

第二章

飛行操控系統

飛機發展至今僅一個世紀的時間，但其操控的方式卻不斷創新，一方面是由於科技日新月異，使得飛機巡航速度與高度不斷推向極限，所以必須要設計能適用於現今航空器的操控系統才能保障飛行員與飛機本體的安全；另一方面是爲了因應現代的飛行需求而造成飛機種類繁多，故不同飛機的操縱系統、力感系統與穩定性控制的設計也各有所不同。由於飛行模擬本身需要影像與力感互相配合，且影像之中包含飛機本身的動態與飛行控制，力感之中包含了不同飛機操縱系統的操控力量呈現，因此我們有必要討論飛機運動與操縱模式之間的關係並分析搖桿力感在不同飛機操縱系統的重要性。

本章首先介紹飛機的基本構造，並探討飛機在三度空間座標的飛行運動方式以及搖桿與飛機控制面間的操縱模式[5,16,21,35,39]，接著介紹各式各樣的飛機操縱系統與力感系統，並說明其特性，最後指出其操縱系統與力感系統對飛機穩定性的影響。

2.1 飛機基本構造

在介紹飛行原理之前，我們先簡單認識一下飛機的構造（以波音 747 客機為例）如圖 2.1 所示，與飛機的 3D 空間座標如圖 2.2 所示，以及簡略介紹各構造的功能 [4,20,39]。

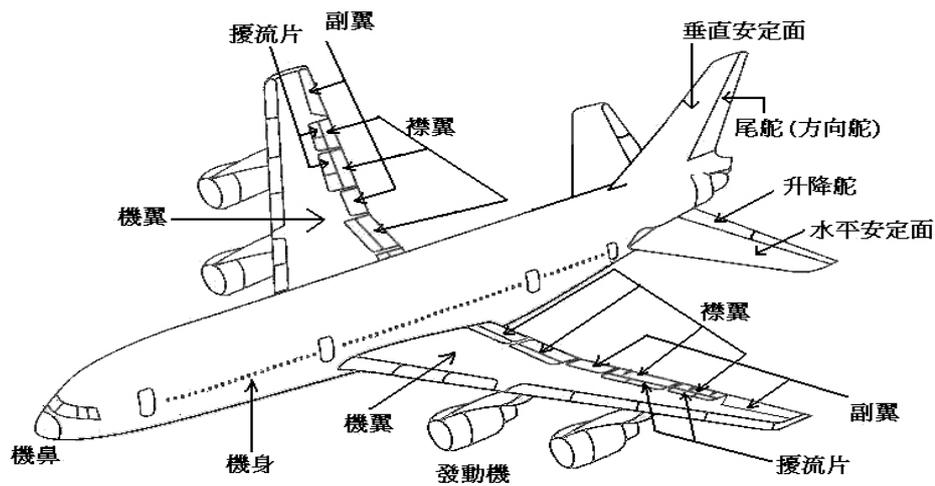


圖 2.1 飛機基本結構圖

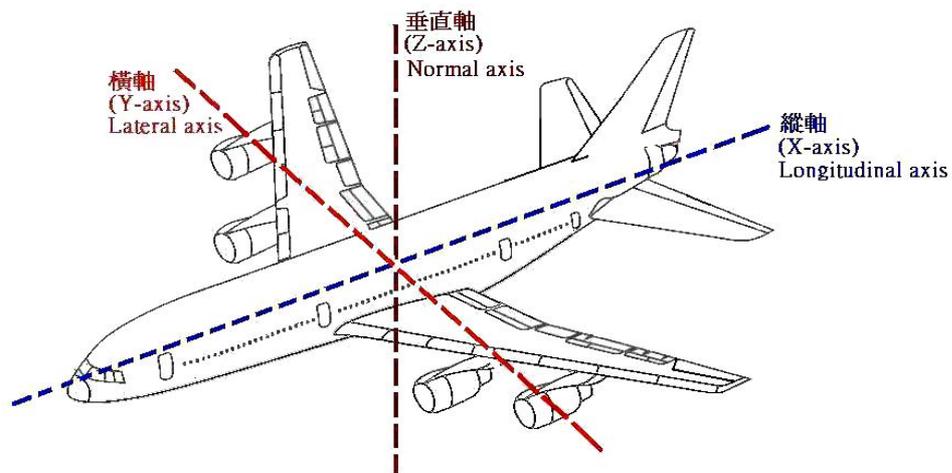


圖 2.2 飛機 3D 空間座標

飛機各構造之功能：

1. 機身(Fuselage)：機身即為飛機主體，而飛機的機身中心軸即為縱軸(X-axis)且位於水平面上，另一軸同在水平面上並垂直 X 軸即為橫軸(Y-axis)，最後垂直水平面(XY 平面)的軸即為垂直軸(Z-axis)。
2. 發動機(Engine)：為飛機的動力核心，發動機的推力方向朝向機頭，與 X 軸平行。發動機的位置對飛機來說也是非常重要，因為不同的發動機位置會對飛行產生不同的堆力力矩，並影響到飛機重心進而影響到飛機的穩定性。
3. 機翼(Wing)：機翼是飛機產生升力的來源，不同形式的機翼會有不同的空氣動力特性。
4. 襟翼(Flap)：襟翼可以改變機翼的面積，是以液壓連桿構造控制其收放，為輔助機翼在一些情況下使飛機能獲得較好的操控能力，以提高飛機升力。
5. 副翼(Aileron)：副翼的主要功能是使飛機作測滾動作，副翼的相對動作能使飛機以 X 軸為中心作旋轉的測滾動作。
6. 擾流片(Spoiler)：擾流片也是控制面的一種，當擾流片升起時，因擾亂了流過機翼的空氣流場而降低了上升力，擾流片多半在下降或減速時應用。
7. 水平安定面(Horizontal Stabilizer)：水平安定面的主要功能為穩定飛機的俯仰狀態(飛機以 Y 軸作中心轉動)。
8. 升降舵(Elevator)：是一片可以上下改變角度的翼狀結構物，升降舵的作用為改變飛機的俯仰姿態。當升降舵翹起，飛機尾部可獲得向下的反作用力，使機頭上仰；反之則機頭下垂。
9. 垂直安定面(Vertical Stabilizer)：垂直安定面的主要功能為穩定飛機的偏航狀態(飛機以 Z 軸作中心轉動)。
10. 方向舵(Rudder)：位於垂直安定面的後端，作用為改變飛機的偏航角度。

