

微型四旋翼直升機之模擬、設計與控制

廖啟賓

龍華科技大學電子工程系
研究生

G1002321018@mail.lhu.edu.tw

李齊雄

龍華科技大學電子工程系
副教授

cslee@mail.lhu.edu.tw

蘇景暉

龍華科技大學電子工程系
教授

suhu@ms.lhu.edu.tw

摘要

本論文重點為微型四旋翼直升機之動態模擬、機構設計與數位控制。在動態模擬的部分採用 Matlab Simulink 建立動態模型來模擬四旋翼直升機上四個旋翼的轉速變化在重力影響下的飛行姿態(滾轉、俯仰以及偏航)與維持飛行高度。為了縮小自製硬體的大小，採用 Walkera QR Ladybird 直流有刷馬達與螺旋槳，以電路板作為機身，並利用 SolidWorks 設計馬達固定座與檢驗組裝結果。在運動控制的部分，採用多重感測器(加速計、陀螺儀、紅外線)以資料融合技術來估測微型四旋翼直升機的飛行姿態，以數位 PID 控制器來自動調整飛行姿態與飛行高度。此外為了方便偵錯與遠端控制，設計了可從電腦透過藍芽發送指令與接收資料的使用者介面。

關鍵詞：四旋翼直升機、無人飛行器、慣性量測單元、自動起降、懸停。

Abstract

This paper focus on the dynamic simulation, mechanical design and digital control of micro quadrotor helicopter. In part of dynamics simulation, use Matlab Simulink establish the dynamics model of the quadrotor to simulate the flying attitude(roll, pitch, yaw) and keep flying altitude on the four-rotor speeds of change of quadrotor under the influence of gravity. In order to reduce the size of the hardware design, made using Walkera QR Ladybird DC brush motors and propellers and using SolidWorks design motor mount assembly on the PCB board as a quadrotor body frame and test results. In the motion control section, using digital PID controller and multi-sensors(accelerometers, gyroscopes, infrared)with data fusion techniques to estimate the quadrotor attitude and altitude.

Furthermore, in order to facilitate debugging, remote control and receive flight data via Bluetooth, design a graphic interface which can send command from a laptop.

Keywords: Quadrotor, Unmanned Aerial Vehicle(UAV), Inertial Measurement Units (IMU), Autonomous take-off, Hovering.

1. 導論

近年來無人飛行器的發展已越來越流行，不論在軍事、民間及科學研究上都有越來越廣泛的應用與技術突破，如四旋翼直升機空中快速[1][2]、編隊飛行合作任務[3]、自主平衡倒單擺的運動能力[4]、以視覺捕捉系統於四旋翼直升機飛行路徑規劃[5]等，關鍵在於微機電系統和感測技術的快速進步，微控制器運算能力越來越強等，這使得更具輕巧型無人飛行器的設計變得可行。而不僅止於典型架構的四旋翼直升機，可變螺距(variable pitch)[6]形式是藉著改變葉片角度(pitch)影響空氣動力而追求定穩定飛行控制的研究；傾斜轉子(roll rotor)[7]形式的推進系統優點在於免除傳統需要傾斜機身才能移動方向，因此適用於航拍。越來越多樣化的四旋翼直升機以及控制理論被提出。

相較於傳統直升機(helicopter)，四旋翼直升機的機械結構較簡單因此維修容易，對稱的結構使得飛行更穩定、控制更靈活，因此一般適用於空中攝影、3D 飛行等，但使用電池動力其負載能力較差。四旋翼直升機採用四個馬達以對稱等距安置，並且能使用較小螺旋槳，藉著改變一個或多個轉子轉速來產生推力或升力而影響飛行姿態。

