

應用於遙測系統之四旋翼無人載具設計研發

Design and Development of Shrouded Quadrotor and Application in Remote Sensing

賴維祥、譚俊豪、劉榮唐、藍皓昕、林俊杰、莊維德

Wei-Hsiang Lai, Jiun-Hau Tarn, Rong-Tarn Liu, Zao-Sin Lan, Chiun-Chie Lin, Wei-Te Chuang

近年來，地球上自然災害頻傳，不管是地震、颱風、土石流、水患等問題，災害發生時第一現場的災情掌握，將影響救難人員能否進入第一現場，所以災情現況的即時掌握是一項重要的課題。在多次的救災行動情境當中，證明無人飛機的使用是一項有效的方法，常較衛星影像及載人飛機更能有效掌握災情現況。然而，目前多數的多旋翼無人飛行載具大多抗風能力較差，導致雨天時無法使用此載具進行偵蒐行動。本研究將介紹一種針對遙測系統具護罩式的四旋翼機無人飛行載具其開發設計與製作方式，並藉由抗風測試及模擬的降雨測試等方式，探討四旋翼飛機在抗風雨能力，驗證此開發的無人飛行載具在 5 級風及小雨情況也可執行任務。使未來對災害防治、監測、海洋或森林資料的收集探測與保護，以及監控多種災害現場能現場及廣播等工作，更能獲得即時回報及防救災效能的提升。

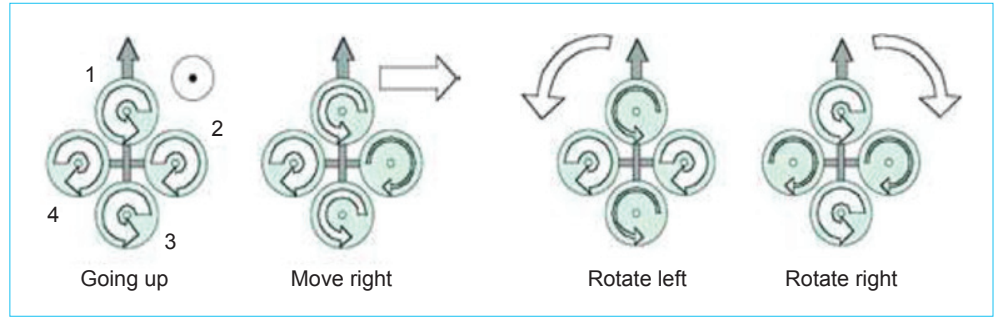
The news of disasters were reported frequently, including earth quake, typhoon, flooding, etc. The local situation at the disasters is the most important information to be known by the rescue personnel. It is proved as an effective method even better than satellite and manned aircraft to utilize unmanned vehicle to transfer images from the disaster area to collect more information before and during the action of salvage. However, most unmanned vehicle of multi-axis rotors can't sustain strong wind and raining weathers, which will be limited in its utilization during the investigation. This research is aimed to develop a shrouded quadrotor which may be used in a certain circumstance of wind and rain by proving its performance from the designed 5-grade wind and rain condition. This can be used in the future disaster prevention, monitoring, ocean/forest data collection and protection, and reconnaissance/broadcast from many disaster areas, and enhance the performance of rescuing action.

一、前言

近年來，因地球暖化或太陽黑子活動加劇等因素，國際間自然災害頻傳，不管是地震、颱風、土石流、水患等問題，災害發生第一現場的災情掌握

是一項重要課題，常影響救難人員能否進入第一現場執行救災行動。在多次的救災行動情境當中，證明無人飛機的使用是一個有效的方法，常較衛星影像及載人飛機更能有效掌握災情現況。然而，定翼式的無人飛機受限於起降場的因素較大，垂直起降

圖 1. 四個旋翼的轉動與載具運動方式之間的關係。



的直昇機該是較符合惡劣災害現場的地理情況，但無人直升機常因飛行時間有限，及操控難度較高等因素，使用仍有限；近來多軸旋翼的無人飛機漸受重視，但目前多數的多旋翼無人飛行載具抗風能力較差，導致在風雨天時無法使用此載具進行偵蒐行動。

過去在航空器的發展中，多以載人操作為設計需求，在載具的設計及應用上，須考量到駕駛員本身的身心狀態，因此不論是飛行的動作極限、飛行的時間、或是飛行任務的重複性、危險性，都受到一定程度的限制。然而，在 20 世紀中期各國便致力於發展利用電腦遙測的飛行載具，也就是現今所謂的無人飛機，這也使得無人飛行載具成為目前全球科技發展中迅速崛起中的一項科技產業。

原始的無人飛機只具備簡單的遙控飛行功能，因此被拿來當作遙控炸彈使用，而隨著電腦技術的進步，無人飛機開始加入單晶片甚至是微電腦作為資料運算，強化了感應器的精度，增加了資訊鏈的