2.2 飛機運動方式

飛機的飛行動作中，可能出現許多高難度的動作，但是對於一般飛機而言，不管是如何困難的動作，均可以由三個基本的飛行動作所組成，包括俯仰運動 (Pitch)、側滾運動 (Roll) 及偏航運動 (Yaw)。對於三度空間運動的物體而言，為了分析其運動狀態，一般都會選取附在物體上的動座標，來建垂直三維運動物體的運動模型，而飛機自然不例外，一般而言，定義選取通過飛機重心，而與機身平行的軸稱為縱軸(Longitudinal axis)而與縱軸垂直且與機翼平行的軸，定義為橫軸(Lateral axis)，通過飛機重心與縱軸和橫軸互相垂直的軸定義為垂直軸或豎(Normal or Vertical axis)，如圖 2.2 所示。

2.2.1 俯仰動作(Pitch)

如圖 2.3 所示，當飛機圍繞橫軸(Lateral axis)，即與機翼平行的軸，所作之運動通稱之為俯仰運動(Pitch)。而控制此運動之機構是由飛機之升降舵(Elevator)所控制。例如在波音 747-400 尾部共有四片 Elevator (升降舵，左右各有內外兩片)，用作 Pitch Axis 方向上的控制，不過這四片是同時動作，你可以當做一片來看。

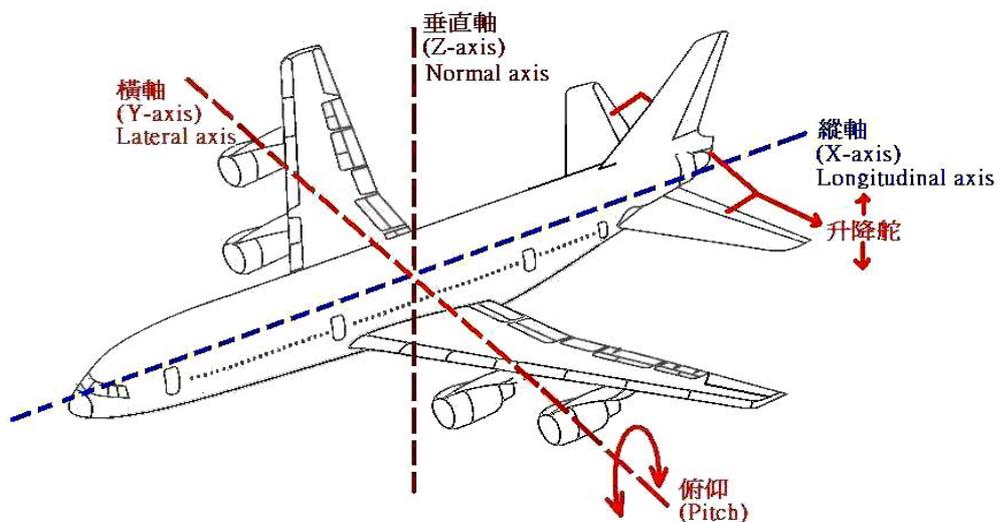


圖 2.3 飛行的俯仰動作(Pitch)

2.2.2 側滾動作(Roll)

如圖 2.4 所示，副翼是負責保持飛機之橫軸平衡(Lateral Control)或測滾(Roll)，副翼是安裝在機翼後緣靠近翼尖(Wing Tip)的部位，副翼都是兩對一組成對應用的。如圖 2.4 右下角圖所示，當操縱桿向左造成左邊副翼向上且右邊副翼向下時，形成左邊升力減少右邊升力增加，而造成一個使飛機向左測滾的動作；反之，則當操縱桿向右造成右邊副翼向上且左邊副翼向下時，形成右邊升力減少左邊升力增加，而造成一個使飛機向右測滾的動作。

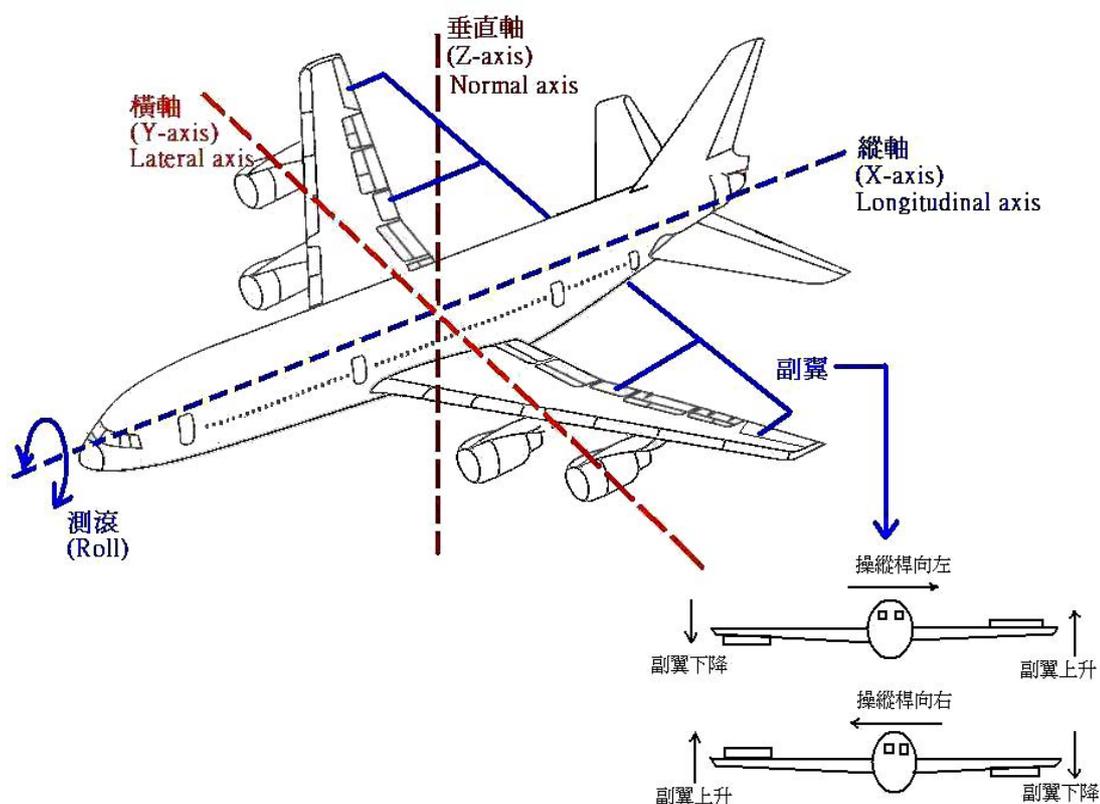


圖 2.4 飛行的側滾動作(Roll)

