

台灣二〇〇二年國際科學展覽會

科 別：工程學

作品名稱：無尾翼飛行器之穩定與控制

得獎獎項：工程學科佳作

學 校：臺北市立第一女子高級中學

作 者：葉思沂

摘 要

無尾翼飛行器(Tailless Aircraft) 在軍事上的價值極大，且對於目前正在起步的微飛行載具(Micro Air Vehicle)而言，亦是值得嘗試與投資的。然而，由於無尾翼飛行器缺乏用以平衡的水平尾翼，造成其靜態的不穩定，即使設法提高靜態穩定特性，但其氣動力阻尼低、穩定性仍舊不佳。操縱上更是困難，在飛行穩定性與控制系統設計上極具挑戰性。本研究目的在探討無尾翼飛行器之穩定性與控制技術，改善其先天之不穩定特性，考慮之項目有縱向靜態穩定性、動態穩定性、控制面與組件配置等因素等進行詳細之探討。首先，找出了適用於無尾翼飛行器之 Reflex 翼形，接著建立無尾翼飛行器之非線性縱向動態模式，然後針對一翼展 80cm 之小型飛行器進行外型設計，並觀察分析其實際飛行狀態，再以理論與經驗公式估算無尾翼飛行器之氣動力導數，探討其飛行穩定與操控性能。此外，並運用古典控制 PID 控制法則，設計控制器進行非線性受控系統之動態響應模擬。由模擬結果可看出，經由翼剖面改變與控制系統的輔助下，大幅提高了其性能，使得無尾翼飛行器克服了先天的不穩定特性，更提高了其發展空間

ABSTRACT

The tailless aircraft has a great value on the military use. Meanwhile, it is worthwhile to try and to invest in it for the investigation of MAV(Micro Air Vehicle), which is being developed now. However, because of lacking horizontal tail which is used for balance, the tailless aircraft is static unstable. Even with the attempt to enhance its characteristics of static stability, the stability of the tailless aircraft is still poor for the sake of its low damping in aerodynamics. Therefore, it is a challenge to flight stability and control system designing.

The purposes of this research are to study the stability and the control technique of the tailless aircraft. To improve its congenital lacking of stability, thought over the longitudinal static stability, dynamic stability and control system. First, find the “Reflex” airfoil is suitable for the tailless aircraft. Second, set up a non-linear and longitudinal dynamic model of the tailless aircraft. Third, design an 80cm span small airplane. Hence, observe and analyze its flying condition. Finally, utilize the theoretical and experiential equations to estimate the aerodynamic derivatives and investigate its stability and controllability. Besides, use the PID controller to proceed the time-response simulation of the non-linear system.

The result of simulation shows that the performance is improved through the change of the airfoil and with the auxiliary of the control system. With this improvement, the tailless aircraft overcome the congenital lacking of stability to broaden its utilization potential.

壹、前言

無尾翼飛行器因其沒有尾翼的設計，使其在軍事上利於躲避雷達的偵測，具有高度的軍事價值，俗稱之「隱形偵查機」即有設計為無尾翼之構形，正在發展中的下一代無尾翼低阻力戰機也是這種考量。且相較於傳統型飛機，其在相同的機體重量下，因機體空間較大，可承載之重量亦較大。再加上無尾翼的設計，使全機之結構強度較傳統型飛機佳。但是因為其穩定性較差，較難操控，控制方面的挑戰性即高。

飛行器在飛行穩定性方面，必須滿足靜態與動態穩定設計需求，縱向之自然頻率與氣動力阻尼則影響飛行操控品質，對以偵查功能為主之無尾翼飛行器尤為重要。飛行器之尾翼可分為垂直尾翼與水平尾翼兩部分，垂直尾翼提供飛行時所需的橫向穩定(Lateral stability)；而水平尾翼則提供縱向穩定(Longitudinal stability)，兩者均扮演不可或缺的重要角色。在先天條件上，無尾翼飛行器因缺乏尾翼之平衡功能，致使其無法滿足靜態與動態穩定設計需求，連帶的其操控性亦不佳，這使得無尾翼飛行器之穩定與控制存在極大的挑戰。

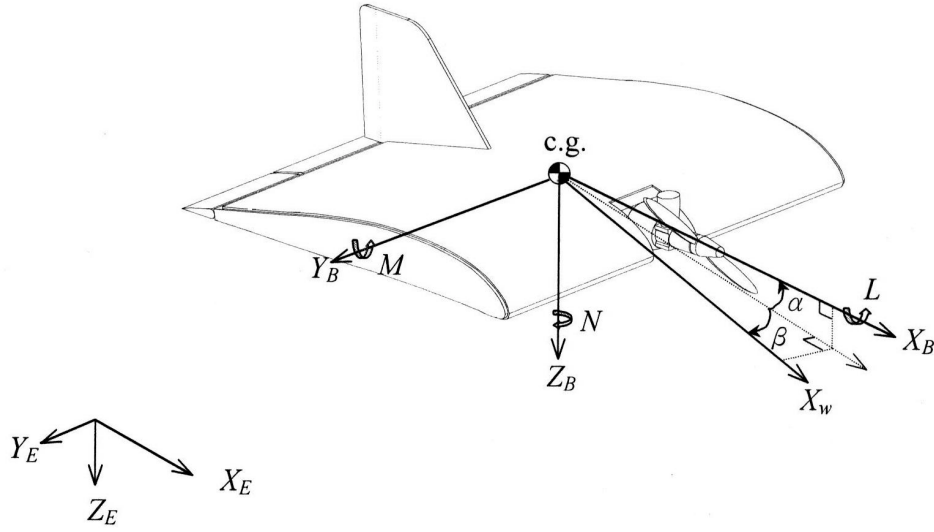
因此本研究所探討的為無尾翼飛行器之穩定性與控制技術，改善其先天之不穩定特性，考慮之項目有縱向靜態穩定性、動態穩定性、控制面與組件配置等因素等進行詳細之探討。針對不同設計之無尾翼飛行器進行非線性縱向運動模擬與線性之穩定性分析，探討無尾翼飛行器之飛行穩定與操控性能，並視動態模擬結果決定飛行穩定增益系統之需要與否。另外，亦製作無尾翼飛行器之實體，進行飛行實作驗證，以提升無尾翼飛行器之飛行穩定性。

貳、研究方法與過程

首先，建立飛行器的運動方程式，並將之線性化，以方便運算與分析。接著探討了無尾翼飛行器與傳統飛行器的不同，並謀求解決改善之道。再來即以 Fortran 程式語言撰寫動態飛行模擬程式，以模擬的方式，比較各種不同翼形與初始飛行條件下的不同。最後以 PID 控制器，設計理想的控制系統，並同樣以程式模擬加控之後的飛行軌跡，由此判斷控制器之有效與否，並可加以分析。

(一)、建立運動方程式

將飛行器視為一剛體(Rigid Body)，飛機六自由度所使用之座標系統如下圖所示：



其中慣性座標系統(Inertia Axis System, X_E, Y_E, Z_E)為一固定之地面座標，以飛機起飛點為原點，依右手定則，往前為 X_E 軸正向，水平面上垂直 X_E 軸往右為 Y_E 軸正向，垂直 X_E, Y_E 軸向下為 Z_E 軸正向；機體座標系統(Body Axis System, X_B, Y_B, Z_B)是以飛機重心為原點，以機首方向為 X_B 軸正向，垂直 X_B 軸往飛機右翼為 Y_B 軸正向，垂直 X_B, Y_B 軸向下為 Z_B 軸正向。應用牛頓第二運動定律，飛行器運動的向量方程式可表為：

$$\begin{aligned}\sum \bar{F} &= \frac{d}{dt}(m\bar{V}) \\ \sum \bar{M} &= \frac{d}{dt}\bar{H} = \sum \frac{d}{dt}(m\bar{r} \times \bar{V})\end{aligned}\quad (1-1)$$

其中 m 為質量，設為常數， \bar{V} 為速度向量， \bar{r} 為位置向量， \bar{H} 為角動量。將 1-1 式展開可得到：

$$\begin{aligned}F_x &= m[\dot{u} + (q_B^E + q)w - (r_B^E + r)v] \\ F_y &= m[\dot{v} + (r_B^E + r)u - (p_B^E + p)w] \\ F_z &= m[\dot{w} + (p_B^E + p)v - (q_B^E + q)u]\end{aligned}\quad (1-2)$$

$$\begin{aligned}L &= I_x \dot{p} - I_{yz}(q^2 - r^2) - I_{zx}(\dot{r} + pq) - I_{xy}(\dot{q} - rp) - (I_y - I_z)qr \\ M &= I_y \dot{q} - I_{zx}(r^2 - p^2) - I_{xy}(\dot{p} + qr) - I_{yz}(\dot{r} - pq) - (I_z - I_x)rp \\ N &= I_z \dot{r} - I_{xy}(p^2 - q^2) - I_{yz}(\dot{q} + rp) - I_{zx}(\dot{p} - qr) - (I_x - I_y)pq\end{aligned}\quad (1-3)$$

其中， F_x, F_y, F_z 為機體於機體座標 X_B, Y_B, Z_B 軸所受之外力分量； u, v, w 為速度於機體座標 X_B, Y_B, Z_B 軸之分量； p_B^E, q_B^E, r_B^E 為地球自旋率，短程飛行之情況下可忽略不計；而 p, q, r 分別為滾轉、俯仰及偏航等三軸旋轉角速率。 L, M, N 為三

軸氣動力矩；各 I 值為轉動慣量。若機體為左右對稱，則 $I_{yz} = I_{xy} = 0$ ，可將 1-2、1-3 式簡化並重新整理成：

$$\begin{aligned}
 \dot{u} &= \frac{F_x}{m} - qw + rv \\
 \dot{v} &= \frac{F_y}{m} - ru + pw \\
 \dot{w} &= \frac{F_z}{m} - pv + qu \\
 \dot{p} &= \frac{L}{I_x} - \frac{I_z - I_y}{I_x} qr + \frac{I_{xz}}{I_x} (\dot{r} + pq) \\
 \dot{q} &= \frac{M}{I_y} - \frac{I_x - I_z}{I_y} rp - \frac{I_{xz}}{I_y} (p^2 - r^2) \\
 \dot{r} &= \frac{N}{I_z} - \frac{I_y - I_x}{I_z} pr + \frac{I_{xz}}{I_z} (\dot{p} - qr)
 \end{aligned} \tag{1-4}$$

以上即為描述飛機六自由度動態微分方程式。但因本研究之重點為縱向之穩定性，滾轉與偏航之運動不列入模擬的範圍，故將相關條件去除後，並將飛機俯仰姿態角納入運動方程式中，化簡與整理後可得以下之動態方程式：

$$\begin{aligned}
 \dot{u} &= \frac{1}{m} (F_x - mg \sin \theta) - qw \\
 \dot{w} &= \frac{1}{m} (F_z + mg \cos \theta) + qu \\
 \dot{q} &= \frac{M}{I_y} \\
 \dot{\theta} &= q
 \end{aligned} \tag{1-5}$$

$$\begin{aligned}
 \dot{x} &= u \cos \theta + w \sin \theta \\
 \dot{z} &= -u \sin \theta + w \cos \theta
 \end{aligned}$$

其中， θ 為慣性座標軸與機體座標軸之夾角， \dot{x}, \dot{z} 為飛機在慣性座標軸速度， F_x 、 F_z 為機體在慣性座標 X 與 Y 軸上之受力。

(二)、線性化運動方程式

控制系統之設計，須將原本之動態方程式線性化，以便於使用矩陣運算。因為：

$$\begin{aligned}
 u &= u_0 + \delta u \Rightarrow \dot{u} = \dot{u}_0 + \delta \dot{u} \\
 w &= w_0 + \delta w \Rightarrow \dot{w} = \dot{w}_0 + \delta \dot{w} \\
 q &= q_0 + \delta q \Rightarrow \dot{q} = \dot{q}_0 + \delta \dot{q}
 \end{aligned} \tag{2-1}$$

將上述代入 1-4 式可得：

$$\begin{aligned}\dot{u} &= \frac{x}{m} + \frac{\delta x}{m} - (q_0 + \delta q)(w_0 + \delta w) - g \sin(\theta_0 + \delta \theta) \\ \Rightarrow \dot{u}_0 &= \frac{x_0}{m} - q_0 w_0 - g \sin \theta_0 \\ \delta \dot{u} &= \frac{\delta x}{m} - w_0 \delta q - q_0 \delta w - \delta q \delta w - g \cos \theta_0 \delta \theta\end{aligned}\quad (2-2)$$

$$\begin{aligned}\dot{w}_0 + \delta \dot{w} &= \frac{z_0}{m} + \frac{\delta z}{m} + q_0 \delta u + u_0 \delta q + \delta q \delta u + q_0 u_0 - g \sin \theta_0 \delta \theta + g \cos \theta_0 \\ \dot{q}_0 + \delta \dot{q} &= \frac{\dot{M}_0}{I_y} + \frac{\delta \dot{M}}{I_y}\end{aligned}$$

又因爲初始條件爲平橫狀態，即 $q_0 = 0$ ，化簡後可得到：

$$\begin{aligned}\delta \dot{u} &= \frac{\delta x}{m} - w_0 \delta q - g \cos \theta_0 \delta \theta \\ \delta \dot{w} &= \frac{\delta z}{m} + u_0 \delta q - g \sin \theta_0 \delta \theta \\ \delta \dot{q} &= \frac{\delta \dot{M}}{I_y}\end{aligned}\quad (2-3)$$

因爲力矩改變時，體座標與座標的夾角必隨之變化，所以

$$\delta \dot{\theta} = \delta q \quad (2-4)$$

定義風的來向爲體座標(stability axes)，因此 w_0 、 θ_0 皆爲 0。又：

$$\begin{aligned}\frac{\delta \dot{w}}{u_0} &= \left(\frac{1}{u_0} \times \frac{\delta z}{m}\right) + \delta q - \left(\frac{1}{u_0} g \sin \theta_0 \delta \theta\right) = \delta \dot{\alpha}. \\ \delta \dot{u} &= \frac{\delta x}{m} - g \delta \theta \\ \delta \dot{\theta} &= \delta q \\ \delta \dot{q} &= \frac{\delta \dot{m}}{I_y}\end{aligned}\quad (2-5)$$

由以上式子可知：

$$\begin{aligned}x &= x(u, q, \alpha) \\ z &= z(u, q, \alpha) \\ M &= M(u, q, \alpha)\end{aligned}\quad (2-6)$$

因此：

$$\begin{aligned}x &= x_0 + \frac{\partial x}{\partial u} \Delta u + \frac{\partial x}{\partial q} \Delta q + \frac{\partial x}{\partial \alpha} \Delta \alpha \\ z &= z_0 + \frac{\partial z}{\partial u} \Delta u + \frac{\partial z}{\partial q} \Delta q + \frac{\partial z}{\partial \alpha} \Delta \alpha \\ M &= M_0 + \frac{\partial M}{\partial u} \Delta u + \frac{\partial M}{\partial q} \Delta q + \frac{\partial M}{\partial \alpha} \Delta \alpha\end{aligned}\quad (2-7)$$

