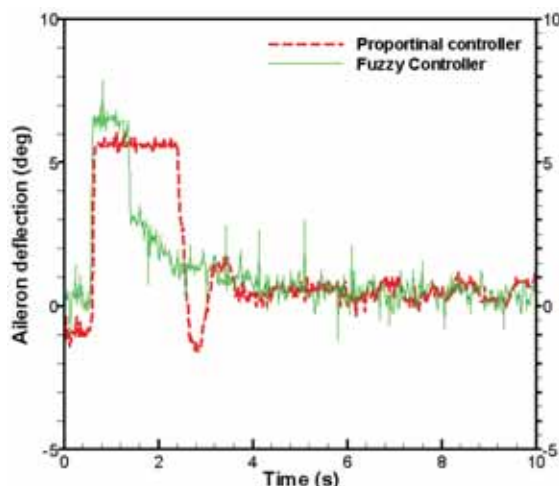


圖24 比例控制器與模糊邏輯控制器在HILS實驗的副翼比較圖

降舵的變化來看，PID控制器造成的飽和現象約有2秒，而模糊邏輯控制器的飽和現象卻只約有0.8秒。

HILS實驗結果顯示，當受控體存在未建模的動態(如真實伺服機與感測器)以及非線性行為(如控制翼面的飽和限制)時，模糊邏輯控制器仍能表現良好的控制效果。

二、滾轉角控制實驗結果

HILS的實驗結果如圖23、圖24所示。比例控制器在滾轉角的超越量增加為 1° ，且系統的安定時間也增加到約4秒方到達穩態，而模糊邏輯控制器在滾轉角方面仍然沒有超越量，安定時間約為6秒，無穩態誤差，與之前電腦模擬的結果十分接近。從副翼的角度變化來看，比例控制器所造成的飽和現象增加為2秒，而模糊邏輯控制器的飽和現象僅有0.6秒。

HILS實驗結果顯示，當受控體存在未建模的動態(如真實伺服機與感測器)以及非線性行為(如控制翼面的飽和限制)時，模糊邏輯控制器仍能表現出良好的控制效果。

柒、HILS三軸平台實驗結果

不同於上述單軸實驗平台之設計，在本節將三軸動感平台置入HILS中，姿態感測器置於動感平台內，由PC送出的UAV姿態變化先轉換成PWM訊號至動感平台內的數位伺服機，使平台產生作動，三軸動感平台分為外環(偏航角)、中環(滾轉角)、內環(俯仰角)，如圖25所示，依照尤拉角(Euler angle)的次序旋轉，表現出UAV姿態

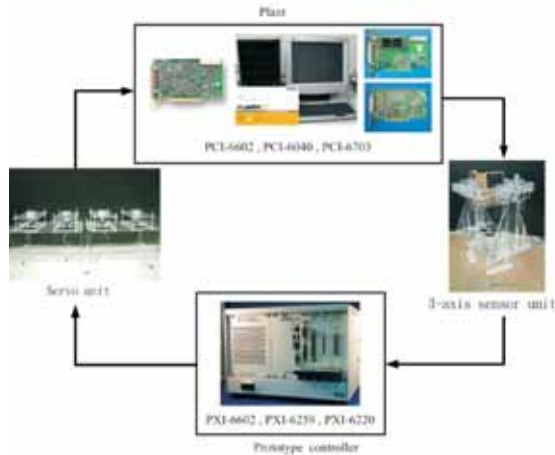


圖26 三軸平台硬體迴路模擬實驗架構圖

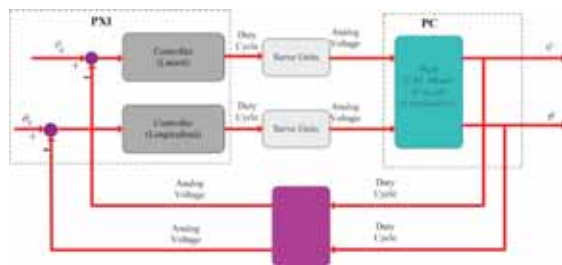


圖27 HILS實驗訊號流程圖

的變化。所使用的數位伺服機與姿態感測器與單軸實驗相同，目的是將動感平台的UAV姿態變化進行感測，以類比電壓的方式回授至即時控制系統。因此，圖1的硬體迴路模擬實驗架構圖會進階更換成如圖26所示。相關的控制器設計均與單軸平台的設計流程相同，除了三軸平台轉動的順序需要特別討論外，實驗進行均依據上述之標準化過程。