2.2.3 偏航運動(Yaw)

如圖2.5所示，飛機圍繞豎軸(Normal axis)所作之運動，稱之為偏航運動(Yaw)，而控制此動作之機構，是由飛機之方向舵(Rudder)所控制。故當方向舵的尾端向右擺動時，則會改變氣流往右流動造成往左的反作用力，此一反作用力會對飛機的垂直軸產生一個力矩，讓飛機沿垂直軸做順時鐘轉動(從上方觀察)，飛機的機頭方向朝右方轉動；反之，當方向舵的尾端向左擺動，改則會改變空氣往左流動造成往右的反作用力，此一反作用力所造成的力矩將推動飛機沿垂直軸做逆時鐘轉動(從上方觀察)。

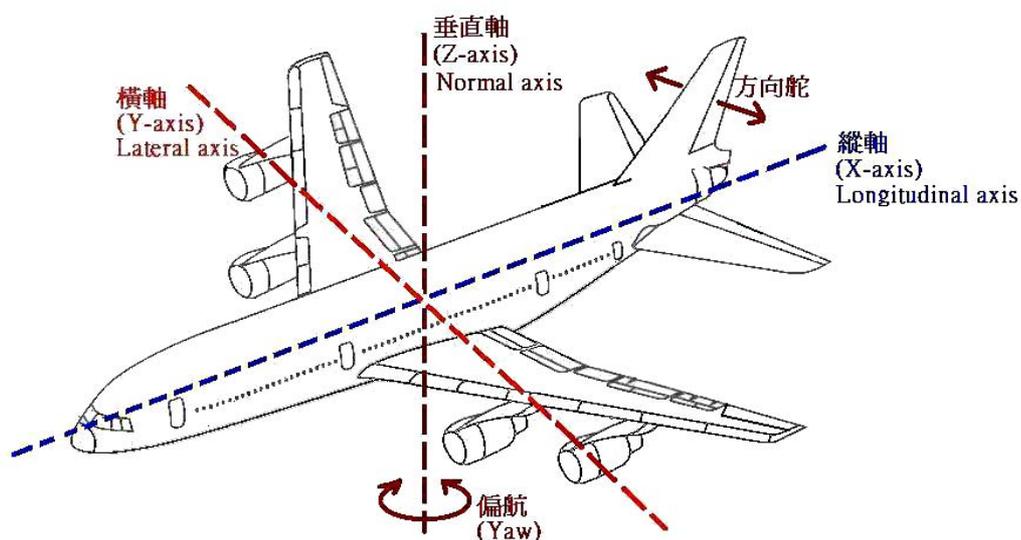


圖 2.5 飛行的偏航動作(Yaw)

說明至此，我們對於飛機運動必須再補充一點：在空氣動力學中對飛機氣動力的穩定性討論就把 Lateral (roll) 和 Directional (yaw) 分開來說；但討論飛行力學時，Lateral 就包括了 roll 和 yaw (繞 x 軸和 z 軸的力矩)，這種情形我們可簡稱為飛行慣性耦合(Inertial Coupling)。這種耦合不僅使簡單的過彎動作在飛行中變得複雜，也會進一步影響了飛行器的穩定性與操縱性。我們在第三章描述飛機在 VR 場景動作時將會把此情形考慮進去，讓飛機的動作更加真實。

2.3 飛機操縱系統

早期的飛機控制系統都是利用鋼纜等機械裝置來牽引，稱之為機械鏈結系統 (Mechanical linkage, MECH) [8,9,12,26]，所以開飛機往往需要耗費極大的體力，且飛機姿態變化不多，而機械鏈結系統為了符合飛機體積與靈活度的增加，經過一段時間的改進後，都是靠著液壓系統來操縱飛機的控制面(如方向舵、升降舵、各種襟翼... 等等)，液壓系統是靠著高壓泵，用每平方吋三千磅的高壓將特殊的油劑(Hydraulic fluid)通過強韌的鋼管，輸送到各個控制部門去執行任務，故飛行員因液壓系統而減輕操縱負擔，但另一方面飛機機體因液壓系統使得重量也相對增加，如波音 747-400 型客機便有四套獨立的液壓系統來輔助飛行員操縱飛機的控制面。而現今的飛機因馬達的製作技術已相當進步，扭力既大且體機又小，可以代替液壓輔助系統搭配電子感應裝置，利用電線來取代傳統鋼纜鏈結，此系統稱之為線傳飛控系統 (Fly-By-Wire, FBW) [10,13,16,38]，因此飛機的控制與飛行姿態可以變化繁多，相對的飛機體積與造價也相對減少。



航空科技的發展一日千里，應用於民航機方面的腳步，卻似乎永遠比戰鬥機慢半拍，例如線傳飛控的技術，早在 70 年代就應用於 F-16 上，而民航機要到 80 年代的 A320 才開始使用此項科技。這其中或許有牽涉到對新系統的不信任因素，操作人員對新科技的接受程度等人為因素的考量。對新舊系統的操控方式，也有來自各方的爭辯，舉例來說，波音公司在 747-400 型和之前所使用的飛行控制系統，仍屬於傳統的機械鏈結控制，一直到波音 777 型客機才使用線傳飛控技術。

在駕駛艙內，利用飛行搖桿對飛機三軸進行控制，以 747-400 型客機為例，飛行搖桿仍是傳統『一桿兩舵』的配置，而擾流板(Spoiler)及襟翼(Flap)的控制，則由另外的操作桿控制。如圖 2.6 所示之一桿兩舵，操縱桿本身只能做前後的移動，其運動連接到升降舵(Elevator)，可用來做 Pitch axis 方向上的控制，當操縱桿向前推時，可以使機頭做「下壓」的動作；而操縱桿向後拉時，則可以使機頭做「抬起」的動作，即俯仰運動(Pitch)。操縱桿上的轉盤稱為 Control wheel，則可以左右旋轉，連接的操控面副翼(Aileron)，用來作 Roll axis 方向上的控制，當轉盤向右旋轉時，飛機則會向右偏傾；反之，當轉盤向左轉時，飛機則會向左偏傾，即側滾運動(Roll)。

