

第五章

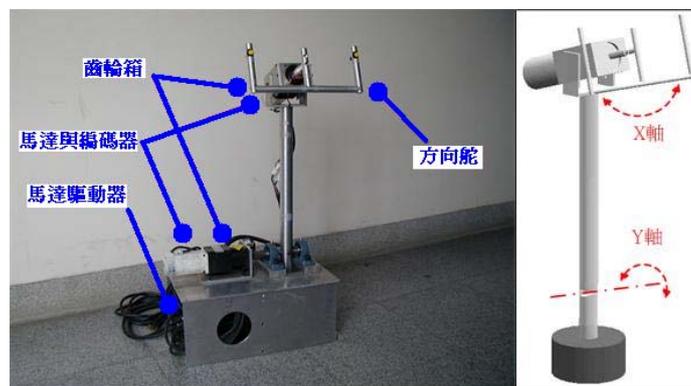
硬體架構

在第一章提到飛行模擬機本身僅具駕駛艙，並未有機身、機翼等結構，亦無氣動力的存在，故駕駛員在模擬機駕駛艙訓練時必須仰賴精確的力感控制系統(模擬機八大系統之一)才能感受真實飛機飛行時的操控力感，使受訓人獲得較佳的學習效益。在本章之中，首先為本實驗室自製力回饋搖桿的分析，主要分為硬體機構部份與機構控制部份兩方面，接著為自製力回饋搖桿之系統識別，將馬達伺服系統數學模型化方便設計力回饋控制律，最後則提出本研究之飛行力感系統架構以及力回饋控制器之設計過程。

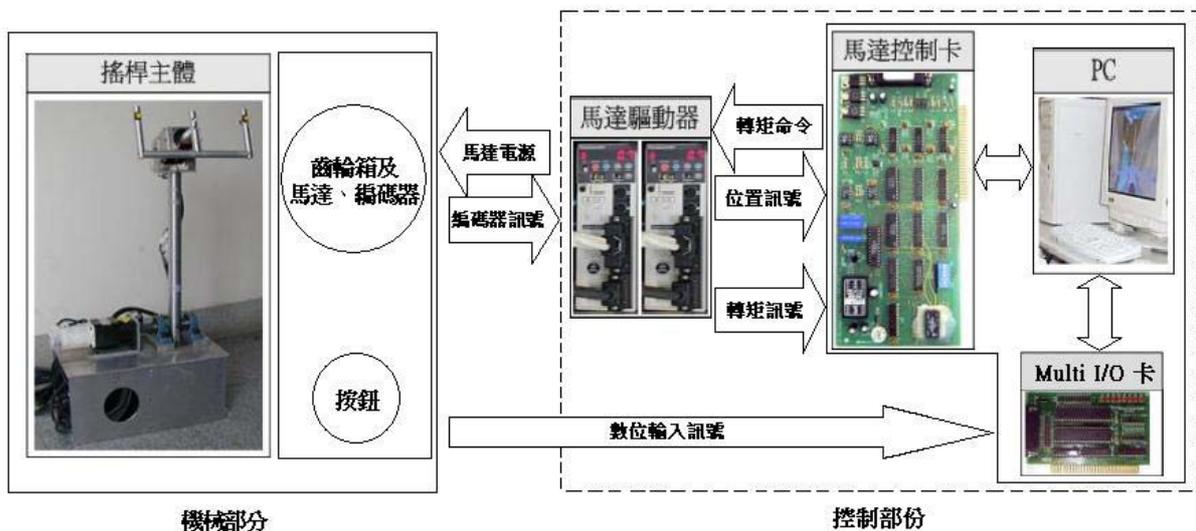


5.1 機構硬體部分

圖 5.1(a)顯示本實驗室所自製的力回饋飛行搖桿，整個硬體系統可以分為兩大部分：機構部分和控制部分，如圖 5.1(b)所示，前者指力回饋操控器的機械主體，包含把手、連接軸、軸承、齒輪箱、與控制部分相連接的馬達、編碼器、及按鈕，後者包括電腦、馬達控制卡、馬達驅動器、及 Multi-I/O 卡，其規格資料如表 5.1 及 5.2 所示。



(a) 力回饋搖桿機構與動作方式



(b) 力回饋操控器系統

圖 5.1 硬體架構：(a)力回饋搖桿機構與動作方式和(b)力回饋操控器系統

個人電腦		
CPU	P3-800	
RAM	512MB	
馬達控制卡(JS AUTOMATION NCC9322)		
類比輸出	電壓值	-10V to 10V
	輸出阻抗	0.1Ω
	轉換時間 (transmission time)	1μs
	解析度	13 bits
計數器輸入	範圍	24 bits
Multi-I/O 卡(ADLINK PCI-9112)		
類比輸入	解析度	12 Bit
	轉換時間 (conversion time)	8μs
	輸入範圍	-10V ~ 10V
	輸入阻抗	10MΩ
數位輸入	輸入電壓	Low: 0-0.8V, High: > +2V
馬達驅動器(Panasonic MSDA041A1E)		
控制模式	轉矩模式	
電源	額定電壓	100-115V 50/60 Hz
	功率	400W
功率輸出	電壓/電流	3 相 82V/4.4A
	頻率	200Hz
輸入訊號	轉矩控制訊號	3V/100%額定轉矩
	編碼器訊號	A,B,Z 2500 pulses/revolution
輸出訊號	計數器輸出	10000 pulses/revolution
	轉矩量測	3V/100%額定轉矩
定速設定	X 軸/Y 軸	300/1500 rpm

表 5.1 力回饋操控器控制規格

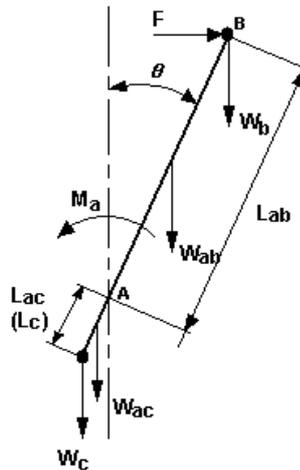
機構部分		
項目	X 軸	Y 軸
齒輪比	1:5	1:25
活動角度	不限	40 度
軸長	0.15m	0.54 m
額定出力	43.33N	60.19N
解析度	50,000 脈衝/轉	250,000 脈衝/轉
AC 馬達(Panasonic MSMA041A1E)		
輸出	編碼器	2500 p/r incremental
	額定／最大轉矩	1.3/3.8 N/m
	額定／最大轉速	3000/4500 rpm
	額定功率	0.4 kW
	重量	1.6 Kg