根據圖27的訊號流程圖，透過圖形化程式語言LabVIEW撰寫出HILS實驗中受控體的虛擬儀表程式，實驗結果分別表示在圖28至圖31，為模糊邏輯控制器在HILS實驗與電腦模擬之比較。關於俯仰角迴路，



圖25 三軸動感平台實體圖

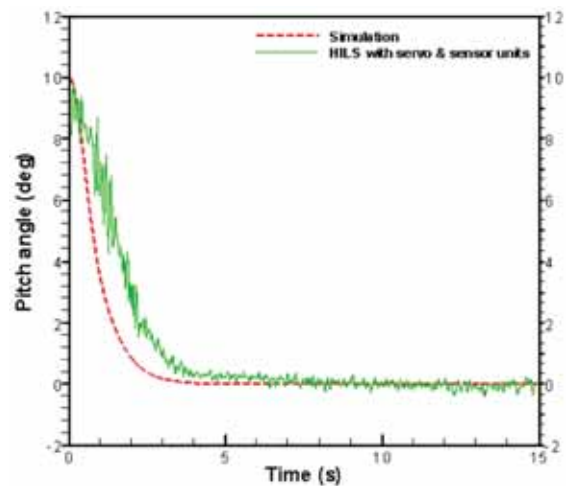


圖28 模糊邏輯控制器在電腦模擬與HILS實驗之俯仰角變化比較圖

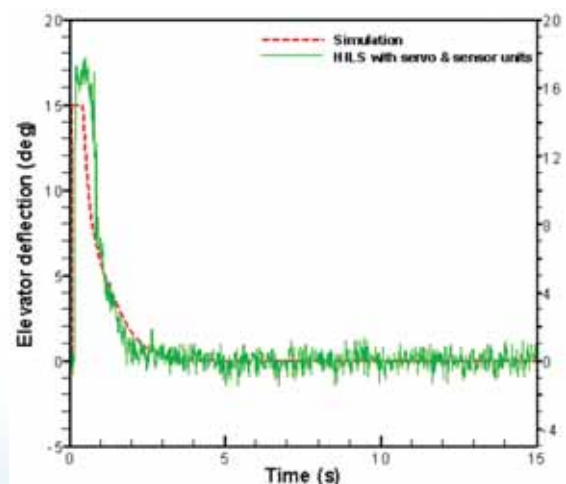


圖29 模糊邏輯控制器在電腦模擬與HILS實驗之升降舵變化比較圖

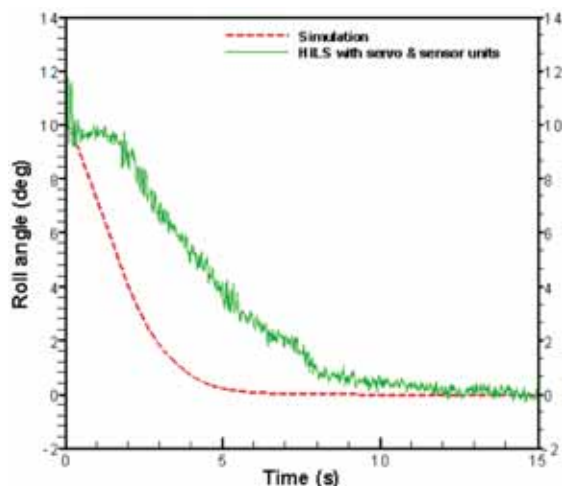


圖 30 模糊邏輯控制器在電腦模擬與 HILS實驗之滾轉角變化比較圖

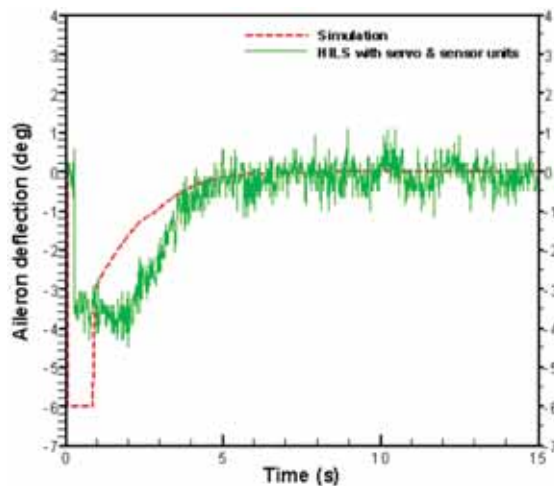


圖 31 模糊邏輯控制器在電腦模擬與 HILS實驗之副翼變化比較圖

在電腦模擬結果中俯仰角到達穩態 (steady state) 時的安定時間約為3秒，升降舵維持在飽和狀態下的時間約有0.6秒，而在HILS實驗中俯仰角的安定時間約為5秒，升降舵維持在飽和狀態下的時間僅微幅增加為1秒，然而無論是電腦模擬或HILS實驗的結果，在模糊邏輯控制器的控制下，俯仰角均無穩態誤差。關於滾轉角迴路，滾轉角在電腦模擬中的安定時間約為4秒，副翼約有1秒的飽和，而在HILS實驗中的安定時間約為9秒，副翼並沒有到達飽和，只是持續修正的時間略長，並且兩者皆無滾轉角的穩態誤差。我們要強調的是，在控制器的設計階段，受控體的數學模型中並未包含複雜的伺服機、感測器與動感平台的動態，以及控制翼面的飽和限制，所設計出的模糊邏輯控制器在沒有經過任何的調整下，仍然能夠在包含實際伺服機、感測器與動感平台的HILS實驗中得到理想的控制結果。

