

無人機編隊飛行的自動回歸調整控制器設計

蔡添壽*

國立虎尾科技大學 飛機工程系

摘 要

兩架或兩架以上飛機按一定隊形編組或排列飛行。在編隊飛行中，各機之間必須保持規定的距離、間隔和高度差。基本的編隊隊形有楔隊、梯隊、橫隊和縱隊。這些隊形由單機或分隊組成，可加大或減小各機的間隔、距離而成疏開或密集隊形。此外，在飛行表演時還可作編隊特技飛行。編隊飛行的中心問題是保持規定隊形並充分發揮飛機性能。長機在選擇飛行狀態時應給僚機修正偏差的餘地，僚機要與長機密切配合。在飛行中，長機可根據實際需要發出指令改變編隊方案和各機相對位置。編隊飛行要求精度高、紀律嚴、目視能力強，可用於攻擊、轟炸、偵察、空投、搜索、掩護、防禦、空中攝影、檢閱、表演、軍事演習、訓練等。本文提出一個無人機編隊飛行的自動回歸調整控制器設計；內容包括：(1)無人機隊飛行編組方式開發；(2)無人機隊飛行任務離隊重新編組法則開發；(3)無人機導引控制系統設計；(4)無人機 6DOF 模擬程式建立；(5)無人機編隊飛行的自動回歸調整控制器設計；(6)無人機編隊飛行數位模擬驗證。由各種不同的編隊模擬驗證結果，可以得知：所開發的編隊法則，性能優異。各種隊形在運動的過程中幾乎保持原來的設定的間距(Spacing)，沒有因間距縮小而產生碰撞的危險，這是此項開發技術的最大特點。

關鍵詞：無人機，無人機編隊飛行，自動回歸調整控制器

*聯繫作者：國立虎尾科技大學飛機工程系，雲林縣虎尾鎮文化路 64 號。

Tel: +886-5-6315537

Fax: +886-5-6312415

E-mail: tstsay@nfu.edu.tw



一.前言

兩架或兩架以上飛機按一定隊形編組或排列飛行。在編隊飛行中，各機之間必須保持規定的距離、間隔和高度差。基本的編隊隊形有楔隊、梯隊、橫隊和縱隊。這些隊形由單機或分隊組成，可加大或減小各機の間隔、距離而成疏開或密集隊形。此外，在飛行表演時還可作編隊特技飛行。編隊飛行的中心問題是保持規定隊形並充分發揮飛機性能。長機在選擇飛行狀態時應給僚機修正偏差的餘地，僚機要與長機密切配合。在飛行中，長機可根據實際需要發出指令改變編隊方案和各機相對位置。編隊飛行要求精度高、紀律嚴、目視能力強，可用於攻擊、轟炸、偵察、空投、搜索、掩護、防禦、空中攝影、檢閱、表演、軍事演習、訓練等。編隊飛行是空中兵力部署的重要戰術之一。在空戰中採用正確的隊形有助於取得空中優勢，而脫離編隊的單機則易受敵方攻擊。在現代空中行動中轟炸機編隊飛行已經不多，但根據戰術需要，轟炸機、戰鬥機、電子干擾機混合編隊飛行的情況卻增加了。戰鬥機仍繼續用編隊來克敵制勝。圖 1 為各種編隊飛行方式，圖 2 為最常見的飛機編隊方式。

現今無人飛機(UAV)的技術發展有取代傳統飛機的趨勢，它可以免除駕駛員執行任務的風險。同樣無人飛機也有編隊飛行的需求。無人機編隊飛行具有單架無人機無法比擬的優點，如提高作戰效率，減少能耗等。編隊飛行是無人飛機發展的一個重要趨勢，擁有廣闊的發展前景。編隊飛行要求僚機即時跟蹤長機，包括航向、速度和高度變化等，從而使整個編隊隊形保持不變，或者按照任務需要即時地變換隊形，目前無人機編隊飛行的控制問題已經成為無人飛機領域的一個研究熱點。一人控制多機編隊飛行則是另一種挑戰。

美國海軍研究院的團隊，創下 50 架無人機人工智能飛行，只須由一人控制的紀錄。2015 年 09 月 18 日《每日郵報》報導，這些無人機裝有強力 Wi-Fi 設備，可以彼此溝通，達成像蜂群一樣編隊飛行的成果，只須由一人控制為首的無人機(長

機)，其他無人機(僚機)就會跟隨它飛行。據美國海軍研究院無人機團隊成員指出，這種技術將來可望運用在戰場上。

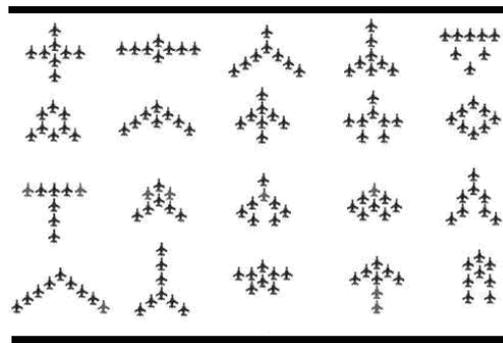


圖 1. 各種編隊飛行方式。



圖 2.常見的飛機編隊方式。

美國海軍研究院的團隊，創下 50 架無人機人工智能飛行，只須由一人控制的紀錄。2015 年 09 月 18 日《每日郵報》報導，這些無人機裝有強力 Wi-Fi 設備，可以彼此溝通，達成像蜂群一樣編隊飛行的成果，只須由一人控制為首的無人機(長機)，其他無人機(僚機)就會跟隨它飛行。據美國海軍研究院無人機團隊成員指出，這種技術將來可望運用在戰場上。

二. 編隊概念設計

以常見的楔形編隊(Wedge formation flight)做為編隊規劃，如圖 4 所示，由多個等邊三角形堆疊而成，圖 5 顯示的是：初始編隊概念，UAV 先魚貫飛出成縱隊，再依序移動位置，形成如圖 4 所示的隊形；最前端為長機(Captain)，圖 4 顯示的為：僚機(Wingman)相對於長機座標的相對位置關係，當長機轉向時，整個編隊的中心線與長機頭向重



