

微飛行器六自由度導航系統分析與設計

郭智賢¹ 張運生^{2*} 古俊傑³

¹國防大學理工學院機電能源及航太工程學系

²國防大學理工學院國防科學研究所

³空軍新竹基地

摘 要

微飛行器(MAV)自主導航飛行為執行偵察任務之關鍵能力，由於 MAV 對外界之干擾相當敏感而相對穩定性不佳，在飛行穩定與導航控制之設計上極具挑戰。首先建立 MAV 之六自由度非線性運動方程式，以風洞試驗數據與理論公式估算氣動力導數，建立線性化動態模型進行系統分析，設計回授控制以進行速度保持、高度保持與姿態保持等飛控迴路提升飛行穩定性，再運用外積導引律設計導航系統，依導航指令導引微飛行器至任務軌跡與目標位置，由飛行控制器穩定飛行姿態，縱向飛行控制器追蹤與維持高度，橫向飛行控制器透過滾轉轉彎進入目標航向，研究結果顯示此系統可執行高度追蹤、航向追蹤、點對點導航、盤旋飛行及多點導航等。

關鍵詞：微飛行器，穩定與控制，外積導引律

Analysis and Design of Navigation System for a Micro Aerial Vehicle with Six Degrees of Freedom

Zeal-Sain Kuo¹, Yun-Sheng Chang^{2*}, and Chun-Chieh Ku³

¹Department of Mechatronic, Energy and Aerospace Engineering, Chung Cheng Institute of Technology, NDU

²Graduate School of National Defense Science, Chung-Cheng Institute of Technology, NDU

³Air Base of Hsinchu, ROCAF

ABSTRACT

The objective of this study is to explore the possibility of flight stability, navigation and guidance control technique of a fixed-wing micro air vehicle (MAV) with six degree of freedom (6DOF). Since autonomous flight capability of MAVs plays a crucial role for implementing reconnaissance missions in unknown environment, advanced navigation and control technique are required. Due to MAV's low Reynolds number flight, it is highly sensitivity to atmospheric turbulence, which thus brings challenges in navigation and guidance control system design. Based on some wind tunnel testing data and theoretical/empirical formulas, flight stability and control derivatives are evaluated and implemented in the analysis of linear and nonlinear dynamic models. The cross-product guidance law was applied to accomplish the mid-course navigation based on desired flight plans including course tracking, point-to-point navigation, loiter flight, and multipoint navigation. Feedback control loops for speed hold, altitude hold, and attitude hold were designed in stability augmented system of the MAV.

Keywords: micro aerial vehicles, stability and control, cross-product guidance law.

一、前言

微飛行器(Micro Air Vehicles, MAV)型小質輕、易於攜帶及雷達截面積小的優點，在軍事上可用於偵查搜索、巡邏守衛、核生化探測等用途，民生用途如交通流量監控、森林火災掌控、土石流勘查、氣象資訊收集等任務[1]。但因 MAV 之低雷諾數特性，對外在環境干擾相當敏感，視距外飛行姿態與飛行軌跡難以判別與操控，依靠視訊之遙控飛行操作難度甚高。因此，微飛行器需要快速反應、高度穩定之自主導航系統，使操作者透過地面控制站指令下達，即能自主且平穩地執行偵察任務。

目前已有許多研究機構完成 6 英吋微飛機原型開發並成功執行飛行測試：例如，University of Florida 開發之 6 英吋彈性翼式微飛機[2]、MLB 及 Aerovironment 公司所發展的 Black Widow[3]等，操作時均需以地面影像作為飛行姿態與位置的參考，在缺乏飛行穩定與自主導航裝置的情況下，對微飛機性能發揮與飛行員操作均存在極大挑戰。在實務上受限於電路系統、能源系統、以及通訊和電腦科技的系統整合瓶頸，目前已發表具有導航功能並成功飛行之翼展約 40 至 60 公分，無法達到 15 公分以下之規格目標，微小化尚需逐步推展。如日本 NEC 電氣公司展示其 60 公分、重 380 g 之導航機[4]；美軍開發戰術上微型 UAV(TACMAV)，翼展 53 公分，淨載重能力 80 克，可飛 30~50 分鐘[5]；比利時根特大學發表之 MAV，翼展 40 公分，總重量為 242 克，使用 Microchip PIC16F628A，內有慣性感測裝置 IMU 及通訊系統[6]。本研究團隊亦完成 40 公分級 MAV 之載具設計製作、機載電腦研製以及導航系統整合與飛行測試[7]。

前期研究[8-9]顯示微飛行器對擾動非常敏感，動態穩定性不佳，操控技巧要求甚高，Webb 等人[10]透過微飛行器上 CCD 影像以擴展卡爾曼濾波器進行估測，獲得微飛行器的速度與姿態角，運用在飛行控制與穩定。Kellog 等人[11]提出以影像為基礎的回授系統配合 GPS、高度感測器作為微飛行器追蹤與導航之用。一般而言，對於穩定性良好的 UAV 導航系統設計，實務上使用三自由度質點運動方程式(Point-Mass Dynamic System)即可，如 Goerzen 等人[12]以質點模型探討 UAV 的軌跡規劃與導引運算法則設計；Han 等人[13]利用

比例導引法則以質點模型進行無人飛行載具防撞設計；Lawrance 等人[14]亦以質點模型進行無人載具之導航與控制設計模擬。採用六自由度(6DOF)運動方程式進行 MAV 之導航系統設計及分析在國內外文獻上仍少有探討，由於微飛行器動態響應相當靈敏，機體穩定性對導航軌跡之耦合現象非常明顯，本研究即以 6DOF 之 MAV 飛行動態方程式作為系統模型，並透過飛行增益穩定系統及導航系統之設計與分析，逐步提升微飛行器自主飛行能力。

首先建立微飛行器六自由度非線性飛行動態方程式，運用微擾理論(Small-Disturbance Theory)加以線性化，作為控制器設計之平台。其次，針對為飛行器穩定性與控制性不佳，易受外在干擾之特性，使用 PID 控制器設計，提升飛行穩定的性能表現。最後則進行微飛行器導航系統設計與分析，導航系統包括計算導航指令的外積導引律與執行導航指令的飛行控制器。導航功能的飛行控制器在縱向運動上，設計一個縱向飛行控制器由俯仰角決定飛行高度變化；並且在橫向運動上由滾轉角帶動偏航(Bank-To-Turn, BTT)以達成微飛行器改變航向之目的。

二、飛行動態方程式

本研究設計及分析 MAV 之導航系統運用六自由度剛體運動為基礎，以機體座標系 $Ox_B Y_B Z_B$ (Body-Axis System) 為參考座標如圖 1 所示，則對稱機體之六自由度力與力矩平衡方程式如下[15]：

$$X - mg \sin \theta = m(\dot{u} + qw - rv) \quad (1)$$

$$Y + mg \cos \theta \sin \phi = m(\dot{v} + ru - pw) \quad (2)$$

$$Z + mg \cos \theta \cos \phi = m(\dot{w} + pv - qu) \quad (3)$$

$$L = I_x \dot{p} - I_{xz}(\dot{r} + pq) - (I_y - I_z)qr \quad (4)$$

$$M = I_y \dot{q} - I_{xz}(r^2 - p^2) - (I_z - I_x)rp \quad (5)$$

$$N = I_z \dot{r} - I_{xz}(\dot{p} - qr) - (I_x - I_y)pq \quad (6)$$

以上(1)~(6)式中 m 為質量， X, Y, Z 為微飛行器三軸所受之氣動力及推力分量，可表為(7)~(9)式； L, M, N 為三軸氣動力矩； u, v, w 分別表示微飛行器於機體座標軸 X_B, Y_B, Z_B 之飛行速度，而 p, q, r 則分別為對應機體座標軸 X_B, Y_B, Z_B 之旋轉率； ϕ 為滾轉角、 θ 為俯仰角、 ψ 為航向角； I_x, I_y, I_z 分別為微飛行器三軸向重量慣性

矩， I_{xz} 則為 x 、 y 軸慣性積。

$$X = -D \cos \alpha \cos \beta - Y \cos \alpha \sin \beta + \mathbf{L} \sin \alpha + T_x \quad (7)$$

$$Y = -D \sin \beta + Y \cos \beta + T_y \quad (8)$$

$$Z = -D \sin \alpha \cos \beta - Y \sin \alpha \sin \beta - \mathbf{L} \cos \alpha + T_z \quad (9)$$

上式中， \mathbf{L} 為升力， D 為阻力， Y 為側向力， T_x 、 T_y 及 T_z 為推力在三座標軸之分量，攻角(α)及側滑角(β)及飛行速度(V)關係如下：

$$\alpha = \tan^{-1} \frac{w}{u}, \quad \beta = \sin^{-1} \frac{v}{V} \quad (10)$$

$$V = \sqrt{u^2 + v^2 + w^2} \quad (11)$$

而氣動力及氣動力矩定義如下：

$$D \equiv QSC_D, \quad \mathbf{L} \equiv QSC_L, \quad Y \equiv QSC_y, \quad (12)$$

$$L \equiv QScC_l, \quad M \equiv QScC_m, \quad N \equiv QScC_n \quad (13)$$

其中 $Q=1/2\rho V^2$ 為動壓， S 為機翼參考面積 (Wing Reference Area)， \bar{c} 為平均氣動力弦， b 為翼展。 C_D 、 C_L 、 C_y 分別為阻力、升力及側向力係數； C_l 、 C_m 、 C_n 為滾轉、俯仰及偏航力矩係數，表示如下：

$$C_L = C_{L_0} + C_{L_\alpha} \alpha + \frac{\bar{c}}{2V} (C_{L_\alpha} \dot{\alpha} + C_{L_q} q) + C_{L_{\dot{\gamma}}} \delta_f + C_{L_{\dot{\delta}_e}} \delta_e \quad (14)$$

$$C_D = C_{D_0} + C_{D_\alpha} \alpha + \frac{\bar{c}}{2V} (C_{D_\alpha} \dot{\alpha} + C_{D_q} q) + C_{D_{\dot{\gamma}}} \delta_f + C_{D_{\dot{\delta}_e}} \delta_e \quad (15)$$

$$C_y = C_{y_\beta} \beta + \frac{b}{2V} C_{y_r} r + C_{y_{\dot{\delta}_R}} \delta_R \quad (16)$$

$$C_l = C_{l_\beta} \beta + \frac{b}{2V} (C_{l_p} p + C_{l_r} r) + C_{l_{\dot{\alpha}_a}} \delta_a + C_{l_{\dot{\delta}_R}} \delta_R \quad (17)$$

$$C_m = C_{m_0} + C_{m_\alpha} \alpha + \frac{\bar{c}}{2V} (C_{m_\alpha} \dot{\alpha} + C_{m_q} q) + C_{m_{\dot{\gamma}}} \delta_f + C_{m_{\dot{\delta}_e}} \delta_e \quad (18)$$

$$C_n = C_{n_\beta} \beta + \frac{b}{2V} (C_{n_p} p + C_{n_r} r) + C_{n_{\dot{\alpha}_a}} \delta_a + C_{n_{\dot{\delta}_R}} \delta_R \quad (19)$$