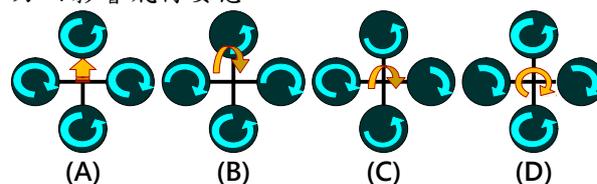


圖 1. 四旋翼直升機基本動態

如圖 1.展示四旋翼直升機的基本動態，分別為(A)升力-lift、(B)俯仰-pitch、(C)滾轉-roll 以及(D)偏航-yaw。在此定義了四個方向馬達分別是前、後、左、右，轉速以 Ω_1 、 Ω_2 、 Ω_3 、 Ω_4 個別表示。如圖 1.(A)，前、後馬達是逆轉，左、右馬達是正轉，此兩組方向恰好抵銷兩個方向的轉矩，能使直升機保持偏航角，理想上當四個轉速產生足夠大抵抗本身重量的升力時四旋翼直升機將會在空中保持靜止，或施加更大升力使四旋翼直升機垂直飛行。圖 1.(B)，當以相同幅度使 Ω_1 減速、 Ω_2 加速，此兩顆馬達產生前後不平衡的力矩將使直升機傾斜而往前飛行。圖 1.(C)同理當以相同幅度使 Ω_3 加速， Ω_4 減速而產生左右不平衡力矩將使直升機傾斜向右飛行。圖 1.(D)當同時使 Ω_1 、 Ω_2 加速， Ω_3 、 Ω_4 減速將會產生不平衡轉矩，使偏航角度改變。

開發一個四旋翼直升機最初的問題是飛行動作感知，因此通常採用慣性感測器估測物體的運動姿態，如加速計、陀螺儀、磁力計採用資料融合技術計算物體的位置、速度、旋轉與方向來控制姿態；以紅外線、超聲波或壓力感測器偵測物體離地面高度距離；或以攝影機捕捉物體影像進行影像處理獲得更精確的位置與高度控制。本論文以下章節包含 2.四旋翼直升機動態模擬 3.系統架構包含：軟體架構介紹四旋翼直升機功能分為遙控與自動控制；硬體與機構設計；軟體操作介面 4.系統控制提出飛行自動控制理論 5.實驗結果 6.結論 7.參考文獻。

2. 動態模擬

四旋翼直升機本身為不穩定的系統，為了驗證其飛行動態與測試數位 PID 控制理論，本文參考[8]之動態系統模型，並利用 Matlab Simulink 進行模擬，結果將呈現四旋翼直升機的位置、速度、加速度的變化，與自動化的姿態與高度控制。四旋翼直升機的移動主要依靠四個螺旋槳的轉速變化組合，如方程式(1)：

$$\begin{cases} U_1 = b(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \\ U_2 = lb(\Omega_3^2 - \Omega_4^2) \\ U_3 = lb(-\Omega_1^2 + \Omega_2^2) \\ U_4 = d(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 - \Omega_3^2 - \Omega_4^2) \\ \Omega = \Omega_1 + \Omega_2 - \Omega_3 - \Omega_4 \end{cases} \quad (1)$$

其中 U_1 為垂直升力， U_2 為滾轉轉矩， U_3 為俯仰轉矩， U_4 為偏航轉矩， Ω 為螺旋槳轉速組合， b 為推力係數， d 為阻力係數， l 為直升機中心到螺旋槳中心距離。

當四個馬達轉速相同並產生足以抵抗地心引力的垂直推力時，四旋翼直升機將在原地呈現靜止飛行，沿著 z 軸的加速度(\ddot{Z})可以使用公式(1)表示：

$$\ddot{Z} = -g + (\cos\theta\cos\phi)\frac{U_1}{m} \quad (1)$$

其中 g 是重力加速度， θ 是俯仰角， ϕ 是滾動角， m 是四旋翼直升機質量。

如圖 1.(B)俯仰姿態的角加速度($\ddot{\theta}$)可用公式(2)表示：

$$\ddot{\theta} = \frac{U_3}{I_{YY}} \quad (2)$$

並產生沿著 x 軸方向平移可用公式(3)表示：

$$\ddot{X} = (\sin\psi\sin\phi + \cos\psi\sin\theta\cos\phi)\frac{U_1}{m} \quad (3)$$