合。相對於長機座標系統(X₀,Y₀)的僚機位置關係式如下：

(1)第一列：僚機#1 & #2

$$\begin{aligned} X_{10} &= -\frac{\sqrt{3}}{2}L; & Y_{10} &= -\frac{L}{2}; \\ X_{20} &= -\frac{\sqrt{3}}{2}L; & Y_{20} &= +\frac{L}{2} \end{aligned} \quad (1)$$

(2)第二列：僚機#3, #4 & #5

$$\begin{aligned} X_{30} &= -\frac{\sqrt{3}}{2}L \times 2; & Y_{30} &= -\frac{L}{2} \times 2; \\ X_{40} &= -\frac{\sqrt{3}}{2}L \times 2; & Y_{40} &= 0; \\ X_{50} &= -\frac{\sqrt{3}}{2}L \times 2; & Y_{50} &= +\frac{L}{2} \times 2 \end{aligned} \quad (2)$$

(3)第三列以後依(1)(2)式的推導往下推演。



圖 3. 一人控制多機編隊飛行(每日郵報:2015/09/18)。

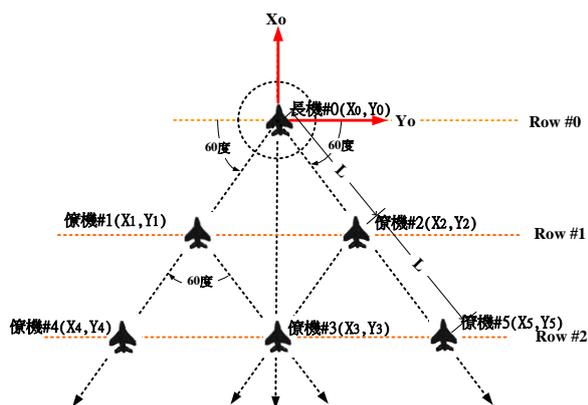


圖 4. 楔形編隊。

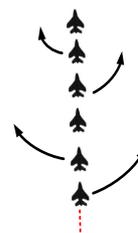


圖 5. 初始編隊程序。

圖 6 顯示機隊隨長機轉向後(Ψ)的位置關連圖(三機編隊)；僚機相對於慣性座標之數學式為：

$$\begin{aligned} X_1 &= X_0 - L \times \sin(\psi + 30^\circ); & Y_1 &= Y_0 - L \times \cos(\psi + 30^\circ) \\ X_2 &= X_0 - L \times \cos(\psi - 30^\circ); & Y_2 &= Y_0 - L \times \sin(\psi - 30^\circ) \end{aligned}$$

(3)第二列以後的位置轉換，同(3)式之推導方式。

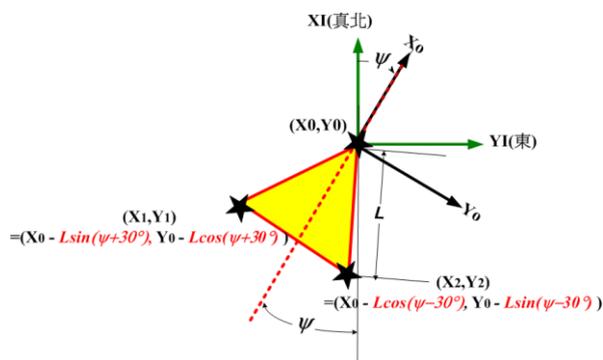


圖 6. 長機頭向角與僚機位置變化關聯(三機例)

前進轉彎的示意圖；如圖 7 所示。長機與僚機#1，#2 的運行路徑距離都不相同；外緣機飛行距離比內緣機長，所以飛行速度外緣機比內緣機快；轉彎半徑越小，速度差越大；運作方式為長機規劃路徑飛行(如圖 7)，僚機以長機座標系統的相對位置，進行位置控制及頭向追蹤控制；位置控制方式，將以自動回歸調整程序達成。

低空編隊飛行的任務執行的離隊運作概念；如圖 8 所示，6 架飛機運作概念為：

- (1)面對目標的外圍機先脫離；
- (2)前列機有空位時，由次列機補位；

另一種方式為：低空飛行，任務機在接近目標時，升空離隊，離隊順序較靈活；高空編隊飛行時，任務機在接近目標時，下降離隊，可靈活運作，任務執行離隊由地面控制台無線路操控。



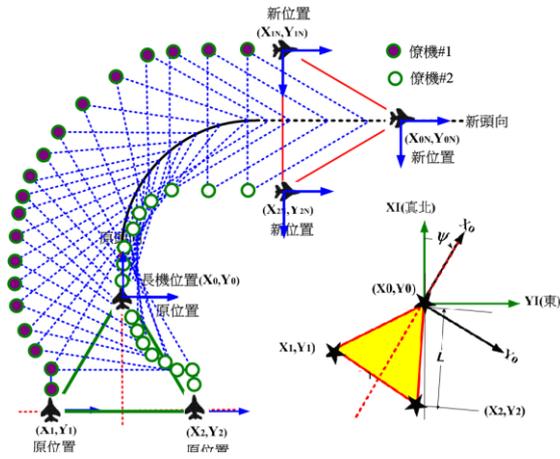


圖 7.機隊前進轉向軌跡示意圖。

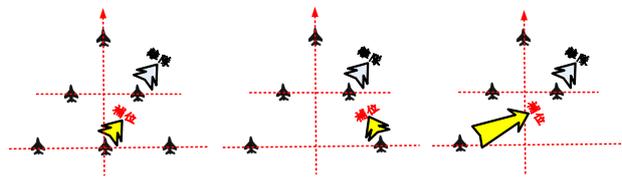


圖 8.離隊補位(任務右邊)