由於方程式(1)~(6)為非線性運動方程式，在定常態飛行條件(Steady-State Flight Condition)下，可應用微擾理論予以線性化，其目的是將飛機的動態系統分解成各自獨立的縱向與橫向運動模式，以各自進行飛行控制及導航系統設計。此方程組若以 $\mathbf{x}_1 = [\delta u \ \delta w \ \delta q \ \delta \theta]^T$ 及 $\mathbf{x}_2 = [\delta v \ \delta p \ \delta r \ \delta \phi]^T$ 分別定義為縱向與橫向狀態變數(State Variables)向量，以線性時變(Linear Time Variant, LTV)狀態方程式之形式表之：

$$\dot{\mathbf{x}}_i = \mathbf{A}_i(t)\mathbf{x}_i + \mathbf{B}_i(t)\mathbf{u}_i \quad (20)$$

其中， \mathbf{A}_i ：系統穩定導數(Stability Derivatives)矩陣， \mathbf{B}_i ：系統控制(Control Derivatives)矩陣， \mathbf{u}_i ：控制輸入包含升降舵(δ_e)、油門(δ_T)、副翼(δ_a)及方向舵(δ_R)，下標 $i=1, 2$ ； $i=1$ 表縱向線性化系統， $i=2$ 表橫向線性化系統。

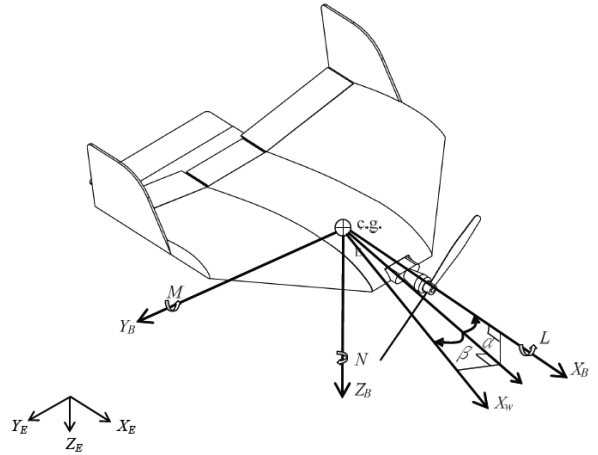


圖 1. MAV 座標系統示意圖

首先考慮縱向運動方程式，前期研究中 [16] 顯示當取泰勒級數(Taylor's Series)展開並忽略高階次項，經嚴密推導整理為線性非時變(簡稱 mLTI, Linear Time Invariant Model for MAV)狀態方程式如下：

$$\begin{bmatrix} \delta \dot{u} \\ \delta \dot{w} \\ \delta \dot{q} \\ \delta \dot{\theta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} a_{11} & a_{12} & -(Z_q + u_0) \sin \alpha_0 & -g \cos \theta_0 \\ a_{21} & a_{22} & (Z_q \cos \alpha_0 + u_0) & -g \sin \theta_0 \\ a_{31} & a_{32} & M_q + M_{\dot{w}}(Z_q \cos \alpha_0 + u_0) & M_{\dot{w}}(-g \sin \theta_0) \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta u \\ \delta w \\ \delta q \\ \delta \theta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} X_{\delta_e} & X_{\delta_T} \\ Z_{\delta_e} & Z_{\delta_T} \\ M_{\delta_e} + M_{\dot{w}}Z_{\delta_e} & M_{\delta_T} + M_{\dot{w}}Z_{\delta_T} \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_e \\ \delta_T \end{bmatrix} \quad (21)$$

其中

$$\begin{aligned} a_{11} &= X_u \cos \alpha_0 - Z_u \sin \alpha_0 \\ a_{12} &= X_w \cos \alpha_0 - Z_w \sin \alpha_0 \\ a_{21} &= (Z_u \cos \alpha_0 + X_u \sin \alpha_0) \\ a_{22} &= (Z_w \cos \alpha_0 + X_w \sin \alpha_0) \\ a_{31} &= M_u + M_{\dot{w}}(Z_u \cos \alpha_0 + X_u \sin \alpha_0) \\ a_{32} &= M_w + M_{\dot{w}}(Z_w \cos \alpha_0 + X_w \sin \alpha_0) \end{aligned}$$

而橫向運動之非時變線性運動狀態方程式如下：

$$\begin{bmatrix} \delta \dot{v} \\ \delta \dot{p} \\ \delta \dot{r} \\ \delta \dot{\phi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \left(Y_v - \frac{D}{m} \right) \cos \beta_0 & Y_p \cos \beta_0 + u_0 \tan \alpha_0 & Y_r \cos \beta_0 - u_0 & g \cos \theta_0 \\ J \left(L_v + \frac{I_{xz}}{I_x} N_v \right) & J \left(L_p + \frac{I_{xz}}{I_x} N_p \right) & J \left(L_r + \frac{I_{xz}}{I_x} N_r \right) & 0 \\ J \left(N_v + \frac{I_{xz}}{I_z} L_v \right) & J \left(N_p + \frac{I_{xz}}{I_z} L_p \right) & J \left(N_r + \frac{I_{xz}}{I_z} L_r \right) & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta v \\ \delta p \\ \delta r \\ \delta \phi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & Y_{\delta_R} \\ J \left(L_{\delta_a} + \frac{I_{xz}}{I_x} N_{\delta_a} \right) & J \left(L_{\delta_R} + \frac{I_{xz}}{I_x} N_{\delta_R} \right) \\ J \left(N_{\delta_a} + \frac{I_{xz}}{I_z} L_{\delta_a} \right) & J \left(N_{\delta_R} + \frac{I_{xz}}{I_z} L_{\delta_R} \right) \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_a \\ \delta_R \end{bmatrix} \quad (22)$$

其中下標「0」表示配平飛行狀態之參數值， J 定義為：

$$J = \left[1 - \left(\frac{I_{xz}^2}{I_x I_z} \right) \right]^{-1} \quad (23)$$

(21)、(22) 式中各氣動力穩定導數 (Stability Derivatives) 與控制導數 (Control Derivatives) 之定義分別如表 1、表 2 所列，表內無因次導數定義如附錄。上式與一般習用之飛行器線性化方程式組略有差異，若採用一般傳統飛機的飛行條件近似為 $\alpha_0 \approx 0$ 及 $\theta_0 \approx 0$ ，並考慮飛機左右對稱將 β_0 設為 0，(21)、(22) 二式可簡化為一般所習用之飛行器線性化方程式。

縱向線性化運動方程式：

$$\begin{bmatrix} \delta \dot{u} \\ \delta \dot{w} \\ \delta \dot{q} \\ \delta \dot{\theta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_u & X_w & 0 & -g \\ Z_u & Z_w & (Z_q + u_0) & 0 \\ M_u + M_w Z_u & M_w + M_w Z_w & M_q + M_w (Z_q + u_0) & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta u \\ \delta w \\ \delta q \\ \delta \theta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} X_{\delta_e} & X_{\delta_r} \\ Z_{\delta_e} & Z_{\delta_r} \\ M_{\delta_e} + M_w Z_{\delta_e} & M_{\delta_r} + M_w Z_{\delta_r} \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_e \\ \delta_r \end{bmatrix} \quad (24)$$

橫向線性化運動方程式：

$$\begin{bmatrix} \delta \dot{v} \\ \delta \dot{p} \\ \delta \dot{r} \\ \delta \dot{\phi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} (Y_v - D/m) & Y_p & Y_r - u_0 & g \\ J L_v & J L_p & J L_r & 0 \\ J N_v & J N_p & J N_r & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta v \\ \delta p \\ \delta r \\ \delta \phi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & Y_{\delta_R} \\ J L_{\delta_a} & J L_{\delta_R} \\ J N_{\delta_a} & J N_{\delta_R} \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_a \\ \delta_R \end{bmatrix} \quad (25)$$

(24)、(25) 式在許多參考文獻 [15,17] 中可獲得，將此適用於傳統定翼飛機線性化方程式簡稱為 cLTI (Conventional Linear-Time-Invariant) 狀態方程式，本研究將以 40 公分級 MAV 為例，對 mLTI 及 cLTI 動態模型作初步比較，並運用 mLTI 模型進行導航系統分析與設計。