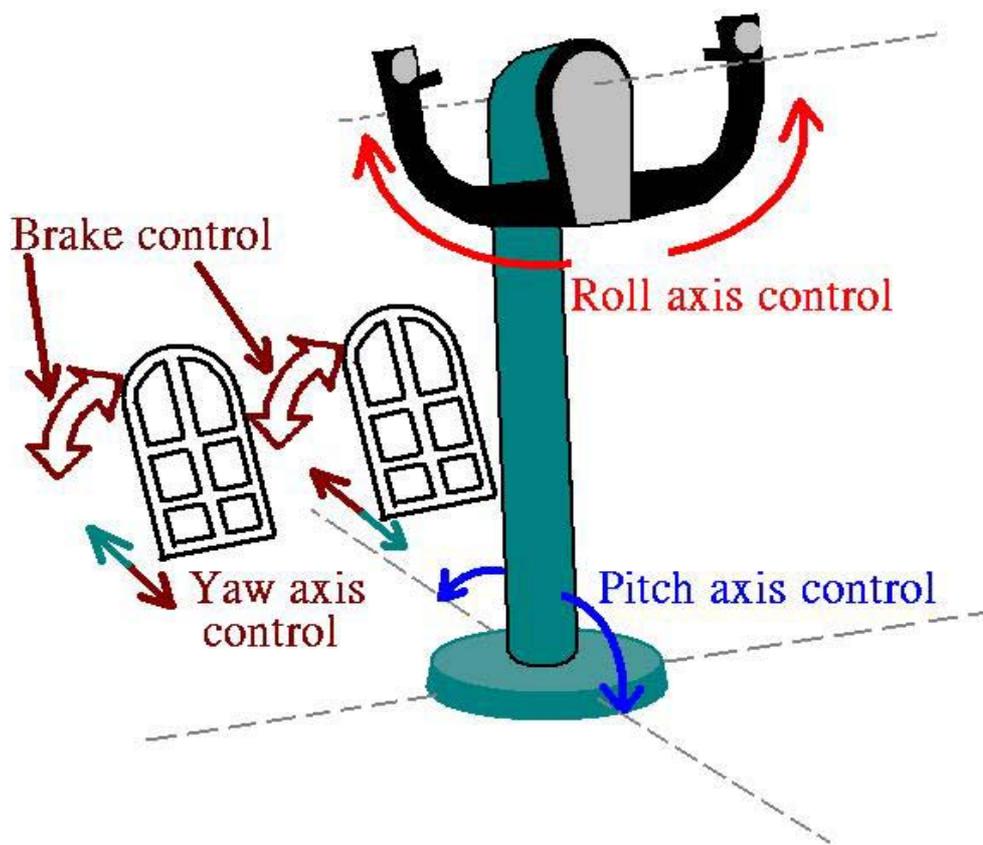


圖 2.6 一桿兩舵及其控制方式

至於腳上的兩個踏板則有兩種行程，第一種行程是做前後平移，且是一前一後的相對運動(左踏板向前踏，右踏板就向後放，反之亦然)，此種行程是連接到垂直安定面上的方向舵(Rudder)，是用來控制 Yaw axis 上的運動，當左踏板往前踏時，機頭往左轉；反之，當右踏板往前踏時，機頭往右轉，稱為偏航運動(Yaw)。當飛機在地面上時，方向舵還連接到鼻輪(Nose Gear)的轉向機構，鼻輪位於機鼻附近，有兩個輪子，用來作飛機的轉向。第二種行程則是以踏板後緣為軸的旋轉動作。這是用在輪子的煞車控制，往下踩時就會使煞車作動，左踏板控制左邊的煞車，右踏板則控制右邊，兩者的行程運動是獨立而不相干的。在駕駛艙內，正副駕駛各有各的"一桿兩舵"，但正常情況下，兩者是由機械結構連為一體的，因此兩者的動作是同步的。

飛機的操縱方式直到今日仍是以各種控制面為主，飛行員在機艙內以操縱桿與腳踏板，藉由連接其間的纜線、滑輪、機械或是以電信號及液壓裝置來控制翼面的位置來完成所需的各種動作，以下分別探討傳統式機械鏈結系統 (Mechanical linkage system) 及線傳飛控系統 (Fly-By-Wire system) 的演化過程及其優缺點[16,38]。



2.3.1 機械鏈結系統

A. 直接人工操縱系統

早期的飛機(萌芽時期的航空器)操控最初即為人工操縱系統，此系統在操縱裝置(操縱桿、腳踏板)和飛機的控制翼面之間存在著一套相當複雜的機械連桿裝置和鋼繩，如圖 2.7 所示，飛行員操縱操縱桿和腳踏板，通過上述連動裝置控制翼面位置，進而使飛機達到希望的姿態和航向，且此種操控方式飛行員在駕駛艙內最能直接經由搖桿和踏板感受到整體飛機真實的氣動力回饋。

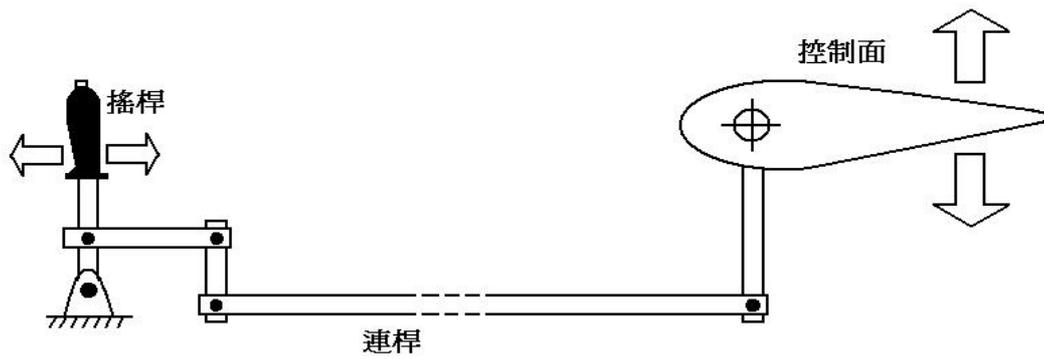


圖 2.7 直接人工操縱系統

早期的飛機體積不大，且飛行速度不快飛行姿態也不多，所以能夠直接人工機械操縱。但隨著飛機的尺寸和速度的增加，飛行員想再直接透過鋼纜去驅動控制面時，會感到施力上的困難，於是輔助飛行員的操縱裝置順應而生，作為輔助操縱裝置的液壓致動器就整合在操縱系統內，如圖 2.8 所示[16]，它是由一個並聯的液壓致動器，來增大駕駛員施加在操縱鋼纜上的作用力，且此種操控方式飛行員在駕駛艙內還能部份經由搖桿和踏板感受到整體飛機真實的氣動力回饋，目前液壓致動器仍在許多飛機上使用。