將以上式子帶入 2-1 式可得：

$$\begin{aligned}\Delta \dot{u} &= \frac{1}{m} \left[\frac{\partial x}{\partial u} \Delta u + \frac{\partial x}{\partial q} \Delta q + \frac{\partial x}{\partial \alpha} \Delta \alpha \right] - g \Delta \theta \\ \Delta \dot{q} &= \frac{1}{I_y} \left[\frac{\partial M}{\partial u} \Delta u + \frac{\partial M}{\partial q} \Delta q + \frac{\partial M}{\partial \alpha} \Delta \alpha \right] \\ \Delta \dot{\alpha} &= \frac{1}{u_0} \frac{1}{m} \left[\frac{\partial z}{\partial u} \Delta u + \frac{\partial z}{\partial q} \Delta q + \frac{\partial z}{\partial \alpha} \Delta \alpha \right] + \Delta q\end{aligned}\quad (2-8)$$

亦可寫成：

$$\begin{bmatrix} \delta \dot{u} \\ \delta \dot{\alpha} \\ \delta \dot{q} \\ \delta \dot{\theta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{m} \frac{\partial x}{\partial u} & \frac{1}{m} \frac{\partial x}{\partial \alpha} & \frac{1}{m} \frac{\partial x}{\partial q} & -g \\ \frac{1}{u_0} \frac{1}{m} \frac{\partial z}{\partial u} & \frac{1}{u_0} \frac{1}{m} \frac{\partial z}{\partial \alpha} & \frac{1}{u_0} \frac{1}{m} \frac{\partial z}{\partial q} + 1 & 0 \\ \frac{1}{I_y} \frac{\partial M}{\partial u} & \frac{1}{I_y} \frac{\partial M}{\partial \alpha} & \frac{1}{I_y} \frac{\partial M}{\partial q} & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta u \\ \delta \alpha \\ \delta q \\ \delta \theta \end{bmatrix}$$

可將此矩陣簡化成

$$\begin{bmatrix} \delta \dot{u} \\ \delta \dot{w} \\ \delta \dot{q} \\ \delta \dot{\theta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_u & X_w & 0 & -g \\ Z_u & Z_w & u_0 & 0 \\ M_u + M_{\dot{w}} Z_u & M_w + M_{\dot{w}} Z_w & M_q + M_{\dot{w}} u_0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta u \\ \delta w \\ \delta q \\ \delta \theta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} X_e \\ Z_e / u_0 \\ M_e + M_{\dot{w}} Z_e \\ 0 \end{bmatrix} [\delta e]$$

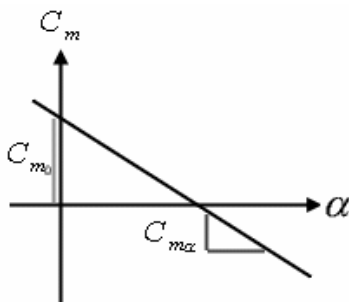
以上即為線性非時變(Linear Time Invariant, LTI)狀態方程式 $\dot{x} = Ax + Bu$

(三)、飛行穩定準則

飛行穩定的先決條件，便是靜態穩定，能夠達成靜態穩定，才有機會進一步得到動態穩定。

飛機在飛行過程中，會受到一些無法預測的外力。如果沒有在設計時加以考慮，則可能由於外界的擾動（如側風等等），而使得飛機無法回復原有的狀態，對飛機的安全性將是一大威脅。因此希望所設計的飛機，具有靜穩定的特性。

為了使飛機達到靜態穩定，即讓飛機在受到外力後，仍可回復到一定的平衡狀態，我們依照目標作出了攻角 α 對應力矩係數 C_m 的函數圖。我們的要求有以下兩點，在 $C_m = C_{m_0} + (C_{m_\alpha})\alpha$ 中：

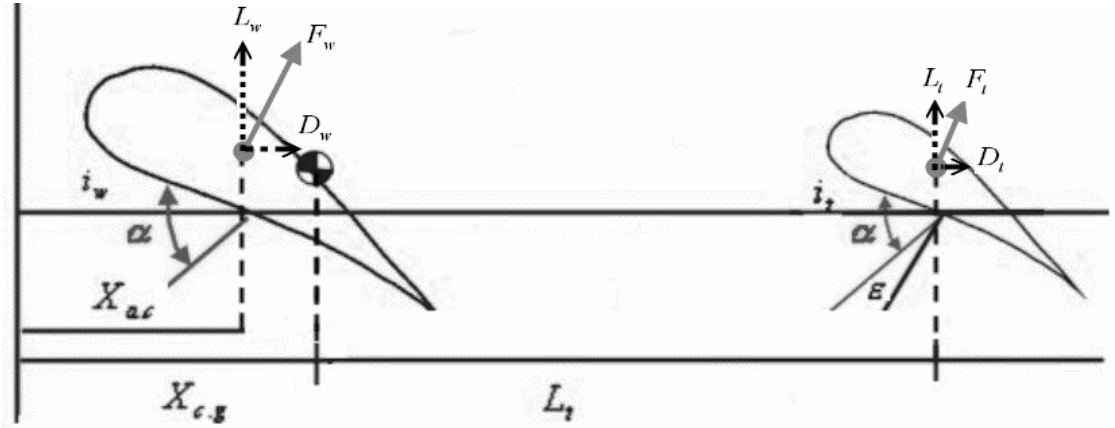


1. 斜率 $C_{m_\alpha} < 0$ ，即攻角增加時，產生的力矩係數 C_m 會隨之減小，反之亦然。因此，當飛機受到擾動而使機頭上擡時，會因為 C_m 減小，而回復到原來的狀態，反之亦然。

2. 截距 $C_{m_0} > 0$ ，表示飛機在平衡狀態時，攻角 α 大於零，即機頭向上。因為若是平衡時的攻角為

負，飛機的升力是隨攻角減小而減小的，所以即有可能使平衡時之升力不足。

以下為一般飛機在縱軸方面力矩的探討：



$$\begin{aligned}
 +L_{w\perp} &= L_w \cos(\alpha_w - i_w)(X_{c.g} - X_{a.c}) \\
 +L_{w//} &= L_w \sin(\alpha_w - i_w)Z_w \\
 +D_{w\perp} &= D_w \sin(\alpha_w - i_w)(X_{c.g} - X_{a.c}) \\
 -D_{w//} &= D_w \cos(\alpha_w - i_w)Z_w \\
 -L_{t\perp} &= L_t \cos(\alpha_t - i_t)l_t \\
 +L_{t//} &= L_t \sin(\alpha_t - i_t)Z_t \\
 -D_{t\perp} &= D_t \sin(\alpha_t - i_t)l_t \\
 -D_{t//} &= D_t \cos(\alpha_t - i_t)Z_t \\
 \Rightarrow M &= L_w(X_{c.g} - X_{a.c}) - L_t l_t
 \end{aligned} \tag{3-1}$$

因為將作用於壓力中心的力平移至空氣動力中心上，所以除了原有的力矩外，還多了一個力矩。現在將所有的力矩化成無因次力矩係數：

$$C_m = C_{m0_w} + C_{L_w} \frac{1}{c}(X_{c.g} - X_{a.c}) - \frac{l_t}{c} \cdot \frac{\frac{1}{2}\rho V_t^2 S_t}{\frac{1}{2}\rho V^2 S} \cdot C_{L_t} \tag{3-2}$$

由於在失速前，前翼和尾翼的升力係數都是攻角的函數，所以將式子寫成：

$$C_m = C_{m0_w} + [C_{L0_w} + (C_{L\alpha})_w \cdot \alpha_w] \cdot \frac{1}{c}(X_{c.g} - X_{a.c}) - V_H \eta \cdot (C_{L\alpha})_t \alpha_t \tag{3-3}$$

$$\text{其中， } V_H = \frac{S_t l_t}{SC} \quad , \quad \eta = \frac{\frac{1}{2}\rho V_t^2}{\frac{1}{2}\rho V^2}$$

而此時， $\alpha_t = \alpha_w - i_w + i_t - \epsilon$ 又 ϵ 角也是攻角 α 的函數，所以：

$$C_m = C_{m0_w} + [C_{L0_w} + (C_{L_\alpha})_w \cdot \alpha_w] \cdot \frac{1}{c} (X_{c.g} - X_{a.c}) - V_H \eta \cdot (C_{L_\alpha})_t \cdot (\alpha_w - i_w + i_t - \varepsilon_0 - \varepsilon_\alpha \alpha_w) \quad (3-4)$$

$$\text{然後提出 } \alpha \text{ 公因式： } C_m = C_{m0_w} + C_{L0_w} \cdot \frac{1}{c} (X_{c.g} - X_{a.c}) - V_H \eta \cdot (C_{L_\alpha})_t (-i_w + i_t - \varepsilon_\alpha) \\ + \alpha_w [(C_{L_\alpha})_w \cdot \frac{1}{c} (X_{c.g} - X_{a.c}) - V_H \eta (C_{L_\alpha})_t (1 - \varepsilon_\alpha)] \quad (3-5)$$

因爲 C_{L0_w} 、 \bar{c} 、 C_{L_α} 、 V_H 、 η 、 $(C_{L_\alpha})_t$ 、 $1 - \varepsilon_\alpha$ 、 C_{L0_t} 爲正值。由此可知，當尾翼存在時、飛機的飛行狀況若要如同我們所需要的 $C_m = C_{m0} + (C_{m_\alpha})\alpha$ ，則：

1. $X_{c.g} - X_{a.c}$ 小於零，所以 c.g 在 a.c 之前。(一開始假設 c.g 在 a.c 前)

2. 因爲 $-i_w + i_t - \varepsilon_0$ 小於零，又 ε_0 是一極小的數值，所以 $i_w > i_t$ ，也就是尾翼的翼弦線(Mean chord line)斜率比前翼的小。

3. 由以上的式子，我們知道 $C_{m_\alpha} < 0$ 是由 c.g 與 a.c 的相對位置所決定的，而 $C_{m0} > 0$ 則是由尾翼獨立提供的。

要設計一架達到靜態穩定的飛機，無尾翼飛機之機翼不只要提供升力，也必須提供飛機達到配平(trim)所需的俯仰力矩。

大多數的翼形產生了一個使得機頭向下的負的力矩，是由於翼形的弧度是正的。雖然前翼型飛機比起後尾型飛機較不能承受負的力矩，但前翼（水平尾翼置於機頭）和尾翼（水平尾翼置於機尾）皆會產生一足夠的力矩去平衡飛機。

無尾翼飛機不像其他的飛機，沒有分離的翼面(如前翼和後翼)來提供力矩保持飛機的平衡。一般穩定的飛機爲了保持平衡，整架飛機必需在重心產生一個額外的正力矩。如果沒了尾翼或前翼，那麼無尾飛機唯一的那個機翼就必須產生一正力矩。

製造一個有正力矩的機翼有兩種方法。一是用後掠且外洗(wash-out)的組合，其在升力爲零時，翼尖壓下而翼根上升。二是用力矩曲線中，會有一個正的截距的翼形，即是在攻角爲零時，有一個正的力矩，也是前面敘述過的靜穩定觀念。因此 C_{m0} 大於零即爲設計上之重點。

(四)、靜態穩定需求

經由前面理論上的分析，可以知道，機翼之縱向穩定需求：

$$C_{m_\alpha} = C_{L_\alpha} \left(\frac{X_{cg}}{c} - \frac{X_{ac}}{c} \right) < 0 \quad (4-1)$$

C_{L_α} 的二維理論值爲 2π ，再經過經驗公式之修正，其值仍恆爲正，因此，

設計上即以空氣動力中心與重心之相對位置來調整 C_{m_α} 的大小。

而一般飛機設計之原則，是將重心置於翼前緣到氣動力中心的 $3/4$ 位置，也就是大約距翼前緣 $3/16$ 翼弦長的位置，如此一來，即可使此機之 $C_{m_\alpha} < 0$ ，達到靜態穩定的基本設計需求。

(五)、動態穩定性分析

建立一基本構形(Basic Configuration)之無尾翼飛行器，以進行動態穩定性之分析及後續的控制系統設計。此基本構形之無尾翼飛行器之翼展 80 公分、展弦比 5。首先，根據此基本構形估算其物性(Mass property)資料及氣動力系數與導數之估算，其次，根據先前所建立之非線性系統運動方程式，進行動態飛行模擬，並分析其受力與動態穩定特性。

(六)、翼剖面設計

根據薄翼理論，一個翼形的厚度若小於 12%，則其表面的氣動力特性與中弧線 (mean camber line) 上的氣動力特性之間的誤差值小於 5%。為了方便計算，在分析上可將原來的翼剖面以其中弧線代替，通常為一曲線。在此曲線上積分，便可求出此機翼的各項係數。

由薄翼理論可知翼剖面之升力與俯仰力矩係數分別為：(推導過程見附錄)

$$C_l = \pi(2A_0 + A_1) \quad ; \quad C_m = -\frac{1}{2}\pi(A_0 + A_1 - \frac{A_2}{2}) \quad (6-1)$$

$$A_0 = \alpha - \int_0^\pi \frac{dz}{dx} d\theta \quad ; \quad A_n = \frac{2}{\pi} \int_0^\pi \frac{dz}{dx} \cos n\theta d\theta \quad (6-2)$$

將所設計之翼剖面方程式帶入，即可計算出翼形之升力係數與力矩係數(堆導過程見附錄一)，並挑選出適當之翼剖面。

(七)、決定氣動力參數

飛行器之氣動力係數及其導數，是飛行穩定性與操縱性分析以及控制系統設計之重要依據，這些數據之計算方法基本上可分理論與經驗公式法、計算流體力學法、實驗方法(風洞試驗)、與實機飛行測試之參數估算法(Parameter Estimation)四類。

因為無尾翼飛行器之翼剖面特殊，無相關的風洞試驗數據，故採用理論與經驗公式來計算其氣動力參數。

使用之相關公式整理介紹如下：

$$\begin{aligned} C_{L_\alpha} &= 2\pi / 1.4635 \\ C_{L_0} &= 2\pi \left(-\frac{3p}{8} + \frac{pq}{2} \right) \\ C_L &= C_{L_0} + C_{L_\alpha} \alpha \end{aligned} \quad (7-1)$$

$$C_{D_0} = \frac{1.328}{\sqrt{RE}} \quad (7-2)$$

$$C_D = C_{D_0} + \frac{C_L^2}{\pi EAR}$$

$$C_{m_\alpha} = C_{L_\alpha} \left(\frac{X_{cg} - X_{ac}}{c} \right) \left(1 + \frac{2C_L \alpha}{\pi EAR} + \frac{C_D}{C_{L_\alpha}} \right)$$

$$C_{m_0} = \left(\frac{13}{32} \pi p - \frac{\pi p q}{2} \right) + C_L \left(\frac{X_{cg} - X_{ac}}{c} \right) \quad (7-3)$$

$$C_m = C_{m_0} + C_{m_\alpha}(\alpha)$$

(八)、撰寫非線性動態模擬程式

較複雜之常微分方程式，需要使用數值方法(Numerical Methods)求解，四階 Runge-Kutta 積分法(RK-4) 是常使用的一種方法，計算精確性亦佳。本研究即使用 Fortran90 程式語言，以此數值方法，求解前項所建立之六個動態微分方程式。

$$y_{i+1} = y_i + \left[\frac{1}{6} (k_1 + 2k_2 + 2k_3 + k_4) \right] h \quad (8-1)$$