三、四旋翼飛行控制系統設計導引律開發

3.1.四旋翼飛行控制系統設計與導引律開發

3.1.1 四旋翼機座標軸定義

四旋翼機的座標軸定義；如圖 9 所示[1-7]，圖中顯示旋翼旋轉方向、轉速大小(Ω)、旋翼力臂(l)、昇力方向與大小(T)、姿態角(ϕ, θ, ψ)..等。

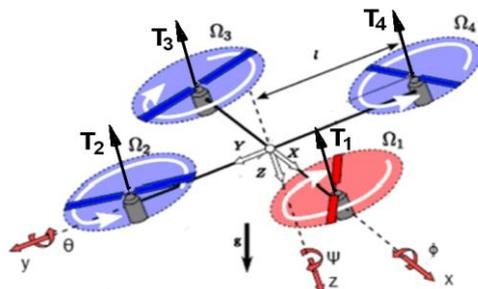


圖 9.四旋翼機座標軸定義

3.1.2 四旋翼機運動行為模式

旋翼轉速與推力之間的關係式[3.1-3.4]；如下式表示：

$$T_i = b\Omega_i^2; \Omega_i \geq 0 \quad (3.1)$$

依據圖 1 的座標定義，Z 軸淨推力($u1$)與 Roll, Pitch, Yaw 三軸轉動力矩($u2, u3, u4$)；如下式表示：

$$\begin{aligned} u_1 &= -(T_1 + T_2 + T_3 + T_4); \\ u_2 &= l(T_4 - T_2); \\ u_3 &= l(T_1 - T_3) \\ u_4 &= d(-T_1 + T_2 - T_3 + T_4) \end{aligned} \quad (3.2)$$

其中 d 為旋翼推力轉動力矩比；(3.2)式可以改寫成下式：

$$\begin{aligned} u_1 &= -b(\Omega_1 + \Omega_2 + \Omega_3 + \Omega_4); \\ u_2 &= lb(\Omega_4 - \Omega_2); \\ u_3 &= lb(\Omega_1 - \Omega_3) \\ u_4 &= db(-\Omega_1 + \Omega_2 - \Omega_3 + \Omega_4) \end{aligned} \quad (3.3)$$

依據上三式，四旋翼機的六自由度運動方程式表示式；條列如下：

$$\begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{w} \end{bmatrix} = \frac{1}{m} \begin{bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{bmatrix} + g \begin{bmatrix} -\sin \theta \\ \cos \theta \sin \phi \\ \cos \theta \cos \phi \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} qw - rv \\ ru - pw \\ pv - qu \end{bmatrix} \quad (3.4)$$

其中 u, v, w 三軸軸向速度(Body Axes Velocity)； p, q, r 為三軸角速率； ϕ, θ, ψ 為姿態角； g 為重力加速度； m 為全系統質量； F_x, F_y, F_z 為三軸淨作用力；可以用下式代表：

$$\begin{bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ u_1 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} C_{fx} \\ C_{fy} \\ C_{fz} \end{bmatrix} \quad (3.5)$$

其中 C_{fx}, C_{fy}, C_{fz} 為三軸氣動力；在低速運作時可以忽略，本文主要針對低速運作，所以三軸氣動力將忽略；下式為角速率(p, q, r)微分方程式：

$$\begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} u_2 / I_{xx} + qr \frac{I_{yy} - I_{zz}}{I_{xx}} \\ u_3 / I_{yy} + pr \frac{I_{zz} - I_{xx}}{I_{yy}} \\ u_4 / I_{zz} + pq \frac{I_{xx} - I_{yy}}{I_{zz}} \end{bmatrix} \quad (3.6)$$



其中 I_{xx}, I_{yy}, I_{zz} 為三軸慣量, 運動和緩時, 含 qr, pr, pq 項可以忽略。式(3.4)及(3.5)為六自由度運動方程式。由慣性座標(Inertial Coordinate)到飛行體座標(Body Coordinate) 轉換順序為: 偏航(Yaw)→俯仰(Pitch)→滾轉(Roll), 則三姿態角 (ϕ, θ, ψ) 與位置 (X, Y, Z) 微分量; 如下兩式所列:

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \tan \theta \sin \phi & \tan \theta \cos \phi \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \sec \theta \sin \phi & \sec \theta \cos \phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (3.7)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{X} \\ \dot{Y} \\ \dot{Z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \theta \cos \psi & \sin \phi \sin \theta \cos \psi & \cos \phi \sin \theta \cos \psi \\ & -\cos \phi \sin \psi & +\sin \phi \sin \psi \\ \cos \theta \sin \psi & +\sin \phi \sin \theta \sin \psi & -\sin \phi \cos \psi \\ -\sin \theta & \sin \phi \cos \theta & \cos \phi \cos \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} \quad (3.8)$$

3.1.3 基礎控制系統架構設計

依據式(3.2), Z 軸淨推力、三軸轉動力矩與各個旋翼推力的關係可以求得下列 Mixer 公式:

$$\begin{bmatrix} T_1 \\ T_2 \\ T_3 \\ T_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -1/4 & 0 & +1/2 & -1/4 \\ -1/4 & -1/2 & 0 & +1/4 \\ -1/4 & 0 & -1/2 & -1/4 \\ -1/4 & +1/2 & 0 & +1/4 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} -(T_1 + T_2 + T_3 + T_4) \\ T_4 - T_2 \\ T_1 - T_3 \\ -T_1 + T_2 - T_3 + T_4 \end{bmatrix} \quad (3.9)$$

依據式(3.1)及(3.2), 則基礎控制系統架構設計(Basic Control Configuration design); 如圖 11 所示: 四個控制命令為飛行高度(Zmc), 及三個姿態角控制命令(Phic, Thetac, Psic), 回授資料有 Zmf, wf 三軸角速率(pf, qf, rf); 姿態角 $(\phi_f, \theta_f, \psi_f)$, 控制系統的輸出為四個旋翼的轉速命令 $(\Omega_{1c}, \Omega_{2c}, \Omega_{3c}, \Omega_{4c})$ 。導引律(Guidance Laws)將在此基礎控制系統上發展。

高度控制控制系統架構為雙迴路(Loop)設計, 外迴路使用 PI 控制器, I 之使用主要在對抗來至姿態角變化的干擾(disturbance), 內迴路為 ZB 軸軸向速度穩定控制; 三個姿態角控制為雙迴路設計, 內迴路為角速率穩定控制(Rate Stabilizing Control), 外迴路為角度命令跟隨控制(Attitude