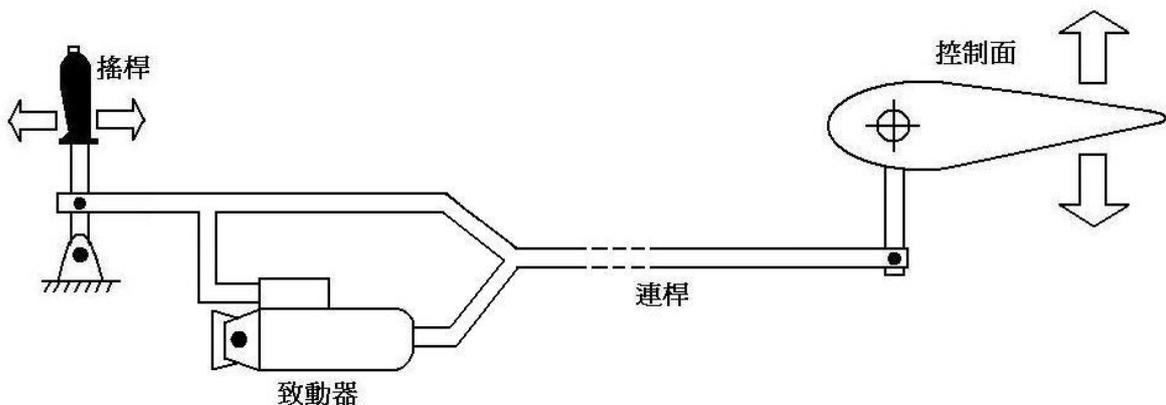


圖 2.8 助力操縱系統

B. 全助力操縱系統

第二次世界大戰後不久，出現了全助力操縱系統，如圖 2.9 所示[16]，在這種系統中，操縱鋼纜從操縱桿直接連到伺服機構上，不再與飛機操縱面連結。使用全助力操縱系統的主要原因是飛機在跨音速飛行時，作用在飛機控制面上的力變化很大，而且力變化呈非線性分佈。如此，飛行員駕駛飛機時，從操縱面反傳到搖桿上的力，從操縱品質的觀點來說是難以接受的，而操縱品質會進而影響到飛機的穩定性。另外由於全助力操縱系統本身是不可逆的，因此不受跨音速飛行中非線性力的影響，但由於這種操縱系統是完全以致動器來增強飛行員所下的命令，故飛行員不再需要以體力去改變舵面狀態，使得飛行員已經無法直接地感受到飛機所處的狀態，於是就借助一些虛擬力回饋裝置來模擬人工桿力，這種人工桿力雖然在移動操縱面時不需要，但在操縱飛機時給飛行員提供適當的操縱品質還是必要的，人工桿力的設計可以使飛行員的操縱感覺從次音速飛行平滑地過渡到超音速飛行階段。

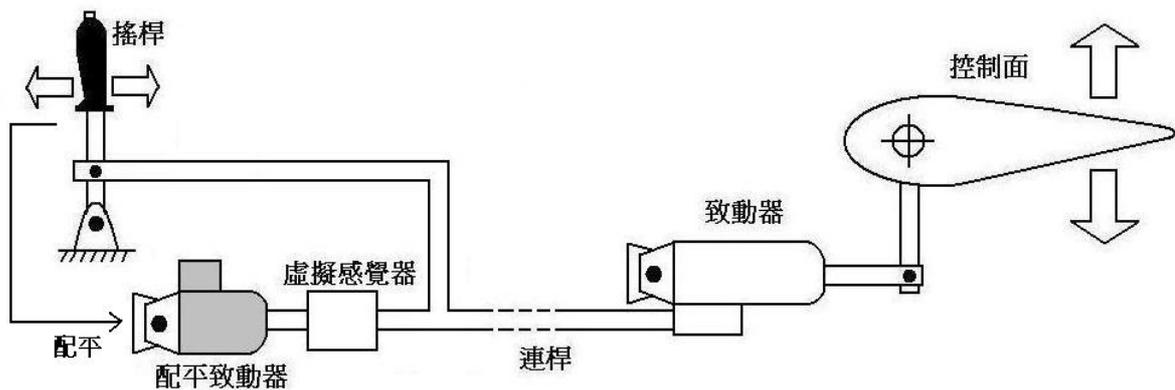


圖 2.9 全助力操縱系統

C. 自動穩定操縱系統

隨著飛機尺寸的繼續增加和飛機性能的進一步提高，增加穩定性幫助飛行員操縱變得十分迫切，於是從全助力操縱系統發展到自動穩定操縱系統。由於飛機本身有三個迴路(俯仰迴路、測滾迴路、偏航迴路)，故需要三個自動穩定器(俯仰穩定器、側滾穩定器、偏航穩定器)來使飛機快速又無振盪地到達穩定。如圖 2.10 所示[38]，系統通過感測器回饋的飛機狀態，經由計算機計算操縱面偏轉角度後，在程式控制下自動控制舵機偏轉，如此以保證飛機的穩定性。這種自動穩定操縱系統與操縱桿或腳踏板是互相獨立的，因而自動穩定系統的工作不會影響駕駛員的操縱，況且駕駛員的指令是屬於低頻的範圍，自動穩定器在低頻時增益非常小，所以不會干擾飛行員的指令。