表 1. 縱向運動穩定與控制導數

$X_a = \frac{-(C_{D_a} + 2C_D)QS}{mu_0}$	$Z_a = \frac{-(C_{L_a} + 2C_L)QS}{mu_0}$	$M_u = C_{m_a} \frac{QS\bar{c}}{u_0 I_y}$
$X_w = \frac{-(C_{D_w} - C_L)QS}{mu_0}$	$Z_w = \frac{-(C_{L_w} + C_D)QS}{mu_0}$	$M_w = C_{m_w} \frac{QS\bar{c}}{u_0 I_y}$
$X_{\delta_e} = -C_{D_{\delta_e}} \frac{QS}{m}$	$Z_q = -C_{L_q} \frac{\bar{c}}{2u_0} QS/m$	$M_q = C_{m_q} \frac{\bar{c}}{2u_0} QS\bar{c}/I_y$
$M_{\delta_e} = C_{m_{\delta_e}} QS\bar{c}/I_y$	$Z_{\delta_e} = -C_{L_{\delta_e}} QS/m$	$M_{\delta_e} = C_{m_{\delta_e}} \frac{\bar{c}}{2u_0} \frac{QS\bar{c}}{u_0 I_y}$

u_0 為配平飛行速度

表 2. 橫向運動穩定與控制導數

$Y_p = C_{y_p} QS/m$	$N_p = C_{n_p} QSb/I_z$	$L_p = C_{l_p} QSb/I_x$
$Y_r = C_{y_r} QSb/2mu_0$	$N_r = C_{n_r} \frac{QSb^2}{2I_z u_0}$	$L_r = C_{l_r} \frac{QSb^2}{2I_x u_0}$
$Y_{\delta_a} = C_{y_{\delta_a}} QS/m$	$N_{\delta_a} = C_{n_{\delta_a}} QSb/I_z$	$L_{\delta_a} = C_{l_{\delta_a}} QSb/I_x$
$Y_{\delta_R} = C_{y_{\delta_R}} QS/m$	$N_{\delta_R} = C_{n_{\delta_R}} QSb/I_z$	$L_{\delta_R} = C_{l_{\delta_R}} QSb/I_x$

本研究設計之基本構型為翼展 40 公分、後掠角 30 度、上反角 10 度與展弦比為 1.96 之微飛行器，各控制面及穩定翼均使用對稱翼剖面，垂直穩定翼 2 片置於翼尖；飛行時採滾轉偏航轉彎控制，無垂直方向舵之設計 ($\delta_R=0$)，此基本構型之原型機 (Prototype Model) 代碼為 MAV40 原型機如圖 2 所示。MAV40 物性資料列於表 3，機翼選擇低雷諾數氣動力性能較佳之 Gottingen 329 (G.329)，並使用風洞試驗數據 [18-19] 與理論及半經驗公式 [20] 估算氣動力參數列於表 4。



圖 2. MAV40 基本構型之原型機

表3. MAV40基本構形物性資料

重量重心 (g) (%C)	慣性矩 $I_x(\text{g}\cdot\text{cm}^2)$	慣性矩 $I_y(\text{g}\cdot\text{cm}^2)$	慣性矩 $I_z(\text{g}\cdot\text{cm}^2)$	慣性積 $I_{xz}(\text{g}\cdot\text{cm}^2)$
322 21.58%	15837	18198	33062	2441

表4. MAV40氣動力參數

縱向	橫航向	控制導數
$C_L=0.3327$	$C_{y\beta}=-0.7715$	$C_{L\dot{\alpha}}=0.1400$
$C_D=0.0341$	$C_{l\beta}=-0.2336$	$C_{m\dot{\alpha}}=-0.1121$
$C_{L\alpha}=2.9407$	$C_{n\beta}=0.2646$	$C_{m\alpha} + C_{m_q}=-0.8685$
$C_{L\dot{\alpha}} + C_{L_q}=1.0791$	$C_{l_p}=-0.1350$	$C_{l\dot{\alpha}}=-0.1072$
$C_{D\alpha}=0.4649$	$C_{n_p}=-0.0365$	$C_{n\dot{\alpha}}=0.0124$
$C_{m\alpha}=-0.1674$	$C_{l_r}=0.0978$	
	$C_{n_r}=-0.2665$	

三、基本飛控系統建構

飛控系統是建立微飛行器自主飛行能力的基礎，當微飛行器在進入自主導航功能前，本身需自成一穩定控制迴路並依據地面飛行員指令執行任務，此一穩定控制迴路即為飛控系統，讓飛行器具有循跡追蹤及抗干擾特性。依據一般無人載具操控需求，基本飛控系統須包括姿態保持模式、高度保持模式、航向保持模式與速度保持模式。在建立微飛行器之六自由度飛行運動模型之後，為方便導航與導引之飛行控制器設計，六自由度非線性方程式在定常飛行狀態之配平條件下經由微擾理論，將運動方程式線性化分解為縱向及橫航向線性化運動方程式，如方程式(21)、(22)所描述，將表3及表4本研究之微飛行器基本構型物性資料及氣動力參數代入(21)、(22)式，則配平速度為 12m/sec 時所得之線性化運動方程式為：縱向線性化運動方程式：

$$\begin{bmatrix} \delta \dot{u} \\ \delta \dot{w} \\ \delta \dot{q} \\ \delta \dot{\theta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -0.1106 & -2.8378 & -1.3268 & -32.1808 \\ -1.6362 & -287.3256 & 38.4306 & -1.1117 \\ 0.1250 & -212.3897 & -13.5485 & 0.0850 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta u \\ \delta w \\ \delta q \\ \delta \theta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -0.4663 & 49.1312 \\ -13.5078 & -0.2397 \\ -156.0883 & 1.3072 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_e \\ \delta_r \end{bmatrix} \quad (26)$$

$$y_1 = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} x_1$$

橫向線性化運動方程式：

$$\begin{bmatrix} \delta \dot{v} \\ \delta \dot{p} \\ \delta \dot{r} \\ \delta \dot{\phi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -77.7330 & 1.3589 & -38.9232 & 32.1808 \\ -519.5601 & -5.5690 & 3.1591 & 0 \\ 265.7716 & -1.1114 & -4.8723 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta v \\ \delta p \\ \delta r \\ \delta \phi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ -257.8972 & 0 \\ -4.8294 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_a \\ \delta_R \end{bmatrix} \quad (27)$$

$$y_2 = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} x_2$$

3.1 姿態保持模式

姿態保持模式對飛機而言為屬短週期運動，其區分俯仰與滾轉二種模式，飛行員大多在此模式下對飛機運動進行操控，飛機不斷依循飛行員下達之姿態指令進行姿態改變，在控制系統設計上姿態保持模式屬於追蹤設計問題(Tracking Design Problem)，同時亦須考慮飛行穩定設計，因此亦屬於飛控設計問題。俯仰姿態保持模式設計方塊圖如圖 3，並由式(26)可獲得姿態角相對於水平尾翼(δ_e)之轉移函數 $G_1(s)$ ；而滾轉姿態保持模式設計方塊圖如圖 4，並由式(27)可獲得滾轉角相對於副翼(δ_a)之轉移函數 $G_2(s)$ 。

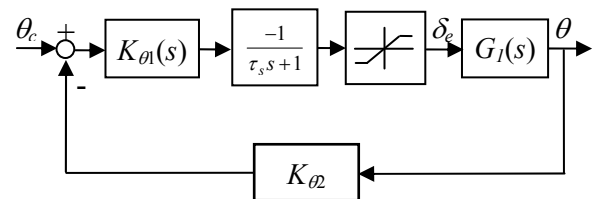


圖 3. 俯仰姿態保持模式。

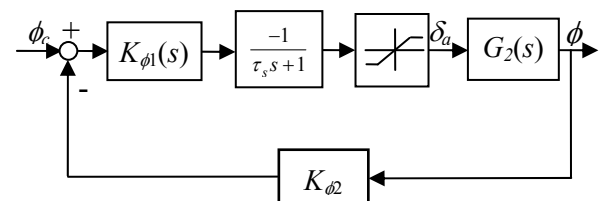


圖 4. 滾轉姿態保持模式

其中

$$G_1(s) = \frac{-156.1s^2 - 41990s - 4090}{s^4 + 301s^3 + 12100s^2 + 1537s + 12330} \quad (28)$$

$$G_2(s) = \frac{-257.9s^2 - 21312s - 2864000}{s^4 + 88.17s^3 + 11890s^2 + 101500s + 54450} \quad (29)$$

$K_{\theta 1}(s)$ 及 $K_{\phi 1}(s)$ 為 PID 控制器具有下列形式：

$$K(s) = K_p + \frac{K_I}{s} + K_D s \quad (30)$$

PID 參數值列於表 5, $K_{\phi 2}$ 及 $K_{\theta 2}$ 為輸出回授之單位換算, 由角度轉換成正確電壓準位, τ_s 為控制翼伺服器之時間常數, 以 MAV40 使用之市售廣營電子 GWS pico 等級伺服器, 其時間常數 $\tau_s=0.076 \text{ sec}$ 。

3.2 高度保持模式

高度保持模式屬縱向長週期運動, 在此模式下必須將前述姿態保持模式之設計作為內迴路, 其設計方塊圖如圖 5。高度與三軸速度 (u, v, w) 及姿態角 (θ, ϕ) 關係如式(31), 可利用微擾理論獲得線性方程式, 當微飛行器在水平配平(Level Trim)飛行條件下 ($v=0, \theta=\theta_0$ 及 $\phi=0$), 並與式(26)可獲得高度對水平尾翼之轉移函數 $G_3(s)$ 。

$$\dot{h} = u \sin \theta - v \sin \phi \cos \theta - w \cos \phi \cos \theta \quad (31)$$

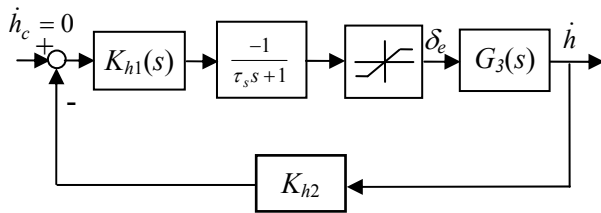


圖 5. 高度保持模式

其中

$$G_3(s) = \frac{13.48s^3 + 6182s^2 + 3349s + 54870}{s^4 + 301s^3 + 12100s^2 + 1537s + 12330} \quad (32)$$

$K_{h1}(s)$ 為比例積分控制器, K_p 需大於 1.225 為穩定範圍, 本研究依據任務需求選定 K_I/K_p 之比值為 0.5, 而 K_I 與 K_p 值亦列於表 5, K_{h2} 則用於單位轉換。

3.3 速度保持模式

速度保持模式亦屬縱向長週期運動, 使用

水平尾翼與推力均可改變飛機速度, 因在執行姿態保持及高度保持模式已使用水平尾翼, 故速度保持以馬達油門角度輸入進行控制, 其設計方塊圖如圖 6, 以阻力平衡作為配平推力, 並設計 P 控制器使飛行速度保持一定。