Tracking Control), 使用 PI 控制器; 控制律設計[5,6]; 如下 4 式所列:

$$u_{1c} = K_{iz} [(K_{oz} + K_{ozi} / s)(Z_{mc} - Z_{mf}) - w_f] - mg / \cos \theta_f \cos \phi_f \quad (3.10)$$

$$u_{2c} = K_{ip} [(K_{op} + K_{opi} / s)(Phic - \phi_f) - p_f] \quad (3.11)$$

$$u_{3c} = K_{iq} [(K_{oq} + K_{oqi} / s)(Thetac - \theta_f) - q_f] \quad (3.12)$$

$$u_{4c} = K_{ir} [(K_{or} + K_{ori} / s)(Psic - \psi_f) - r_f] \quad (3.13)$$

上 4 式中的 $K(*)$ 為控制迴路增益(Loop Gain)。

3.1.4 基礎控制系統設計模擬驗證

系統參數; 如表 1 所列, 圖 12 為基礎控制系統完控系統的命令跟隨模擬結果, 圖 13 為速度變化圖; 由圖 12 & 13 可知, Pitching 與 Rolling 角度與軸向速度的關連。

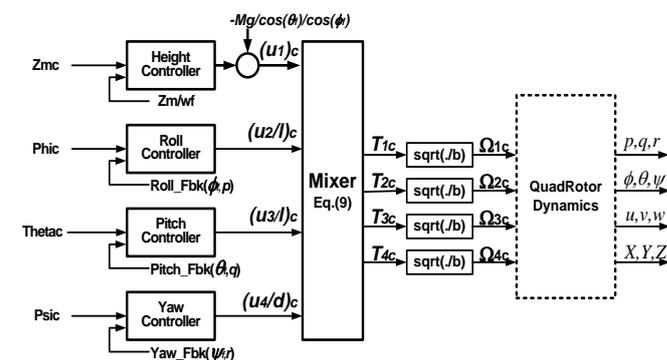


圖 11. 基礎控制系統架構。

表 1 系統參數

Parameters	Value	unit
m	4.34	Kg
l	0.315	m
b	1.2953×10^{-4}	
d	0.008	
I_{xx}	0.0820	$Kg \cdot m^2$
I_{yy}	0.0845	$Kg \cdot m^2$
I_{zz}	0.1377	$Kg \cdot m^2$



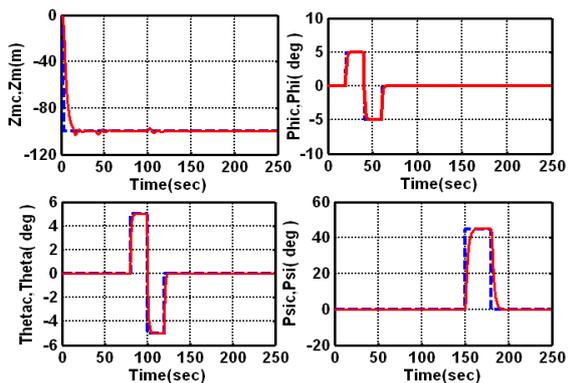


圖 12. 基礎控制系統設計結果命令跟隨圖。

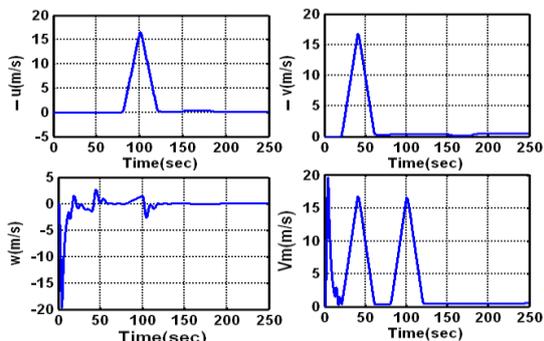


圖 13. 基礎控制系統設計結果速度變化圖。

3.1.5 基礎控制系統運用概念設計

依據前一節顯示的系統運動特性模擬，基礎控制系統，可以推展至類似飛機飛航控制，設計概念如下：

- (1)XB 軸向速度控制：控制軸向速度 u ，控制器輸出為俯仰角命令 $Thetac$;
- (2)YB 軸向速度歸零控制：控制軸向速度 v ，控制器輸出為滾轉角命令 $Phic$;
- (3)ZB 偏航軸指向控制：偏航角命令 $Psic$
- (4)ZI 慣性軸高度控制：高度控制命令 Zmc

飛機飛航控制相關技術可以運用，但 Quadrotor 的特點似乎沒有運用上；當然 YB 軸也可以做非零速度控制，進行 YB 軸橫向軸運動，運用 Quadrotor 的特點。XB 與 YB 軸速度控制律；如下兩式所列：

$$Thetac = K_{ou}(u_c - u_f) \quad (3.14)$$

$$Phic = K_{ov}(v_c - v_f) \quad (3.15)$$

此時 ZI 軸高度控制外迴路可以斷接、改接內迴路，圖 14,15 為類飛機飛航控制運用模擬結果，飛行高度隨時間上升，XB 軸向速度 10m/s，頭向持續右轉，YB 速度歸零控制($v_c=0$)，模擬顯示，quadrotor 也可完全模擬一般飛機的飛航控制方式。

3.1.6 路徑追蹤導引律概念設計

路徑追蹤控制為飛機飛航控制常用的控制技術，路徑追蹤運作，可以運用 Quadrotor 的特點進行下列的概念設計：

- (1)XB 軸軸向速度進行速度控制；
- (2)偏航角(Yaw Angle)與路徑角(ψ_L :Flight Path Angle)一致；
- (3)利用 YB 軸左右運動進行路徑趨近控制；

運作概念；如圖 16 所示。Quadrotor 與追蹤路徑的最近距離(H_L)，利用 YB 軸左右運動進行歸零控制；路徑追蹤律；如下式所列：

$$Psic = a \tan 2(Y_{i+1}-Y_i, X_{i+1}, X_i) \quad (3.16)$$

$$v_c = K_v(H_{LC} - H_L) \quad (3.17)$$

當 $HLC=0$ 時作壓線控制， $HLC=50$ 時表 Quadrotor 循線之右邊 50m 飛行。當 Quadrotor 距離 Way Point 一個特定距離時，切換到下一個追蹤線(如圖 17)所示，持續運作直到到達目的地為止。傳統飛機飛彈的路徑追蹤律，如下 4 式所列：

$$\Delta Psic = K_{th}(H_{LC} - H_L) \quad (3.18)$$

$$Lim(\Delta Psic, \pm 90^\circ) \quad (3.19)$$

$$Psic = a \tan 2(Y_{i+1}-Y_i, X_{i+1}, X_i) + \Delta Psic \quad (3.20)$$

$$v_c = 0.00 \quad (3.21)$$

航速(Vm)一般維持固定。與前述路徑追蹤律的差別為：前述路徑追蹤律在趨進追蹤路徑的過程中，頭向與飛行路徑角一致，後述則兩者角度差會到 90 度，如果要縮小差異，式(3.19)限制角度須縮小。