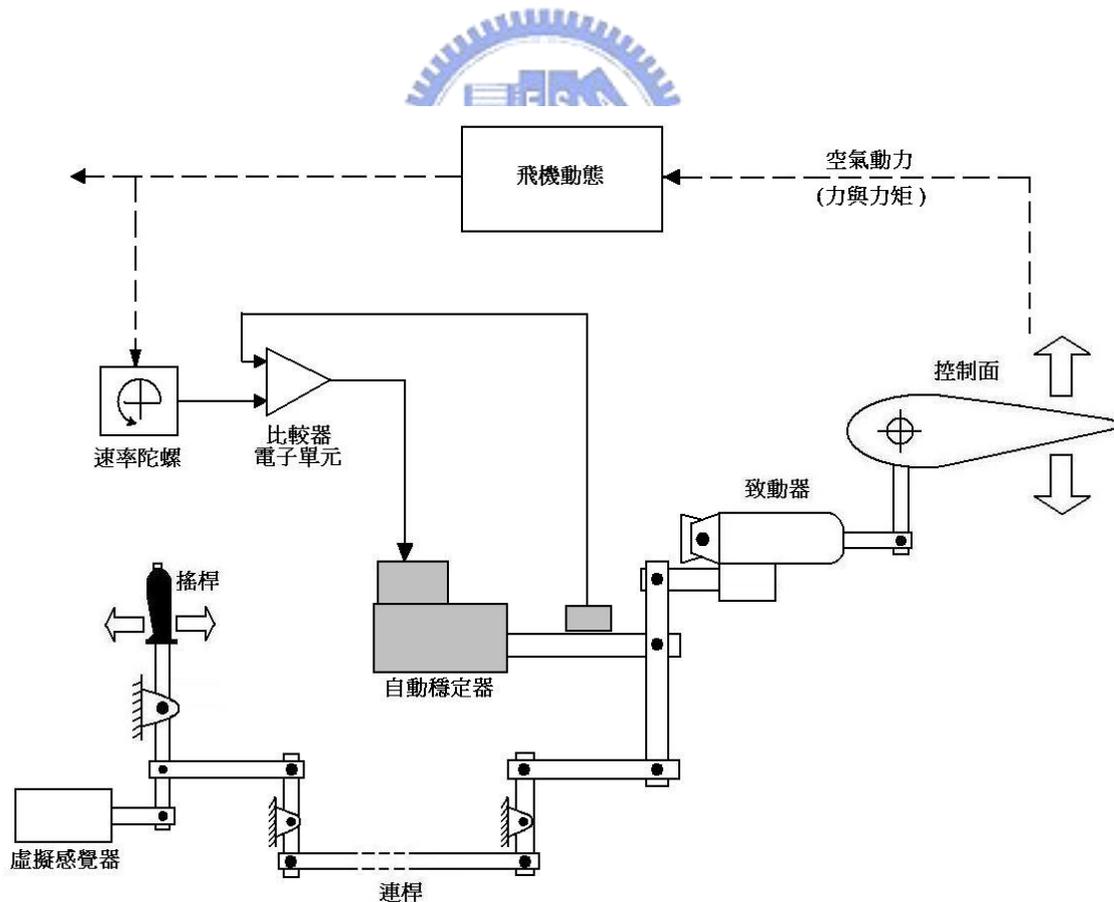


圖 2.10 自動穩定操縱系統[38]

2.3.2 線傳飛控系統 (Fly-By-Wire System)

如圖 2.11 所示[16,38]，從自動穩定系統發展到線傳飛控系統 (FBW) 系統只是很小的一步，通過加上一個離合器或其他使機械系統在不使用時斷開的方法便可以實現，如“協和”超音速客機或“A320”空中巴士上就裝設這種系統。

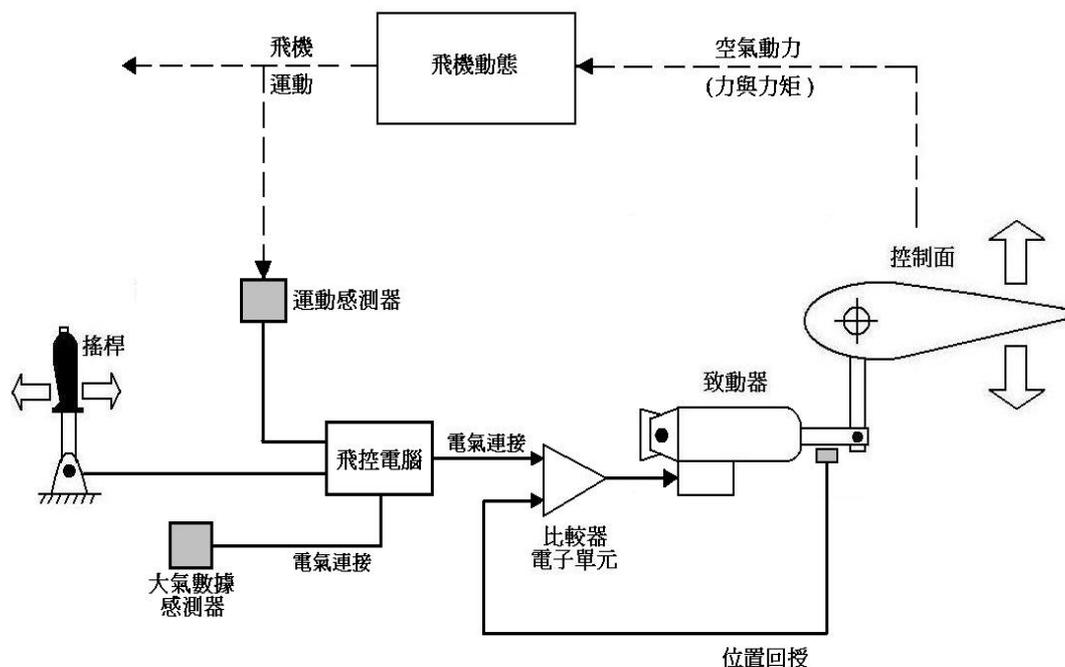


圖 2.11 線傳飛控系統[38]

在這裏我們已經能夠給線傳飛控系統下一個定義：線傳飛控 (Fly-By-Wire) 系統是將飛行員的推桿角度、感測器所量測到的機體動態訊號以及大氣數據訊號(如速度、高度、攻角等)經過變換器變成電子信號後，通過電纜傳輸到飛控電腦進而計算出飛機操縱面所要擺動角度的一種系統。簡單的說，就是靠電腦的能力來輔助穩定飛機，在線傳飛控的操作介面上，操縱桿並非直接跟翼面、升降舵這些控制面連接，操作桿是以電子或光學線路跟機上飛控電腦相連結。所以，駕駛員的任何輸入，都先傳達到飛機上的電腦，電腦會先分析以及微調過後才會傳到相關的控制面上做出”駕駛員希望的動作”。