其中 I_{YY} 是圍繞 y 軸的轉動慣量、 \ddot{X} 是直線加速度、 ψ 是偏航角。圖 1.(C)與(B)同理，滾轉姿態的角加速度($\ddot{\phi}$)可用公式(4)表示：

$$\ddot{\phi} = \frac{U_2}{I_{XX}} \quad (4)$$

並產生沿著 y 軸方向平移可用公式(5)表示：

$$\ddot{Y} = (-\cos\psi\sin\phi + \sin\psi\sin\theta\cos\phi)\frac{U_1}{m} \quad (5)$$

其中 I_{XX} 是圍繞 x 軸的轉動慣量、 \ddot{Y} 是直線加速度。如圖 1.(D)，偏航角加速度($\ddot{\psi}$)可用公式(6)表示：

$$\ddot{\psi} = \frac{U_4}{I_{ZZ}} \quad (6)$$

為了驗證以上方程式，如圖 2.(A)為在 Matlab Simulink 上模擬四旋翼直升機自動姿態控制與高度控制之模擬系統架構圖，由 TASK 設定飛行高度與姿態角度，送入數位 PID Control 將與 Quadrotor Dynamics 進行動態模擬並比較並計算誤差所需修正的力或力矩，以 scope 波形顯示模擬飛行結果。

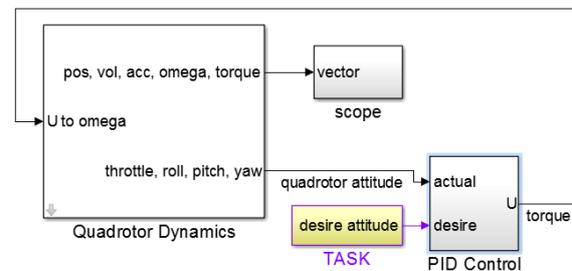


圖 2.(A) 於 MATLAB Simulink 之四旋翼直升機動態模擬系統架構

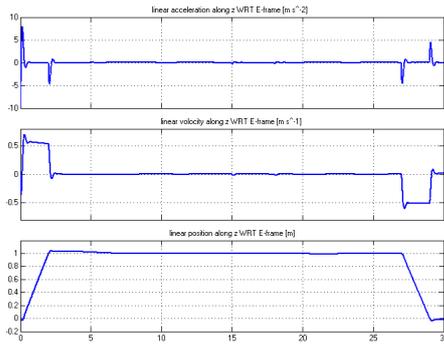


圖 2.(B) MATLAB Simulink 高度控制結果

如圖 2.(B)為模擬四旋翼直升機自動懸停時沿著 z 軸產生的加速度、速度與高度位置。

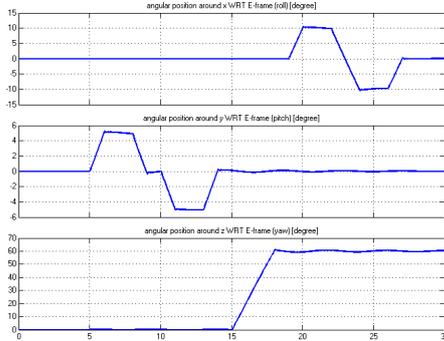


圖 2.(C) MATLAB Simulink 姿態控制結果

如圖 2.(C)所示，橫軸為時間，當四旋翼直升機定高於 1 公尺後於第五秒控制俯仰角 5 度，飛行一段距離後再控制俯仰角為-5 度做煞車動作。接著控制偏航角為 60 度，再控制滾轉角為 10 度的橫移動作，飛行一段距離再剎車停止。

如表 1. 為上述公式於 Matlab Simulink 動態模擬時所採用參考文獻[8]之部分參數，而在本論文實作中，四旋翼直升機硬體設計為較小尺寸，其重量與參數也不同，因此無進行模擬與實際飛行之比較。

表 1. 參考文獻之四旋翼直升機動態模擬參數

符號	數值
b	$5.24 \cdot 10^{-6} \text{ N s}^2$
d	$1.1 \cdot 10^6 \text{ N m s}^2$
l	0.24 m
g	9.81 m s^2
m	1 kg
I_{xx}	$8.1 \cdot 10^{-3} \text{ N m s}^2$
I_{yy}	$8.1 \cdot 10^{-3} \text{ N m s}^2$
I_{zz}	$14.2 \cdot 10^{-3} \text{ N m s}^2$