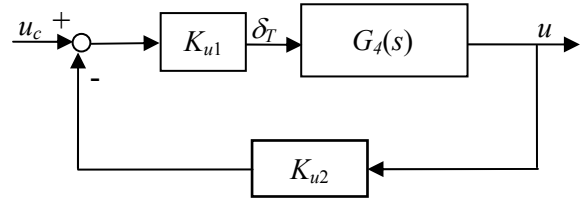


圖 6. 速度保持模式

其中

$$G_4(s) = \frac{49.13s^3 + 14780s^2 + 592100s - 26540}{s^4 + 301s^3 + 12100s^2 + 1537s + 12330} \quad (33)$$

K_{u1} 為比例控制, 本研究依據任務需求選定 $0 < K_{u1} < 0.4644$ 範圍, K_{u2} 亦為單位轉換。

表 5. 比例積分微分增益值參數表

	K_p	K_I	K_D
$K_{\theta 1}$	0.5	0	0.1
$K_{\phi 1}$	2.5	0	0.5
K_{h1}	3.0	1.5	0
K_{u1}	0.038	0	0

四、導航系統設計

導航系統包括飛行導引法則與飛行控制器, 首先由中程導引法則中的外積導引律邏輯計算, 依據飛行任務的預期需求, 判斷到達目的地的速度差、高度差、航向差, 決定速度、高度、姿態、航向的修正量, 也就是產生氣動力加速度指令, 再經由飛行控制器執行氣動力加速度指令, 依據飛行器當時的姿態, 下達飛行控制命令, 將微飛行器導向至任務之位置、軌跡。

為利於導航系統設計方程式之表達, 吾人運用空間向量符號：

$$\vec{r}(t) = \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix}_E, \vec{V}(t) = \begin{bmatrix} V_x \\ V_y \\ V_z \end{bmatrix}_E = \frac{d}{dt} \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix}_E, \vec{F} = \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} \quad (34)$$

因此, 透過(35)式方向餘弦矩陣(Direction Cosine Matrix)進行座標轉換, 可連結機體座標與導航系統之運算。

$$\begin{bmatrix} V_x \\ V_y \\ V_z \end{bmatrix}_E = \begin{bmatrix} \cos \theta \cos \psi & \sin \phi \sin \theta \cos \psi - \cos \phi \sin \psi & \cos \phi \sin \theta \cos \psi + \sin \phi \sin \psi \\ \cos \theta \sin \psi & \sin \phi \sin \theta \sin \psi + \cos \phi \cos \psi & \cos \phi \sin \theta \sin \psi - \sin \phi \cos \psi \\ -\sin \theta & \sin \phi \cos \theta & \cos \phi \sin \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix}_B \quad (35)$$

經由縱向控制器透過升降舵控制飛行器的高度，由橫向控制器透過滾轉轉彎(BTT)控制飛行器的航向，並且經由增益穩定系統來控制微飛行器執行導航任務時的飛行穩定性。藉由微飛行器陀螺儀、GPS 等感測器回授飛行器姿態 (ϕ, θ, ψ) 、位置 (X_E, Y_E, Z_E) 資訊回授至導航程式中進行運算，下指令至飛行控制器，到達目的地後完成偵查任務。在微飛行器的飛行任務中，考量其導航需求為空間中的點對點導航、水平盤旋偵察、多點導航，進行飛行模擬驗證，以作為評估實機測試可行性之依據。

4.1 外積導引律

導引律(Guidance Law)為導航系統運算邏輯核心，外積導引律(Cross-Product Guidance Law)大多運用在飛彈的中程導引(Mid-Course Guidance)上，考量微飛行器的任務需求為空間中預置軌跡導引，有別於飛彈在歸向導引所需的攔截追擊複雜運算，吾人採用外積導引律作為微飛行器的飛行導引律，外積導引律的作用根據目標與微飛行器相對的運動，不斷進行微飛行器的速度、姿態、軌跡修正計算，下指令給飛行控制器，控制微飛行器狀態變量維持在路徑上，直到達到預期的位置或目的地。

當飛行體所在位置 \vec{r} ，以飛行速度場條件 $\vec{V}(\vec{r}, t)$ 在空間飛行，任務需求速度場條件設為 $\vec{V}_r(\vec{r}, t)$ ，在有限時間 t_f 飛行體就不斷修正以達到所需要的速度場條件 $\vec{V}_r(\vec{r}, t)$ 並到達預設之目標點位置 \vec{r}_f 。設速度場差為 $\vec{V}_d = \vec{V}_r - \vec{V}$ ，如圖 7 所示。外積導引律即為速度場差的變化率與速度差的外積恆為零作為導引依據，在速度場差不旋轉的條件下，加入一個動態阻尼器 T_d ，使速度場差 \vec{V}_d 在有限時間內趨近於零。外積導引律：

$$\dot{\vec{V}}_d \times \vec{V}_d = 0 \quad (36)$$

表示速度場差 \vec{V}_d 不旋轉，加入動態導引阻尼器 T_d ，設速度場差 \vec{V}_d 收斂方程式為：

$$\dot{\vec{V}}_d + \frac{1}{T_d} \vec{V}_d = 0 \quad (37)$$

其中 $T_d > 0$ 可保證速度場差 \vec{V}_d 收斂至零，且速度場變化率包括重力、推力及氣動力加速度 $\dot{\vec{V}} = \vec{g} + \vec{a}_T$ ，得

$$\dot{\vec{V}}_r - \dot{\vec{V}} + \frac{1}{T_d} (\vec{V}_r - \vec{V}) = 0 \quad (38)$$

$$\dot{\vec{V}}_r - \vec{g} - \vec{a}_T + \frac{1}{T_d} (\vec{V}_r - \vec{V}) = 0 \quad (39)$$

而後，令 $\vec{b} = \dot{\vec{V}}_r - \vec{g}$ 為任務執行前已知之向量。最後得到推力及氣動力所需產生加速度：

$$\vec{a}_T = \vec{b} + \frac{1}{T_d} \vec{V}_d \quad (40)$$

吾人假設推力保持定值，即是油門的位置固定在水平飛行時的配平狀態，而為了產生氣動力加速度 \vec{a}_T ，故設計飛行控制器來改變飛行器的氣動力加速度。

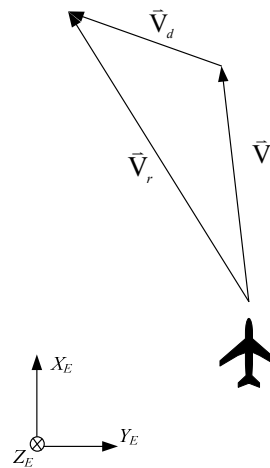


圖 7. 外積導引律示意圖

4.2 導航飛行控制器

導航飛行控制器係指一個能夠自動控制飛行器執行特定航行任務之運算系統，其任務在於提供平穩安定之飛行，執行導引法則計算

的飛行指令，轉換成致動器控制命令，並且產生由導引律所計算出之氣動力加速度 \bar{a}_T 控制飛行器姿態，改變飛行器氣動力外形，以導向完成任務的功能。以水平面 BTT 控制飛行器航向為例， \bar{a}_T 可分解成：

$$\bar{a}_T = a_{T_r} \bar{e}_r + a_{T_\theta} \bar{e}_\theta + a_{T_z} \bar{e}_z \quad (41)$$

其中 $(\bar{e}_r, \bar{e}_\theta, \bar{e}_z)$ 為轉彎飛行平面之圓柱座標系統(Cylindrical Coordinates)單位向量，若 \bar{e}_θ 與飛行器飛行速度方向一致，其與機體穩定性座標(Stability Axis)之單位向量關係如下：

$$\begin{bmatrix} \bar{e}_\theta \\ \bar{e}_r \\ \bar{e}_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \sin \phi & \cos \phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \bar{i} \\ \bar{j} \\ \bar{k} \end{bmatrix}_{\text{Stability Axis}} \quad (42)$$

縱向方面在式(41)中 a_{T_θ} 由飛控系統之速度保持控制器進行調節，平衡外界之干擾，故 \dot{V}_r 的大小近似於零，垂直方向 a_{T_z} 則由高度保持控制器計算所需平衡重力 \bar{g} 維持高度之升力分量，以水平尾翼產生機體之俯仰運動，並設計一個比例積分控制器(PI Controller)，以控制飛行高度。

橫向是以襟副翼角度作滾轉控制，產生機體之滾轉角，以改變飛行器的飛行方向，故導引航向只需考慮橫航向轉彎所需之作用力，微飛行器改變航向所需之側向力 \bar{F}_r ，根據外積導引律由方程式(40)對照式(41)可得橫航向加速度 a_{T_r} 為 \bar{V}_d / T_d 之橫航向分量

$$a_{T_r} = -\frac{V \sin \psi_r}{T_d} \quad (43)$$

亦即需產生側向力：

$$\bar{F}_r = -\frac{mV \sin \psi_r}{T_d} \bar{e}_r \quad (44)$$

上式須與飛行器本身產生滾轉轉彎(BTT)之側向力 $\mathbf{L} \sin \phi_c$ 相等，參考側向力平衡後視圖如圖 8，可得：

$$\bar{F}_r = -\frac{mV^2}{R} \bar{e}_r = \mathbf{L} \sin \phi_c \bar{e}_r = -\frac{mV \sin \psi_r}{T_d} \bar{e}_r \quad (45)$$

其中， F_r 表所需側向力(Required Side Force)，

ψ_r 為所需航向角(Required Heading)，其升力 \mathbf{L} 在 \bar{e}_r 方向之需求分力為 $\mathbf{L} \sin \phi_c \bar{e}_r$ ，此時 ϕ_c 為負值，則產生滾轉角的指令為：

$$\phi_c = \sin^{-1} \left(\frac{-mV \sin \psi_r}{T_d \times \mathbf{L}} \right) \quad (46)$$