表 5.2 力回饋操控器機構規格

本研究之飛行力回饋搖桿擁有兩個自由度 (degree of freedom)，分別定義為 X 軸與 Y 軸，X 軸像方向盤可以呈 360° 轉動，Y 軸像搖桿可自行前後約 40 度的活動，兩軸的活動方向幾乎是互相垂直的，因此，在操作上不致於會彼此干擾造成混淆的情形 [28]。兩軸的力臂分別為 15cm 及 54cm 較一般力搖桿力臂 10cm 左右長很多，而操作一般力搖桿以手及手腕的施力居多，其最大輸出力量約在 10N 左右，以 Immersion 公司的 Impulse Engine 2000 而言，只有 8.9N，而操作自製的力回饋操控器，除手及手腕外，還需用到手肘及肩的的施力，所以爲了提高最大輸出力量，兩軸與馬達間以齒輪箱來連接，兩軸的最大輸出力量分別達到 43N 及 60N。

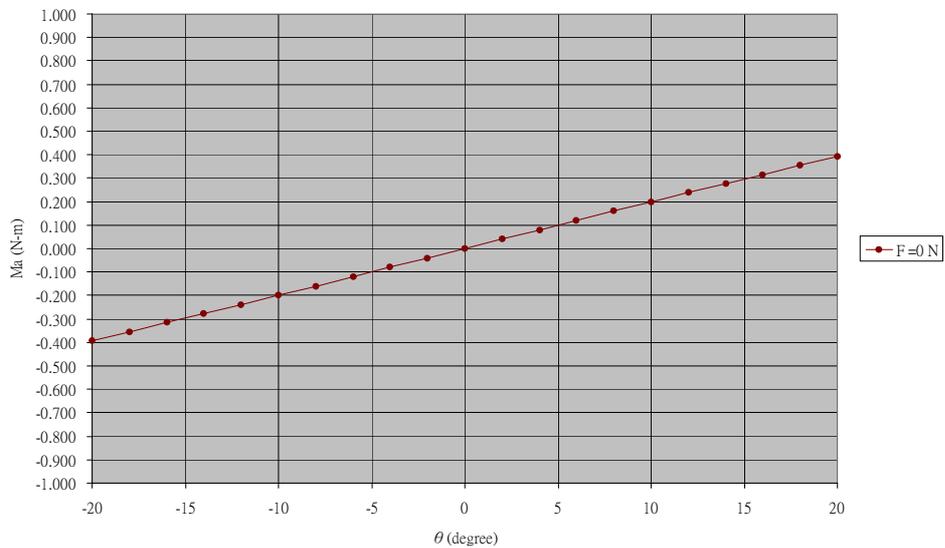


(a) Y軸的側面圖



符號	參數值
G	9.81m/sec ²
W _b	3.826kg
W _{ab}	0.399kg
L _{ab}	0.5m
W _c	12.207kg
W _{ac}	0.16kg
L _c	0.154m
L _{ac}	0.2m

(b) Y軸在靜力平衡時力矩分析圖



(c) Y軸在靜力平衡時轉動角度與轉矩關係圖

圖 5.2 Y 軸分析：(a)Y 軸的側面圖，(b)Y 軸在靜力平衡時力矩分析圖，和(c)Y 軸轉動角度與轉矩關係圖。

在此機構中，因為 Y 軸上方承載了 X 軸的馬達及齒輪箱等重物，上下的重量配置不平均，會妨礙操作時施力的平順流暢，因此在 Y 軸的下方掛一個圓柱鐵塊以保持 Y 軸自身的平衡，如圖 5.2(a) 所示；圖 5.2(b) 顯示 Y 軸在靜力平衡時，機械重力及操作者施力的分析圖，其中 g 表重力加速度， W_b 為 Y 軸上方承載的重量， W_{ab} 為 Y 軸自身上方的重量， L_{ab} 為軸心至 W_b 質心的長度， W_c 為下方圓柱鐵塊的重量， W_{ac} 為 Y 軸自身下方的重量， L_c 為軸心至 W_c 質心的長度， L_{ac} 為 Y 軸自身下方的長度，當 Y 軸偏離鉛直線的角度為 θ ，操作者施力的大小為 F 時，則 Y 軸的總力矩為 M_a ，如 (5.1) 式所示：

$$M_a = \left(W_b \cdot g \cdot L_{ab} \cdot \sin \theta + W_{ab} \cdot g \cdot \frac{L_{ab}}{2} \cdot \sin \theta + F \cdot L_{ab} \cdot \cos \theta \right) - \left(W_c \cdot g \cdot L_c \cdot \sin \theta + W_{ac} \cdot g \cdot \frac{L_c}{2} \cdot \sin \theta \right) \quad (5.1)$$

圖 5.2(c) 為使用者不施力時 (即 $F=0$)，Y 軸偏離鉛直線的角度 θ 界於 -20 度至 20 度之間與重力所產生的總力矩 M_a 之間的關係圖，當 θ 為零度時，總力矩為零，表示 Y 軸能靜止平衡在零度，當 θ 為 20 度時，總力矩為 0.4N-m，表示 Y 軸將受重力作用而轉至零度，但此時操作者只要提供約 0.8N 的很小推力，則能在 20 度下保持靜止平衡，所以 Y 軸自身的平衡及操控上的靈活性還算不錯。至於 X 軸部分，因為本身重量較輕且配置較為平均，故無 Y 軸的平衡問題，且其轉動可像車子方向盤超過 360 度。