3. 系統架構

本章介紹設計一個微型四旋翼直升機自主飛行器所包含的軟體、硬體與機構設計，並在室內場地進行飛行性能驗證。介紹受限制的硬體功能、微型機構與電腦無線遙控介面。

3.1 硬體架構

此微型四旋翼直升機自主飛行器設計為適合在室內飛行，為了將體積縮小因此採用 QR Ladybird Quadrotor[9]空心杯馬達與螺旋槳，以 MOSFET - PMV31XN 設計馬達驅動電路。主控制器為 Microchip 數位訊號控制器馬達控制系列的 dsPIC33FJ128MC804 微控制器，以 PWM 訊號做馬達速度控制，其包含周邊接腳選擇(Peripheral Pin Select, PPS)能自由設定部分周邊功能如 UART 到指定的接腳，因此在 PCB layout 上能有更靈活的設計。計算飛行的姿態角度採用 InvenSense MPU-6050 六軸感測器其本身包含三軸加速規與三軸陀螺儀，使用權重濾波器[10]融合此兩顆感測器並得到最佳的角度估測值。並以紅外線發射器 SFH4545 與紅外線光感測器 TSL262R 偵測 z 軸感測四旋翼直升機離地面的高度距離。電源採用 3.7v 鋰電池供應馬達電源，並透過兩個穩壓 TPS73733 供應數位電源給微控制器與藍芽模組，TPS79333 供應類比電源給感測器。如圖 3.1 所示主控板包含了所有的硬體電路。Ground Station GUI 負責透過藍芽發送指令給主控板進行自動飛行或遠端遙控，並負責接收飛行數據進行分析與調整參數。

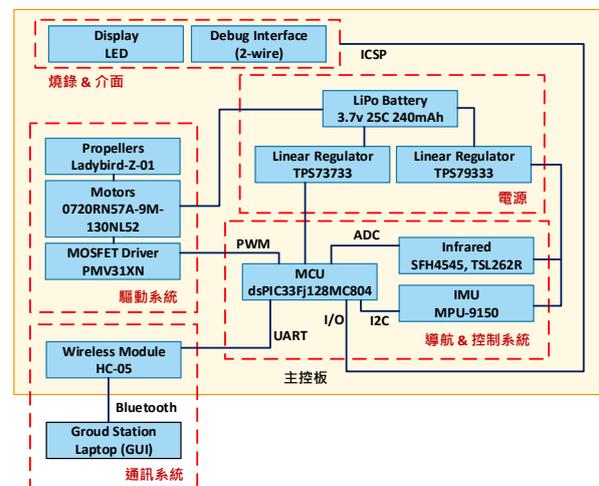


圖 3.1 四旋翼直升機硬體方塊圖

3.2 軟體架構

四旋翼直升機的自動控制軟體流程可用圖 3.2 表示。首先進行周邊功能與感測器初始化,接著陀螺儀以靜止的方式取 x,y,z 軸資料一段時間,再取平均進行零點校正;加速規必須在硬體設計完成後,先以+x,-x,+y,-y,+z,-z 共六個點朝地心引力方向靜止取一段時間資料再取平均將相反方向的軸加速度值進行相減獲得零加速度校正[11]。

相關周邊功能初始化完畢後將進入自動控制迴圈,控制頻率為 200Hz,即每 5ms 執行一次所有電池電壓偵測、IMU 計算姿態角度、紅外線偵測離地面高度的類比/數位訊號轉換、數位 PID 控制器控制姿態、PWM 輸出訊號至馬達與飛行資料傳送至電腦使用者介面。