經由限制器避免過大的滾轉角後的 ϕ_c ，再由式(47)之滾轉角自動駕駛儀達成 BTT 所需要之滾轉角。

$$\dot{\phi}(t) = -\frac{\phi(t)}{T_p} + \frac{\phi_c}{T_p} \quad (47)$$

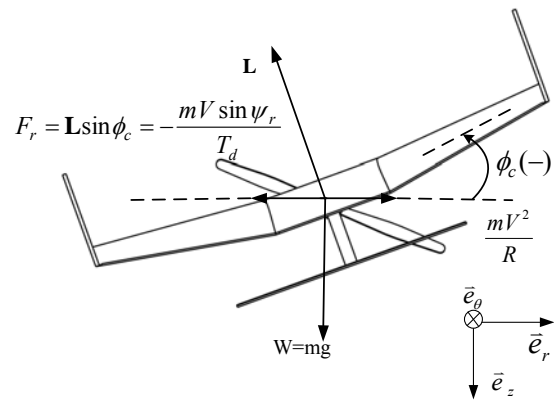


圖 8. 滾轉轉彎力平衡後視圖

橫向飛行控制器參數 T_d 、滾轉角自動駕駛儀參數 T_p 與預設切入點的選取影響飛行穩定性和收斂的速度、波形、時間。在橫向飛行控制器中，可分為兩種不同方式，一為航道追蹤，微飛行器進入切入點之前，即以滾轉角收斂航向角，使得飛行器在到達切入點後收斂航向角為零，即以一定航道向前飛行；另一為航向追蹤，微飛行器到達切入點後以固定航向角度前進。兩個法則差異在收斂後之條件不同，可各自運用在不同情況下的路徑規畫追蹤任務上。

水平盤旋是飛行器對盤旋中心持續繞圓的飛行，首先在水平的 X_E - Y_E 平面，吾人先定義盤旋中心 $C(x_c, y_c)$ ，並以半徑 R 產生繞圓盤旋飛行，數學計算方程式如式(49)~(50)，可以求出 ψ_1 、 ψ_2 的大小，因為節省能源因素，考量飛行器往較近之切點前進，也就是夾角較小 ψ_1 的目標前進，設導航點為 $P_1(x_1, y_1)$ ，使微飛行器在進入導航點後，以半徑為 R 的圓盤旋飛行，如圖 9 所示。

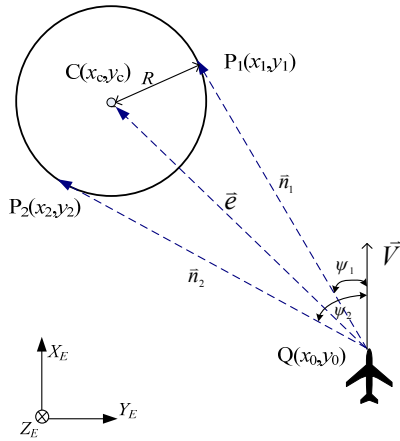


圖 9.水平盤旋示意圖。

其中

$$R = \frac{|\vec{n} \times \vec{e}|}{|\vec{n}|} \quad (48)$$

由此可求出切點為 $P_1(x_1, y_1)$ 、 $P_2(x_2, y_2)$ ，從起始點 Q 至二個切點 P_1 、 P_2 的航線的空間斜率分別為 S_1 、 S_2 (設 $S_2 > S_1$ ， $\psi_2 > \psi_1$)：

$$S_1 = \tan \psi_1 = \frac{x_1 - x_0}{y_1 - y_0} \quad (49)$$

$$S_2 = \tan \psi_2 = \frac{x_2 - x_0}{y_2 - y_0} \quad (50)$$

因此 $P_1(x_1, y_1)$ 可設為較近切入點。

五、模擬結果

在微擾理論基礎上，定常(Steady-State)配平條件附近的動態行為仍可藉由線性動態穩定性分析獲得，但在於較大攻角或不穩定系統時，線性分析有其限制，在較大飛行速度範圍之動態穩定性評估必須完全使用非線性分析。

5.1 動態模擬比較

首先以飛行速度 12m/sec 進行配平模擬，獲得氣動力參數後進行線性非時變與非線性系統動態模擬，完成配平後以輸入 0.5 sec 的單對正弦波(Sinusoidal Doublet Input)作為輸入訊號作用於 MAV 之控制面，縱向線性化與非線性化系統動態響應顯示於圖 10~圖 11，實線為非線性的系統響應，虛線為適用於傳統飛行器之線性非時變 (Conventional Linear-Time-Invariant, 簡稱 cLTI)系統響應，

而點虛線為本研究所提出適用於 MAV 的 LTI 系統 (Modified Linear-Time-Invariant, 簡稱 mLTI)。模擬結果顯示 cLTI 及 mLTI 系統模擬響應與非線性系統響應相當一致，而仔細觀察圖 10 仍可分辨其中之差異，點虛線(mLTI)在第 1 秒內具有較小之誤差，第 1 秒之後則差異不大；橫航向系統模擬滾轉率與滾轉角響應比較結果如圖 12 及圖 13，橫航向系統模擬響應 mLTI 系統響應(點虛線)與非線性系統響應幾乎重疊，而 cLTI(虛線)之系統響應有明顯的誤差。另外由此亦可看出微飛行器之橫航向穩定性相對縱向而言，具較差之相對穩定性，因此，對於全翼形固定翼之微飛行器必須具有穩定增益系統(Stability Augmented System, SAS)之設計方能有效執行偵查任務。

由於 MAV 在低速時飛行特性差異變化極大，因此另以配平速度較低之 8m/sec 飛行條件進行非線性及線性化非時變系統動態分析，圖 14~17 顯示 mLTI 與 cLTI 模型相對於六自由度非線性統之模擬結果比較，由圖中可看到其差異，當 MAV 之航速較低時，圖中顯示 mLTI 系統模擬之結果(點虛線)與非線性系統行為相當一致，不論縱向或橫向運動，而 cLTI(虛線)之結果與非線性模擬有明顯之差距，由此可看出在低空速時，運用 cLTI 模型對 MAV 作分析或進行飛控統設計已不適合，特別是在橫航向穩定模擬上，cLTI 模擬結果已產生發散現象，而 mLTI 則行為幾乎一致，此乃 MAV 因低速時飛行攻角較高，cLTI 模型忽略攻角效應無法完整反映微飛行器動態穩定行為，此一結果與前期研究之 15 公分級 MAV 動態分析現象是相符合的[16]，因此吾人對 MAV 導航系統之飛控與導航設計乃運用 mLTI 模型進行分析與設計。

5.2 導航設計結果模擬

考量 MAV 之低阻尼比與飛行穩定性不佳特性，吾人在飛行穩定增益控制系統設計上，使用 PID 控制設計於姿態角保持模式、速度保持模式及高度追蹤模式，使 MAV 具有良好飛行穩定性，再依據外積導引律所推导出微飛行器之導航控制指令，配合六自由度剛體運動方程式進行非線性導航模擬，飛行科目包括高度追蹤與定航道導航、水平盤旋、多點導航控制等，以下分別說明模擬結果。

5.2.1 定航道導航

首先執行高度追蹤與定航道導航模擬任務，飛經導航點進入固定航道之導航，沿著 X_E 軸向飛行高度由 0 公尺爬升至 50 公尺，分以目標航道 $Y_E=40、60$ 及 80 公尺持續飛行，模擬結果飛機最大約以 46 度俯仰角爬升如圖 18，約 16 秒到達高度 50 公尺後姿態改平如圖 19，而圖 20 顯示除了爬升過程中速度略微降低外，其餘速度均能維持在 12m/sec，因此速度保持設計功能良好；在爬升過程中同時分別約以 20、30 及 40 度航向角朝不同目標航道飛行，大約在 50 秒時分別到達目標航道 $Y_E=40、60$ 及 80 公尺後持續飛行如圖 21，滾轉角變化如圖 22，導航過程中姿態保持控制良好飛機穩定飛行，三度空間立體軌跡圖如圖 23 所示。

5.2.2 水平盤旋導航

此任務需求為針對特定偵查點進行盤旋導航，依據起始點與偵查點相對座標計算較近切入點後進行水平盤旋飛行，以偵測點位置 $(X_E, Y_E)=(550, 150)$ 公尺為例，進行航高 50 公尺、半徑 100 公尺盤旋之模擬，模擬結果繪於圖 24~圖 29，圖 24 顯示飛機最大以 46 度仰角爬升同時進行航道偏航，16 秒後到達目標高度並維持航向，過程中速度保持良好，經計算約 48 秒後選擇較近切入點進行盤旋如圖 27，而圖 28 顯示盤旋飛行過程中滾轉角約為 8 度，高度、速度與姿態保持良好穩定飛行，立體軌跡圖分別如圖 29 所示。

5.2.3 多點導航控制

最後，進行多點導航控制，模擬微飛行器依序從地面站(0,0,0)起飛往第一個導航點(250,150,50)、第二個導航點(250,300,50)、第三個導航點(50,200,50)，最後通過第四導航點(120,50,50)，圖 30 顯示爬升俯仰角最大約 45 度，高度與速度變化圖分別如圖 31 及圖 32 所示，在到達第一導航點後，依據下一點座標計算滾轉角指令進行 BTT，轉換導航點滾轉角約為 31 度如圖 33，模擬過程中高度與速度保持良好並能準確到達各預設導航點，平面及立體軌跡圖分別如圖 34 及圖 35 所示。

六、結 論

微飛行器在逐步進入實際運用階段時，其飛行穩定與導航系統就相形重要，本研究即建立微飛行器的飛行動態方程式以作為系統模型，而後透過飛行增益穩定系統之設計及導航系統之設計與分析，依序逐步邁向微飛行器自主飛行之目標。由於微飛行器之動態響應相當靈敏，機體之穩定性對導航軌跡之耦合現象非常明顯，運用六自由度剛體模型進行 MAV 導航系統之設計及分析，並達成以外積導航律導引微飛行器的飛行軌跡路徑以及飛行控制器自動控制飛行動作。

導航系統接收任務目標資訊後，經由導引法則邏輯運算所需產生的推力與氣動力的加速度指令，飛行控制器根據此指令，計算控制面變化量，經由致動器改變控制面角度與改變微飛行器的氣動力外形，因而改變了微飛行器的力與力矩和運動方向朝任務目標前進。本研究之 MAV 導航飛行控制器分為縱向飛行控制器與橫向飛行控制器，縱向飛行控制器是由 PID 控制器來控制維持飛行高度與飛行姿態，橫向飛行控制器是以滾轉轉彎的方式進行航向變化，在有限時間內到達目標航向，經由定航道導航、水平盤旋導航與多點導航控制等任務模擬驗證 MAV 增益穩定系統與導航系統確為可行。