前述路徑追縱律有利於影像尋標器之目標歸向，不會因為相對關係變化劇烈而使目標脫出視角(Field of View)。兩者差異將以數位模擬結果比較。

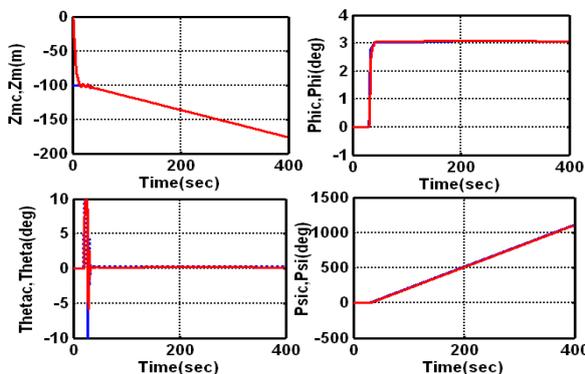


圖 14. 類飛機飛航控制命令跟隨圖。

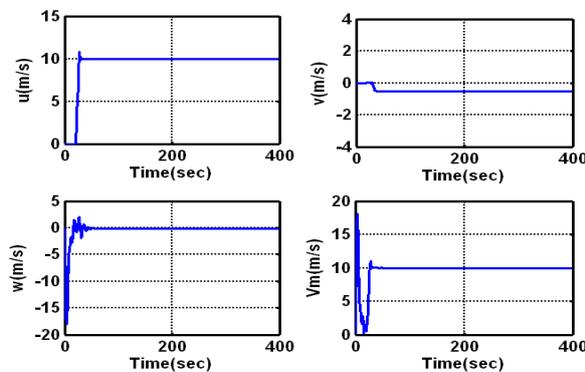


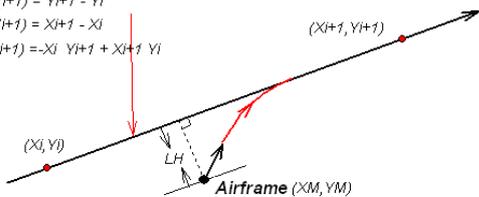
圖 15 類飛機飛航控制速度變化圖。

Straight Line Equation described by points (X_i, Y_i) and (X_{i+1}, Y_{i+1})
 $a(i+1)X - b(i+1)Y + c(i+1) = 0$

$$a(i+1) = Y_{i+1} - Y_i$$

$$b(i+1) = X_{i+1} - X_i$$

$$c(i+1) = -X_i Y_{i+1} + X_{i+1} Y_i$$



$$LH = -(a(i+1)Xm - b(i+1)Ym + c(i+1)) / \sqrt{a(i+1)^2 + b(i+1)^2}$$

Control Purpose of Locus Tracking : $\min |LH|$

圖 16. Locus Tracking Concepts。

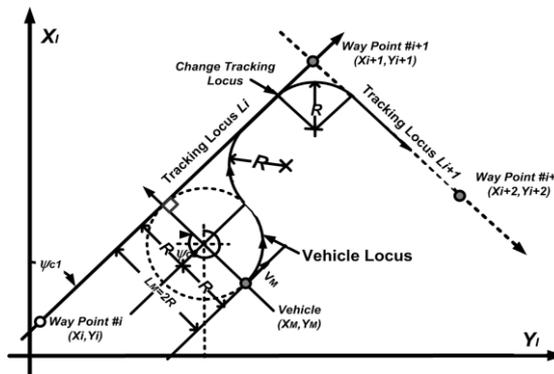


圖 17. Way Point Flight Concepts。

3.1.7 導引控制律設計模擬驗證

依據前章提出的路徑追縱律((3.16) & (3.17))、基礎控制系統控制律(式(3.10)~(3.13))、及速度控制律(式(3.14)~(3.15))，進行路徑點轉折飛行(Way Point Flight)模擬驗證，轉折點如表 2 所列。路徑追蹤模擬結果；如圖 18 所示，由圖 18 及表 2 可知：開發的導引控制律可以運用推廣。

表 2. Way Point 規劃。

Waypoint	X(m)	Y(m)	Z(m)
1	0	0	-50
2	500	500	-50
3	1000	0	-50
4	500	-500	-50
5	0	0	-50
6	-500	500	-50
7	-1000	0	-50
8	-500	-500	-50
9	0	0	-50

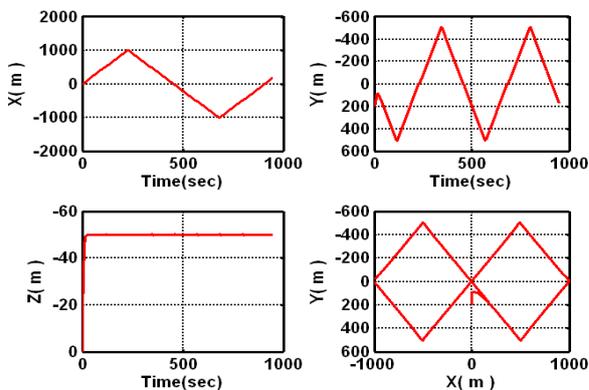


圖 18.路徑追蹤圖。



四、編隊法則開發設計

4.1 編隊飛行法則設計

編隊法則開發設計為：長機(Captain) 以路徑點轉折飛行(Way point Flight)方式飛行(如圖 19,20 所示)，僚機(Wingman) 則一長機飛行路徑進行等距與頭像跟隨飛行，分述如後：

(1)長機(Captain)飛行

長機(Captain) 以路徑點轉折飛行(Way point Flight)方式飛行(如圖 19,20 所示)，

(2)僚機(Wingman)飛行追蹤線(Wingman Tracking Line)