所以線傳飛控系統去除了傳統的飛機操縱系統中佈滿飛機內部的機械傳動裝置和液壓管路。另外，機上電腦也會判斷駕駛員的命令是否會危及飛機的安全，例如駕駛員若不小心把推桿往後拉太大時，若電腦忠實執行此命令將會使飛機攻角太大，而造成飛機的失控的危險，因此飛控電腦需會判斷飛行員的指令是否超出安全飛行範圍[39]。所以如一些高攻角的動作在近代戰機上好像會做不出來，這並非飛機設計的問題，而是機上電腦不讓你做這些動作。現役戰鬥機中已經有多種飛機採用線傳飛控系統，例如 F-16[10]、幻象 2000、F-15[25]、Su-27、F/A-18[12]等等。

2.4 飛行力感系統

從上節中我們可以了解到飛機的操縱系統由全助力操縱系統改進到線傳飛控系統的情況之下，由於移動搖桿相當於操縱液壓致動器之伺服閥或是電動致動器之伺服系統，因此控制面上的空氣動力負荷對駕駛員而言並不明顯[11,38]，所以必須提供人為的虛擬感覺機構讓駕駛員感受到控制面之位移，且因控制面的位移與氣動力給予的負荷值大部份是成線性比例關係，故駕駛員能藉由虛擬裝置所提供的回饋力意識到飛機的操縱感[11,15,16,38]。

所以我們可以說，飛行控制系統的力感裝置是由控制面的位移與氣動力的負荷所引發的，飛機之中的配平器、感覺致動器、鋼纜彈簧、鋼纜阻尼、扇形板以及控制面致動器等的機械裝置所產生的力也會部份呈現於力感裝置上，故一個良好品質的力感系統在實際飛機之中便顯得格外重要。然而飛行模擬機座艙本身並無氣動力之影響，也無任何實際飛機之機體機械裝置能給予回饋力，故飛行模擬機力感裝置的設計必須參考飛行實際的氣動力與力感控制系統的特性，如此一來才能讓在模擬機上受訓的飛行員有逼真的駕駛感，以助於熟悉往後的實機飛行。由於之前我們提到了機械鏈結系統之中的全助力操縱系統本身是屬於不可逆的操縱模式，往後的自動穩定操縱系統和線傳飛控系統也皆是已此種模式來設計力感裝置，由於此操縱模式完

全是以致動器來增強飛行員所下的命令，飛行員不再需要以體力去推動機械連桿，故搖桿機構與飛機已呈”半獨立”的狀態，需得靠虛擬感覺器來使飛行員有”身歷其境”的感覺，故虛擬感覺器通常會設計適當的彈簧與阻尼並連接於搖桿上，用來模擬大氣的回授力，當搖桿位移越大時所受到的氣動力回授也越大[11,16,29,38]，所以力感之特性曲線通常為非線性曲線，且搖桿力與位移之間並呈現函數關係，搖桿機內部構示意圖與搖桿力-位移關係如圖 2.12、2.13 所示。

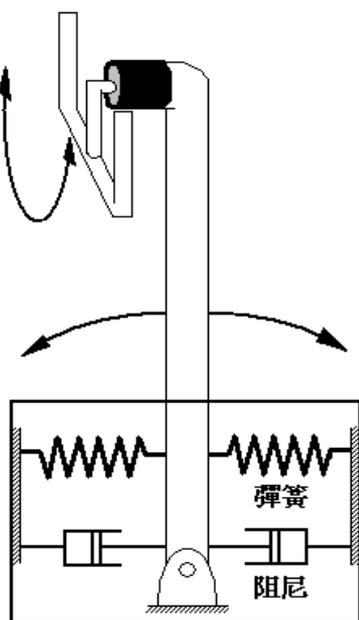


圖 2.12 搖桿內部機構示意圖

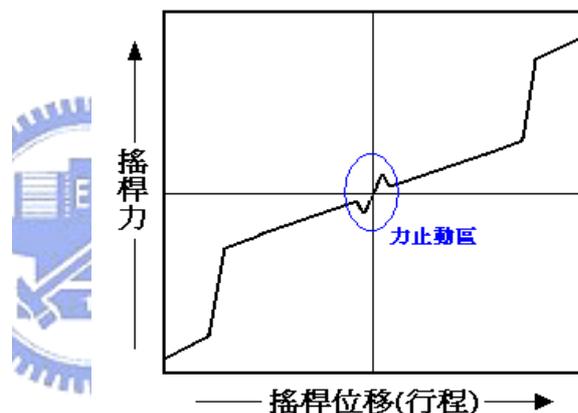


圖 2.13 搖桿推力與位移關係圖

至於現今飛控主流的線傳飛控系統裡，駕駛艙內的搖桿功能僅僅是用來產生電子訊號的命令給飛控電腦，搖桿直接由電路導線連接於飛控電腦之中且與機械連桿並無連結，故搖桿本身可說是飛機中的一個獨立裝置，所以現今線傳飛控系統的搖桿通常做的非常小且不佔駕駛艙空間，搖桿可推動的行程範圍也比較廣，且搖桿機構內的彈簧也需適當設計，如此才能真實反映出傳統飛機搖桿力與位移之關係，使得傳統飛機的駕駛員也能以相同的搖桿直覺來飛線傳飛控的飛機[11,14,15,38]，圖 2.14 所示為線傳飛控搖桿之內部結構，圖 2.15 所示為線傳飛控客機 A320 的側向式搖桿(Sidestick)之外觀。

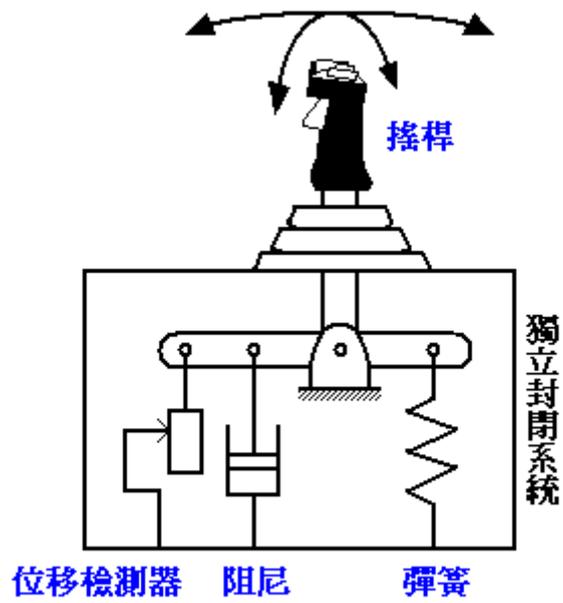


圖 2.14 線傳飛控搖桿內部結構示意圖[38]