根據圖32為先旋轉內環(俯仰角)再旋轉中環(滾轉角)之AHRS輸出結果，吾人發現滾轉角與俯仰角間會有耦合現象，導致俯仰角角度在滾轉角開始旋轉時，受到影響而逐漸下降。圖33為先旋轉中環(滾轉角)再旋轉內環(俯仰角)之AHRS輸出結果，由圖中可以看出俯仰角與滾轉角之間幾乎不會彼此干擾，此點與圖32明顯的不同

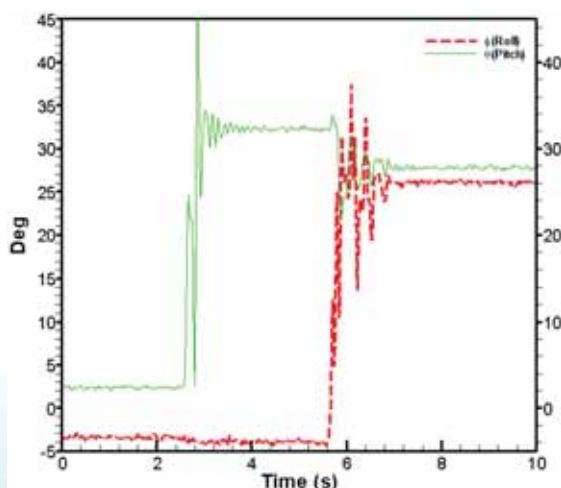


圖 32 先內環(俯仰角)再中環(滾轉角)旋轉之步階輸入測試



，雖然最後的結果，兩者是一致的。經過進一步了解三軸感測器的動感平台的機構設計，吾人發現只有在先外環(偏航角)、再中環(滾轉角)、最後內環(俯仰角)，依序變化才符合實際尤拉角旋轉定義，如果是先旋轉內環(俯仰角)，再旋轉中環(滾轉角)，那麼這次的旋轉並不是符合真正的尤拉角定義的旋轉，這是造成圖32中AHRS輸出的體軸俯仰角 θ 會受到滾轉角開始轉動時而連帶產生改變的原因。雖然 ϕ ，不同轉動順序所得到的最後結果是相同的，難道，這意味在MIMO HILS實驗中

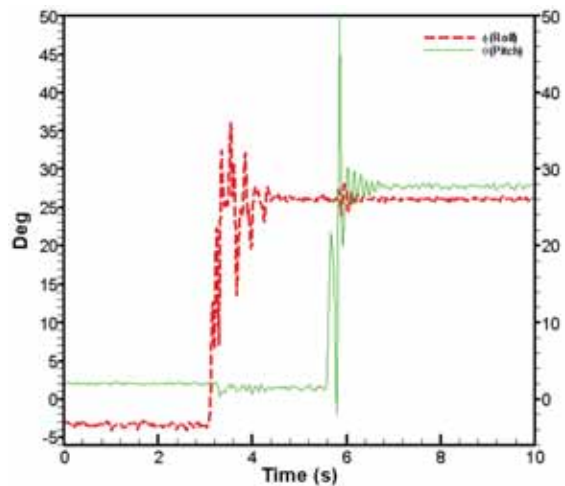


圖33 先中環(滾轉角)再內環(俯仰角)旋轉之步階輸入測試

三軸感測器的動感平台的旋轉次序並不重要嗎？到此做進一步的仔細分析，在HILS的閉迴路實驗中，每一個更新(取樣)間隔，回授控制的修正都是根據AHRS所輸出的體軸座標角度，由圖32中所表現出的俯仰角受到滾轉角動作的影響所產生的變化，這恐怕會影響到取樣間隔中回授控制的準確性，所以，吾人認為，在每一個更新(取樣)間隔 ΔT 中，應該先旋轉中環(滾轉角)然後再旋轉內環(俯仰角)，這不僅符合尤拉角旋轉的定義，而且避免了俯仰角與滾轉角之間產生偶合影響。