5.2 機構控制部分

使用力回饋搖桿時，最重要的是能正確地讀取把手目前位置以及輸出指定的力量給把手，所以控制部分要做到正確地由編碼器讀取馬達位置與控制馬達的力矩，因此我們直接選用一整組可提供力矩控制的馬達、編碼器、馬達驅動器以及馬達控制卡，而為了讀取馬達驅動器上提供的力矩量測資料，另外需用到一張 Multi-I/O 卡。

機構控制部份的架構圖如圖 5.3 所示。

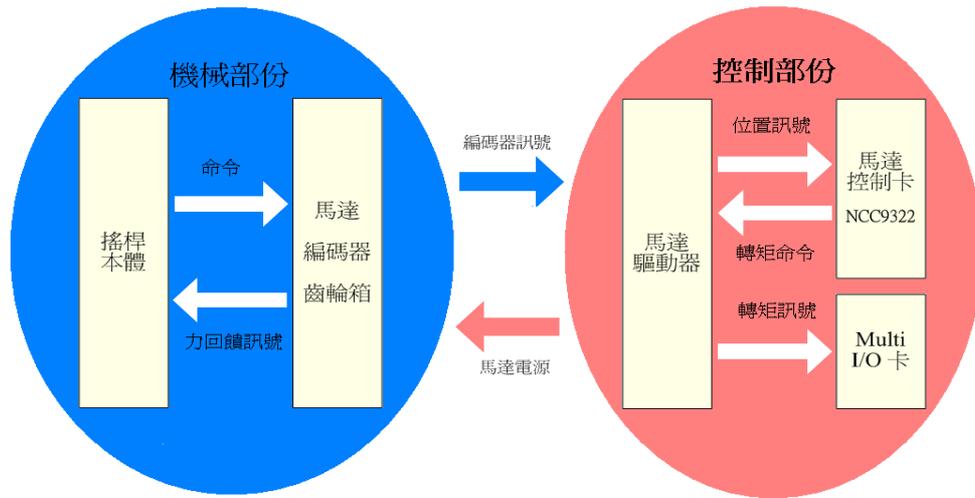


圖 5.3 機械與控制部份關係圖

完成整個系統組裝之後，我們進行兩項基本的性能測試，第一項是測試力量命令與輸出力量值是否一致，用以評定力回饋操控器力量命令的輸出性能，測試方法為用手固定住操控器把手使其不動，分別對 X 及 Y 軸輸入 0.5Hz 的正弦波力量命令， f_{xc} 及 f_{yc} ，如(5.2)及(5.3)式所示：

$$f_{xc}(t) = 20 \cdot \sin(2\pi \cdot 0.5t) \quad (5.2)$$

$$f_{yc}(t) = 30 \cdot \sin(2\pi \cdot 0.5t) \quad (5.3)$$

同時由量測馬達的力矩，計算其在 X 及 Y 軸的輸出力量， f_{xo} 及 f_{yo} ，整理測試結果如圖 5.4(a)及圖 5.4(b)所示，將 X 軸的力量命令及其測量輸出力量繪成圖 5.4(c)，Y 軸部分繪成圖 5.4(d)，由此二圖可以看到，力量命令及其輸出力量成斜率為 1 的直線，故此系統可以達成正確控制輸出力量這項要求。

第二項測試在於決定馬達驅動操控器把手所需的最小起動力量，用以決定在低回饋力的狀態時，需對機械阻力做多少補償，才能達到彰顯回饋力的功能，測試的方法為放開手後，對 X 及 Y 軸分別輸入 0.5Hz 正弦的力量命令， f_{xc} 及 f_{yc} ，如(5.4)和(5.5)式所示：

$$f_{xc}(t) = 6 \cdot \sin(2\pi \cdot 0.5t) \quad (5.4)$$

$$f_{yc}(t) = 6 \cdot \sin(2\pi \cdot 0.5t) \quad (5.5)$$

任由操控器自由活動並量測其運動速度， V_x 及 V_y ，其結果如圖 5.5(a)及圖 5.5(b)所示，由圖 5.5 可知，X 軸及 Y 軸的力量命令約要大於 3 至 5 N 時，才能克服操控器本身機械上存在的阻力而使其開始運動。

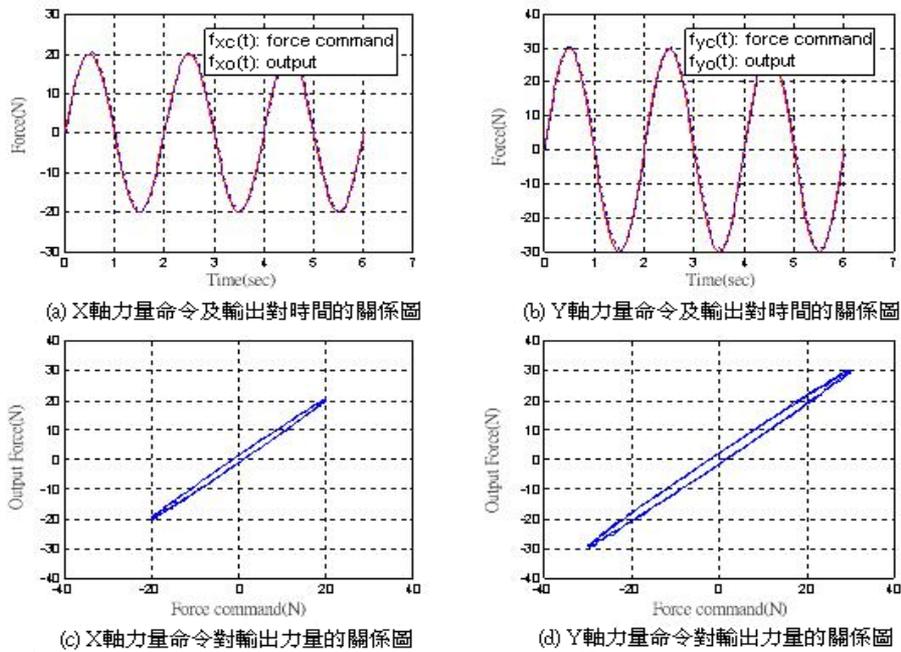


圖 5.4 力量命令與輸出測試結果圖：(a)X 軸的力量命令及輸出時間圖，(b)Y 軸的力量命令及輸出時間圖，(c)X 軸的力量命令與輸出關係圖，和(d)Y 軸的力量命令與輸出關係圖。