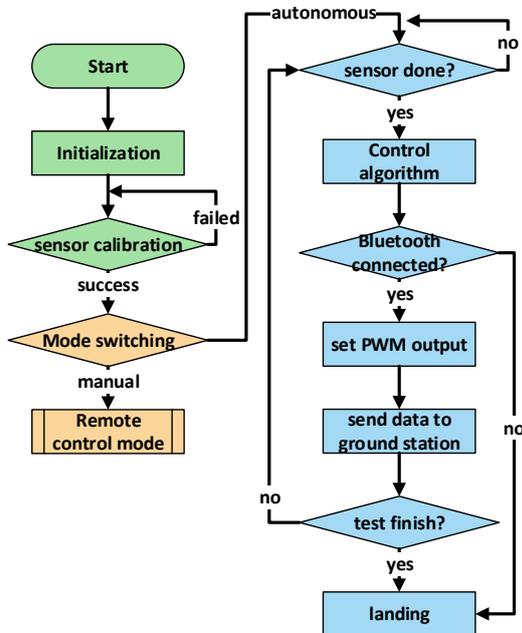


圖 3.2 軟體迴圈流程圖

如圖 3.2 所示,綠色方塊表示開機時經過一系列的初始化與校正,完成後由黃色方塊表示等待接收藍芽指令切換進入遙控模式或自動懸停模式。藍色方塊表示懸停模式的控制迴圈,一開始先確認感測器計算值是否正確,接著由演算法計算四旋翼直升機起飛與懸停時的 PWM 訊號;此時會偵測是否仍與 PC 藍芽連線,如斷線四旋翼直升機將自動降落,反之則設定 PWM 輸出給馬達,並發送飛行數據到電腦觀察,整個自動控制計算頻率為 200Hz,測試時間是 20 秒後四旋翼直升機將自動降落。控制理論將在下一章節做進一步介紹。

3.3 機構

為了將馬達組裝在電路板上,使用 SolidWorks 設計馬達固定座,並以三維快速成型機將機構製作出來,如圖 3.3 所示,機構中心部分鑿空是為了伸出馬達電源線、減輕重量與四旋翼直升機單軸控制實驗需要的固定軸。



圖 3.3 馬達固定座模擬與實際圖

3.4 操作介面

如圖 3.1 硬體架構中包含通訊系統是使用 MATLAB GUIDE(GUI development environment)[12]設計使用者介面,主要功能是透過藍芽發送指令給四旋翼直升機做一系列的飛行驗證,或以無線方式傳遞修改相關參數,或接收飛行數據,觀察姿態角度或電池狀態。使用者介面設計為圖 3.4 左,將收到的飛行數據將以 Matlab Graphics 繪圖(如圖 3.4 右顯示懸停時的姿態角)。

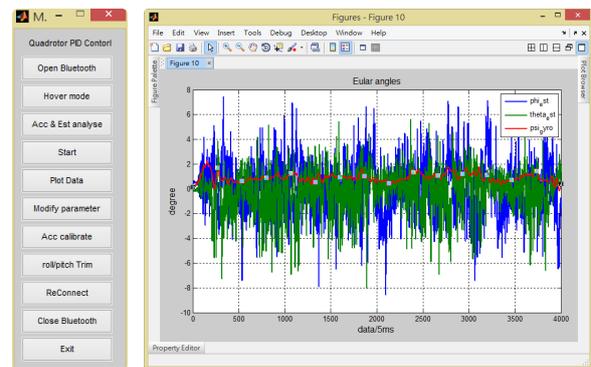


圖 3.4 四旋翼直升機操作介面

在此當四旋翼直升機完成開機與初始化校正後,使用者介面操作流程為:1."Open Bluetooth"與四旋翼直升機連線 2."Hover mode"進入自動懸停模式 3."Start"四旋翼直升機將啟動並執行一系列的自動起降、高度控制與懸停,並回傳飛行數據至使用者介面。飛行驗證結束後執行 4."Plot Data"將顯示接收到的飛行數據,以 MATLAB Graphics 繪圖分析飛行姿態數據。

操作介面功能由上到下包含：開啟藍芽通訊、進入懸停模式、分析濾波器資料、開始飛行、飛行數據繪圖、透過藍芽編輯參數、加速計校正、滾轉/俯仰姿態微調、重新連接藍芽、關閉藍芽通訊、離開使用者介面。