其中， $k_1 = f(x_i, y_i)$

$$k_2 = f\left(x_i + \frac{1}{2}h, y_i + \frac{1}{2}hk_1\right)$$

$$k_3 = f\left(x_i + \frac{1}{2}h, y_i + \frac{1}{2}hk_2\right) \quad (8-2)$$

$$k_4 = f(x_i + h, y_i + hk_3)$$

以此方法，將上述六個動態方程式做積分，即可做出飛行動態模擬圖。

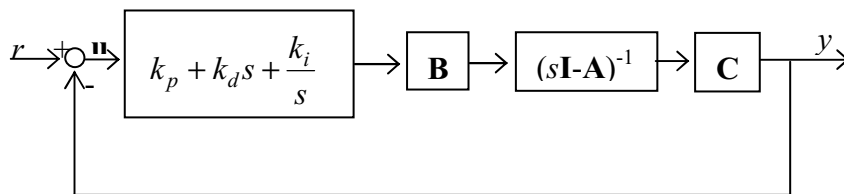
因撰寫程式，任何一點小錯誤，即會影響到整個結果，為求實驗之正確無誤，另以 Matlab 套裝軟體內建之工具箱與吾人所撰寫之動態程式做比較，將所有參數固定，觀察積分曲線的趨勢，來檢驗 RK-4 之執行有無錯誤。

(九)、飛行控制系統設計

飛行器必須具備有良好之飛行穩定性與適當的操縱性能，使其能輕易、順利的達成目標。飛行器之飛行穩定性來自其先天上的靜態與動態穩定設計，或藉由穩定增益系統提高飛行穩定性。因無尾翼飛行穩定器很難單靠先天之外型設計達到良好的飛行穩定與操縱性，需藉助飛行穩定增益系統，因此，選用傳統 PID 控制法則基於線性非時變系統設計一適用於無尾翼飛行器之增益系統。

PID 控制器(Proportional-Integral-Derivative Controller,比例微分積分控制器)對系統提供比例、積分與微分控制動作，可改變系統之動態穩定性或性能。最簡單之比例控制器為一誤差回授控制器，藉由增益值 K_p 可改善系統靈敏度及精確

度，卻易產生穩態誤差(Stead State Error)；積分控制器可改善穩態誤差，但若於原點增加一極點將使系統相對穩定性降低；微分可改善系統阻尼及穩定特性，可在誤差變大之前作有效補償，其缺點是有穩態誤差時，控制器將不予補償，另外，微分控制器對於雜訊相當敏感。PID 回授控制系統如圖所示：



如何選擇控制增益 K_p 、 K_i 或 K_d 將視系統特性而定，可先根據線性系統根軌跡圖進行研判，再決定採取何種控制器進行穩定增益補償。

本研究再考慮過飛行器特性，與研究所需時間後，採用 PD(比例微分)控制器進行設計。

PD 控制器之轉移函數為 $Gc(s) = k_p + k_d s = k_d (s + k_p/k_d)$ ，相當於在開迴路系統中加入一個非零的零點，在 s 左半平面加入一零點可使系統根軌跡具有往左移的趨勢，可改善系統之相對穩定性。當加入零點 $(-k_p/k_d)$ 離原點越遠時，Phugoid 模態之穩定性改善之效果越佳；而對短週期穩定性則相互，再加上使用 PD 控制器，有雜訊放大的缺點，故加入不同之零點，並選取適度之 k 進行加控後動態飛行模擬。

(十)、實作驗證

由於考量的時間、設備與人力，本研究不對所有模擬的部份進行實作的驗證，只針對傳統翼形與 Reflex 翼形的穩定特性來做比較。由兩組不同翼剖面形狀的飛行器，在飛行上的不同，驗證理論與模擬上的結果。

(1)、全機設計

1.選擇適當材料，決定翼展、展弦比，估計重量：

考量到製作方便及材質較輕等因素，決定選用保麗龍、巴爾沙木、珍珠板，翼展 60cm、展弦比 3，所以弦長為 20cm，估計重量分別為 60、100、50 公克

2.選擇適當之翼剖面：

從理論分析所設計出的翼剖面中，挑選升力與力矩大小適中者，做為本次實驗之實驗組；再從傳統翼形中，挑選外型與實驗組相似者，做為對照組。

一個翼形的厚度若小於 12%，則其表面的氣動力特性與中弧線(mean camber line)上的氣動力特性之間的誤差值小於 5%。為了方便計算，在分析上可將原來的翼剖面以其中弧線代替，通常為一曲線。在此曲軸線上積分，便可求出此機翼的各項係數。故所設計皆為機翼剖面的中弧線，但在製作上仍需加上適用於「薄

翼理論」之厚度。故使用以下公式算出翼剖面之上下坐標點：

$$\begin{aligned}
 Y_t &= 5t(0.2969\sqrt{x} - 0.126x - 0.3516x^2 + 0.2843x^3 - 0.1015x^4) \\
 Y_c &= Y_{\max}(2xX_{\max} - x^2)/X_{\max}^2 \\
 X_u &= x - Y_t \sin \theta & X_l &= x + Y_t \sin \theta \\
 Y_u &= y + Y_l \cos \theta & Y_l &= y - Y_l \cos \theta
 \end{aligned} \tag{10-1}$$



(3)、全機製作

1.A 組(寶麗龍飛機)：依設計圖切割出合板，再以合板形狀為基準，切割兩塊等大的寶麗龍。將兩塊寶利龍以三度角接合。

2.B 組(巴爾沙木飛機)：依設計圖切割出合板，再以合板形狀削磨出「rib」，將其對齊排列後，上下各加上橫樑來固定，另在頭尾以木塊替代其形狀，最後再包上一層蒙皮。

3.C 組(珍珠板飛機)：根據「薄翼理論」的原則，把珍珠板用巴爾沙木固定成所設計機翼的弧線。

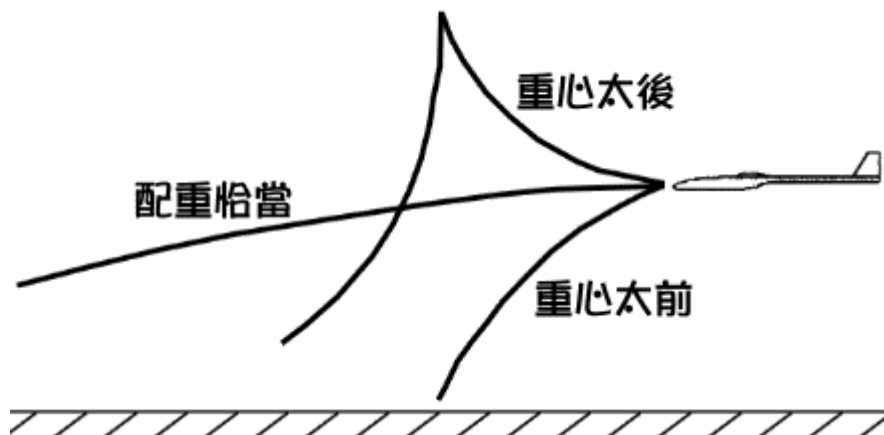
以上飛機均另製作對照組以進行分析比較。

(4)、重心調整

1.將鉛片纏繞在飛機前端伸出之木棒(方便配重)上裝在機翼前端，將飛機重心調至由機頭算起 1/4 處（即 a.c 位置）。

2.保持機身水平，向前輕輕擲出。

3.觀察其飛行軌跡，若為近水平之直線，表示配重完成；若軌跡接近拋物線，表示重心太前或總重太重；若軌跡為先向上再急速下墜，表示重心太後：



(調整重心位置，重覆 II、III，使飛機能夠平穩飛行)

(5)、實際驗證

1.將兩飛機分別由同一高度、同一初速以發射架彈出，並使彈出時攻角為

零，重覆 15 次。觀察並記錄其飛行軌跡，測量飛行距離、滯空時間。

2.將兩架飛機由同一人以相同姿態丟出，重覆 25 次。觀察並記錄其飛行軌跡，測量飛行距離、滯空時間。

參、結果與討論

(一)、理論分析

爲了產生接近於零或正的俯仰力矩的翼形，那此翼形的中弧線必須和傳統的翼形不同。假設零力矩是可以接受的，那麼有一種選擇是對稱翼。早期的無尾翼飛機通常都用對稱翼。對稱翼缺點是最大升力係數較低，且低攻角時升力較低。

如果無尾翼飛機要有會產生正力矩的翼形，可以將傳統的中弧線反轉過來。也就是使一個負弧度（negative camber）的翼面產生正力矩。這方法的問題是，在小攻角時，負的翼形將產生負升力，會嚴重影響飛行。負的翼形的第二個問題是它的最大升力係數相當的小。總而言之，負弧度翼剖面並不是無尾翼飛機適當的解決之道。

因此，前述兩種與傳統構形相似的方法，均不盡理想。理論上，想要維持適當的升力且有正向的力矩，就必須要有一種不同於傳統翼形的設計。

如圖的翼剖面稱爲 **Reflex** 翼形，是一種考慮無尾翼構形而做的翼剖面設計，通常就用「reflex」這個字來描述機翼後面部分向上翹的程度。

爲要保有適當的升力，且能滿足 $C_{m_0} > 0$ 的設計，機翼近前緣的部分是往上彎的，才能提供好的升力特性，而靠近後面則是往下彎曲的，用來做俯仰力矩之平衡。



Reflex翼型（中間的虛線表示camber line）

機翼後面往上翹的程度依據需要的俯仰力矩大小和機翼前段弧度的值來決定，reflex 翼形既可以有良好的升力特性，又可以產生正的俯仰力矩。一般來說，其最大升力係數還是會比普通的機翼小一點，但它仍能維持整架飛機之飛行。要讓一架無尾翼飛機能夠達到其最佳性能，當機翼前段具有正的弧度時，其機翼必定要有一定程度的 reflex，才能平衡俯仰力矩。

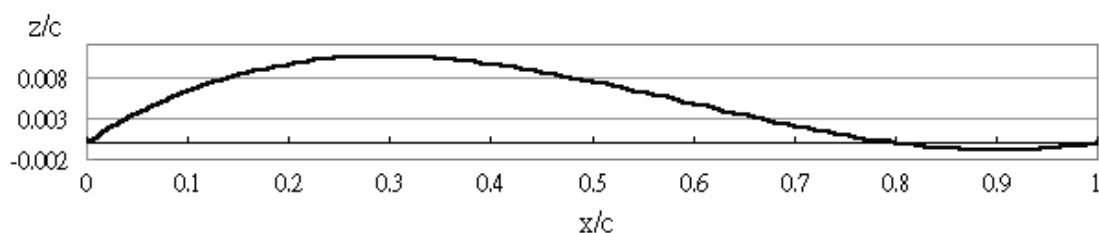
(二)、翼剖面設計

根據 reflex 翼形的構形，可找出一條中弧線的通式

$$\frac{z}{c} = \frac{p}{c} \times \frac{x}{c} \times \left(1 - \frac{x}{c}\right) \times \left(\frac{q}{c} - \frac{x}{c}\right) \quad (12-1)$$

(p：最高點的 y 座標、q：轉折點的 x 座標)

它是一個三次方程式，與 x 軸交於 0,q,1 三點，因此函數圖形的末端會向上翹起，這也就是它和傳統翼型最大的不同。



根據此中弧線即可求出翼剖面之升力、阻力及力矩等特性，即可從中挑選適當之 p、q 值，再加上厚度，翼剖面之設計即可完成。

翼剖面後段翹起的部分，可使機氣動力中心前移，使 $C_{mo} > 0$ ，取代尾翼的作用，故此種翼形即為無尾翼飛機適用之翼形。

將此通式帶入薄翼理論之公式，可推導出：

$$C_l = 2\alpha\pi - \frac{1}{4}p\pi - \frac{p}{2}\pi + pq\pi \quad (12-2)$$

$$C_m = -\frac{\pi}{2}\alpha - \frac{1}{2}pq\pi + \frac{13}{32}p\pi \quad (12-3)$$

又因此公式所算出之 C_m 為對機翼前緣(leading edge)之力矩係數($C_{m_{L.E}}$)，故需

另將此力矩移至空氣動力心，以 $C_{m_{a-c}}$ 表示：

P	Q	A_0	A_1	A_2	C_{l_0}	$C_{m_{L.E}}$	$C_{m_{a-c}}$
0.1	0.5	-0.0125	0	0.0375	-0.0785	0.049063	0.029438
0.1	0.6	-0.0125	0.01	0.0375	-0.0471	0.033363	0.021588
0.1	0.7	-0.0125	0.02	0.0375	-0.0157	0.017663	0.013738
0.1	0.8	-0.0125	0.03	0.0375	0.0157	0.001962	0.005888
0.1	0.875	-0.0125	0.0375	0.0375	0.03925	-0.00981	0
0.1	0.9	-0.0125	0.04	0.0375	0.0471	-0.01374	-0.00196
0.2	0.5	-0.025	0	0.075	-0.157	0.098125	0.058875
0.2	0.6	-0.025	0.02	0.075	-0.0942	0.066725	0.043175
0.2	0.7	-0.025	0.04	0.075	-0.0314	0.035325	0.027475
0.2	0.8	-0.025	0.06	0.075	0.0314	0.003925	0.011775
0.2	0.875	-0.025	0.075	0.075	0.0785	-0.01963	0
0.2	0.9	-0.025	0.08	0.075	0.0942	-0.02748	-0.00393

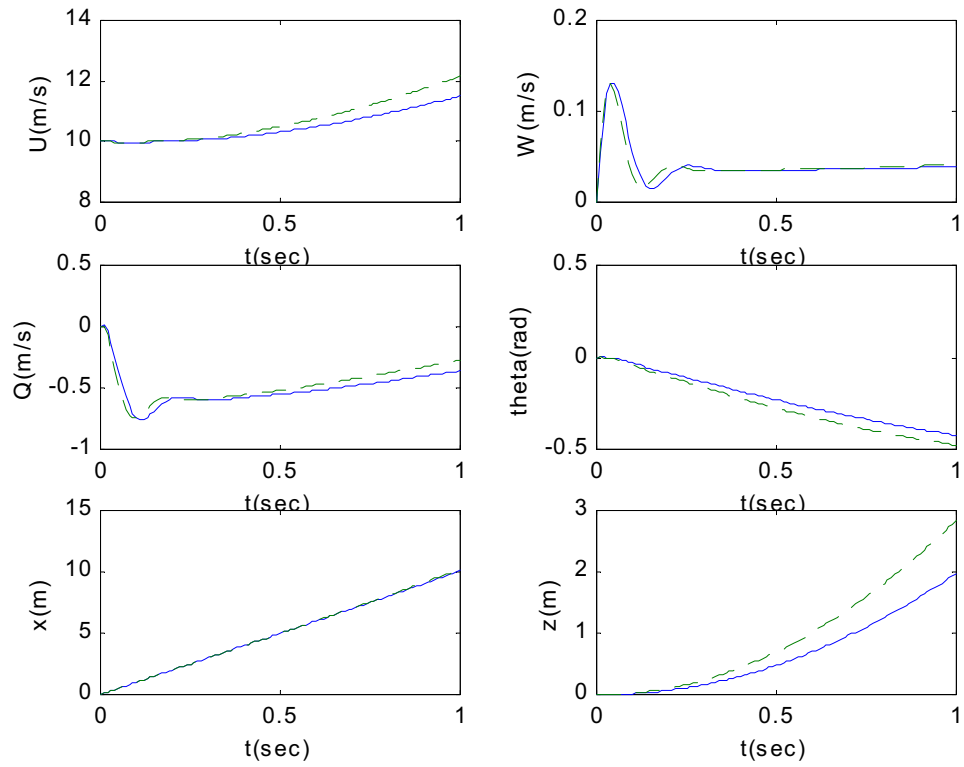
由表中可看出：

- 1、當 $q > 0.875$ 時，(翹起部分超過 1/8)，能使 $C_{mo} > 0$
- 2、當 $q < 0.75$ 時，零攻角時升力 < 0 ，升力不夠