傳輸，使得無人飛機從簡單的遙控飛行躍升為具備自主飛行能力的飛機，不僅在飛行能力上有所進步，在飛行的距離上也大幅度的提升，整體的任務範圍可說是沒有地理上限制，也讓無人飛機在應用上得到了大解放。這些電腦技術上的進步，讓無人飛機的形式有更多變的發展，舉凡定翼機、旋翼機、飛行船、四旋翼機，甚至是多旋翼機都有眾多的產品問世。

本研究將介紹一種針對遙測系統具護罩式的四旋翼機無人飛行載具之開發設計與製作方式，並探討四旋翼飛機在抗風雨能力，期望無人飛行載具在雨天中也可執行任務。使未來對災害防法、監測、海洋或森林資料的收集探測與保護，以及監控多種災害現場能現場及廣播等工作，更能獲得即時回報及防救災效能的提升。

二、載具設計

四旋翼機顧名思義是由四個旋翼所組成，在實際的使用中是利用無刷馬達帶動一螺旋槳轉動，而螺旋槳在轉動的同時，會對系統本身產生一個反方向的旋轉力矩，因此旋翼機都需要有特定的方式來平衡該旋轉力矩，四旋翼機便是利用四個旋翼，兩個正轉，兩個反轉來平衡。在利用四個旋翼平衡的同時，也可透過控制各個馬達的轉速，產生不同的旋轉力矩及斥力，進一步的達到姿態控制，如圖 1 所示。

在了解各個螺旋槳的轉動關係後，便可建立一動態模型進行分析。分析方式係針對四個旋翼產生的力與力矩進行體作標與對地作標的座標轉換，求得各個力與力矩對於姿態之間的對應關係，如圖 2 所示。

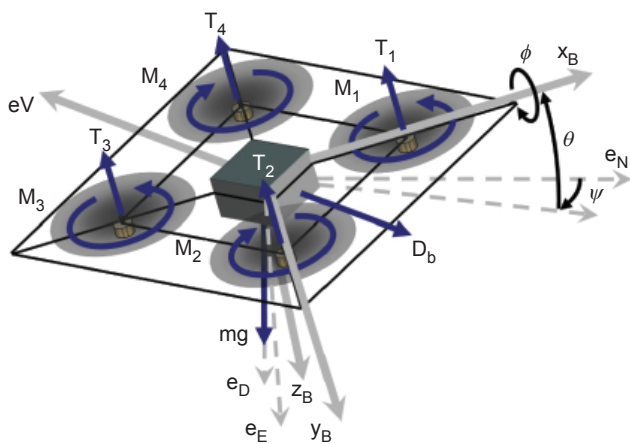


圖 2. 定義載具各項參數值以計算作標轉換。

$$\begin{cases} F_x = -mg \sin \theta + X = m(\dot{u} + q\omega - rv) \\ F_y = mg \cos \theta \cos \phi + Y = m(\dot{v} + ru - p\omega) \\ F_z = mg \cos \theta \sin \phi + Z = m(\dot{w} + pv - qu) \end{cases} \quad (1)$$

$$\begin{cases} M_x = L = I_{xx}\dot{p} + (I_{zz} - I_{yy})qr \\ M_y = M = I_{yy}\dot{q} + (I_{xx} - I_{zz})rp \\ M_z = N = I_{zz}\dot{r} + (I_{yy} - I_{xx})pq \end{cases} \quad (2)$$

再將四個螺旋槳產生的推力，與方程式作比對，可得到載具運動的六個自由度與馬達出力之間的關係，如公式 (3) 所示。

$$\begin{cases} m\dot{u} = -m(g \sin \theta - q\omega + rv) - \sum_{i=1}^4 H_{ui} \\ \quad - \frac{1}{2} C_u A_u \rho u |u| \\ m\dot{v} = m(g \cos \theta \sin \phi - ru + p\omega) - \sum_{i=1}^4 H_{vi} \\ \quad - \frac{1}{2} C_v A_v \rho v |v| \\ m\dot{w} = m(g \cos \theta \cos \phi - pv + qu) - \sum_{i=1}^4 T_i \\ \quad - \frac{1}{2} C_w A_w \rho w |\omega| \\ I_{xx}\dot{p} = (I_{yy} - I_{zz})qr + J_r q \Omega_r + l(-T_2 + T_4) \\ \quad - h \left(\sum_{i=1}^4 H_{vi} \right) + (-1)^i \sum_{i=1}^4 M_{R_{ui}} \\ I_{yy}\dot{q} = (I_{zz} - I_{xx})rp + J_r p \Omega_r + l(T_1 - T_3) \\ \quad - h \left(\sum_{i=1}^4 H_{ui} \right) + (-1)^i \sum_{i=1}^4 M_{R_{vi}} \\ I_{zz}\dot{r} = (I_{xx} - I_{yy})pq + J_r \dot{\Omega}_r + (-1)^i \sum_{i=1}^4 M_{Q_i} \\ \quad + l(H_{u_2} - H_{u_4}) + l(H_{v_1} - H_{v_3}) \end{cases} \quad (3)$$