4 系統控制

使四旋翼直升機穩定姿態於空中飛行的自動控制理論將在本章做介紹，並且提出姿態控制、原點控制與高度控制。如圖 4.1 為完整的控制系統方塊圖，圖中紅色方塊表示本系統所使用的感測器，分別為慣性量測單元(IMU)與紅外線(INFRARED)。IMU 本身包含加速計與陀螺儀，加速計可獲得系統沿著 x,y,z 軸方向移動時的加速度，但同時也會受地心引力影響；陀螺儀本身輸出圍繞 x,y,z 軸的角速度(p,q,r)。使用權重濾波器融合此兩個具有互補特性的元件讀值將能估測四旋翼直升機飛行時的姿態角(ϕ, θ, ψ)。紅外線將經由類比/數位轉換輸出四旋翼直升機飛行離地時的高度(z)。黑色方塊為數位 PID 控制器[13]，個別用於計算維持四旋翼直升機飛行高度所需升力(U1)，穩定姿態與維持原地盤旋所需力矩(U2,U3,U4)。最終以 U 組合並轉換成四個 PWM 訊號送進馬達做轉速控制，如圖綠色方塊所示轉換。藍色方塊為 GUI 透過藍芽發送指令給四旋翼直升機進行自動飛行控制，或切換遙控模式控制飛行姿態。黃色方塊為起降控制器，將接收藍芽指令並切換自動起降命令給高度控制器做計算。

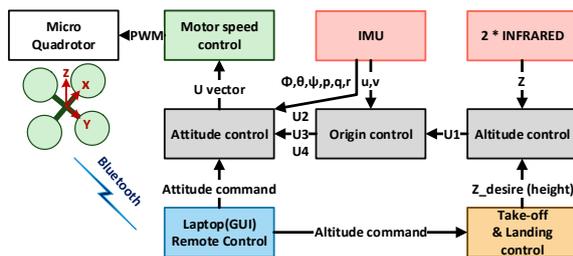


圖 4.1 四旋翼直升機控制系統方塊圖

姿態控制器如圖 4.2 控制方塊圖表示，包含數位 PID 控制器與 damper[14]。在數位 PID 控制器中，將實際角度估測值與希望控制角度值相減能得到誤差，將誤差與參數(Kp)相乘而獲得比例項；將誤差做積分並乘上參數(Ki)能得到積分項，必須以 sat 限制積分狀態的最大與最小極限；微分項直接取實際角度估測值做

計算再乘上參數(Kd)能避免因誤差項突然增大而導致系統脫離線性區。最後將三個項相加即得到 PID 控制器的輸出。為了穩定每個軸的角速率，最後再與陀螺儀角速率相減能得到輸出穩定姿態的力矩。

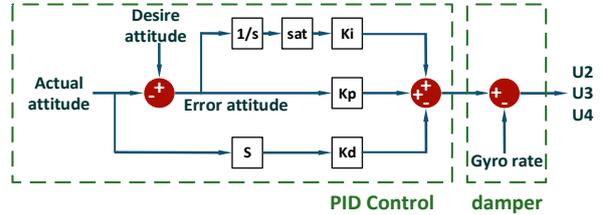


圖 4.2 姿態/原點控制方塊圖

為了使直升機起飛時能在原地盤旋，將使用 IMU 計算沿著 x 軸與 y 軸的直線速度，設計原點控制器收斂四旋翼直升機於起飛或盤旋時朝某一方向漂移的現象。其控制架構如圖 4.2 僅 PID 控制器。

高度控制器如圖 4.3 控制方塊圖表示，由紅外線偵測離地高度。其中 Gravity 項為四旋翼直升機起飛時首先必須抵抗本身的重量，在本系統中需要約 50% 的 PWM 訊號週期才能有足夠的升力使四旋翼直升機離開地面。但隨著鋰電池電壓下降此值必須調整。本系統採用電壓偵測並隨著壓降再往上調整至多約 10% 的 PWM 輸出訊號週期，最終結合高度控制器計算並輸出所需升力。