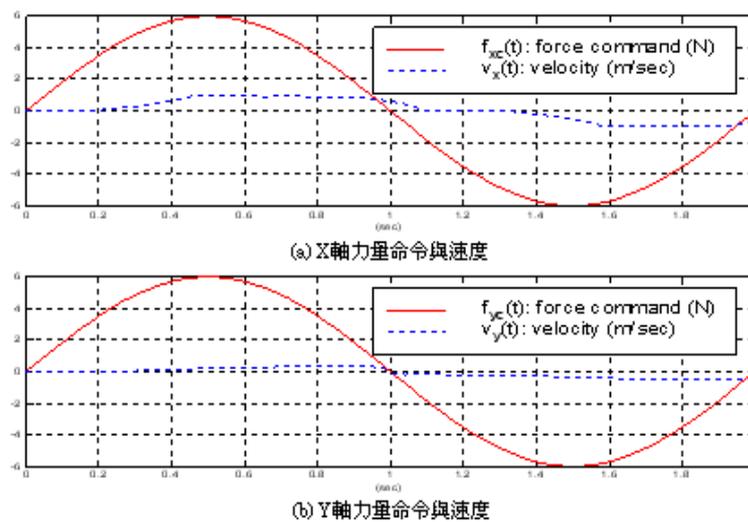


圖 5.5 最小起動力量命令測試圖：(a)X 軸力量命令及輸出速度時間圖和(b)Y 軸力量命令及輸出速度時間圖。

5.3 系統鑑別

系統鑑別(system identification)是由控制對象的輸入輸出資料，以實驗測試數據的方式來建立數學模型的有效方法，本研究我們使用頻率響應法(frequency-response analysis)來分析搖桿系統的阻抗模型[19,34,37]，其優點是以直觀的物理現象來闡釋模型的頻率轉移函數(transfer function)。首先我們定義搖桿單軸的轉移函數 $G(s)$ 為：

$$G(s) = \frac{X(s)}{F(s)} \approx \frac{1}{ms^2 + bs + k} \quad (5.6)$$

其中 $X(s)$ 為由編碼器取得搖桿操控位置的計數輸出， $F(s)$ 表示輸入的力量命令，然而定義為二階系統的原因係直接對應於馬達模型，而忽略傳動機構所造成之影響，其 m 、 b 、 k 為二階模型之係數。我們以圖 5.6(以 Y 軸為例)來說明頻率響應法，即輸入系統不同頻率的弦波信號(sinusoid)，如


$$u(t) = \alpha \cos \omega t \quad (5.7)$$

(5.7) 式中 α 為信號的振幅，角頻率 ω 可自行選定，則此系統的輸出為

$$y(t) = \alpha |G(j\omega)| \cos(\omega t + \phi) \quad (5.8)$$

其中 $\phi = \arg G(j\omega)$ 為系統所造成的相位落後。觀察(5.8)式即可發現系統於角頻率 ω 時的增益及相位特性，因此若輸入系統各種角頻率的正弦信號，則可得多個角頻率點的增益與相位特性，藉由其特性於 Bode 圖上的表現，可以使用圖形表示其頻率轉移函數。我們可從圖 5.6 輸入與輸出值中觀察出頻率響應之增益與相位落後變化關係，並且在測試中發現因搖桿結構本身之質量與阻尼等自然特性使其有反應遲滯的現象產生，故

我們在量測系統增益值時，於各種不同的測試角頻率下分別輸入不同振幅大小之訊號，並求取一平均增益值，以減少其遲滯現象與量測誤差對系統鑑別所造成的影響。

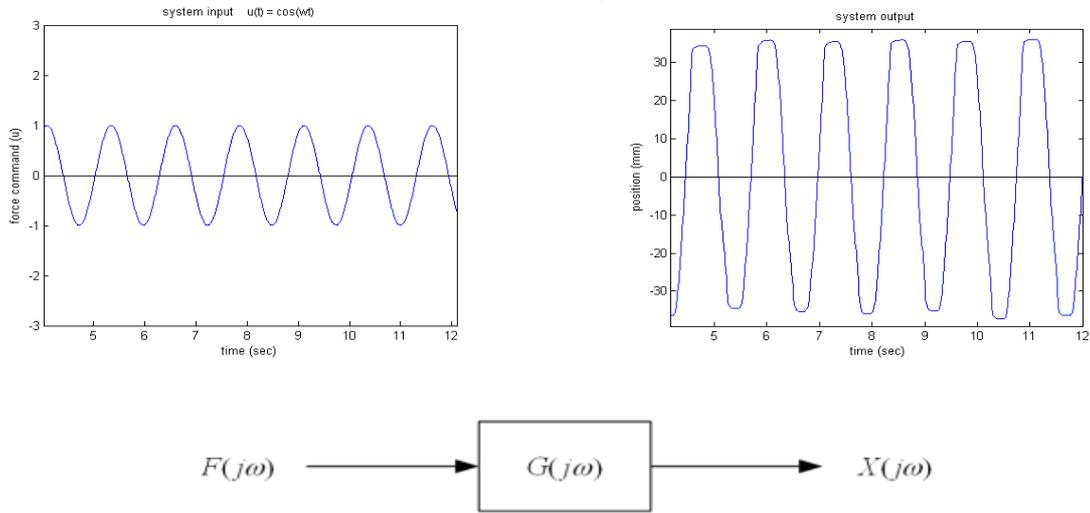


圖 5.6 頻率響應法的原理

我們輸入系統 1~60 Hz 之間各種不同頻率的餘弦信號，如(5.7)式所示，其中信號振幅 α 為 1N 之力量命令，對應的系統位移輸出振幅如圖 5.7 中的星狀記號(*)所標示，根據圖 5.7，我們可估計系統 X 軸的轉移函數為：

$$G_x(s) = \frac{1}{(4.538 \times 10^{-5})s^2 + (1.452 \times 10^{-3})s + (7.08 \times 10^{-3})} \quad (5.9)$$