由上述關係可看出，在固定馬達及螺旋槳的情況下，載具運動的模式與螺旋槳間的相對位置、載具重量以及馬達出力大小有關，因此我們可以在分析過程中，不斷的調整尺寸參數，檢視該載具所呈現的飛行特性以及控制的結果，並回頭重新設計或進行細部的設計。

三、載具製作

由於本四旋翼載具需應用於戶外長時間的飛行，因此載具須具備能夠抗風抗雨的能力，所以在

外型設計上，須考量載具本身需具備抗風雨的能力，因此設計了外罩保護載具所攜帶的電子設備(控制晶片、資料傳輸模組、影像傳輸模組、CCD 鏡頭、電子變速器、電池等)，並且壓縮這些設備擺放的空間，如圖 3 所示。

在製作上，針對模具的加工法以及複合材料製作工法進行了研究，利用手積層塗佈法 (Hand lay-up placement technique) 以及壓模成形法作為載具的製作方式。首先利用 CAD 建立載具之立體外型，並針對各個部件繪製模具並加工，如圖 4 所示。

材料方面則有複合材料及 ABS 材料可供選擇，在經過應力測試及重量檢視後，選擇重量輕、強度適中的玻璃纖維做為製作材料，如圖 5 所示。以玻璃纖維搭配模具加工法製作後成品如圖 6 所示。

四、自動駕駛設計

1. 姿態與航向基準系統演算

在飛航系統中，首先最重要的就是取得尤拉角，也就是慣性座標與載具座標之間的關係，而慣性座標與載具座標之間的轉換即是由尤拉角組成的旋轉矩陣，然而，由於在飛行過程中陀螺儀所取得的角速度受到外在環境的干擾，無法直接透過積分

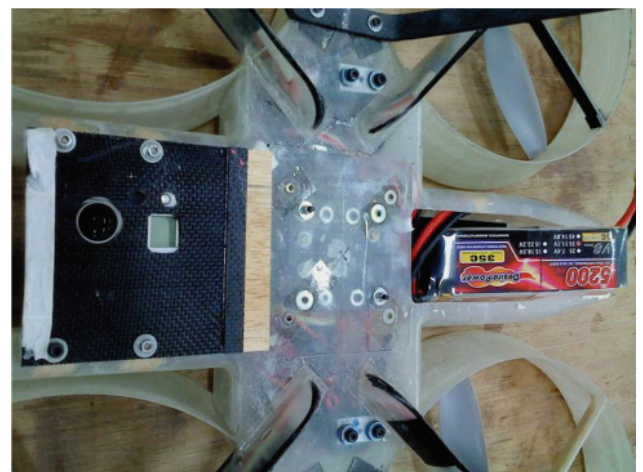


圖3. 在有限的機身空間需放入控制晶片、資料、影像傳輸模組、CCD 鏡頭、電子變速器、電池等許多配件。

圖 4.
載具 3D 繪圖及建
模。

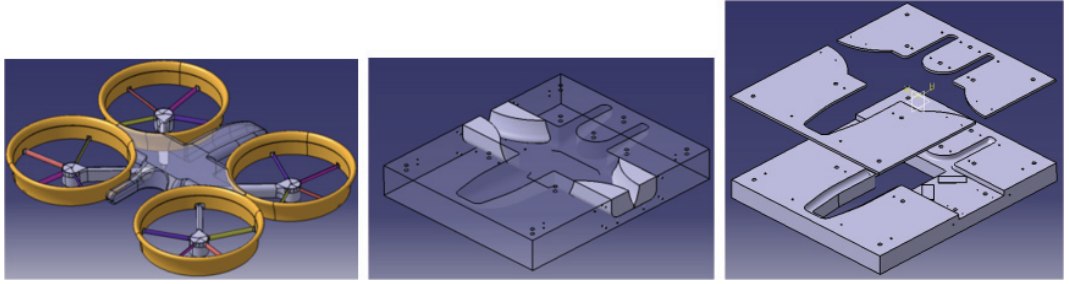
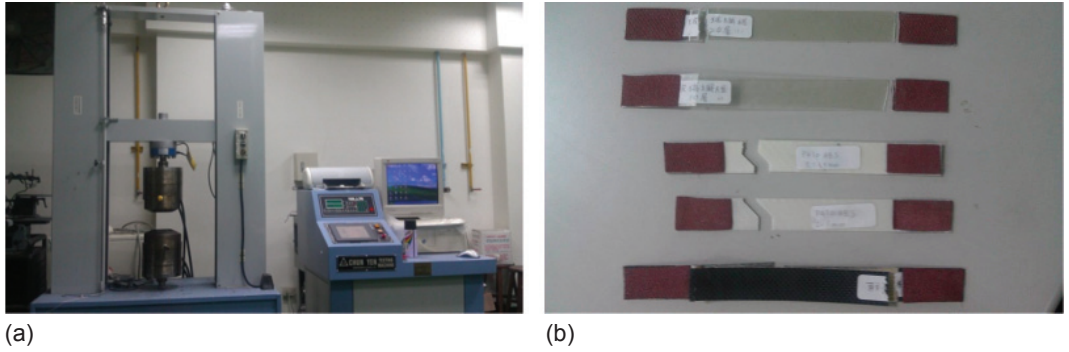