誌 謝

本研究承國科會專題研究計畫 NSC 96-2221-E-606-MY3 之補助，特此誌謝。

附 錄

表 1 與表 2 內縱向與橫向無因次穩定導數定義如下：

$$\begin{aligned} C_{D_u} &\equiv \frac{\partial C_D}{\partial(u/u_0)}, C_{L_u} \equiv \frac{\partial C_L}{\partial(u/u_0)}, C_{m_u} \equiv \frac{\partial C_m}{\partial(u/u_0)}, \\ C_{D_\alpha} &\equiv \frac{\partial C_D}{\partial \alpha}, C_{L_\alpha} \equiv \frac{\partial C_L}{\partial \alpha}, C_{m_\alpha} \equiv \frac{\partial C_m}{\partial \alpha}, \\ C_{L_q} &\equiv \frac{\partial C_L}{\partial(q\bar{c}/2u_0)}, C_{m_q} \equiv \frac{\partial C_m}{\partial(q\bar{c}/2u_0)}, C_{m_{\dot{\alpha}}} \equiv \frac{\partial C_m}{\partial(\dot{\alpha}\bar{c}/2u_0)}, \\ C_{D_{\dot{\epsilon}}} &\equiv \frac{\partial C_D}{\partial \dot{\epsilon}}, C_{L_{\dot{\epsilon}}} \equiv \frac{\partial C_L}{\partial \dot{\epsilon}}, C_{m_{\dot{\epsilon}}} \equiv \frac{\partial C_m}{\partial \dot{\epsilon}}, \end{aligned}$$

$$C_{y_\beta} \equiv \frac{\partial C_y}{\partial \beta}, C_{y_p} \equiv \frac{\partial C_y}{\partial (pb/2u_0)}, C_{y_r} \equiv \frac{\partial C_y}{\partial (rb/2u_0)},$$

$$C_{n_\beta} \equiv \frac{\partial C_n}{\partial \beta}, C_{n_p} \equiv \frac{\partial C_n}{\partial (pb/2u_0)}, C_{n_r} \equiv \frac{\partial C_n}{\partial (rb/2u_0)},$$

$$C_{l_\beta} \equiv \frac{\partial C_l}{\partial \beta}, C_{l_p} \equiv \frac{\partial C_l}{\partial (pb/2u_0)}, C_{l_r} \equiv \frac{\partial C_l}{\partial (rb/2u_0)},$$

$$C_{y_{\delta_a}} \equiv \frac{\partial C_y}{\partial \delta_a}, C_{y_{\delta_R}} \equiv \frac{\partial C_y}{\partial \delta_R}, C_{n_{\delta_a}} \equiv \frac{\partial C_n}{\partial \delta_a}, C_{n_{\delta_R}} \equiv \frac{\partial C_n}{\partial \delta_R},$$

$$C_{l_{\delta_a}} \equiv \frac{\partial C_l}{\partial \delta_a}, C_{l_{\delta_R}} \equiv \frac{\partial C_l}{\partial \delta_R}$$

參考文獻

- [1] McMichael, J. M. and Francis, M. S., "Micro Air Vehicles – Toward a New Dimension in Flight," Report to TTO, DARPA, Department of Defense, USA, July 1997.
- [2] Ifju, P. G., Jenkins, D. A., Ettinger, S., Lian, Y., Shyy, W., and Waszak, M. R., "Flexible-Wing- Based Micro Air Vehicles," AIAA Paper No. 2002-0705, 2002.
- [3] Grasmeyer, J. M. and Keennon, M. T., "Development of the Black Widow Micro Air Vehicle," AIAA Paper No. 2001-0127, 2001.
- [4] 日本電氣公司 (NEC), 翼展 60 公分無人飛機, 聯合報 B3 版, 2005.01.19。
- [5] <http://www.defense-update.com/products/t/TACMAV.htm>
- [6] Niño, J., Mittrache, F., Cosyn, P., and Keyser, R., "Model Identification of a Micro Air Vehicle," Journal of Bionic Engineering 4, pp. 227–236, 2007.
- [7] 張運生、郭智賢、解雅雯, "具導航導引功能之嵌入式控制器之微飛行器(MAV)研究", 2009 中華民國航空太空學會/中華民國航空學會聯合學術研討會, 台北市, AASRC2009AA0120090727-28, 2009。
- [8] 郭智賢、宋齊有、張運生, "微飛行器之縱向穩定性分析與設計", 中華民國航空太空學會會刊, 第 34 卷, 第 1 期, 第 297-308 頁, 2002 年 12 月。
- [9] 張運生、宋齊有、郭智賢, "微飛行器之橫向穩定性分析與設計", 航空太空及民航學刊系列 B, 第 38 卷, 第 1 期, 第 036-048 頁, 2006 年 4 月。
- [10] Webb, T. P., Prazenica, J., Kurdila, A. J., and Lind, R., "Vision-Based Estimation for Autonomous Micro Air Vehicles," Journal of Guidance, control, and Dynamics, Vol. 30, No. 3, pp.816-826, May-June 2007.
- [11] Kellog, J., Bovais, C., Dahlburg, J., Foch R., Gardner J., Gordon D., Hartley R., Kamgar-Parsi B., McFarlane H., Pipitone F., Ramamurti R., Sciambi A., Spears W., Srull D., and Sullivan C., "The NRL MITE Air Vehicle," 16th Bristol International Conference on Unmanned Air Vehicle Systems, 2001.
- [12] Goerzen, C., Kong, Z., and Mettler, B., "A survey of motion planning algorithms from the perspective of autonomous UAV guidance," Journal of Intelligent and Robotic Systems: Theory and Applications, Vol. 57, No. 1-4, pp. 65-100, January 2010.
- [13] Han, S., Bang, H., and Yoo, C., "Proportional Navigation-Based Collision Avoidance for UAVs," Internal Journal of Control, Automation, and Systems. Vol. 7, No. 4, pp.553-565, 2009.
- [14] Lawrance, R. J. and Sukkarieh, S., "A guidance and control strategy for dynamic soaring with a gliding UAV," IEEE International Conference on Robotics and Automation, Japan, May 2009.
- [15] Nelson, R.C., Flight Stability and Automatic Control, 2nd edition, McGraw-Hill, Inc., pp.96-127, 1998.
- [16] Kuo, Z. S., Soong, C. Y., and Chang, Y. S., "Dynamic Modeling and Analysis of a Whole-Wing Micro Aerial Vehicle," AIAA Dynamics Specialists Conference, Honolulu, AIAA Paper No. 2007-2238, April 2007.
- [17] Schmidt, L. V. Introduction to Aircraft Flight Dynamics, AIAA Education Series, 1998.
- [18] 吳章傑、宋齊有、林阿成、賴正權, 微飛行器用之低雷諾數氣動特性研究, 國防科技學術合作協調小組專題研究計畫成果報告, 桃園大溪, 第 58-94 頁, 2002 年 3 月。
- [19] Rice, M. S., Handbook of Airfoil Sections for Light Aircraft, Aviation Publication, Wisconsin, pp. 101-115, 1971.
- [20] Smetana, F. O., Computer Assisted Analysis of Aircraft Performance Stability and Control, McGraw-Hill, Inc., NY, pp. 55-149, 1984.

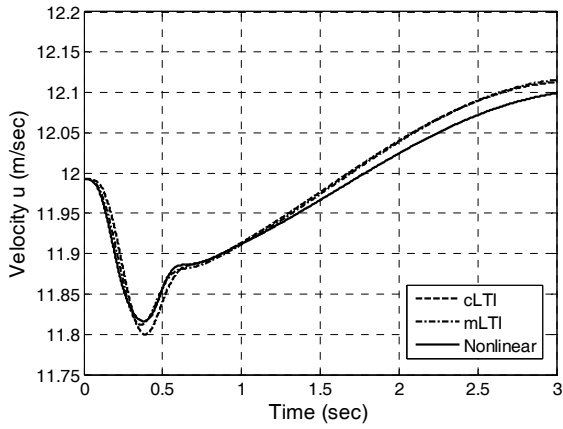


圖 10. 縱向速度線性化與非線性系統模擬響應比較(12m/sec)

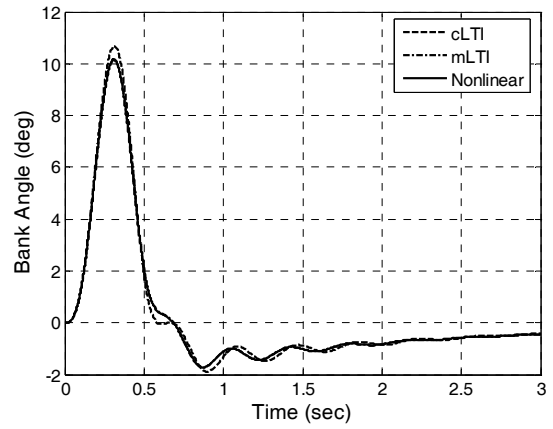


圖 13. 橫向滾轉角線性化與非線性系統模擬響應比較(12m/sec)

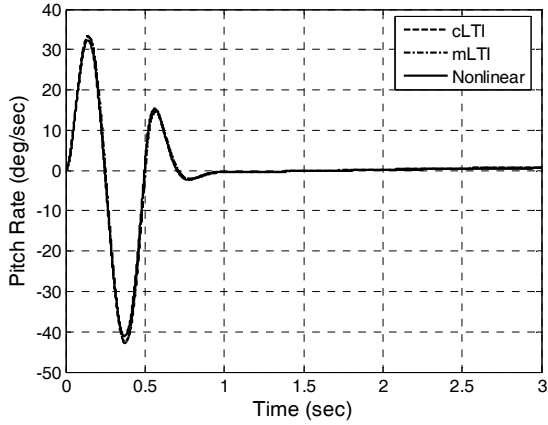


圖 11. 縱向俯仰率線性化與非線性系統模擬響應比較(12m/sec)