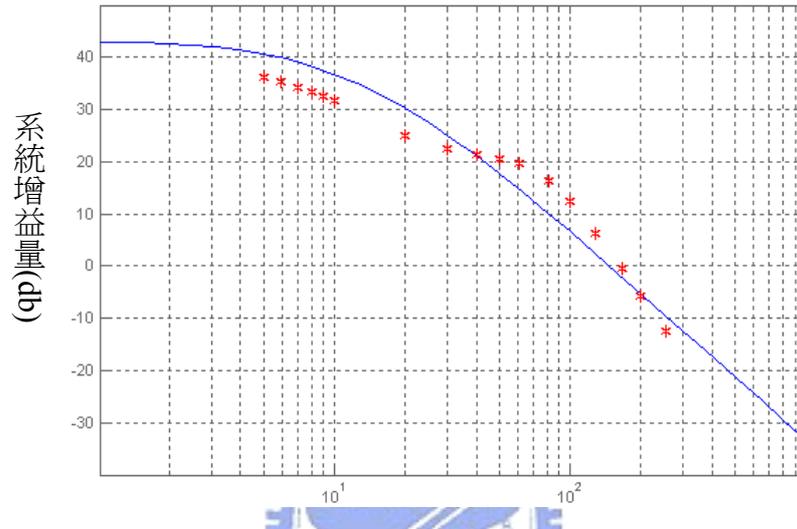
系統 Y 軸的轉移函數為：

$$G_y(s) = \frac{1}{(9.055 \times 10^{-5})s^2 + (2.891 \times 10^{-3})s + (1.41 \times 10^{-2})} \quad (5.10)$$

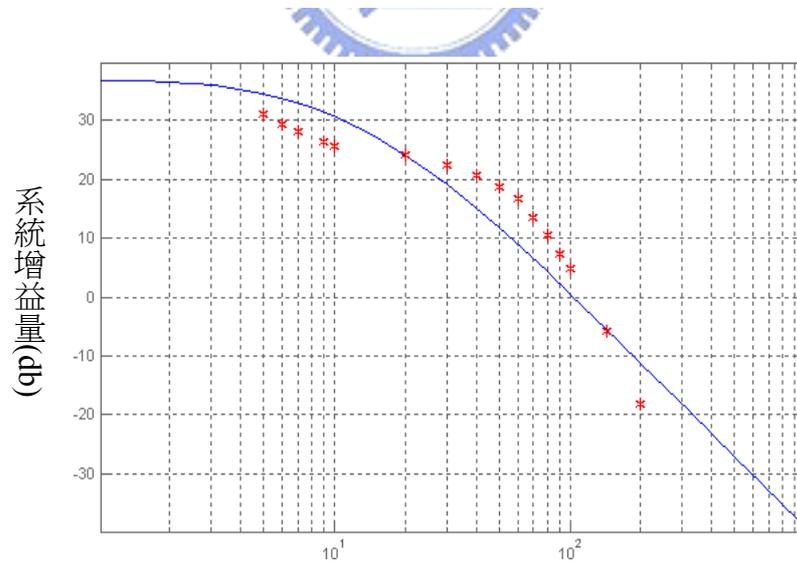
由於系統輸出的訊號單位為毫米(mm)，所以轉移函數之係數皆需調整為 MKS 制，以符合系統單位一致性之要求。所以經單位換算後分別可得到 X 軸與 Y 軸鑑別之參數，列於表 5.3 之中。

	X 軸方向	Y 軸方向
慣性質量 m (Kg)	0.0454	0.09055
阻尼係數 b (N-sec/m)	1.452	2.89
彈性係數 k (N/m)	7.08	14.1

表 5.3 力回饋搖桿裝置物理阻抗參數值



(a) X 方向頻率響應



(b) Y 方向頻率響應

圖 5.7 輸入不同頻率弦波的頻率響應圖：(a)X 方向頻率響應和(b)Y 方向頻率響應

5.4 飛行力回饋控制律設計

本系統是採用兩組 AC 伺服馬達與其驅動器來構成 X、Y 兩個軸向運動的動力來源，其中 X 軸負責模擬飛機運動中的滾轉控制迴路，而 Y 軸負責模擬飛機運動中的俯仰控制迴路，如圖 5.8 所示[1,16,31,36]，當駕駛員移動搖桿時，在 AC 伺服馬達之中有內建 Encoder 負責回傳馬達偏轉之位置值，並搭配馬達控制卡與 Multi I/O 卡分別接受兩軸位置與力量的回授訊號，且將其訊號送入負責力感控制計算的個人電腦 PC 端之中作處理，最後 PC 端再透過馬達控制卡對 AC 伺服馬達作轉矩控制，此時駕駛員便能感受到應有的回饋力。