圖 5.
(a) 材料試驗機，
(b) 材料測試與結
果。



求得尤拉角，因此，以下將介紹由旋轉座標單位正交的特性預防外在的干擾，並再利用加速規及磁力計修正誤差，以產生正確的尤拉角。

首先，旋轉矩陣 C_b^n 的微分方程式利用微小角度分析法可求得如下：

$$\begin{cases} C_b^n = \begin{bmatrix} r_{xx} & r_{xy} & r_{xz} \\ r_{yx} & r_{yy} & r_{yz} \\ r_{zx} & r_{zy} & r_{zz} \end{bmatrix} \\ \dot{C}_b^u = C_b^n (\omega_{nb}^b \times) \end{cases} \quad (4)$$

ω_{nb}^b 為載具上所取得的陀螺儀數值，而 $\omega_{nb}^b \times$ 代表如下：

$$\left[\omega_{nb}^b \times \right] = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_z & \omega_y \\ \omega_z & 0 & -\omega_x \\ -\omega_y & \omega_x & 0 \end{bmatrix} \quad (5)$$

而透過省略高階項，可求得旋轉矩陣的迭代方程式如下：

$$\begin{aligned} C_b^n(t+dt) &= C_b^n(t)[I + \dot{C}_b^n dt] = C_b^n(t)[I + \omega_{nb}^b dt] \\ &= \begin{bmatrix} 1 & -d\theta_z & d\theta_y \\ d\theta_z & 1 & -d\theta_x \\ -d\theta_y & d\theta_x & 1 \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (6)$$

由於旋轉矩陣有單位正交化的特性，因此可藉由此特性來消除部分外在干擾。正交化：



圖 6. 以玻璃纖維製作完成之載具成品。

$$X = \begin{bmatrix} r_{xx} \\ r_{xy} \\ r_{xz} \end{bmatrix}, Y = \begin{bmatrix} r_{yx} \\ r_{yy} \\ r_{yz} \end{bmatrix}$$

$$\text{error} = X \cdot Y = X^T Y$$

$$\begin{bmatrix} r_{xx} \\ r_{xy} \\ r_{xz} \end{bmatrix}_{\text{orthogonal}} = X_{\text{orthogonal}} = X - \frac{\text{error}}{2} \times Y \quad (7a)$$

$$\begin{bmatrix} r_{yx} \\ r_{yy} \\ r_{yz} \end{bmatrix}_{\text{orthogonal}} = Y_{\text{orthogonal}} = Y - \frac{\text{error}}{2} \times X \quad (7b)$$

$$\begin{bmatrix} r_{zx} \\ r_{zy} \\ r_{zz} \end{bmatrix}_{\text{orthogonal}} = Z_{\text{orthogonal}} = X \times Y \quad (7c)$$

單位化：

$$\begin{cases} X_{\text{normal}} = X / \text{length}(X) \\ Y_{\text{normal}} = Y / \text{length}(Y) \\ Z_{\text{normal}} = Z / \text{length}(Z) \end{cases} \quad (8)$$

在旋轉矩陣進行單位正交化運算後，接著要解決的是陀螺儀本身訊號在經由一段時間後會產生飄移現象，因此必須借助其他感測器的修正，才能求得準確的姿態角。在此研究中使用的單晶片所涵蓋的感測器還包含著加速規及磁力計，因此可利用加速規所取得的重力資訊來修正與水平方向的夾角，再透過磁力計來修正航向角。

2. 水平方向夾角的修正

g_{ref} 為加速規所取得的重力資訊，但在此我們假設加速規所取得的資料僅有向心加速度會持續影響加速規的訊號值，因此將所取得的加速規訊號值扣除向心加速度，即是在載具上加速規所取得的重力方向訊號值。

$$g_{\text{ref}} = \text{Accelerometer} + \omega_{\text{gyro}} \times V \quad (9)$$

將 g_{ref} 向量作為此時實際在水平方向的參考值，而在此時所估計出來的重力方向如下：

Z axis transform N frame to B frame

$$= \begin{bmatrix} r_{xx} & r_{yx} & r_{zx} \\ r_{xy} & r_{yy} & r_{zy} \\ r_{xz} & r_{yz} & r_{zz} \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} r_{zx} \\ r_{zy} \\ r_{zz} \end{bmatrix} \quad (10)$$