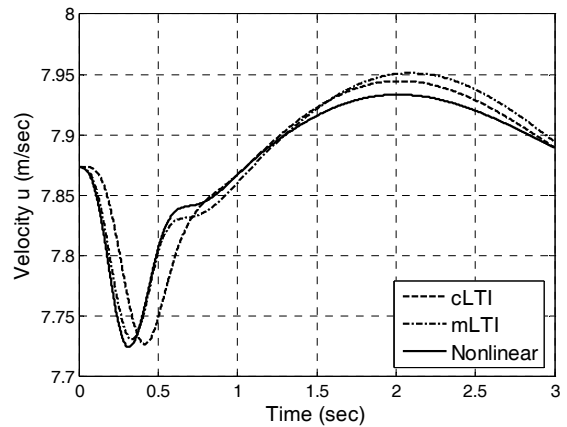


圖 14. 縱向速度線性化與非線性系統模擬響應比較(8m/sec)

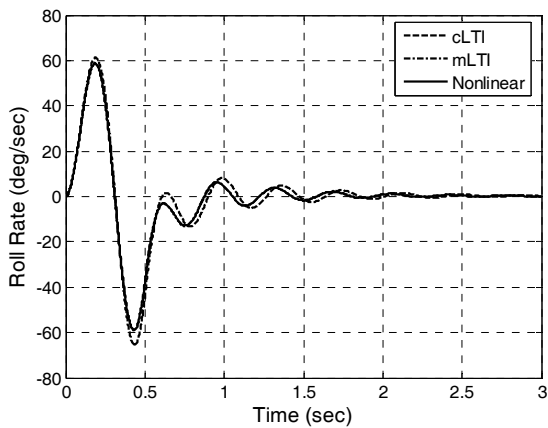


圖 12. 橫向滾轉率線性化與非線性系統模擬響應比較(12m/sec)

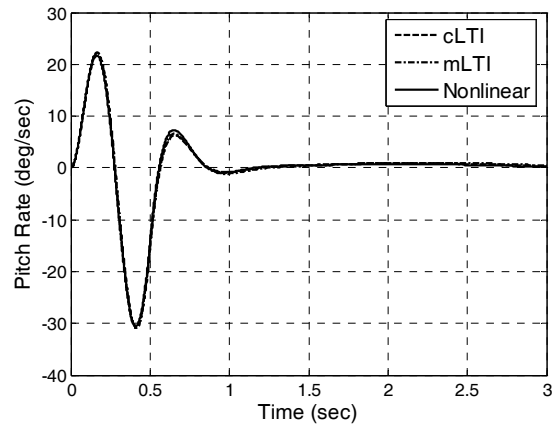


圖 15. 縱向俯仰率線性化與非線性系統模擬響應比較(8m/sec)

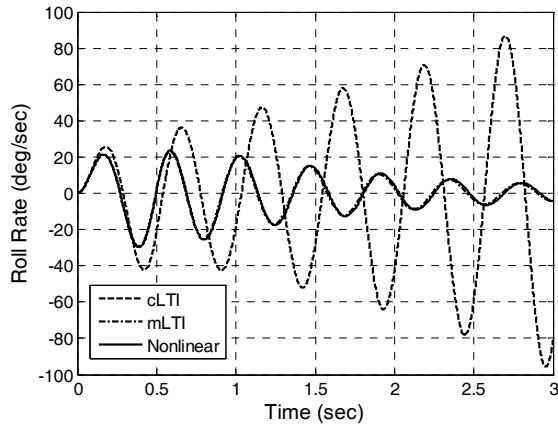


圖 16. 橫向滾轉率線性化與非線性系統模擬響應比較(8m/sec)

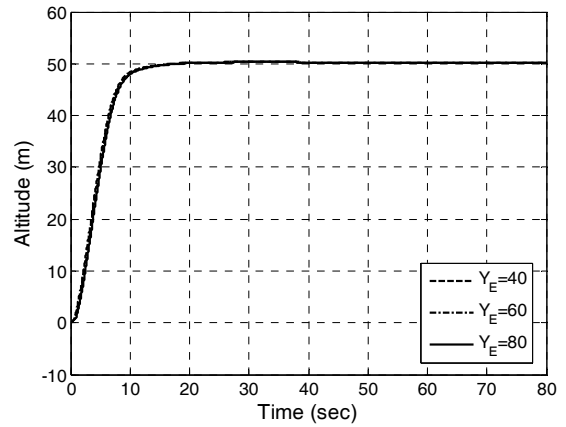


圖 19. 高度追蹤及定航道模擬高度變化圖

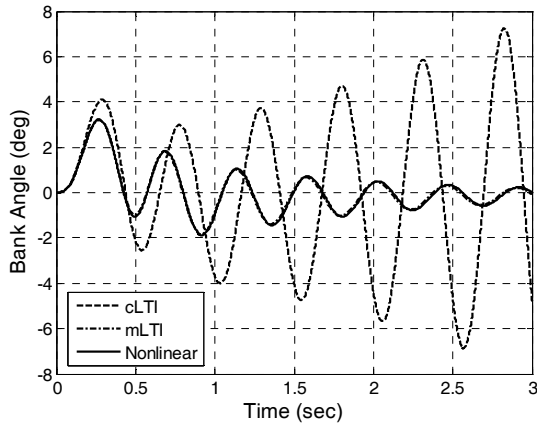


圖 17 橫向滾轉角線性化與非線性系統模擬響應比較(8m/sec)