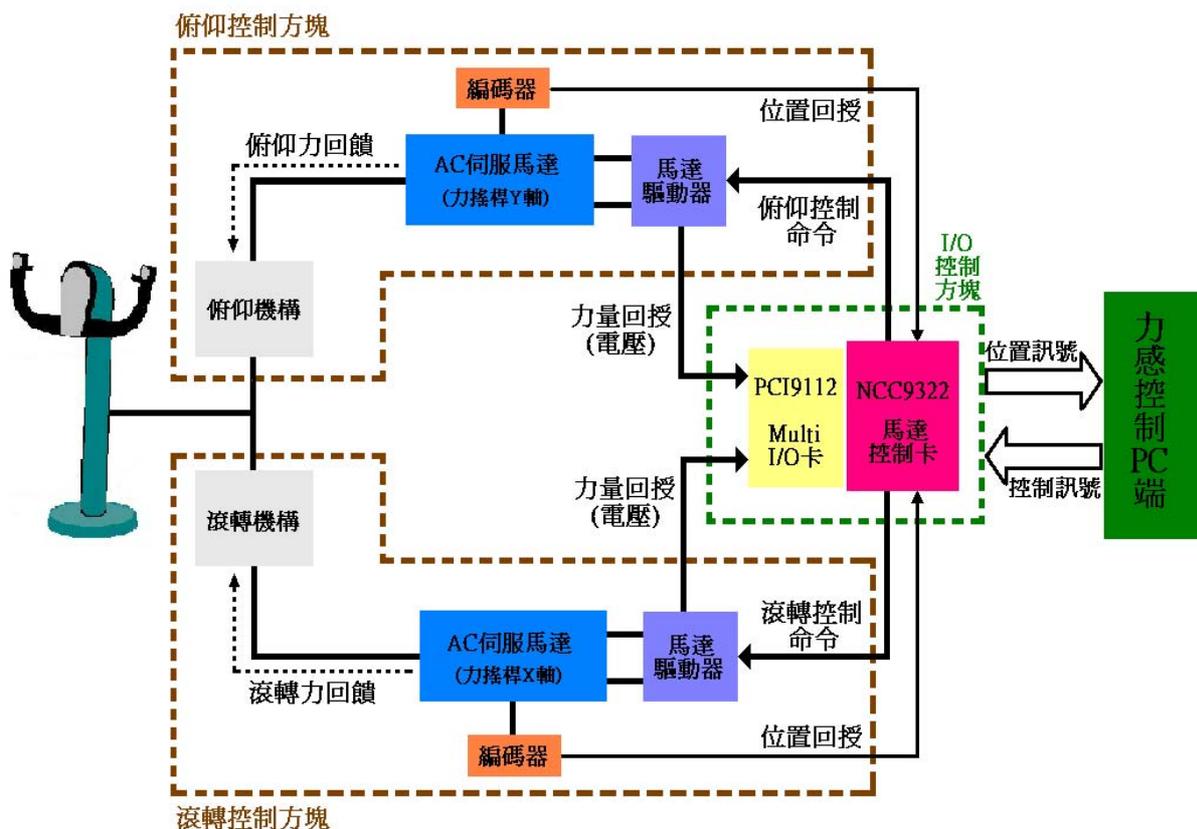


圖 5.8 力感控制系統架構圖

一般飛行模擬機的力回饋操縱桿可依其特性分為兩種型式：可逆式操縱桿與不可逆式操縱桿[11,14,17,36,39]。一般而言，屬於人工操縱系統與助力操縱系統的小型飛機皆以可逆式操縱桿模擬之，因為此種小型飛機在飛行時其氣動力對飛機控制面的影響會直接回傳至操縱桿，故此種力感呈現型式我們稱之為可逆；相對的，屬於全助力操縱系統至線傳飛控(Fly-By-Wire)後的大型客機與戰鬥機大部份是以不可逆式的操縱桿模擬之，因為此種大型客機與戰鬥機是以液壓或電動伺服系統來推動飛機控制面，操縱桿並不直接連結於控制面，所以當飛機改變姿態時駕駛員無法直接從操縱桿感受到飛機控制面之作用力，而此時操縱桿能感受到的僅是虛擬感覺器、致動器以及傳動機構等所給予的反作用力，故此種力感呈現型式我們稱之為不可逆，而本模擬系統架構的力回饋控制方式則使用不可逆式之控制型態來作設計。

由於在實際飛機上，其不可逆式的力感呈現是經由飛機的虛擬感覺器、致動器以及傳動機構等所給予操縱桿的反作用力，所以在飛行模擬系統之中若要使力感裝置產生相似的反作用力，則必須建構所要模擬飛機之力感模型，其力感模型必須要按照實際飛機的機構來設計的，且不同飛機擁有不同的力感模型特性曲線，故真實的力感模型必須經由實機實際量測力量-位移非線性曲線圖之後再找出與其對應的參數值(例如在第二章所提之力感組成要素)分別組合而成。而本研究之重點方向為實踐力感控制律之實用性與改善整合 VR 影像端之系統表現性，所以並不深入探討如何架構實際力感模型，故在往後力回饋實驗規劃中，我們便以現今文獻裡所提供的力感模型曲線為其力回饋控制之輸入值，並實際量測力感系統之輸出值以證明其力回饋控制器之可行性，以下我們便詳細探討力回饋控制器之架構與設計過程。

本研究所提出的力回饋控制架構如圖 5.9 所示[2,11,16,32,36]，其中 VR 影像迴路為外迴路，其輸入來自駕駛員操控搖桿後由馬達 Encoder 所送出之位置命令(x)，並經由場景端所提供之力感模型轉換成力量命令(F_r)而輸出至內迴路；而其內迴路為力回饋控制迴路，主要功能為補償並修正馬達所輸出之實際力量值(F_m)，使駕駛員所感受到迴饋力能逼近力感模型之力量命令值，並使得內、外迴路之整體系統達到穩定狀態。