透過此時所估計出的重力方向與實際的參考值作外積，可求得水平夾角誤差量：

$$\text{error}_{\text{roll\&pitch}} = \begin{bmatrix} r_{zx} \\ r_{zy} \\ r_{zz} \end{bmatrix} \times g_{\text{ref}} \quad (11)$$

3. 航向角的修正

透過磁力計所求的航向角 yaw_{ref} 作為此時實際航向角的參考值，而在此時所估計出的航向方向如下：

$$\begin{bmatrix} r_{xz} \\ r_{yz} \\ r_{zz} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} r_{xx} & r_{xy} & r_{xz} \\ r_{yx} & r_{yy} & r_{yz} \\ r_{zx} & r_{zy} & r_{zz} \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} \text{ (heading vector)} \quad (12)$$

投影到水平面上，

$$\text{yaw} = \begin{bmatrix} r_x \\ r_y \\ 0 \end{bmatrix} \quad (13)$$

透過此時所估計出來的航向角與實際航向角作外積，求得航向角的誤差量：

$$\text{error}_{\text{yaw}} = \text{yaw} \times \text{yaw}_{\text{ref}} \quad (14)$$

最後透過所求的與水平方向夾角及航向角的誤差，將目前所求的姿態角作修正，即可求得正確的姿態角。

4. 位置控制

在位置制器方面，根據目標位置與現在位置的誤差，計算出目標姿態角及總升力。以下方程式為假設姿態移動在小範圍的前提下，而 T 代表的是

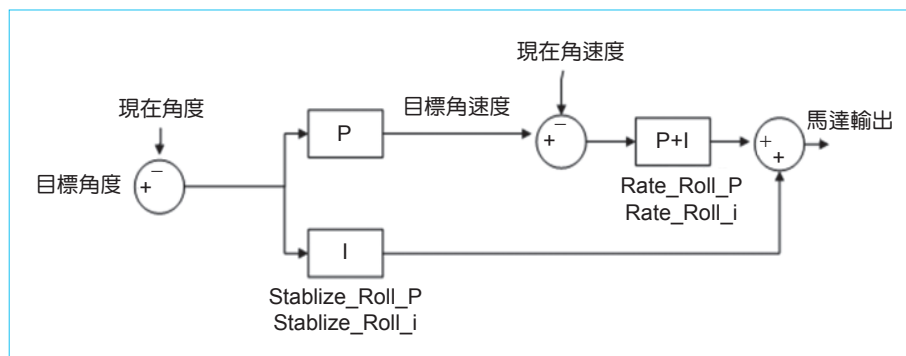


圖 7. 位置控制器架構。

目標 (target)， ϕ_T 為目標位置與現在位置之間的航向。

$$\begin{cases} \phi_T = \frac{1}{g}(\ddot{r}l_T \sin(\phi_T) - \dot{i}x_T \cos(\phi_T)) \\ \theta_T = \frac{1}{g}(\ddot{r}l_T \cos(\phi_T) - \dot{i}y_T \sin(\phi_T)) \\ U_T = m\ddot{r}Z_T \end{cases} \quad (15)$$

之後，根據剛所算出的目標角度，丟進姿態控制器，可計算出馬達輸出，如圖 7 所示

由上述二圖位置控制器及姿態控制器的結合，使得載具可藉由目標位置找出前進的姿態，並透過姿態控制器固定姿態保持平衡。

5. 導引系統演算

Q 代表載具上一個時間點的位置，R 代表載具現在的位置，P 代表導航點的位置，COG 代表載具的真實航向， Ψ_d 代表載具真實航向該修正的角度。真實航向的角度範圍是零到三百六十度，而 Ψ_d 的角度範圍是正負一百八十度，如圖 8 所示。真實航向修正量計算方式如下：

$$\begin{aligned} (X_r, Y_r) &= (X_p + \sin(COG), Y_p + \cos(COG)) \\ \Psi_d &= \frac{\text{sign}(\overline{PQ} \times \overline{RQ}) \cdot |\overline{PQ} \times \overline{RQ}|}{\overline{PQ} \cdot \overline{RQ}} \\ &= \tan^{-1} \frac{(X_d - X_p)(Y_r - Y_p) - (Y_d - Y_p)(X_r - X_p)}{(X_d - X_p)(X_r - X_p) + (Y_d - Y_p)(Y_r - Y_p)} \end{aligned} \quad (16)$$

五、測試與誤差分析

載具飛行的時間受到螺旋槳效率的影響，因此測量各種螺旋槳推力及耗電量之間的關係，並計算各個螺旋槳相匹配的性能曲線，選擇效率較高的槳，相對的飛行時間也可延長，如圖 9 與圖 10 所示。