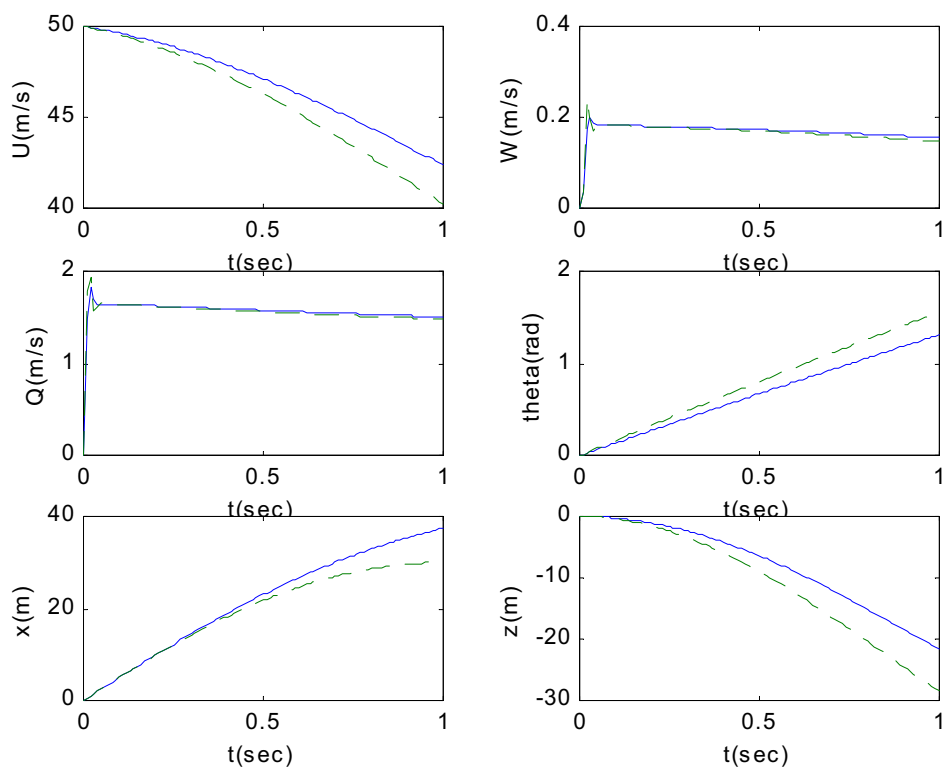
(三)、程式驗證

以下為不同飛行初始條件下，使用 RK-4 所撰寫之程式(實線)與 Matlab 套裝軟體內建之工具箱(虛線)，所模擬之結果：

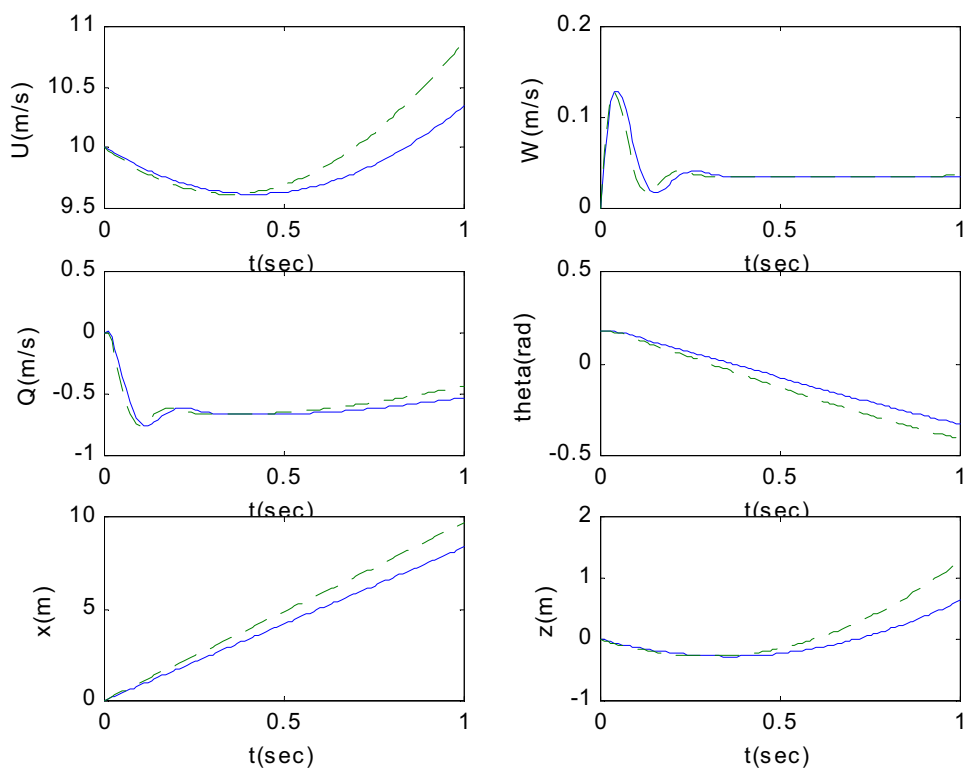
(1)、 $u=10(\text{m/sec})$ 、 $\theta=0(\text{rad})$



(2)、 $u=50(\text{m/sec})$ 、 $\theta=0(\text{rad})$



(3)、 $u=10$ (m/sec)、 $\theta=10$ (rad)



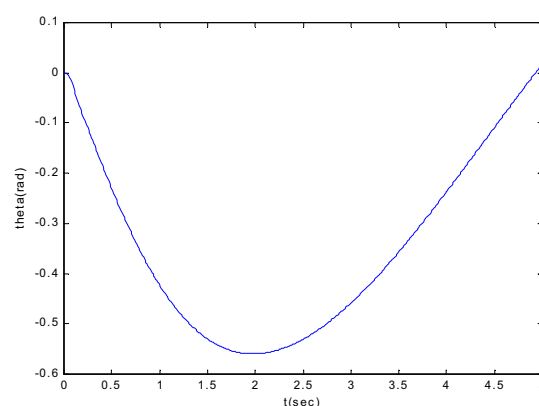
經由以上四組分別使用不同初始條件所做之模擬，可發現，兩種數值方法

所求之解，並無顯著差異。雖然仍有一些不同，但此乃使用不同數值方法求解時，可容許之誤差，且可發現，兩組數據所呈現之趨勢皆相同，故可證明 RK-4 求解之正確性。

(四)、動態飛行模擬

針對不同初始速度之無尾翼飛行器進行動態飛行模擬，由圖一可看出，當初始速度(u)為 10(m/sec)、出手角度(θ)為 0(rad)時，明顯的看出傳統翼形與 Reflex 翼形的不同，因為沒有水平尾翼的平衡功能，傳統翼形的全翼形飛機在出手後，受重力的影響，以及其本身的升力，非常的不穩定，這點從 Q 值在正負值間振盪、攻角也大幅變動可看出，另外由 θ 不斷增大可看出，此架飛行器不斷地翻滾；反觀 Reflex 翼形則呈很穩定的滑翔狀態，速度與飛行攻角都已達到配平，不過將 θ 的角度放大來看：

由右圖可看出因為初始速度較小，在出手後，因為升力較小，尚無法抵抗重力，故機頭會先往下栽，之後又因為其本身具有的平衡能力，慢慢振盪至配平位置。但因為這樣，使得穩定時間較長，仍有改善的空間。因此，嘗試將初始速度加大後，再進行一次模擬。



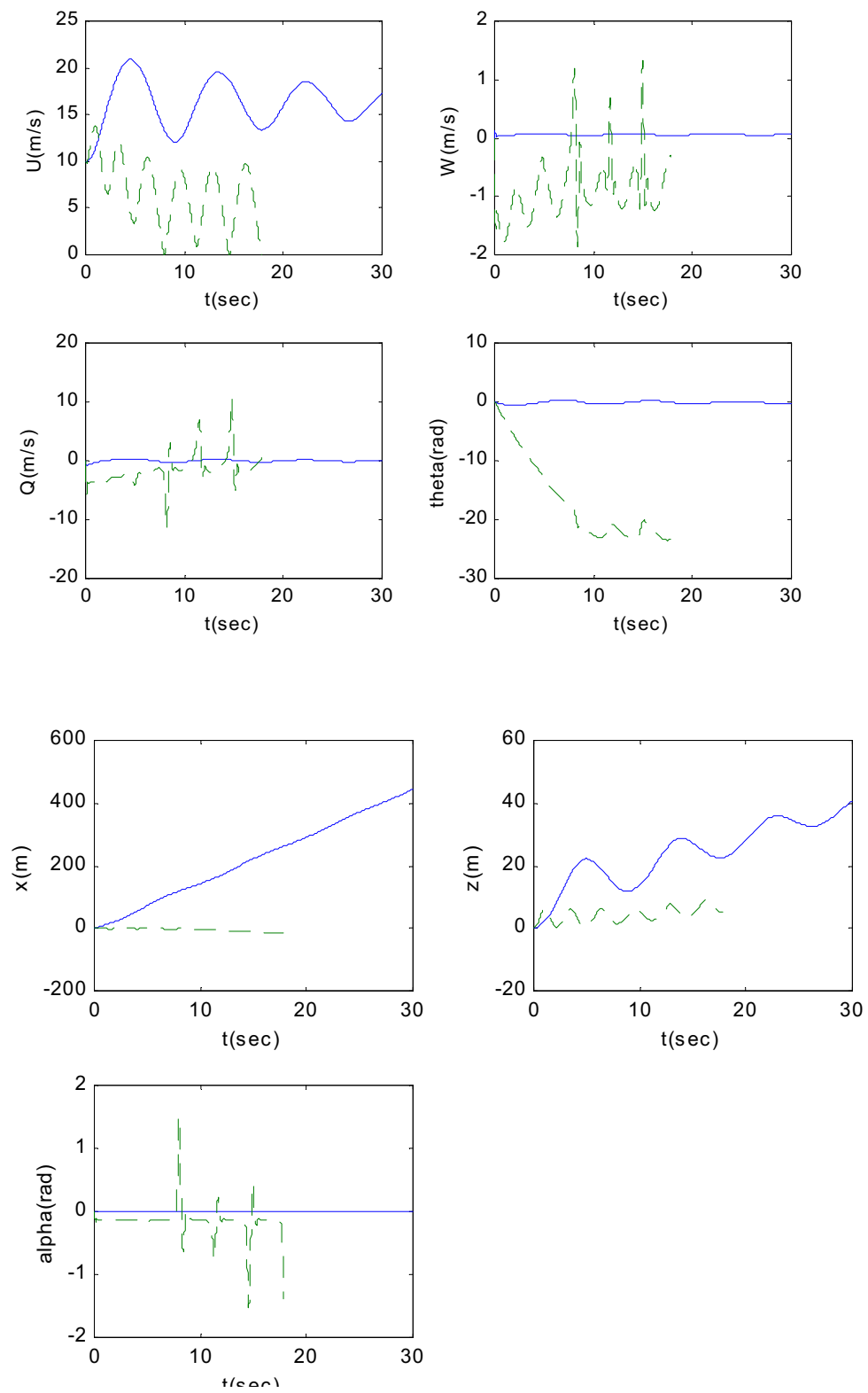
圖二是 $u=25$ (m/sec)、 $\theta=0$ (rad)之模擬結果，將初速加大後，兩種翼形仍可看出明顯的差別。而針對 Reflex 翼形，在加大了初始速度後，雖然仍具有基本之穩定特性，達到了配平狀態。不過在出手後，因本身升力較重力為大，故機頭反而會往上仰後再壓下，與前一次模擬結果剛好相反，同樣的，也會使平衡時間加長。因此，嘗試以二分法找出最理想之初始速度。

圖三是最後模擬出所需平衡時間最短的結果，其初始條件之 $u=17$ (m/sec)、 $\theta=0$ (rad)。以此初始條件出手的飛行器，因其狀態在出手時，即與配平狀態非常接近，雖然仍受到重力的影響而在剛開始仍有振盪的情況，但所需穩定的時間已經較前兩者為短，故可說達到此架飛行器最理想之初始狀態，再此條件下之飛行器，可在最短之時間達到配平。

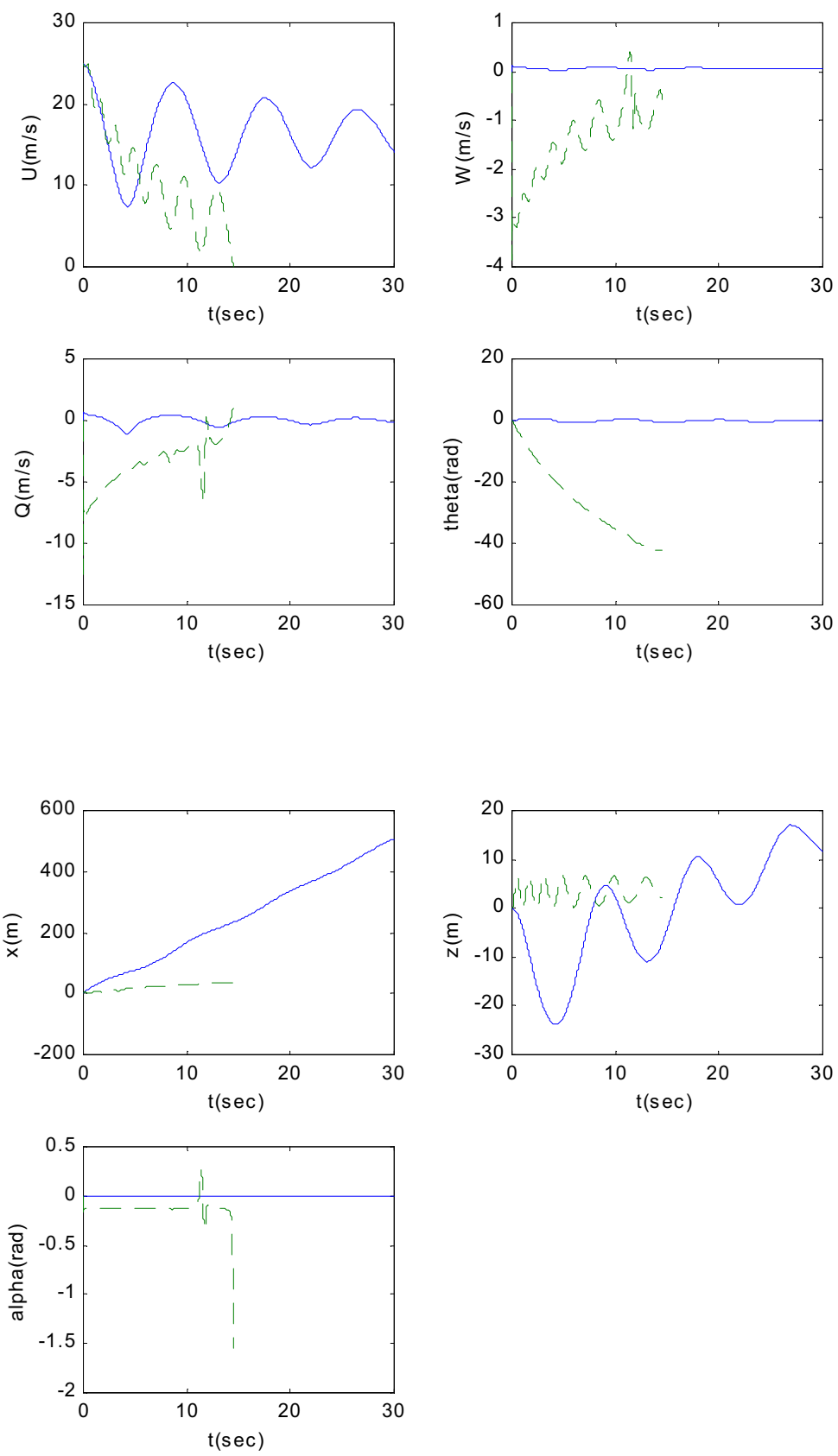
接著，嘗試使用比前些模擬速度皆為大之初始條件進行模擬，觀察兩種翼形之動態反應有何不同，有圖四中可發現，在初始條件 $u=50$ (m/sec)、 $\theta=0$ (rad)時，因為使用如此大之初始速度，導致升力過大，在重力拉不下來， Q 值又不夠大的情況下，縱使使用 Reflex 翼形，飛行器仍會翻滾，無法達到配平，失去其穩定性。