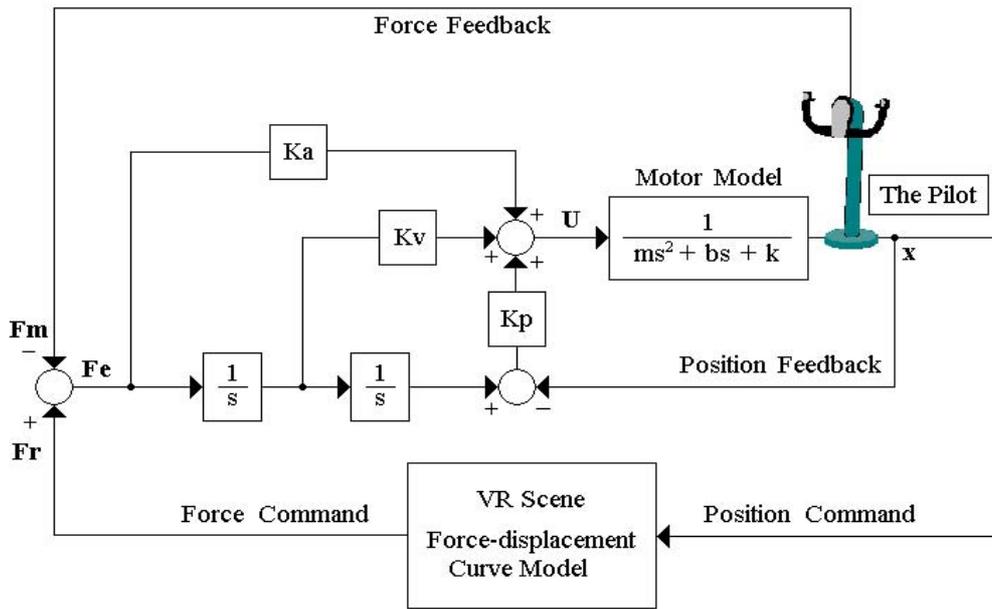


圖 5.9 力回饋控制架構圖

接著，我們便針對內迴路的力回饋控制系統方塊圖作完整分析並設計其所需之控制器增益參數值，而本研究中力回饋控制器採用PID型的傳統控制器，其架構如圖 5.10 所示。此外，由圖 5.8 我們可知力搖桿兩軸的控制系統相同，故在本研究之中無論是俯仰控制迴路或是滾轉控制迴路皆使用圖 5.10 的控制方塊圖架構。

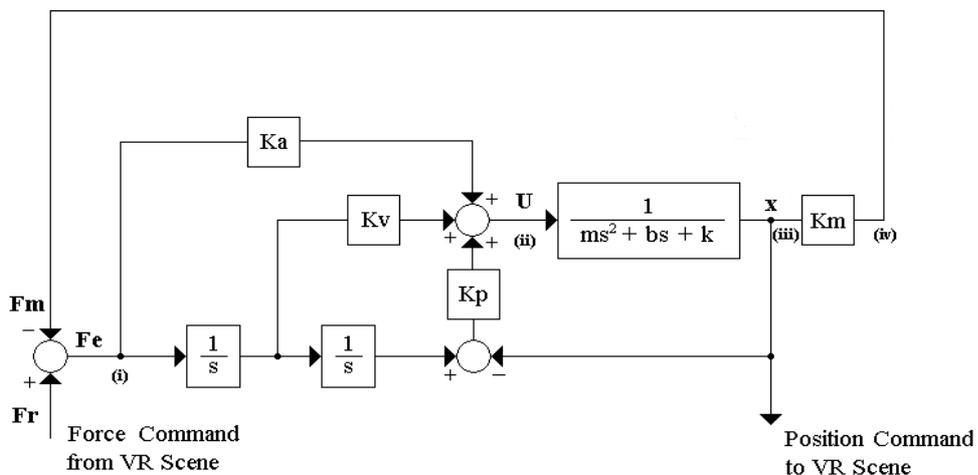


圖 5.10 內迴路力回饋控制系統方塊圖

而設計控制器參數的第一步便是要先求得整體力回控制系統之轉移函數，其轉移函數推導過程如下：首先我們先定義力回饋控制方塊圖之中的符號

x ：馬達 Encoder 所輸出之位置資訊，為外迴圈之輸入端；

Fr ：為外迴圈之參考力感模型資訊輸出以及內迴路之力量命令輸入值，並且為整體控制系統開迴路轉移函數之輸入；

Fm ：為 AC 伺服馬達所輸出之回授反饋力，並且為整體控制系統開迴路轉移函數之輸出，由 Multi-I/O 卡測得其值；

Fe ：為 Fm 與 Fr 所比較後之誤差值；

U ：為經過控制增益放大之總值，並且為馬達伺服系統的輸入值；

Ka ：為控制器之加速度增益值；

Kv ：為控制器之速度增益值；

Kp ：為控制器之位置增益值；

Km ：為馬達力回饋量測之增益值。

接下來我們為了從圖 5.10 中求得系統之轉移函數，分別從系統輸入(Fr)至輸出(Fm)定義四個節點(i)~(iv)，並且由此四個節點之中列出(5.11) ~ (5.14)式以便往下推導：其四個關係式分別定義如下，

(i)力回饋補償誤差：

$$Fe = Fr - Fm \quad (5.11)$$

(ii)控制補償命令方程式：

$$U(s) = FeKa + \frac{1}{s} FeKv + \left(\frac{1}{s^2} Fe - x\right)Kp \quad (5.12)$$

(iii)馬達模型之轉移函數：

$$\frac{x(s)}{U(s)} = \frac{1}{ms^2 + bs + k} \quad (5.13)$$

(iv)馬達轉矩力量之轉換函數為：

$$Fm = xKm \quad (5.14)$$

接下來我們利用此四式代換出一輸入(Fr)與輸出(Fm)之關係式，其推導過程如下。

首先將(5.12)式代入(5.13)式後可得如下：

$$(ms^2 + bs + k)x = FeKa + \frac{1}{s}FeKv + \left(\frac{1}{s^2}Fe - x\right)Kp \quad (5.15)$$

再由(5.15)式經由移項通分後推導出(5.16)式：

$$Fe = \frac{[ms^4 + bs^3 + (k + Kp)s^2]}{Kas^2 + Kvs + Kp}x \quad (5.16)$$

另外再將(5.14)式代入(5.11)式可得如下：

$$Fe = Fr - xKm \quad (5.17)$$

比較(5.16)與(5.17)兩式，則可得到(5.18)式：

$$Fr - xKm = \frac{[ms^4 + bs^3 + (k + Kp)s^2]}{Kas^2 + Kvs + Kp}x \quad (5.18)$$

再一次的移項通分後便可得到(5.19)式：

$$\frac{x}{Fr} = \frac{Kas^2 + Kvs + Kp}{ms^4 + bs^3 + (KmKa + k + Kp)s^2 + KmKvs + KmKp} \quad (5.19)$$

最後再將(5.12)式代入(5.19)式中即可得到輸入(Fr)至輸出(Fm)的系統轉移函數(5.20)式：

$$G(s) = \frac{xKm}{Fr} = \frac{Fm}{Fr} = \frac{(Kas^2 + Kvs + Kp)Km}{ms^4 + bs^3 + (KmKa + k + Kp)s^2 + KmKvs + KmKp} \quad (5.20)$$