螺旋槳尺寸確定後，便可組裝完成進行實際飛行測試，測試包括空機停旋、空機飛行、抗風測試、抗雨測試，以及耐久度測試。空機停旋為一般的飛行驗證項目，只要載具能夠以手控的方式穩定飛行即可，如圖 11 所示。

抗風測試所使用的方法為建立一風扇陣列，並開關各個風扇，以模擬自然中實際陣風的方式，此方法與風洞測試不同的地方在於，風洞中的風為穩定的單向風，而本風扇陣列可以透過改變不同風扇的正反轉，造成風向與風量的不穩定狀態，甚至會有渦旋風的產生，相對於風洞測試是較為接近實際情況的測試方法，如圖 12 所示。

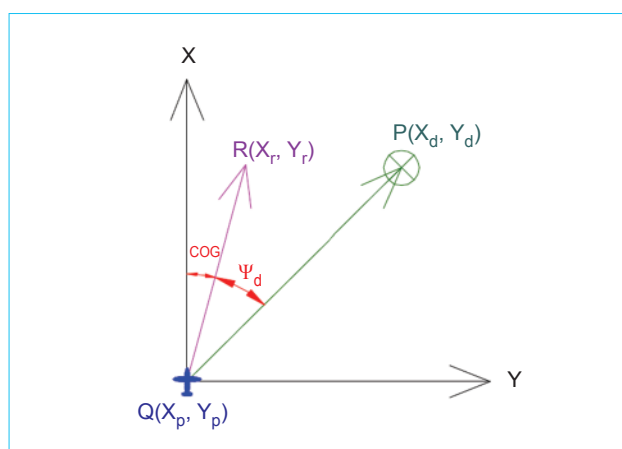


圖 8. 真實航向修正示意圖。

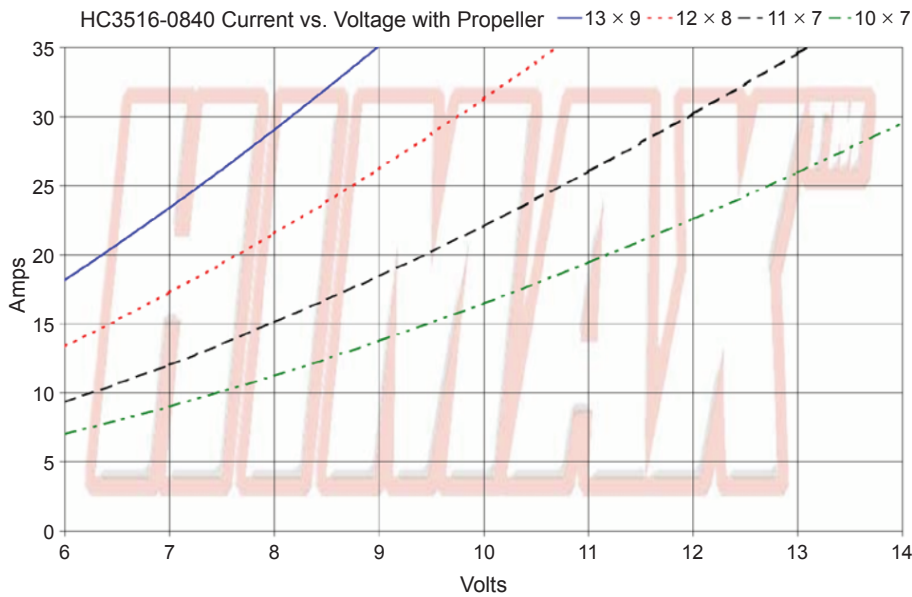


圖 9. 螺旋槳推力與耗電量關係。

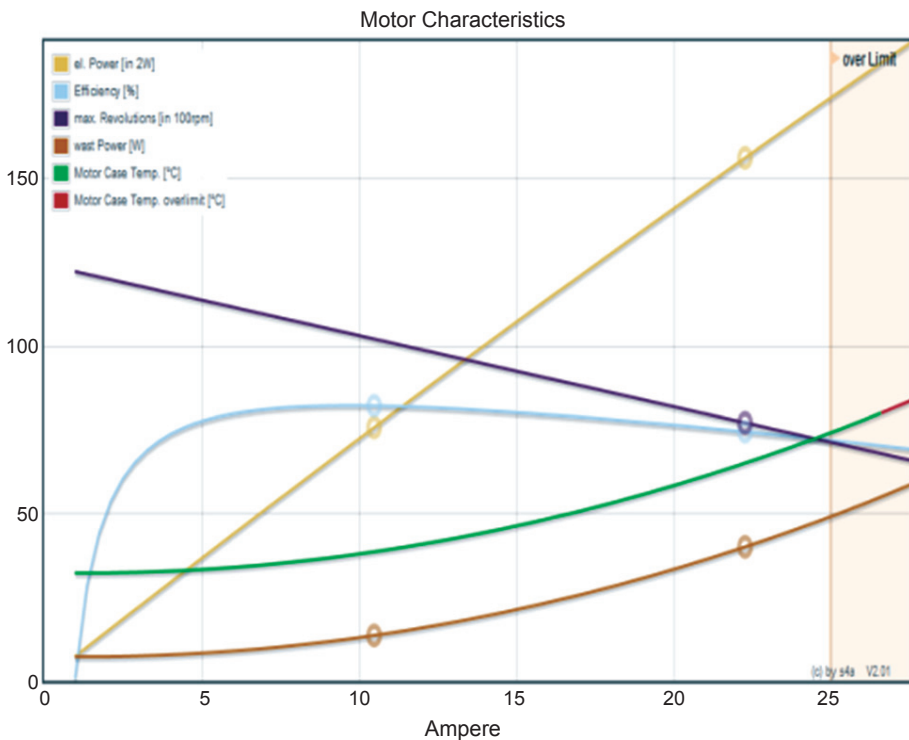


圖 10. 螺旋槳之性能匹配曲線。

抗雨測試的目的是要求載具達到防水性，方法為在測試處上方架設水管噴頭陣列，藉由控制水壓的大小，改變噴頭的流率，以模擬下雨的情形，而在抗雨測試中也完成飛行並無故障情形發生，如圖 13 與圖 14 所示。