捌、結論

本論文以圖形化程式語言LabVIEW作為HILS實驗平台的軟體開發環境，運用LabVIEW內建fuzzy tool功能，實現模糊邏輯控制器的設計，並整合嵌入式即時控制系統、個人電腦、伺服機單元以及單軸動感平台，完成無人飛機自動駕駛系統俯仰角保持模式與滾轉角保持模式的HILS實驗，透過HILS實驗，比較模糊邏輯控制器與傳統的比例控制器的效能。單軸平台實驗結果顯示，當受控體系統中具有未建模動態以及致動器存在飽和限制的非線性行為時，模糊邏輯控制器的控制性能是相當令人滿意的。

在三軸平台設計方面，三軸感測器的動感平台的旋轉次序，先旋轉中環(滾轉角)再旋轉內環(俯仰角)之設計可看出俯仰角與滾轉角之間幾乎不會彼此干擾。關於俯仰角迴路，在電腦模擬結果中俯仰角到達穩態(steady state)時的安定時間約為3秒，升降舵維持在飽和狀態下的時間約有0.6秒，而在HILS實驗中俯仰角的安定時間約為5秒，升降舵維持在飽和狀態下的時間僅微幅增加為1秒，然而無論是電腦



模擬或HILS實驗的結果，在模糊邏輯控制器的控制下，俯仰角均無穩態誤差。關於滾轉角迴路，滾轉角在電腦模擬中的安定時間約為4秒，副翼約有1秒的飽和，而在HILS實驗中的安定時間約為9秒，副翼並沒有到達飽和，只是持續修正的時間略長，並且兩者皆無滾轉角的穩態誤差。我們要強調的是，在控制器的設計階段，受控體的數學模型中並未包含複雜的伺服機、感測器與動感平台的動態，以及控制翼面的飽和限制，所設計出的模糊邏輯控制器在沒有經過任何的調整下，仍然能夠在包含實際伺服機、感測器與動感平台的HILS實驗中得到理想的控制結果。

參考文獻

1. J. Ledin, Simulation Engineering, CMP Books, 2001.
2. D. Shetty, R. A. Kolk, Mechatronics System Design, PWS Publishing Company, 1997.
3. K. Cosic, I. Kopriva, T. Kostic, M. Samic, M. Volareic, "Design and implementation of a hardware-in-the-loop simulation for a semi-automatic guided missile system," Simulation Practice and Theory, Vol. 7, pp. 107-123, 1999.
4. D. S. Carrijo, A. P. Oliva, W. de Castro Leite Filho, "hardware-in-the-loop simulation development," International Journal of Modeling and Simulation, Vol. 22, No. 3, 2002.
5. Y.-P. Sun, L.-T. Wu, Y.-C. Liang, "System identification of unmanned air vehicle and autopilot verification via hardware-in-the-loop real-time simulation," International Forum on Systems and Mechatronics, Tainan, Taiwan, pp. 99-105, 2006.
6. Y.-P. Sun, C.-Y. Chu, and Y.-C. Liang, "Using virtual Instruments to develop an actuator-based hardware-in-the-loop rest-bed for autopilot of unmanned aerial vehicle," Proceedings Fourth International Symposium on Precision Mechanical Measurements, Vol. 7130, Part I, pp. 71301J-1-6, 2008.
7. G. J. Klir, T. A. Folger, Fuzzy Sets, Uncertainty, and Information, Prentice-Hall, 1992.
8. B. Kosko, Fuzzy Engineering, Prentice-Hall, 1997.
9. N. C. Tsourveloudis, M. Kontitsis, "A framework for fuzzy logic based UAV navigation and control," International conference on robotics & automation, 2004.
10. P. Guillemain, "Fuzzy logic applied to motor control," Industry Applications, Vol. 32, No. 1, pp. 51-56, 2006.
11. Y.-P. Sun, L.-T. Wu, Y.-C. Liang, "Stability derivatives estimation of unmanned aerial vehicle," Key Engineering Materials, Vol. 381-382, pp. 137-140, 2008.
12. G. W. Johnson, R. Jennings, LabVIEW Graphical Programming, McGraw-Hill, 2001.

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。