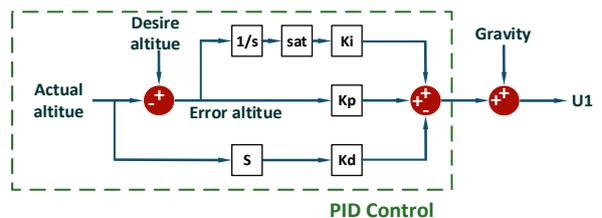


圖 4.3 高度控制方塊圖

5 實驗結果

如圖 5.1 為四旋翼直升機接收藍芽指令進入自動懸停模式後執行自動起降與懸停之高度命令與迴授圖。圖中藍色線是由圖 4.1 的起降控制器所計算出的自動懸停指令；綠色線代表紅外線偵測值。由於直接採用紅外線偵測離地的類比數位訊號轉換值，因此值越大表示控制高度越貼近地面，反之值越小表示控制高度越高。由圖中所示四旋翼直升機高度被控制在 200(約離地 60cm)左右懸停。如圖 5.2 為四旋翼

直升機懸停時的姿態角度，結果顯示俯仰角與滾轉角收斂在正負 10 度內。因起飛的影響偏航角被維持在 1 度左右。

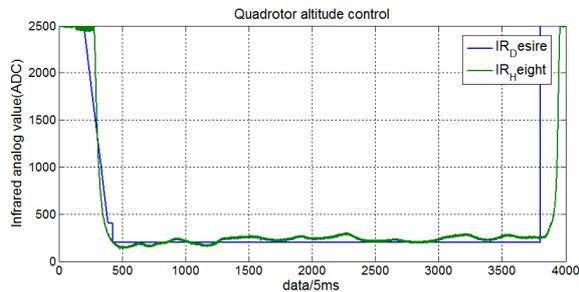


圖 5.1 四旋翼直升機高度控制命令與迴授

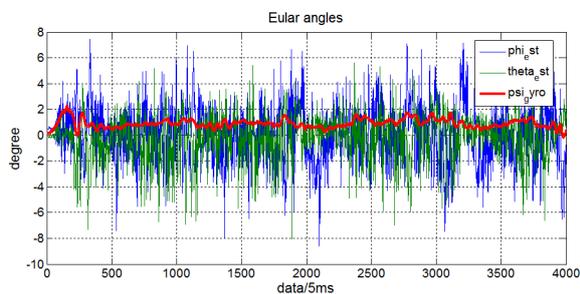


圖 5.2 四旋翼直升機懸停時姿態角度

6 結論

本論文中採用了系統動態模擬來驗證四旋翼直升機的飛行動態，在建模的設計上與實際平台的差異性，例如直升機尺寸、重量與其他空氣動力參數未能實際推導計算等，因而未能進行性能上的比較，未來將持續改善。實驗結果為了能讓紅外線朝地面發射時能接收較佳的反射量因此採用白色地板。將四旋翼直升機從中心垂釣，是為了在實驗階段時人員的安全以及當四旋翼直升機發生不受控制時可以避免硬體墜毀，如圖 6 所示。本研究成果皆能以數位 PID 控制器讓四旋翼直升機自動穩定飛行姿態與控制離地高度。懸停在空中的位置有機會飄移離開白色區域的地面，原因在於整體機身的重心影響或因為體積小，慣性感測器容易受到馬達震動產生雜訊而影響加速度計估測空中飛行的位置。未來期望能以影像處理方式控制飛行在空中的位置，並推導四旋翼直升機動態與馬達動態、分析空氣動力的影響皆能改善飛行的自動控制。