在耐久度測試中，是為了測驗載具能否持續長時間的飛行而不發生儀器故障或是過熱的情況。測

試方式為使用外接電源，持續飛行一小時，並確保載具能夠穩定飛行，如圖 15 所示。

完成各項測試後便進行自動駕駛之飛行測試，並將其飛行結果作誤差分析。首先我們將規劃好的路徑寫入自動駕駛程式中，令載具繞航點自動飛行，並將飛行的軌跡與預定路線做一比較，可發現飛行的軌跡偏差量最大不超過 5 m。綠色箭頭處為



圖 11. 載具飛行測試。



圖 12. 透過風扇陣列模擬自然界中的風向。

圖 13.
(a) 抗雨測試設備，(b) 噴頭，
(c) 噴霧錐角。



(a)



(b)



(c)



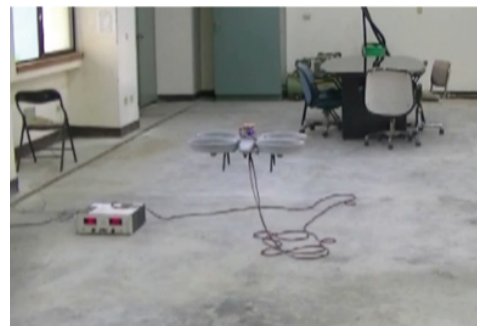
圖 14. 抗雨測試實際情況。

飛行路徑幾乎無誤差之狀態，而紅色圈內則為超出預定路線之情況，如圖 16 所示。

另外也進行定點盤旋的高度以及位置誤差分析，測試方式是給定一定位點與高度，令其定高盤旋，所測得之位置誤差為半徑 20 公分之圓，而高度誤差則不超過 40 公分，如圖 17 所示。



(a)



(b)