最後，圖五為嘗試使用不同之初始角度，觀察其飛行軌跡之不同。實線為以小角度(10°)出手、虛線為 0° 出手之模擬。由此組模擬結果可看出，有角度出手之飛行器，因其一開始之條件離平衡位置較遠，故振盪頻率較大，但又因為飛行器本身之穩定特性並不受初始條件的影響，所以其達到配平所需的時間並未

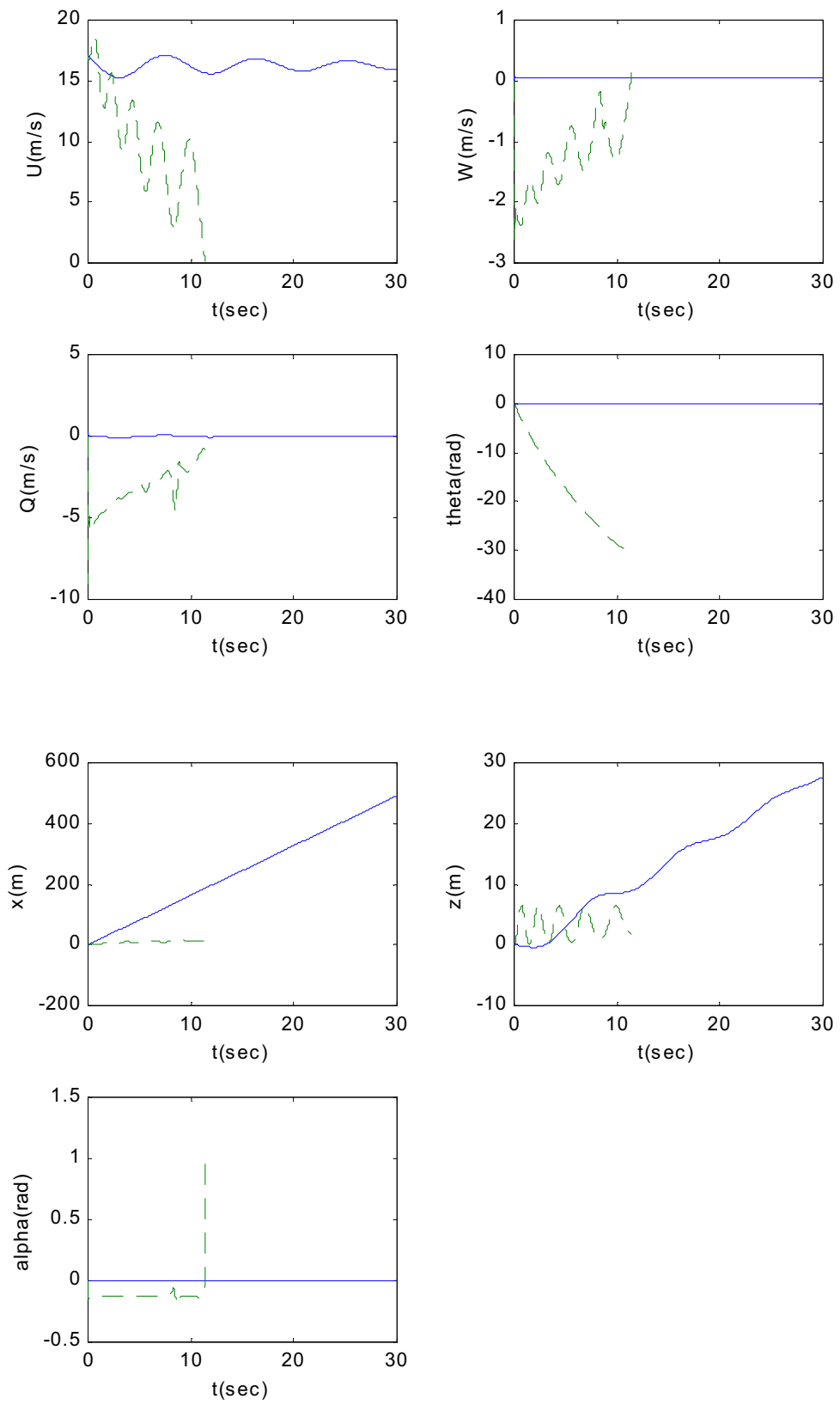
加長，但就飛行品質來看，因其晃動較劇烈，故仍以近平衡角度出手為佳。
其中實線為 reflex 翼形、虛線為傳統構形：



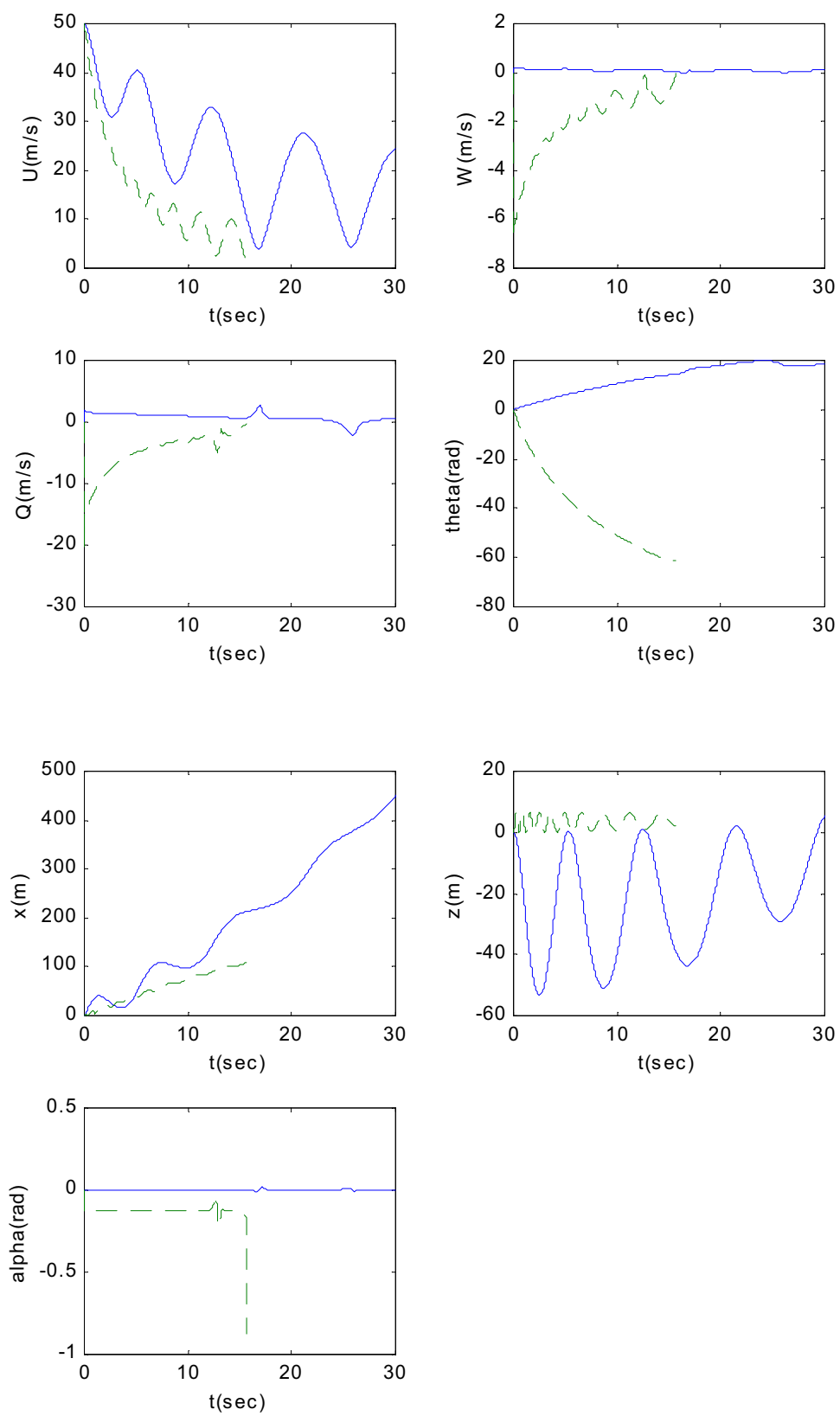
(圖一)



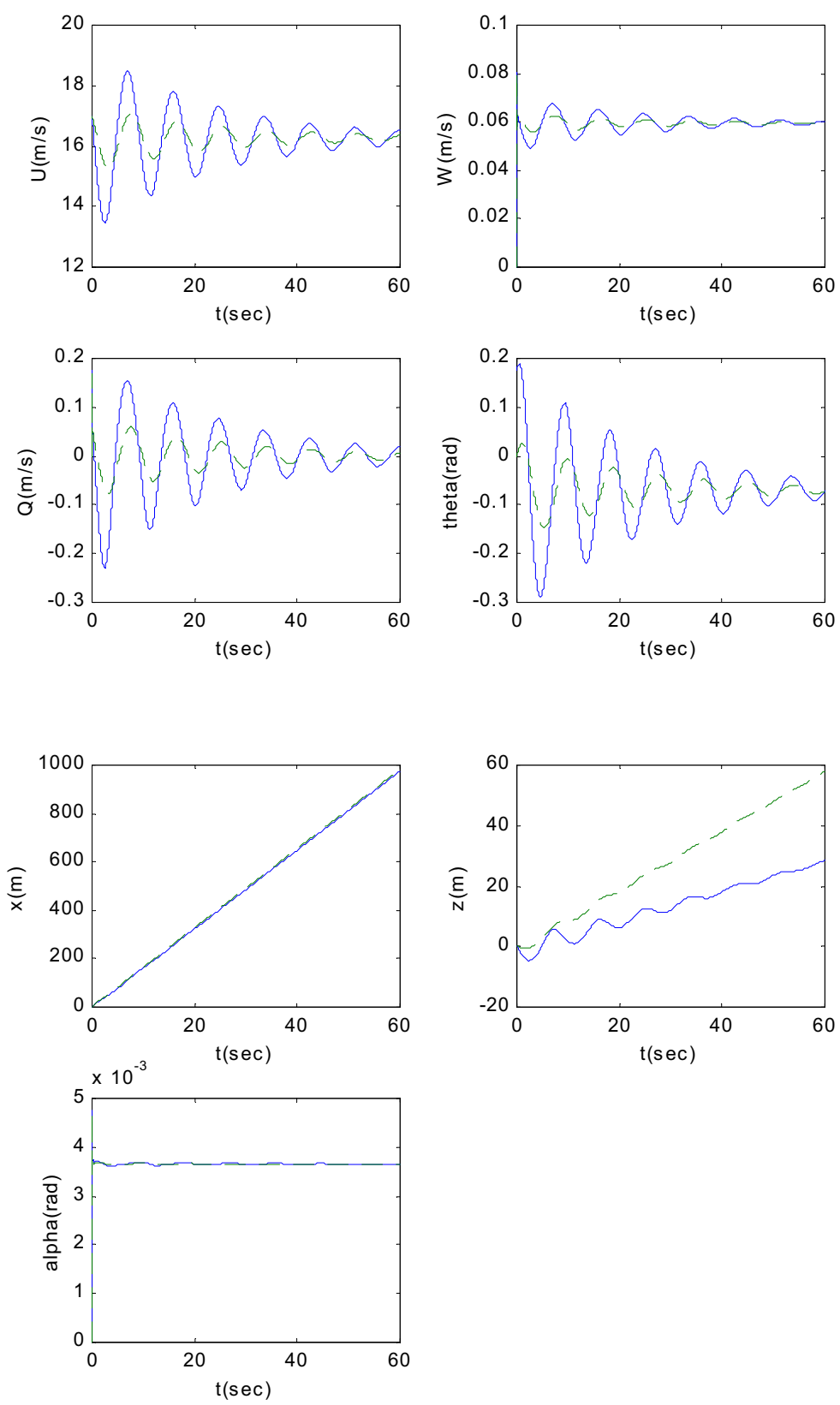
(圖二)



(圖三)