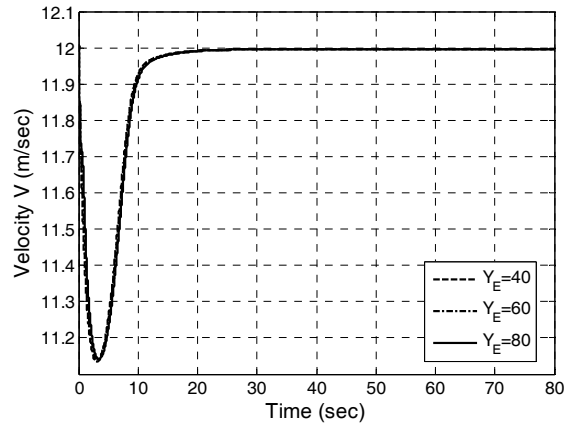


圖 20. 高度追蹤及定航道速度變化圖

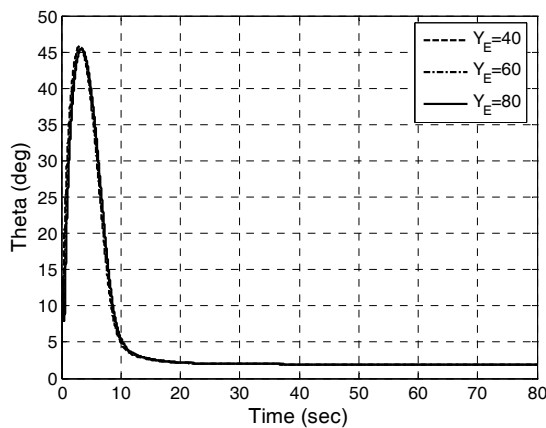


圖 18. 高度追蹤及定航道模擬俯仰角變化圖

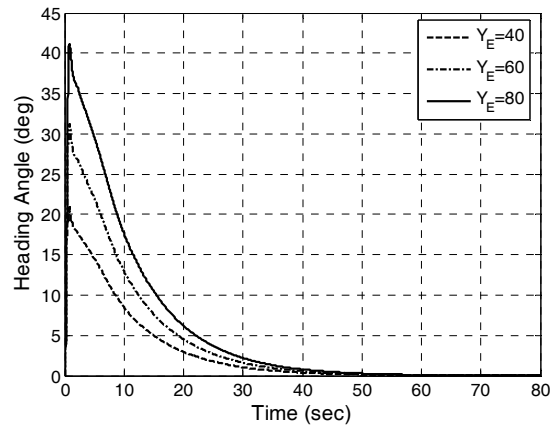


圖 21. 高度追蹤及定航道航向角變化圖

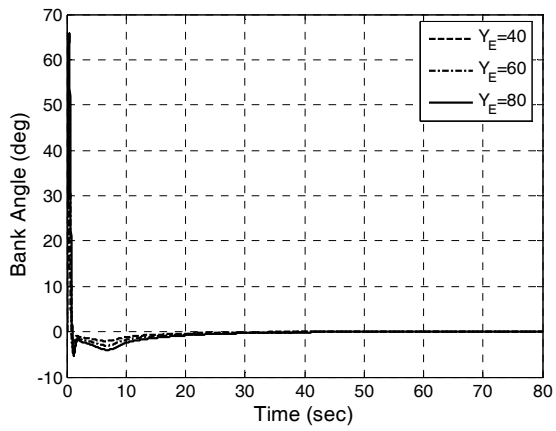


圖 22. 高度追蹤及定航道模擬滾轉角變化圖

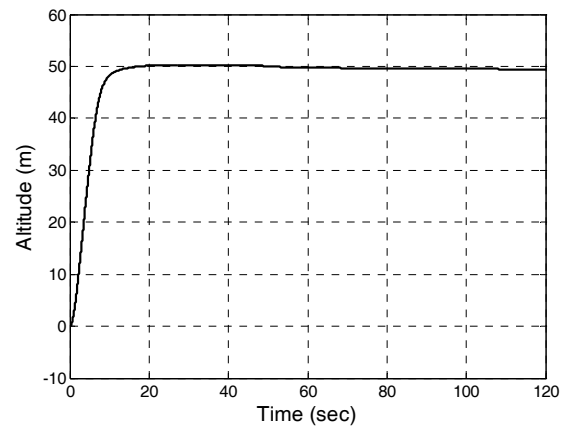


圖 25. 水平盤旋高度變化圖

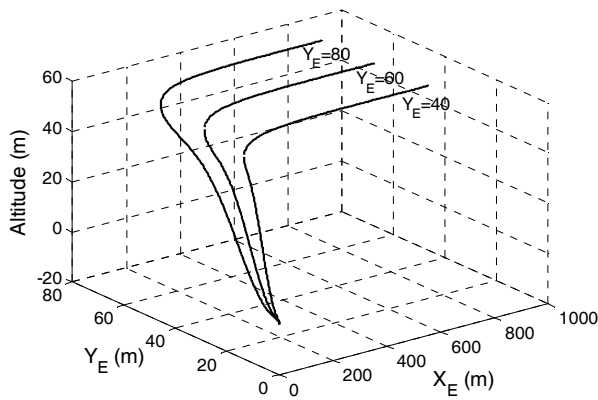


圖 23. 高度追蹤及定航道三度空間立體軌跡圖

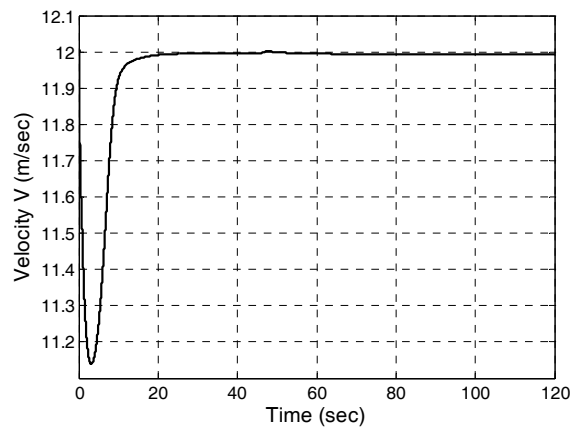


圖 26. 水平盤旋速度圖

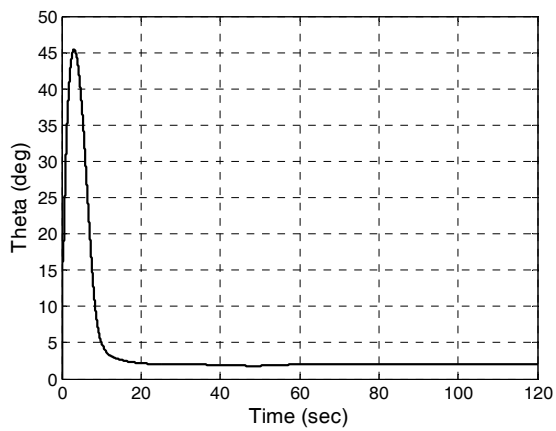


圖 24. 水平盤旋俯仰角變化圖

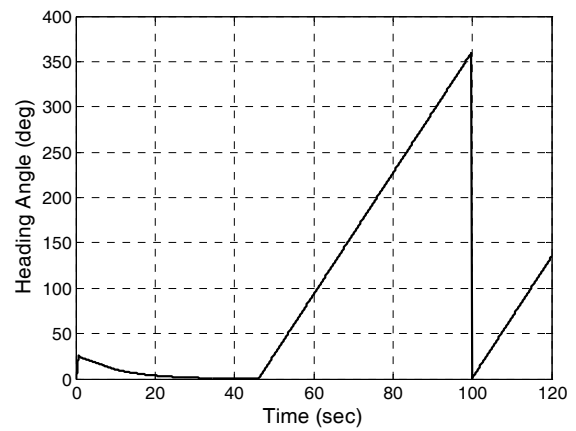


圖 27. 水平盤旋航向角變化圖

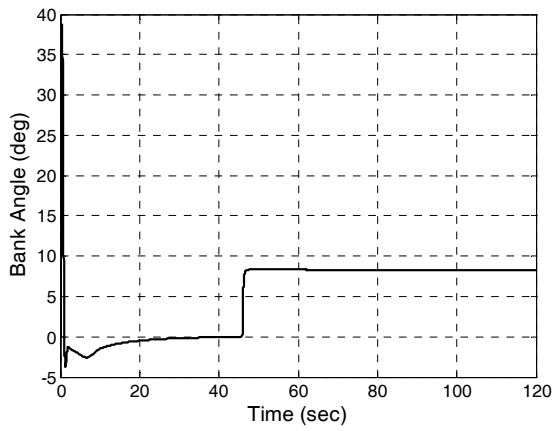


圖 28. 水平盤旋滾轉角變化圖

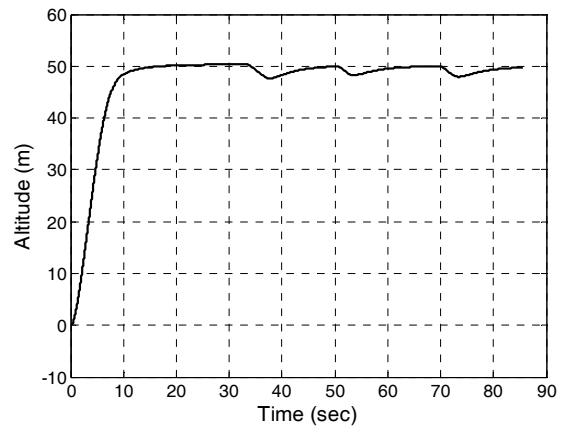


圖 31. 多點導航高度變化圖

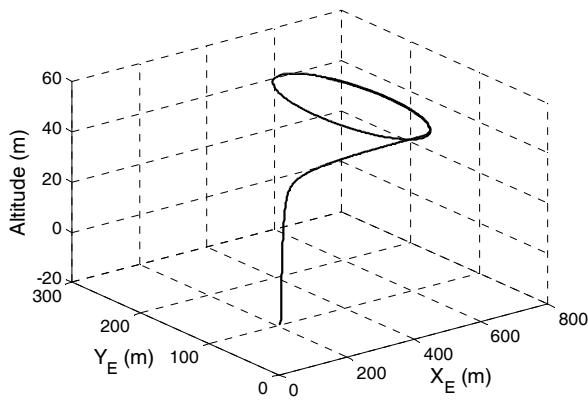


圖 29. 水平盤旋立體軌跡圖

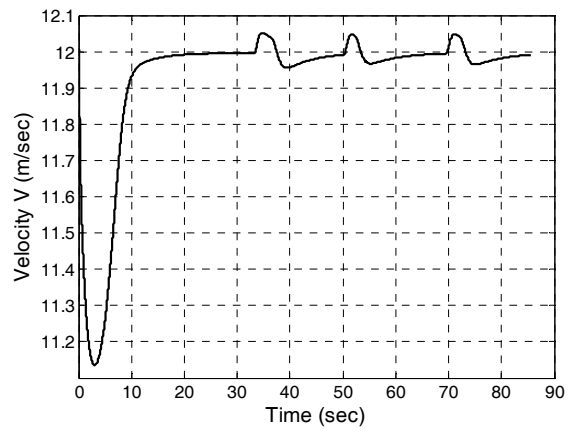


圖 32. 多點導航速度變化圖

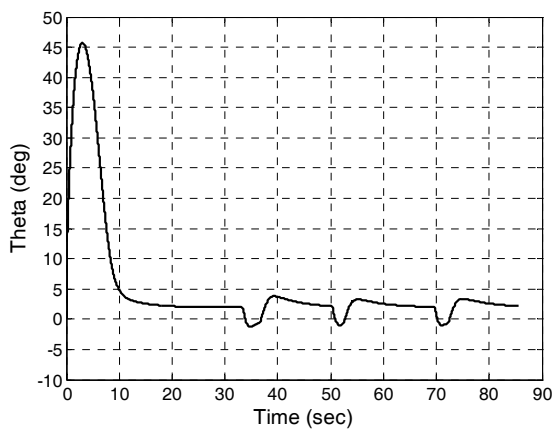


圖 30. 多點導航俯仰角變化圖

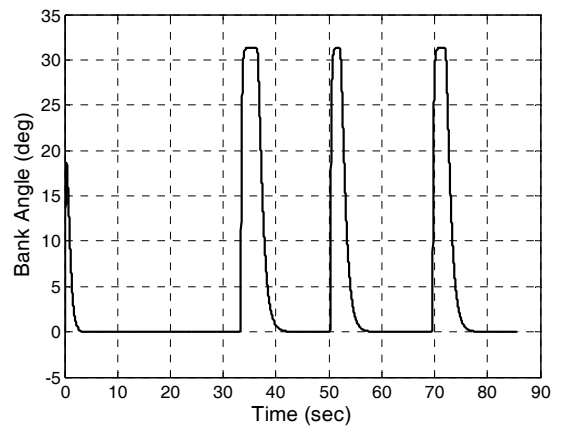


圖 33. 多點導航滾轉角變化圖

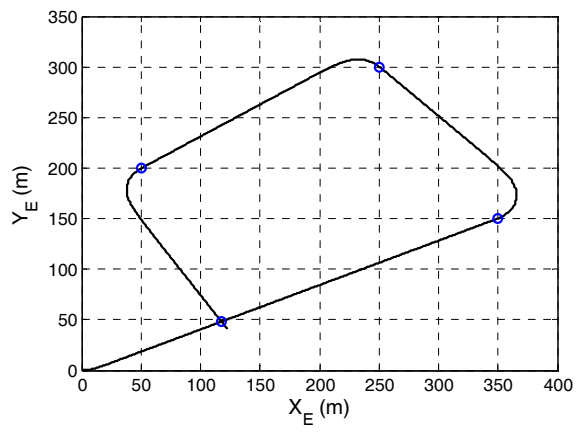


圖 34. 多點導航平面軌跡圖

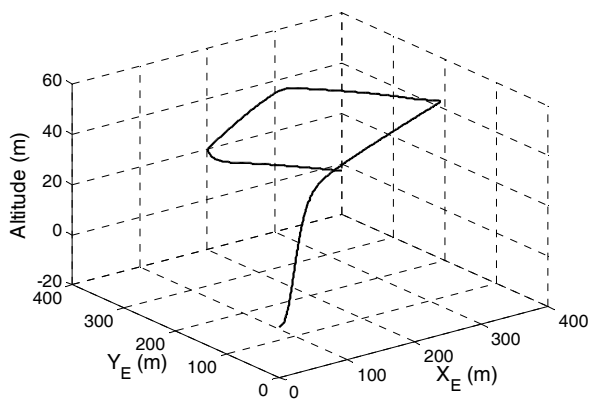


圖 35 多點導航立體軌跡圖