圖 15. (a) 外接電源之電源供應器，(b) 耐久度測試實際情形。

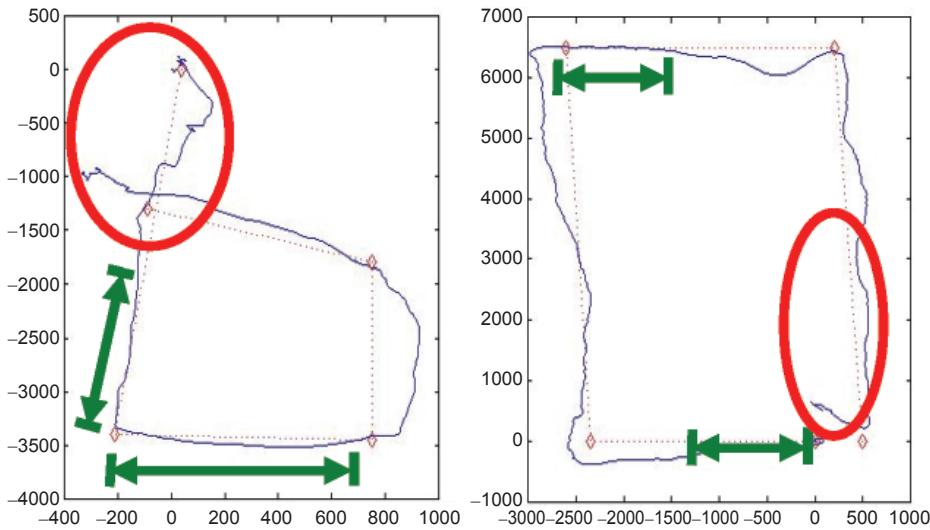


圖 16. 兩次不同路徑之自動導航飛行結果。

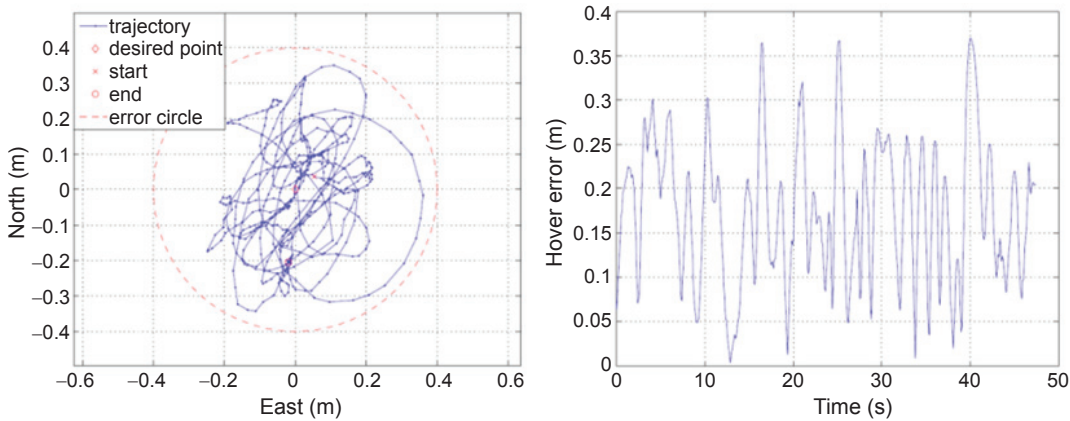


圖 17. 定高定點盤旋之位置與高度變化。

參考文獻

1. G. M. Hoffmann, H. Huang, S. L. Waslander, and C. J. Tomlin, "Quadrotor Helicopter Flight Dynamics and Control: Theory and Experiment," *AIAA, Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit*, **44**, 279 (2007).
2. R. Clavel, R. Siegwart, P. Corke, Mullhaupt, and J.-D. Nicoud, "Design and Control of Quadrotors with Application to Autonomous Flying," *EPFL*, (2007).
3. M. Wierema B.Sc., "Design, Implementation and Flight Test of Indoor Navigation and Control System For a Quadrotor UAV," December 11, (2008).
4. E. Altug, J. P. Ostrowaski, and R. Mahony, "Control of a Quadrotor Helicopter Using Visual Feedback," *IEEE, International Conference on Robotic & Automation*, **1**, 72 (2002).
5. S. Bouabdallah, P. Murrieri, and R. Siegwart, "Design and Control of an Indoor Micro Quadrotor," *IEEE, International Conference on Robotic & Automation*, (2004).
6. G. Hoffmann, D. G. Rajnarayan, S. L. Waslander, D. Dostal, J. S. Jang, and C. J. Tomlin, "The Stanford Tested of Autonomous Rotorcraft For Multi Agent Control(STARMAC)," *IEEE*, (2004).
7. Tayebi, S. McGilvray, *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, **14**, 3 (2006).



賴維祥先生為國立成功大學航太博士，現任國立成功大學航太系教授兼先進動力系統研究中心主任。

Wei-Hsiang Lai received his Ph.D. in aerospace from National Cheng Kung University, Taiwan. He is currently a professor of Dept. of Aeronautics and Astronautics at NCKU, also as director of Advanced Propulsion and Power System Research Center.



譚俊豪先生美國加州柏克萊大學航太博士，現任國立成功大學航太系副教授。

Jiun-Hau Tarn received his Ph.D. in aerospace from University of California, Berkeley, USA. He is currently an associate professor in the Dept. of Aeronautics and Astronautics at National Cheng Kung University.



劉榮唐先生為逢甲大學航太碩士，現任國立成功大學先進動力系統研究中心研究助理。

Rong-Tarn Liu received his M.S. in aerospace from Feng-Chia University. He is currently a research assistant in Advanced Propulsion and Power System Research Center at National Cheng Kung University.



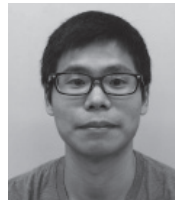
藍皓昕先生現為國立成功大學航太系碩士班生。

Zao-Sin Lan is currently a MS student in the Dept. of Aeronautics and Astronautics at National Cheng Kung University.



林俊杰先生現為國立成功大學航太系碩士班生。

Chiun-Chie Lin is currently a MS student in the Dept. of Aeronautics and Astronautics at National Cheng Kung University.



莊維德先生為國立成功大學航太系碩士班生。

Wei-Te Chuang is currently a MS student in Dept. of Aeronautics and Astronautics at National Cheng Kung University.