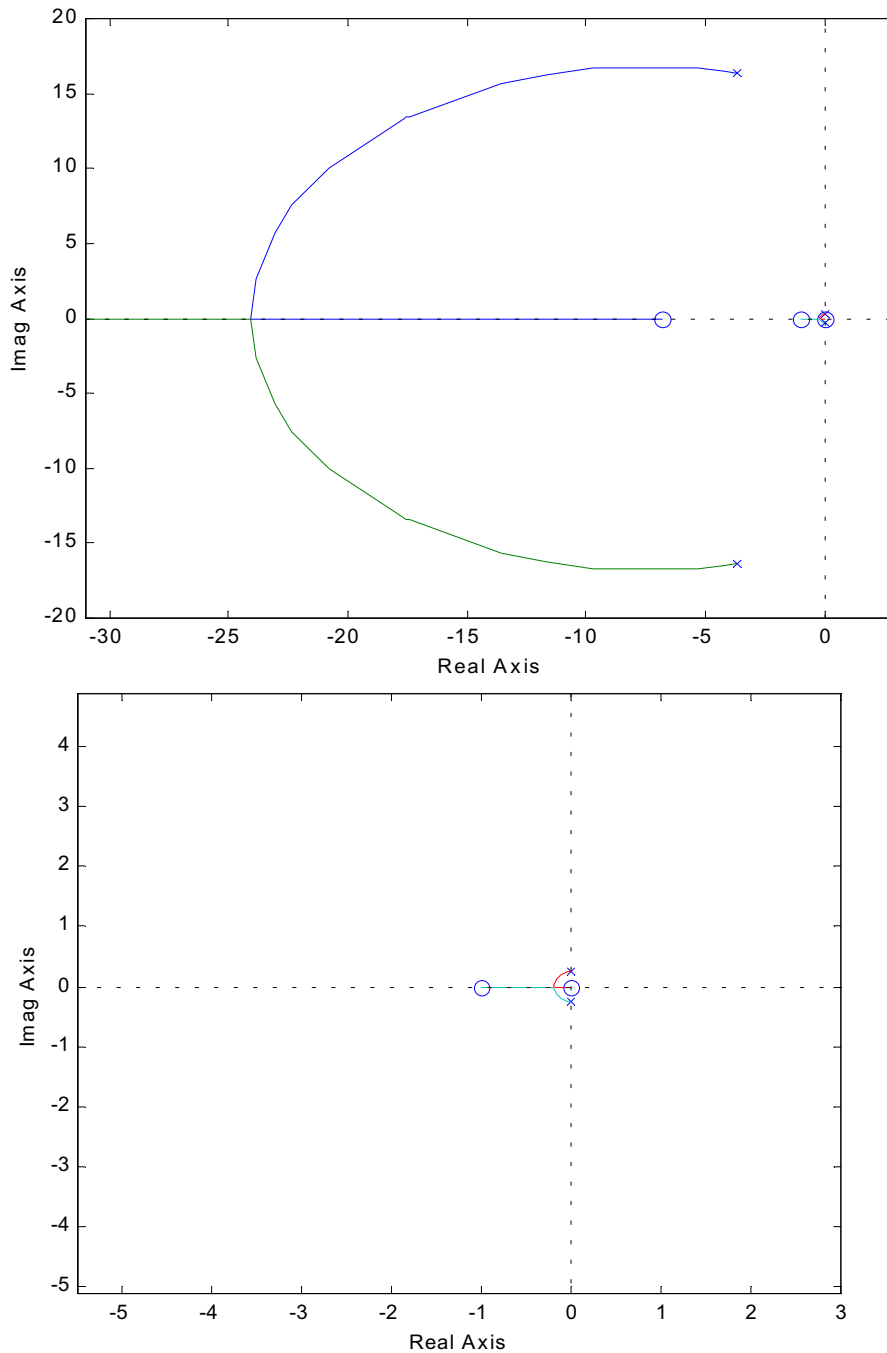
(圖四)



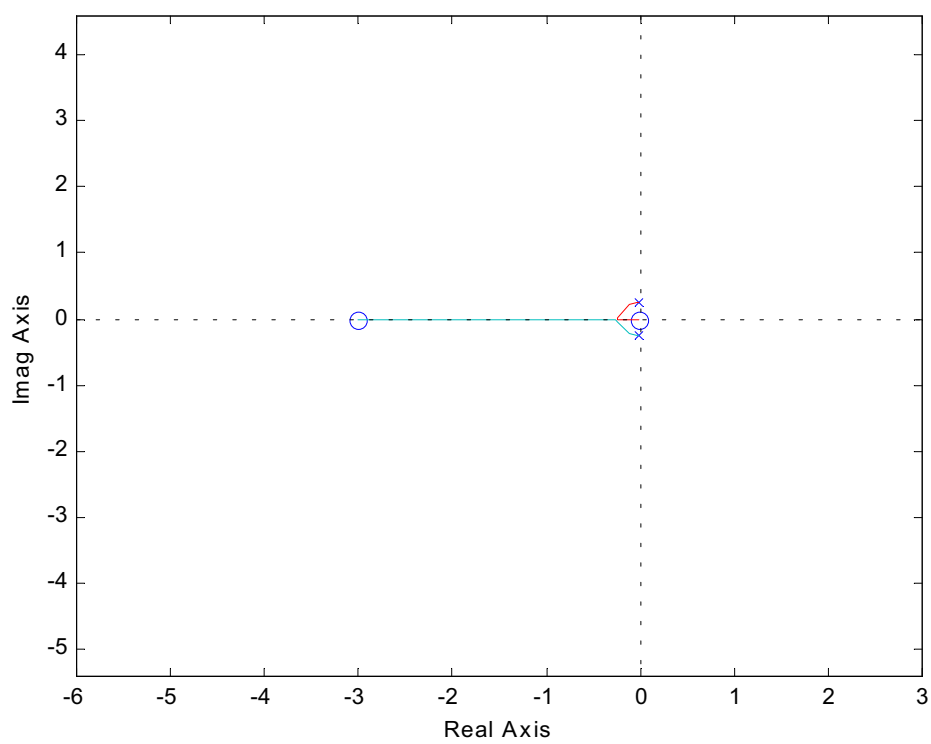
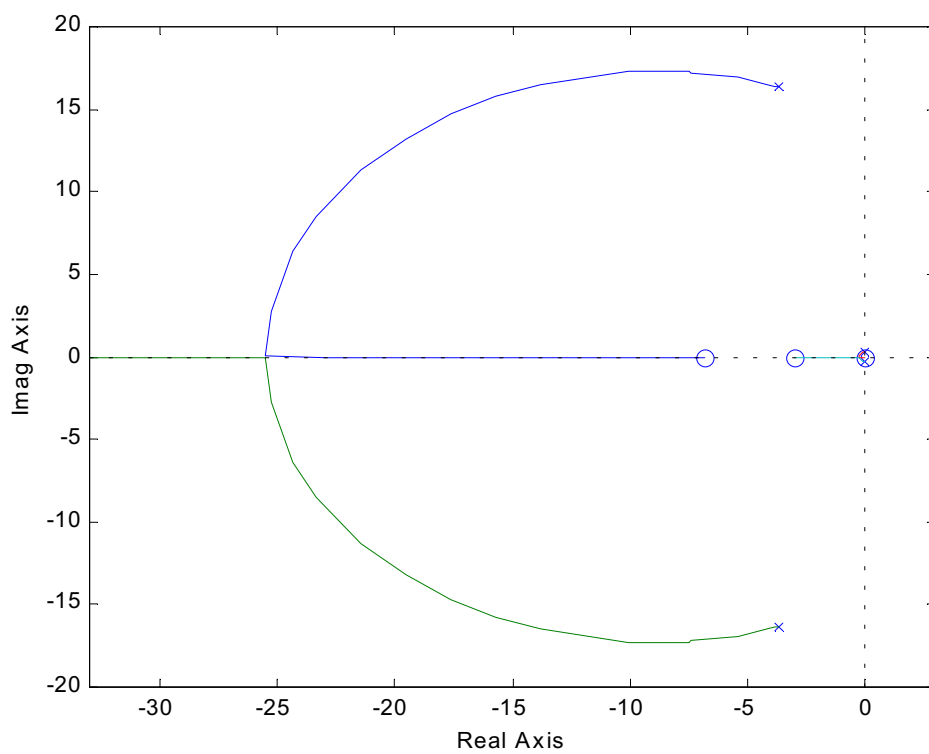
(圖五)

(五)、加入不同零點之根軌跡

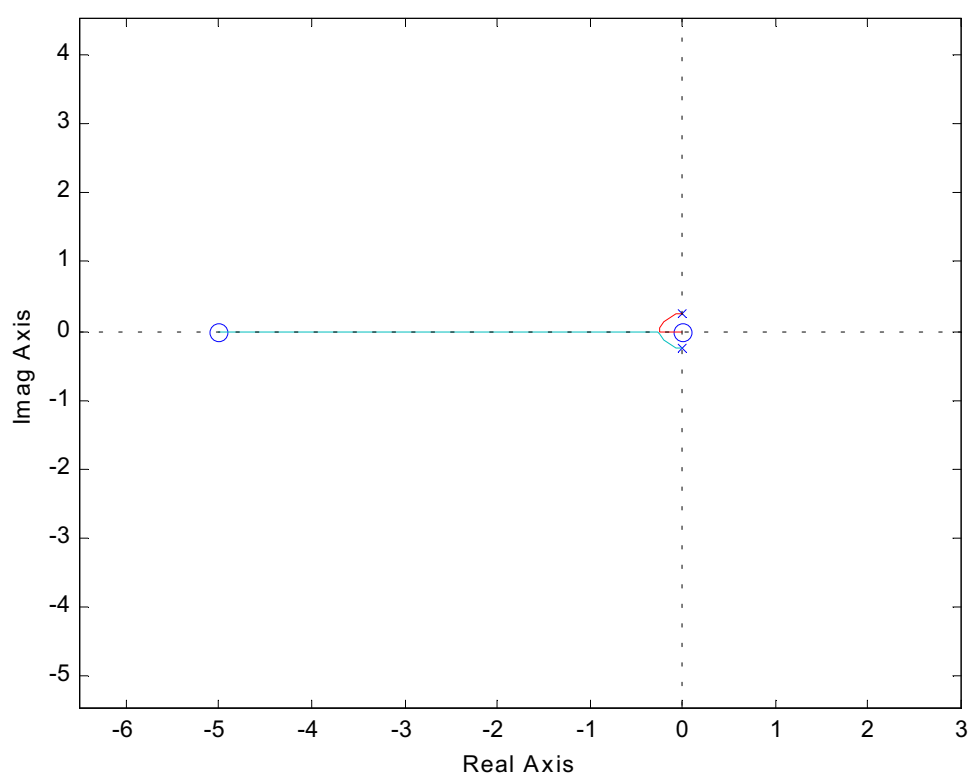
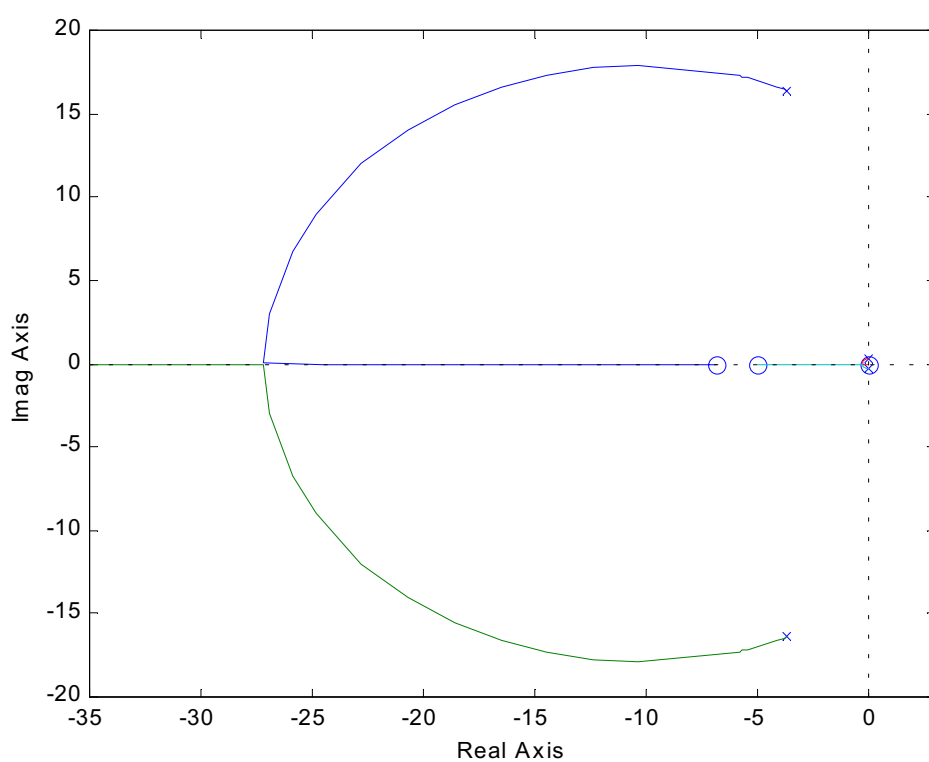
經由圖六、圖七與圖八三組根軌跡圖，可發現因為所加零點($-K_p/K_D$)值較小，無法有效改善長週期之穩定性，其根軌跡仍皆相當靠近原點，亦即其所需穩定時間極長。因此，欲顯著改善長週期穩定性，需在遠離原點的位置加一零點，但是因其原先之零點位於-7~-8 的位置，故所加之零點若大於-8(如圖九)，則此兩點功能將互換，亦即此系統所加之零點無法再增大。由此可知，先天上兩組特徵根皆太小，所以即使加入控制器，所能改善之幅度有限。這也就是無尾翼飛行器最困難的方了。