Captain 的即時位置(X_m, Y_m)與頭向(Heading)，形成另一個僚機(Wingman)要追蹤的追蹤線(如圖 22 所示)；僚機可以飛在長機飛行路徑的右邊($HLC > 0$)或左邊($HLC < 0$)特定的距離；可以根據飛機編號給於不同的 HLC 值；

(3)僚機飛行對準線(Align Line)

另外以 Captain 的即時位置為中心，頭向為初始右轉 90 度，構築另外一條僚機對準線(Align Line)；運作方式為：當僚機未達對準線時($HLA > 0$) 飛行速度增加；當僚機超過對準線時($HLA < 0$) 飛行速度降低；也可以將對準線後移形成大雁飛行，Diamond 或楔形飛行編隊(如圖 20 所示)。

總體概念為以僚機 (Wingman) 飛行追蹤線 (Wingman Tracking Line)進行橫向間隔(HL)控制；以僚機飛行對準線(Align Line)進行縱向間隔(HLA)控制；

4.2.編隊飛行資料流程設計

長機與僚機內置 GPS 接收器與姿態角量具，量測位置與姿態角；利用無線傳輸裝置，下傳(Downlink)到地面操控台；解算之後將編隊控制命令上傳之長機與僚機，進行編隊飛行。數位資料格式規劃如後：

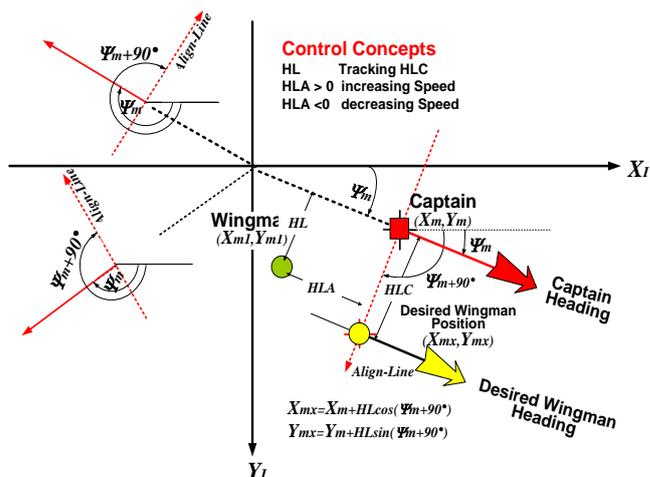


圖 19. 編隊飛行概念設計

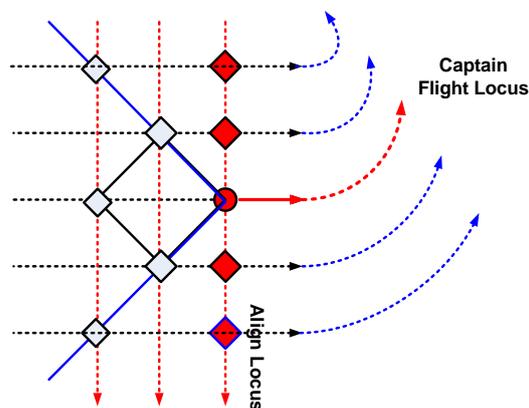


圖 20. 編隊飛行隊形概念設計

4.2.1 資料下傳呼叫格式規劃

資料下傳呼叫格式規劃；如下表：

編號	內容	備註
1	起始碼(運作模式)	資料下傳呼叫模式
2	飛機編碼	0:長機; > 0 :僚機
3	結束碼	



4.2.2 資料下傳格式規劃

資料下傳格式規劃；如下表：

編次	內 容	備 註
1	起始碼(運作模式)	資料下傳模式
2	飛機編碼	0:長機; >0 :僚機
3	飛機位置(X_0, Y_0, Z_0)	
5	飛機姿態(ϕ, θ, ψ)	
6	飛機速度(Vm)	
7	結束碼	

4.2.3 資料上傳格式規劃

資料上傳格式規劃；如下表：

編次	內 容	備 註
1	起始碼(運作模式)	編隊操控模式
2	長機位置控制命令 (X_{0c}, Y_{0c}, Z_{0c})	
3	長機位置(X_0, Y_0, Z_0)	
4	長機姿態控制命令 (ϕ_c, θ_c, ψ_c)	
5	長機姿態(ϕ, θ, ψ)	
6	長機速度命令(Vmc)	
7	長機速度(Vm)	
8	僚機數目(n)	
9	編隊間距(L)	
10	#1 號機編隊位址	
11	#2 號機編隊位址	
.	
.	
N+9	#n 號機編隊位址	
N+10	結束碼	

操控台接收各機之資料，上傳同一資料至各機進行編隊飛行。資料傳輸時序如下：



五、結果與討論

5.0.飛行路徑規劃

飛行路徑規劃為：Captain 循下表所列的 Way Point 進行航行

Way Point Number	Position(Xp,Yp)	Description
# 0	(0,0)	initial position
# 1	(1000,1000)	
# 2	(2000, 0)	
# 3	(1000, -1000)	
# 4	(0, 0)	

5.1.一字橫排飛行

5.1.1 三機一字並排飛行

三機初始位置 Captain A1(0,0),Wingman#1 A2(0,50), Wingman#2 A3(0,-50); 頭向 0 度；三機間隔 50m，三機一字並排飛行結果，如圖 21 及 22 所示；機群循規劃路徑飛行；間隔縮小區為間隔 10 米；間隔放大區為間隔 100 米；圖 23 所示的特點：除轉換階段(Transition Phase) 外，三機維持橫向一字排開，在轉換階段(Transition Phase)並無碰撞與間距變化劇烈的狀況；三機在 900 秒時同時到達；圖 23b 為三機一字前後排列起飛後一字並排飛行之結果。

5.1.2 五機一字並排飛行

五機初始位置 Captain A1(0,0),Wingman#1,3 (0,50),(0,100), Wingman#2,4 (0,-50),(0,-100); 頭向 0 度；五機一字並排飛行結果如圖 24 及 25 所示；五機間隔 50m，間隔縮小區間隔為 10 米；間隔放大