圖 2.15 客機 A320 之駕駛艙與其側向式搖桿[42]

線傳飛控被動式側向搖桿(passive sidestick)通常會有”回歸中心點”的力感特性[15]，而這最主要是有彈簧梯度參數的影響，然而影響力感特性的因素很多，就特徵因素而言，線傳飛控被動式側向搖桿通常由以下五個參數來決定其特性：

- ◆ 靜止區(Deadband)與中斷區(Break-out)
- ◆ 主力梯度(Primary force gradient)
- ◆ 軟體停止步階(Softstop step)
- ◆ 軟體停止梯度(Softstop gradient)
- ◆ 硬體停止區(Hardstop)

然而一個典型的”回歸中心點”力與位移之非線性曲線如圖 2.16 所示[15]，是由許多片斷線性的曲線所構成的，隨著搖桿的位移變化則能反映不同的力感區段。例如靠近中心點則有所謂的靜止區(deadband)，此乃一般機械結構本身所存在的間隙，而在此區之中搖桿則處於靜止狀態並且無力感呈現。離開靜止區間後便遇到中斷區間，由於一般機械元件在初始運動時則必會受到阻力影響，此乃中斷區之特性，一旦通過中斷區間後便會維持一固定阻力值。而主力梯度區乃是力感呈現的主要區間，一般由彈簧梯度與阻尼特性所構成，且不同的飛機搖桿則會產生不同的力量梯度，而不同的力量梯度則表示使用者分別推動不同的搖桿到同樣位置時則會產生不同的力量感覺。而軟體停止為硬體停止前的緩衝區間，一旦進入軟體停止梯度區後很快的便會達到硬體的極限位置，而無法繼續操縱行程。

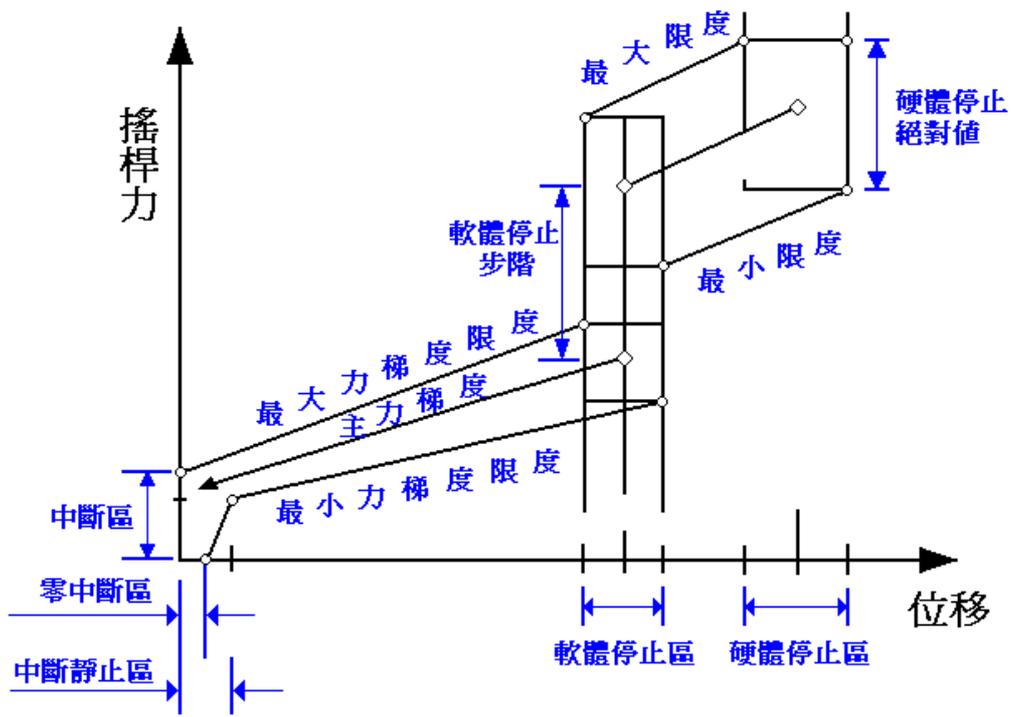


圖 2.16 典型搖桿之力與位移特性曲線[15]

2.5 飛機的穩定性與力感裝置之關係

飛機設計中衡量飛行品質的重要參數即是飛機的穩定性，它表示飛機在受到外力擾動離開平衡點之後，是否具有再次回到原平衡點的能力。如果飛機受到擾動(例如突風)之後，在飛行員不進行任何操縱的情況下能夠回到初始狀態，則稱飛機是穩定的；反之，則稱飛機是不穩定的[4,18,22,38]。

若飛機設計是穩定的，一旦飛機遇到突風擾動時，飛行員不必去干預飛機，飛機則會自動回復到原先平衡的狀態。而越穩定的飛機對於提高飛行的安全性越有利，但是對於操縱性來說卻不佳，因為越穩定的飛機，要改變它的狀態就越困難，也就是說，飛機的機動性會越差。一般來說，民航客機就是以此種型式來設計飛機的，故民航客機的操控力感會比較趨於遲滯且推桿所移動的角度通常較戰鬥機推桿的角度來的小；反之，若飛機是不穩定的，在遇到突風擾動時，哪怕是只有一點點的擾動，飛行員都必須對飛機進行直接操控以保持穩定的平衡狀態，否則飛機就會離初始狀態越來越遠進而發生事故。一般來說，戰鬥機就是以此種型式來設計飛機的，所以戰鬥機的操控力感會比較趨於靈敏且推桿所移動的角度通常也較客機推桿的角度來得大。雖然越不穩定的飛機對於提高安全性越不利，但是對於操縱性來說卻是有利的。因為不穩定的飛機其機動性越佳。所以如何協調飛機的穩定性和操縱性之間的關係，對於現代戰鬥機來說是一個非常值得權衡的問題。實際上為了使戰機能獲得更優良的機動性能，目前最世界上最先進的戰鬥機都已經被設計成不穩定的飛機。當然現今的戰鬥機已經不能只靠飛行員的操控來維持平衡，而是需要透過一系列其他的增穩措施，比如電傳飛控(FBW)等主動控制手段來自動實現飛機的穩定性。相同的道理也可以應用於飛行模擬機系統，所以通常在設計飛行模擬的場景與其力感系統時，應該將飛機操縱系統的種類、飛機力感系統的特性與飛機的穩定性控制三種要素一起列入考量，如此一來模擬環境才能逼近實機飛行的狀態。