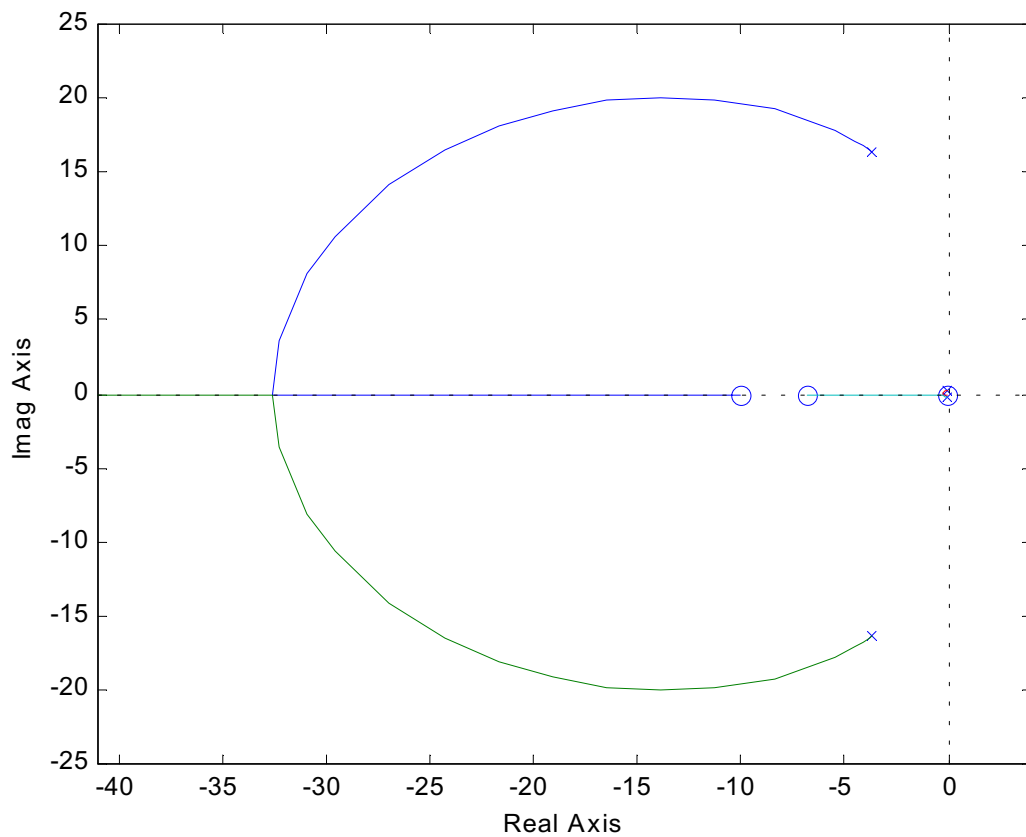
(圖六) $k_p/k_D = 1$



(圖七) $k_p/k_D = 3$



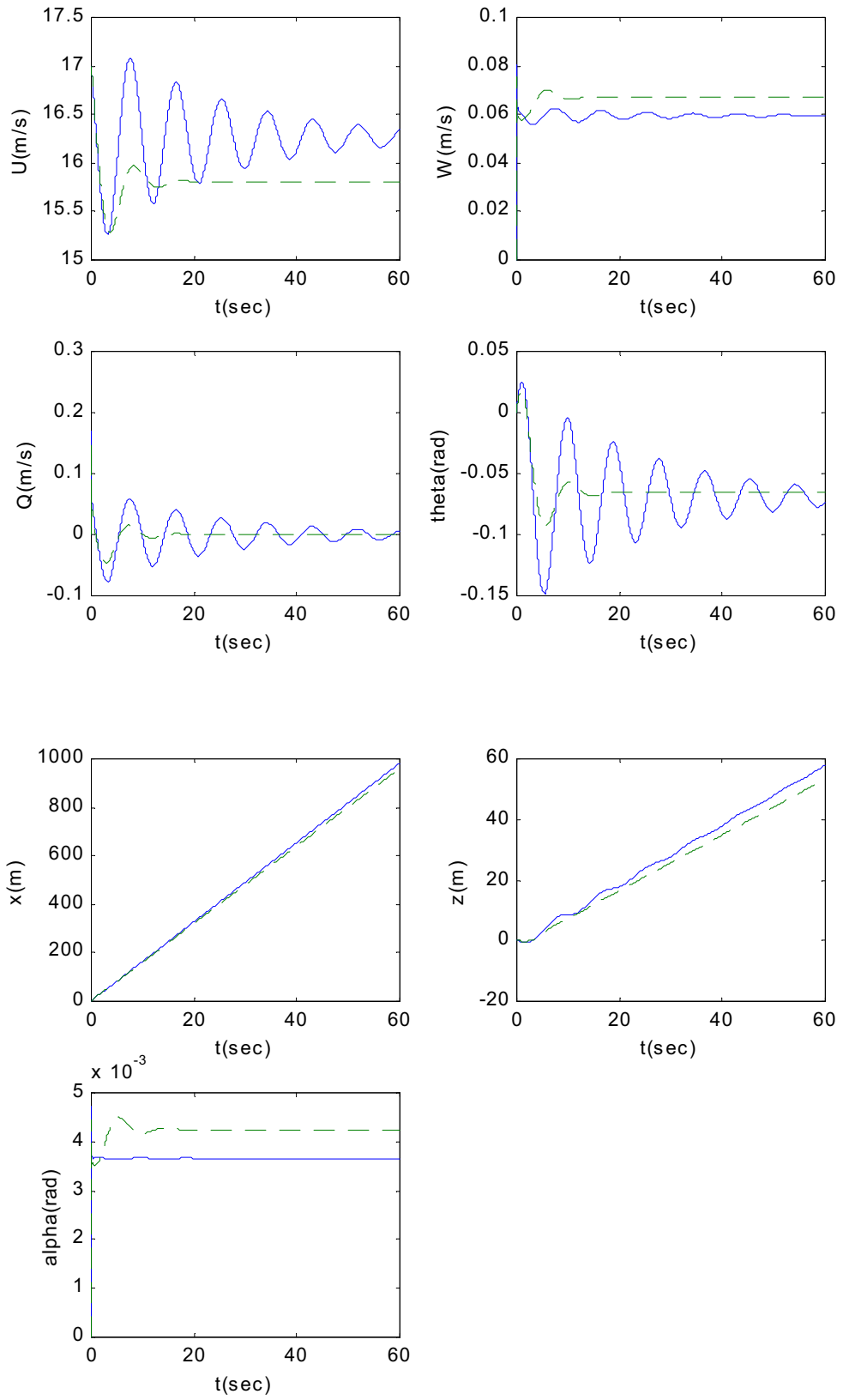
(圖八) $k_p/k_D = 5$



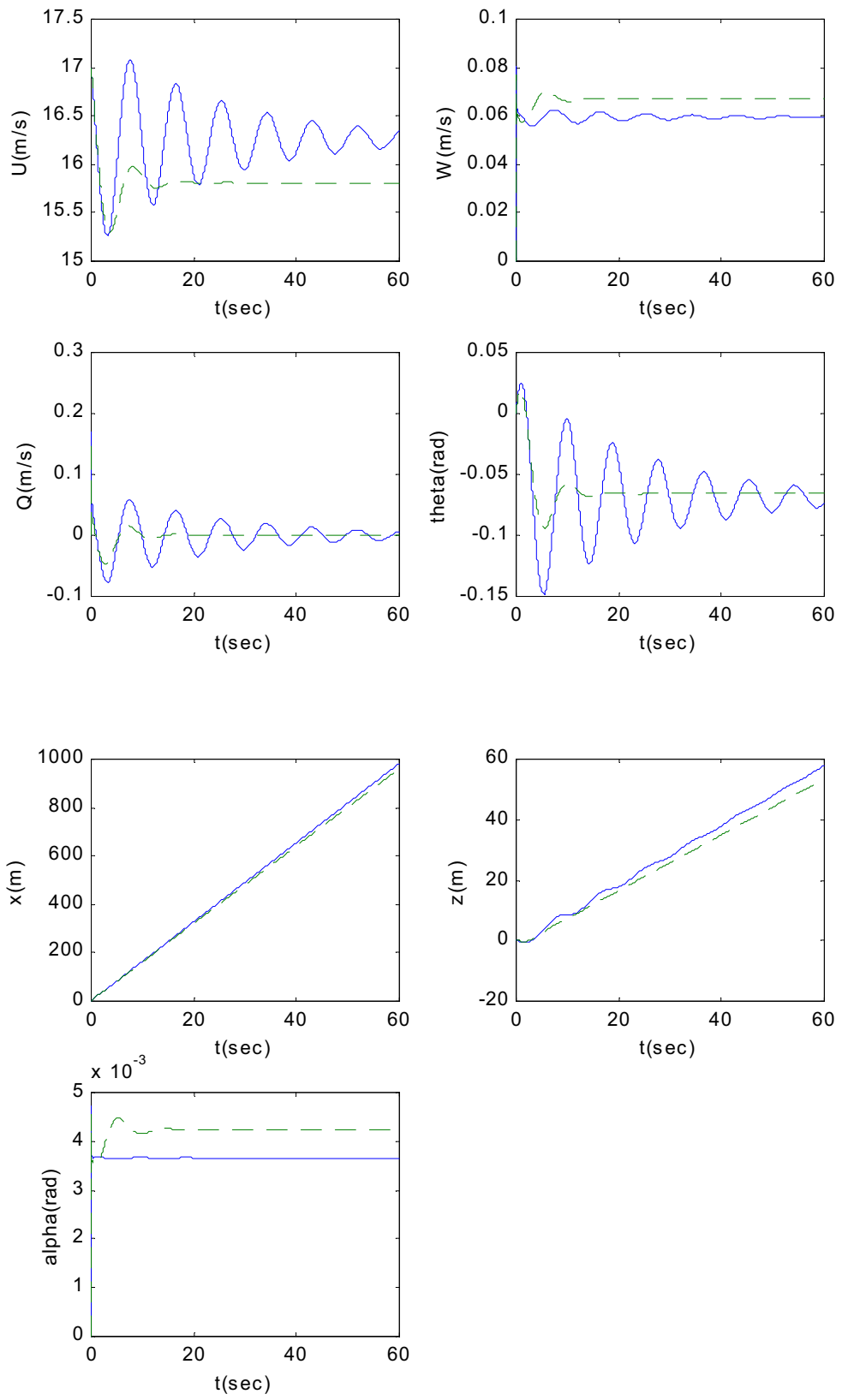
(圖九) $k_p/k_D = 10$

(六)、加控動態飛行模擬

由圖十與圖十一兩組模擬的圖來看，加入控制器後，雖然可大幅改善達到配平所需的時間。但是，加入不同增益值後，差別並不明顯。這點其實由根軌跡亦可判斷出來，這應該是因為此飛行器之尺寸小，各項係數的值皆不大，操控上本來就有很高的難度。再加上此飛行器的其中一組特徵根十分的接近原點，其穩定度仍較傳統構形的有尾翼飛機來的差，操控上亦有一定的難度，因此，嘗試加入許多不同的極點後，差別並不明險。不過，此兩組模擬結果，已是無尾翼飛器最佳之飛行狀態，雖然還是有些微的振盪，但幅度與頻率都已相當輕微，且很快得達到收斂。所以可說，至此已完成無尾翼飛行器之控制系統分析，並已改善其穩定特性。



(圖十) $K_p / K_D = 5$ 、 $K_D = 0.0192$ 、 $K_p = 0.0962$

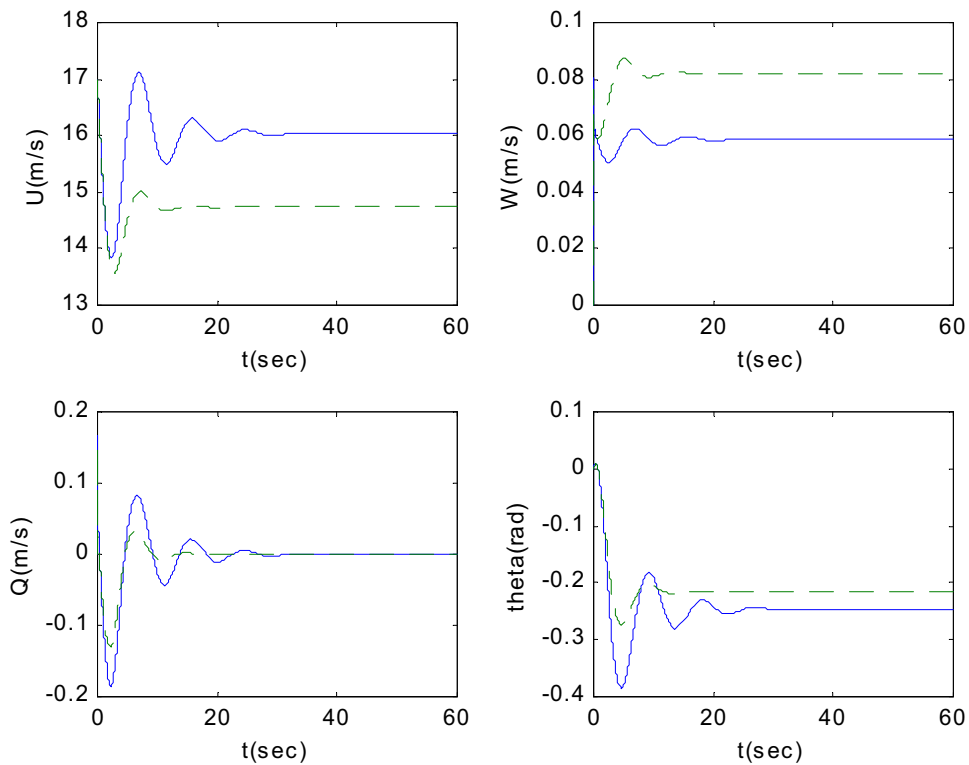


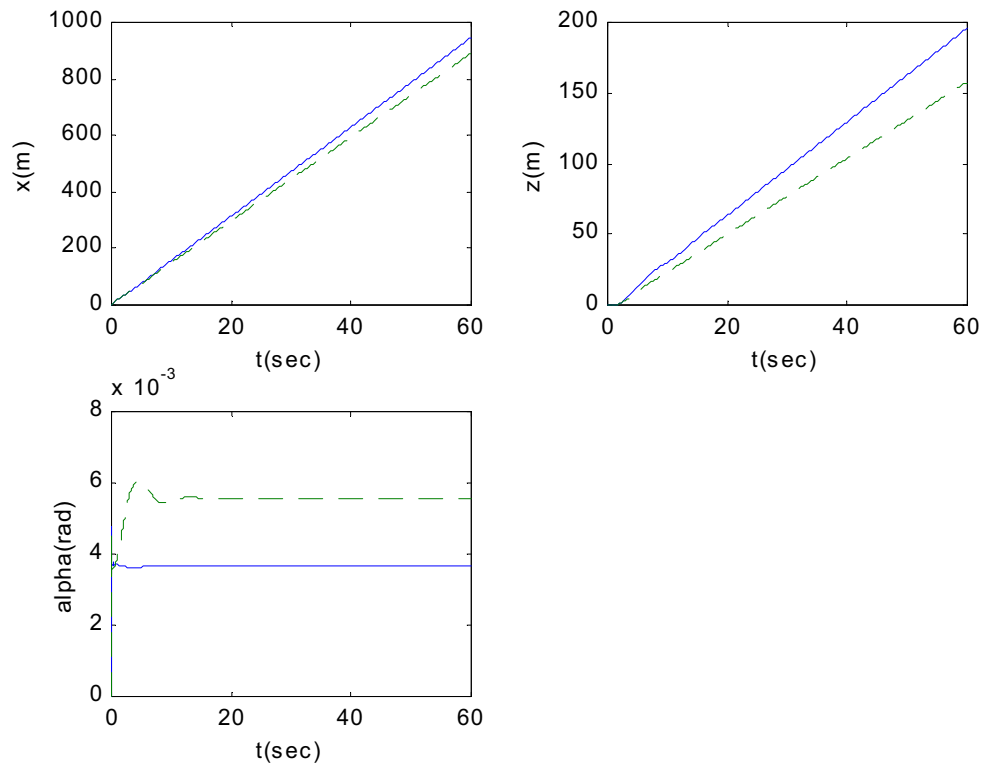
(圖十一) $K_p/K_D=8$ 、 $K_D=0.0119$ 、 $K_p=0.0949$

(七)、阻力值修正後之動態飛行模擬

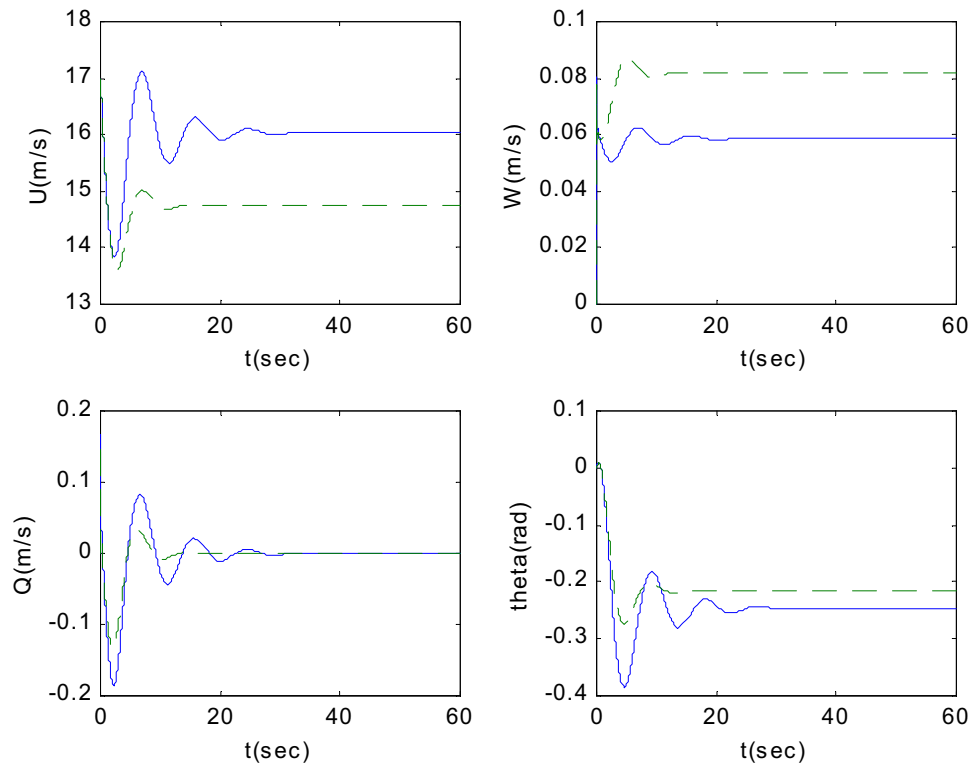
先前所計算之阻力，皆使用平板之表面摩擦阻力公式($C_{D_0} = \frac{1.328}{\sqrt{RE}}$)來概估，但是實際上，機翼之阻力值會比平板大一些，一般是以風動試驗來求其值。本研究使用之翼剖面，無前人之風洞數據可供參考，故挑選一外型較近似之翼剖面，義大利的 BAMBINO 6，由其風洞試驗求得之阻力值，重新估算、修正表面摩擦阻力公式之參數，使用修正後之阻力係數($C_{D_0} = \frac{4.78}{\sqrt{RE}}$)，重新進行動態飛行模擬與控制器設計(如圖十二、十三)。