在求得整體力回饋控制系統之轉移函數後，接下來我們必須進一步設計控制迴路的控制器參數。首先，我們先針對滾轉控制系統作參數設計，所以接著把表 5.3 裡面對 X 軸所求得之馬達模型係數 ($m = 0.0454$ 、 $b = 1.452$ 、 $k = 7.08$) 以及 $Km = 12$ 代入(5.20)式中，則可得到(5.21)式如下：

$$G(s) = \frac{12(Kas^2 + Kvs + Kp)}{0.0454s^4 + 1.452s^3 + (12Ka + 7.08 + Kp)s^2 + 12Kvs + 12Kp} \quad (5.21)$$

接著，我們必須由(5.21)式系統轉移函數之中求取一組最佳的參數值，使得力回饋控制系統之輸出訊號(Fm)能即時追隨輸入訊號(Fr)，其步驟如下所示：

步驟 1. 首先我們先令 $Kv = Kp = 0$ ，則可得(5.22)式

$$G(s) = \frac{12Ka}{0.0454s^2 + 1.452s + (12Ka + 7.08)} = \frac{358.92Ka}{s^2 + 31.98s + (264.32Ka + 155.95)} \quad (5.22)$$

而一般在設計二階系統時，通常會設計將根軌跡落在 $\zeta = 0.707$ 處，所以我們令(5.22)式之根軌跡落在 $\zeta = 0.707$ ，且為了使控制器設計符合系統所需反應時間之要求則令 $\omega_n = 22.62$ ，如此便能求得 $Ka = 0.7$ 。

步驟 2. 接著令 $Kv = 0$ 、 $Ka = 0.7$ 代入(5.21)式中得(5.23)式

$$G(s) = \frac{8.4s^2 + 12Kp}{0.0454s^4 + 1.452s^3 + (8.4 + 7.08 + Kp)s^2 + 12Kp} \quad (5.23)$$

並使用 Routh-Hurwitz Criterion 則可得到系統穩定條件為 $Kp > 0$

步驟 3. 最後再令 $K_p = 1.7$ 、 $K_a = 0.7$ 代入(5.23)式中得(5.24)式

$$G(s) = \frac{8.4s^2 + 12K_v s + 20.4}{0.0454s^4 + 1.452s^3 + 17.18s^2 + 12K_v s + 20.4} \quad (5.24)$$

並再次使用 Routh-Hurwitz Criterion 可得到系統穩定條件為 $0 < K_v < 45.81$
故最後我們可得當控制參數 K_a 、 K_v 、 K_p 符合上述步驟所求之範圍時，
其力回饋控制系統則達到穩定。

本研究經電腦模擬測試比較後取其一組最佳參數值($K_p = 1.7$ 、 $K_v = 6.8$ 、 $K_a = 0.7$)
以符合 X 軸滾轉控制系統之需求並滿足其系統穩定性。我們對其滾轉力回饋控制系統
輸入一步階函數，其結果如圖 5.11 所示，其力量輸出值約為 0.25 秒時即到達輸入最
大值，而力量輸出值約為 0.41 秒時即達到輸出之最大超越量，另外其輸出圖形位置
與輸入圖形位置有些延遲之現在產生。

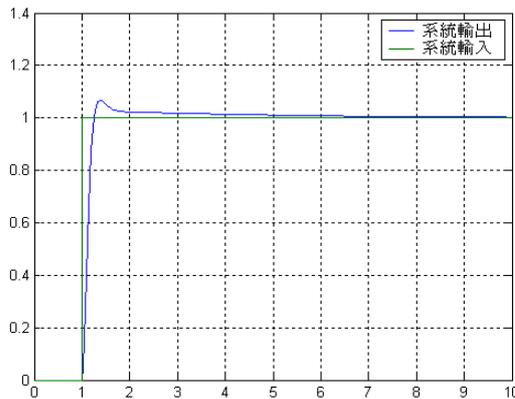


圖 5.11 滾轉力回饋控制器之步階信號響應

另外，關於俯仰控制迴路之控制器參數設計，除了馬達模型係數改成使用表 5.3 裡面 Y 軸之參數($m = 0.09055$ 、 $b = 2.89$ 、 $k = 14.1$)外，其 Y 軸之 Km 值也改成 15.2，剩下的設計步驟與(5.21) ~ (5.24)式所示相同，我們經電腦模擬測試比較後則取其一組最佳參數值($Kp = 1.1$ 、 $Kv = 11$ 、 $Ka = 1.2$)以符合 Y 軸俯仰控制系統之需求並滿足其系統穩定性。我們對其俯仰力回饋控制系統輸入一步階函數，其結果如圖 5.12 所示，其力量輸出值約為 0.23 秒時即到達輸入最大值，而力量輸出值約為 0.36 秒時即達到輸出之最大超越量，另外其輸出圖形位置與輸入圖形位置也有些延遲現象產生。

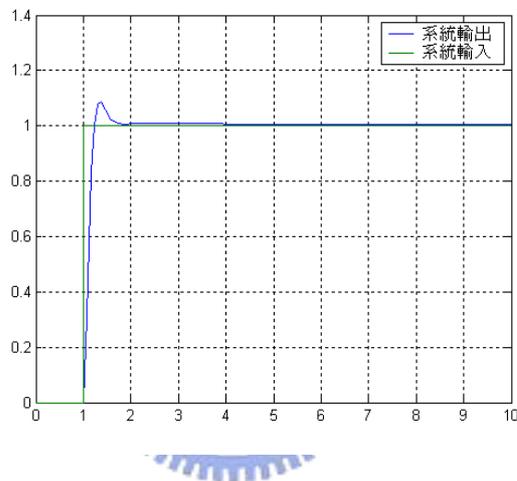


圖 5.12 俯仰力回饋控制器之步階信號響應

由以上推導與模擬所得的兩軸控制器之最佳參數值，我們將在下一章實驗規劃將其實際代入控制器中，進而驅動馬達使操縱者實際感受飛行搖桿之力回饋。