區間隔為 100 米；五機在 900 秒時同時到達；圖 26 五機一字並排間隔放大飛行並執行任務的狀況。

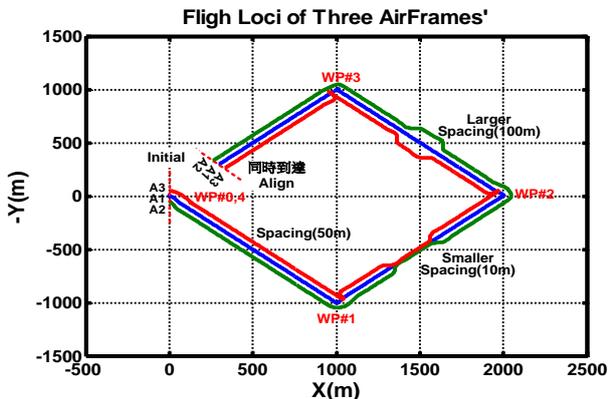


圖 21 三機一字並排飛行

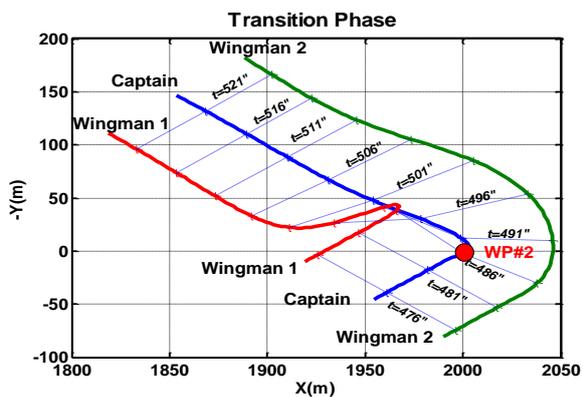


圖 22 三機一字並排飛行(細部放大)

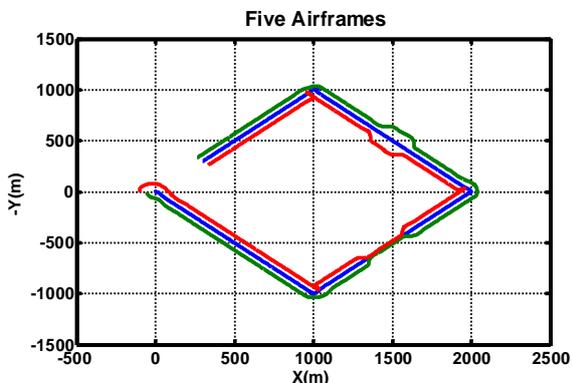


圖 23a 三機一字前後排列起飛後一字並排飛行

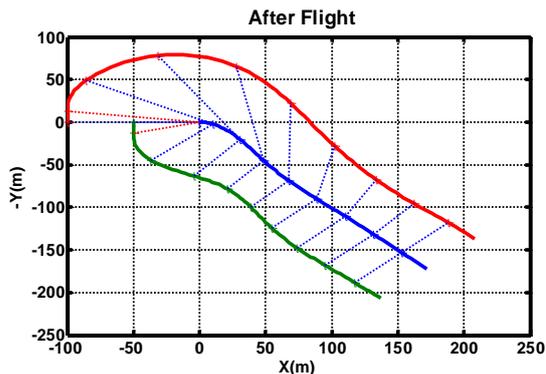


圖 23b 三機一字前後排列起飛後一字並排飛行(After Flight 細部放大)

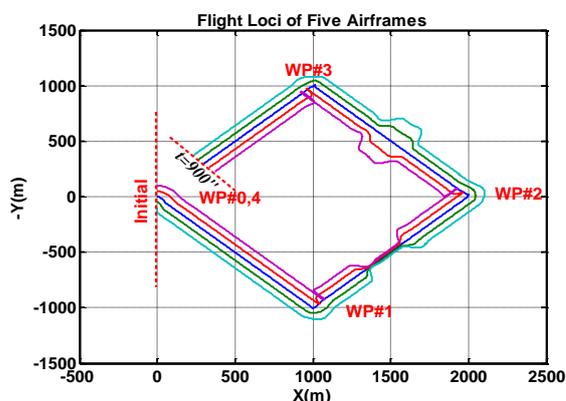


圖 24 五機一字並排飛行

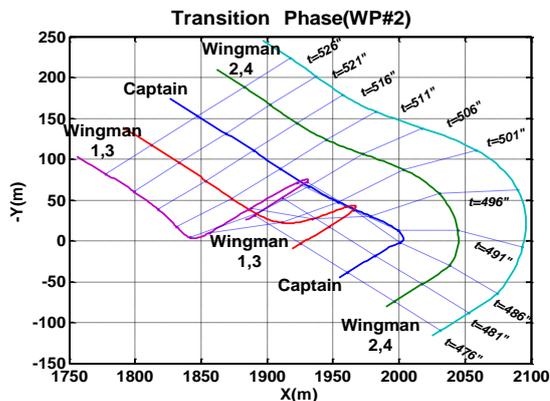


圖 25 五機一字並排飛行(WP#2 附近細部放大)



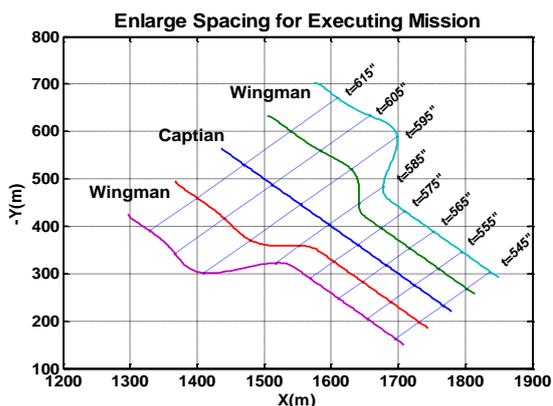


圖 26 五機一字並排間隔放大飛行

5.1.3 雁行編隊(Geese Type Flight)

雁行編隊(Geese Type Flight)之 3 機與 5 機編隊，分如圖 27 與 28 所示。

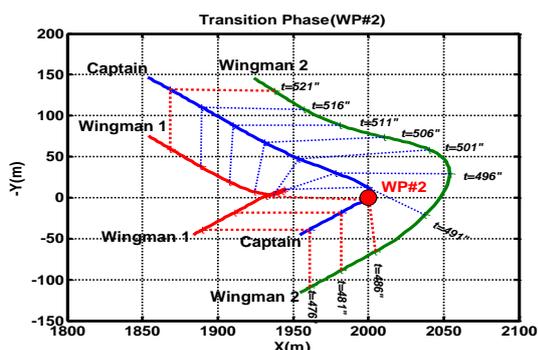


圖 27 雁行編隊(3 機編隊)