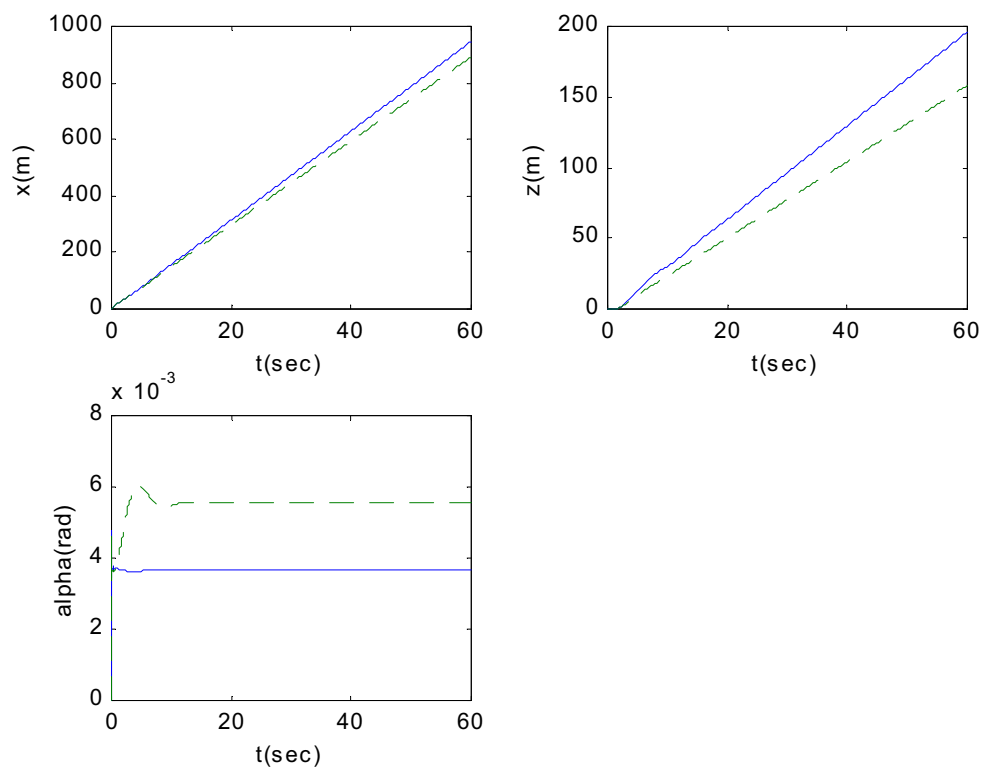
修正阻力值後，發現此飛行器因阻力變大，阻尼效應增強，因此較原先所做之模擬結果來得穩定。不過，因為阻力大，其平衡速度相對得較慢，也就是說在出手後，速度會損失較多，系統的能量因而損失。阻力大可使穩定性提高，但對系統的能量消耗較大，該如何取捨，要視不同的任務需求而定。但是，經由上面兩組圖仍可發現，再加入控制器後，其效應仍和先前沒太大差別。





(圖十二) $K_p/K_D=5$ 、 $K_D=0.019$ 、 $K_p=0.0955$

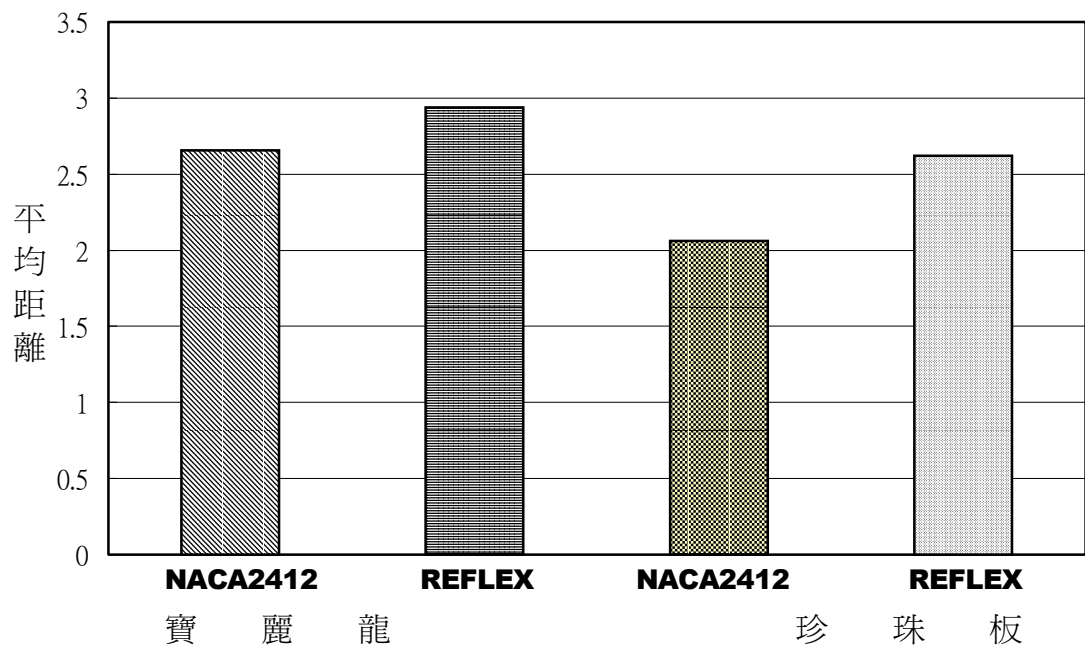


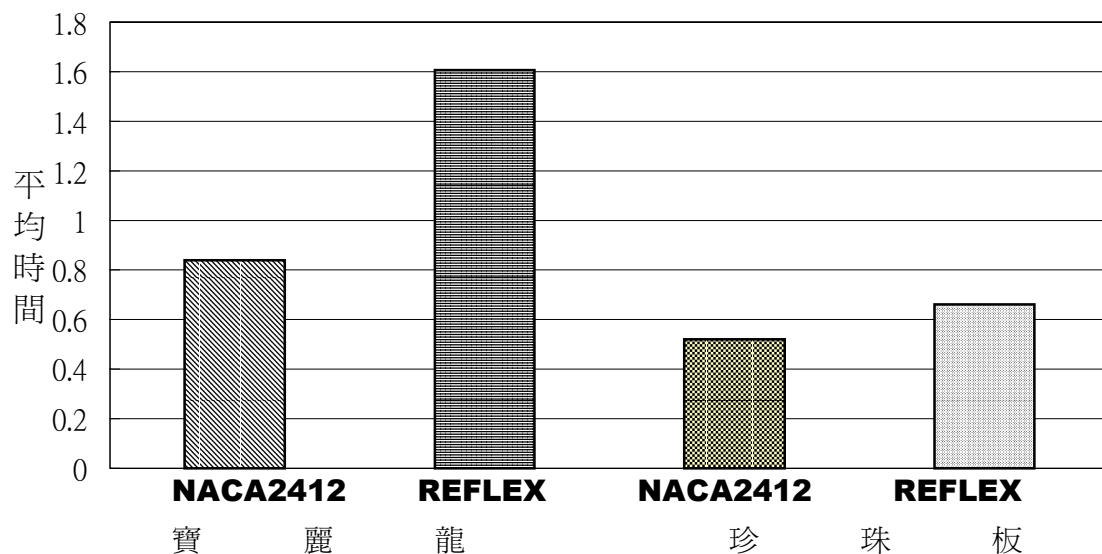


(圖十三) $K_p / K_D = 8$ 、 $K_D = 0.0118$ 、 $K_p = 0.094$

(八)、實作驗證

兩種翼形於兩組實驗之結果比較圖：





由兩組水平飛行實驗的結果，可清楚地看出，reflex 翼形在飛行距離與飛行時間上，均較傳統翼形來得良好。這是因為，reflex 翼形的尾端上折，可用以平衡全機，其本身的靜穩定特性，亦較傳統翼形來得優良。故在無推力的滑翔過程中，reflex 翼形較能維持其所需之升力，因此能飛得較遠、較久。

不過，針對此結果，仍有些許的誤差，分析如下：

1.理論之限制：在計算升力係數、力矩係數時，使用的都是「薄翼理論」，也就是不考慮機翼的翼展方向變化，視其為無窮翼展，將實際的三維氣流變化簡化成二維氣流，因此與三維空間上的實際飛行會有些許差異。其次，理論分析中未考慮阻力值的作用，因此會產生升力不夠，機頭下栽的情況。

2.製作技術：由於實驗用飛機以手工製作，且所謂的「reflex」，其尾緣(trailing edge)的上翹弧度事實上非常小(約為弦長的 1/1000)，因此在切割、組裝過程中必然會有與設計不完全相同、甚至破壞了 reflex 翼形的狀況發生。這也是本實驗中最大的誤差來源。

3.測量不精確：在滯空時間、飛行距離、初始速度等測量上會有差異。因為人的反應時間有限，所以又以測量時間之誤差較嚴重。

4.外界干擾：為避免風的干擾影響實驗結果，選擇在沒有自然風的場地做實驗，但因保麗龍及珍珠板皆為很輕之材質，故仍無法避免一些外界的干擾

肆、結論與應用

(1)、REFLEX 翼形是無尾翼飛機所必備的

reflex 翼形在無尾翼飛機上所扮演的重要角色，除了提供飛行所需的升力以外，亦取代了尾翼的功能，可平衡全機之俯仰力矩。

(2)、改用 reflex 翼型後，可以同時讓 $C_{m_{00}} > 0$ 以及 $C_{m_{\alpha}} < 0$

因為要使飛機在飛行時達到靜態穩定，此二項即為關鍵點。一般飛機無法去掉尾翼平穩的飛行，即是因為其主翼無法使得其 $C_{m_0} > 0$ ，所以才有尾翼的設計。Reflex 翼形因為有尾端上折的形狀，所以可產生正向的俯仰力矩，以使飛行中達到縱向的穩定。因此這種翼形即為無尾翼飛機的適當翼剖面。

(3)、由動態飛行的模擬，可發現兩種不同翼形在飛行中的明顯差別

傳統翼形的飛行器會無法達到穩定，飛行曲線發散；Reflex 翼形則可漂亮的達到穩定。初始速度的不同雖會影響其穩定所需時間，但有模擬中亦能找出最適宜之飛行條件。不過值得注意的是，因為其反向力矩不大，太大將會嚴重影響升力係數，所以如果初始速度太大，或所受重力太大，使得 Reflex 無法有效的平衡並拉回機頭，仍然會有翻滾的不穩定情形。

(4)、無尾翼飛行器之控制系統有其極限

因為本身特性的影響，特徵根太小，以至於控制器能改善之效果有限。也就是說無尾翼飛機之控制仍有一個極限，須要經過一次振盪方能達到穩定。但與未加控前之狀態相比，已改善甚多。

(5)、無尾翼飛機有高度的發展空間與實用價值

無尾翼飛機因其無垂直尾翼，故在軍事上利於躲避雷達的偵測，故俗稱之「隱形機」大多設計為無尾翼之形式。無尾翼飛機最為人不敢嘗試，是因其穩定與控制性能均差，但經由本研究，設計了具有良好之穩定特性與控制系統的無尾翼飛行器。如此一來則必能將其「輕、薄」的特性發揮出來，使無尾翼飛機具有更高的軍事價值。

(6)、展望

本研究只探討了縱向的穩定與控制，這是因為在飛行中，俯仰的動作是非常重要的且關鍵的，而無尾翼飛行器最嚴重的缺點亦即是縱向上的不穩定。但日後，希望能夠使用現有的模擬程式與控制系統設計流程，進行橫向穩定的分析與模擬，再提高無尾翼飛行器之飛行性能。並將整個穩定與控制研究發展成六自由度的模擬。如此一來，將可使無尾翼飛行器之發展更加完善。

伍、參考文獻

1. 余清華，MATLAB 精要，初版，臺北，全華科技圖書，88 年 10 月
2. 張振添，自動控制，增訂一版，文京圖書，80 年 5 月
3. 張運生，微飛行器之飛行穩定與控制研究，碩士論文，國防大學中正理工學院兵器系統工程研究所，桃園大溪，90 年 5 月
4. H. C. Smith 《*The Illustrated Guide to Aerodynamics*》
5. John D. Anderson & JR 《*Aircraft Performance and Design*》
6. John D. Anderson & JR 《*Fundamentals of Aerodynamics*》

7. John J. Bertin & Michael L. Smith 《*Aerodynamics For Engineers*》
8. Karl Nickel & Michael Wohlfahrt 《*Tailless Aircraft in Theory Practice*》
9. Ra Abbott & Albbert E.Von 《*Theory of Wing Sections*》
10. Robert C. Nelson 《*Flight Stability And Automatic Control*》
11. William H • Press & Brian P. Flannery & Saul A. Teukolsky & William Vetterling 《*Numerical Recipes*》

陸、致謝

- 1.感謝逢甲大學航空系宋齊有教授與國防大學中正理工學院機械系郭智賢副教授之耐心指導，使我的研究工作得以順利完成
- 2.感謝國防大學中正理工學院兵器系統工程研究所高紹傑學長、RFVD實驗室所有的學長們對我研究工作上的建議與協助
- 3.感謝成功大學航太工程研究所鄭憲君、王地寶、簡佑旭學長，與航太系陳世榮、劉邦煜學長給予研究過程與報告撰寫上寶貴的意見
- 4.感謝北一女中物理科陳文盛老師之協助，使我得以順利從事研究工作
- 5.感謝北一女中設備組孫譽真組長在行政作業上之協助
- 6.感謝國立臺灣科學教育館與崇友文教基金會提供如此難得之機會，使我得以無後顧之憂的從事研究工作

評 語

- (1) 本作品探討無尾翼飛行器的可行性，在無尾翼的情況下，比較 Reflex 翼形與傳統翼形的穩定性及控制性。
- (2) 文中進行數理推導及電腦模擬，作品的分析完整、深入，是一佳作。