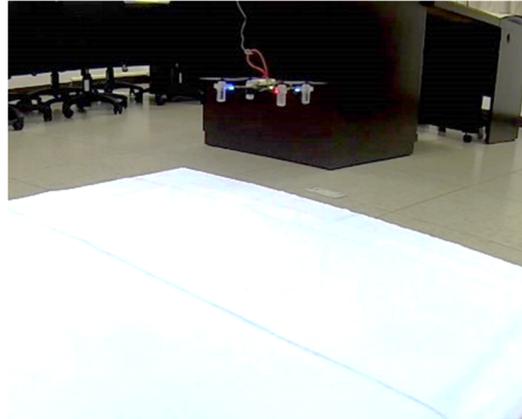


圖 6 四旋翼直升機自動懸停測試

參考文獻

- [1] Domino's Pizza tests drone that can deliver your orders, http://www.electronicproducts.com/Electromechanical_Components/Motors_and_Controller_s/Domino_39_s_Pizza_tests_drone_that_can_deliver_your_orders.aspx, July. 2013.
- [2] Your Amazon packages may soon arrive on your doorstep from a drone, http://www.electronicproducts.com/Electromechanical_Components/Motors_and_Controller_s/Your_Amazon_packages_may_soon_arrive_on_your_doorstep_from_a_drone.aspx?terms=pizza, Feb. 2014.
- [3] D. Mellinger, M. Shomin, N. Michael, and V. Kumar, "Cooperative Grasping and Transport using Multiple Quadrotors," International Symposium on Distributed Autonomous Robots. Nov. 2010.
- [4] TED, http://www.ted.com/talks/raffaello_d_andrea_the_astounding_athletic_power_of_quadcopters.html, Jun. 2013.
- [5] D. Mellinger and V. Kumar, "Minimum Snap Trajectory Generation and Control for Quadrotors," IEEE International Conference on Robotics and Automation, pp. 2520-2525, 2011.
- [6] B. Michini, J. Redding, N. K. Ure, M. Cutler and P. Jonathan, "Design and Flight Testing of an Autonomous Variable-Pitch Quadrotor," IEEE International Conference on Robotics and Automation, pp. 2978-2979, 2011.
- [7] M. Ryll, H. H. Bulthoff and P. R. Giordano, "Modeling and Control of a Quadrotor UAV with Tilting Propellers," IEEE International Conference on Robotics and Automation, pp.

- 4606-4613, May. 2012.
- [8] T. Bresciani, "Modelling, Identification and Control of a Quadrotor Helicopter," MD. Thesis, Lund University, Lund Sweden, 2008.
- [9] Walkera QR Ladybird, <http://www.walkera.com/en/index.php>, Mar. 2012.
- [10] A Guide To using IMU (Accelerometer and Gyroscope Devices) in Embedded Applications, <http://www.starlino.com/>, May. 2012.
- [11] Accelerometer Calibration, <http://chionophilous.wordpress.com/>, Jun. 2013.
- [12] MATLAB GUIDE, <http://www.mathworks.com/discovery/matlab-gui.html>, Aug. 2012.
- [13] T. Wescott, "PID without a PhD," <http://www.embedded.com>, Feb. 2013.
- [14] K. J. Yoon and N. S. Goo, "Development of a Small Autonomous Flying Robot with Four-Rotor System," International Conference on Advanced Robotics.(ICAR2011), pp. 150-154, Jun. 2011.
- [15] S. Bouabdallah and R. Siegwart, "Full Control of a Quadrotor," International Conference on Intelligent Robots and Systems.(IEEE/RSJ), pp. 153-158, Nov. 2007.
- [16] T. Zhang, Y. Kang, M. Achtelik, K. Kiihnlentz and M. Buss, "Autonomous Hovering of a Vision/IMU Guided Quadrotor," IEEE International Conference on Mechatronics and Automation, pp. 2870-2875, Aug. 2009.
- [17] J. Jun, Q. Juntong, S. Dalei and H. Jianda, "Control Platform Design and Experiment of A Quadrotor," 32nd Chinese Control Conference (CCC), pp. 2974-2979, Jul. 2013.
- [18] N. Gageik, J. Rothe and S. Montenegro, "Data Fusion Principles For Height Control and Autonomous Landing of a Quadrocopter," Sep. 2012.
- [19] K. U. Lee, H. S. Kim, J. B. Park and Y. H. Choi, "Hovering Control of a Quadrotor," 12th International Conference on Control, Automation and Systems, Oct. 2012.