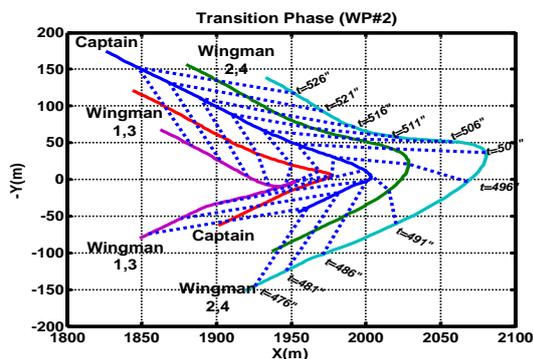


圖 28 雁行編隊(5 機編隊)

5.1.4 Diamond 編隊

Diamond 編隊之 4 機編隊；如圖 29 所示：

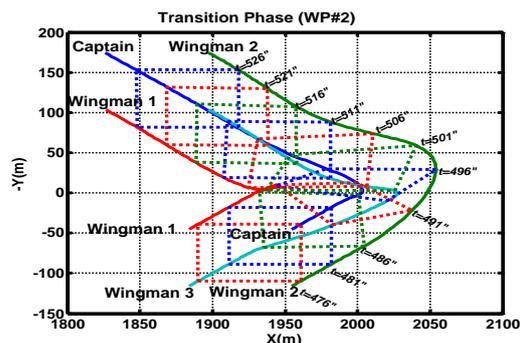


圖 29. Diamond 編隊(4 機編隊)

5.1.5 楔形編隊(Wedge Flight)—6 機編隊(圖 4)

楔形編隊(之 6 機編隊；如圖 30 所示：

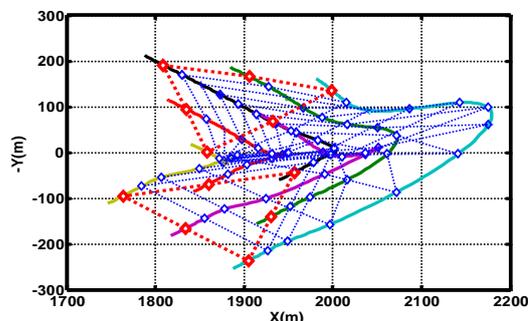


圖 30.楔形編隊(Wedge Flight)—6 機編隊

由圖 21~30 所示的各種不同的編隊模擬驗證結果，可以得知：所開發的編隊法則，性能優異。各種隊形在運動的過程中幾乎保持原來的設定的間距(Spacing)，與隊形，沒有因間距縮小而產生碰撞的危險，這是此項開發技術的優點。在現今各項活動的無人機展示中，碰撞墜機時有所聞，安全性堪憂，能否將此項技術加入原先的展示軟體，有探討的價值。



參考資料

1. E Balasubramanian et. al, Dynamic Modeling and Control of Quad Rotor, Int. J. of Engineering and Technology, Vol.5, No.1, pp.63-69, 2013.
2. B. Erginer and E Altug, Modeling and PD Control of a Quadrotor VTOL Vehicle, Proc/ of the 2007 IEEE Intelligent Vehicles Symposium, Istanbul, Turkey, June 13-15, 2007.
3. Y. Naidoo, R. Stopfprth and G. Bright, Quad-Rotor Unmanned Aerial Vehicle Helicopter Modelling & Control, Int. J. of Robotic Systems, Vol.8, No.4, pp.139-149, 2011.
4. K. T. Oner et. al, Dynamic Model and Control of a New Quadrotor Unmanned Aerial Vehicle with Tilt-Wing Mechanism, Int. J. of Engineering and Applied Sciences, Vol.5, No.2, pp.133-138, 2009.
5. H. J. Lin and T. S. Tsay, Modeling Identification and Simulation of Bank-to-turn Unmanned Aerial Vehicle, WSEAS Trans. on System, Vol.10, No.4, pp.91-103, 2011.
6. T. S. Tsay, Robust Altitude Guidance and Control Laws of Bank-to-turn Unmanned Aerial Vehicle, J. of Aeronautics Astronautics & Aviation, Series A, Vol.44, No.3, pp.183-192, 2012.
7. P. Paunds et. al, Towards Dynamically-Favourable Quad- Rotor Aerial Robots, In Proc. of Australasian



Design of Auto Regulation Controller for UAVs Formation Flight

Tain-Sou Tsay*

Department of Aeronautical Engineering National Formosa University

Abstract

Two or more aircraft are dedicated or arranged in a certain formation. In formation flights, the specified distance, spacing and altitude difference must be maintained between aircraft. The basic formations are wedges, ladders, horizontal teams, and columns. These formations consist of stand-alone or sub-units that can increase or decrease the spacing, distance, or dense formations of each aircraft. In addition, formation stunts can be performed during flight performances. The central issue of formation flight is to maintain the prescribed formation and give full play to the aircraft's performance. Wingman aircraft in the selection of flight status should give the captain aircraft to correct the deviation of the room, Wingman aircraft to work closely with the captain aircraft. During the flight, the captain aircraft can issue instructions according to actual needs to change the formation scheme and the relative position of each aircraft. Formation flight requires high precision, strict discipline and visual capability, and can be used for attack, bombing, reconnaissance, airdrops, search, cover, defense, aerial photography, inspection, performance, military exercises, training, etc.

In this literature, the auto regulation controller technology of UAV's formation flight is proposed. It includes (1)formation methodology; (2)reformation methodology; (3)guidance and control laws design for UAV; (4)6DOF simulation program; (5)Auto regulation controller develop for formation flight; (6)digital simulation verification for formation flight. .

Keywords: UAV, UAVs formation flight, Auto Regulation Control.

*Corresponding author: Department of Aeronautical Engineering, National Formosa University, 64, Wen-Hua Road, Huwei, Yunlin, 63208, TAIWAN

Tel: +886-5-6315537

Fax: +886-5-6312415

E-mail: ttsay@nfu.edu.tw

