

飛機主翼及水平尾之高度差對飛行穩定的影響

The Effect of the Height Between wing and Trail for the Flight Stability

徐明生¹、易國安²、黃勻劭³

Sheu Ming-Shen¹, Yih Kuo-Ann², Huang Yun-shao³

¹ 飛機工程系助理教授

² 飛機工程系教授

³ 航空工程科學生代表

Dept. of Airplane Engineering Institute of Air Force Technology

摘要

從製作模型飛機及模擬飛行中了解飛行穩定的影響，製作飛機的過程中先了解飛機每個構造，而模擬飛行與實際飛機了解飛機的基本操作及實機如何在空中作動，靠副翼、方向舵做出不同的動作及改變方向。上面成果發現到水平尾翼高度問題會如何影響飛機，進而做了煙霧風洞實驗，做了等比例縮小的木製模型飛機，由不同高的水平尾翼分成了幾組，分別去吹煙霧風洞，而實驗中又調整不同的角度觀察煙柱如何偏動及是否打中水平尾翼。結果顯示，尾渦流角度隨著攻角變化，在高攻角時尾渦流角呈現震盪現象，實驗中發現在高度差 10mm，其振盪最大，因飛機在一攻角下飛行，水平尾翼也產生一角度，使氣流向下流動，而帶動前面的尾渦流角度也往下，尤其在高度差 10mm 的時候具有最大的影響，換言之，在某一高度差影響最大，不是在高度差越小影響就越大。

關鍵字：高度差、尾渦流角度、水平尾翼、垂直風洞測試。

Abstract

We had made the model plane and simulate flight in whole decision. We had made each structure. Further, we had simulated flight and real plane let us understand how to move the basic operation of the plane and real plane in the sky. It made different movements and changed direction by the aileron, rudder.

By the achievement above, let us find how the high problem of tail plane will influence the plane to get. Then, we probed into the experiment of wind-tunnel of smog. We had made the wooden models those were proportioned as we have done narrow thoroughly. The study had been divided into several groups by different and high tail planes. It went to blow the smog pneumatically separately, and adjusted different angles and observed whether how the column of smoke simply moves and hits the heavy tail plane again in the experiment. The result shows, tail vortex angle with angle of attack change, tail vortex horn appear phenomenon of shaking when high angle of attack, find in the experiment in 10mm of difference in height, it is shaken biggest. This is because the plane flies under a angle of attack, tail plane

produce also one angle. It make the flow to down, and drive ahead tail vortex angle too down to flow into too. Especially, having the greatest influence is in 10mm of difference in height. The most influential is in a certain difference. It is not that the smaller the difference in height is, the greater the influence is.

Keywords : angle of attack, tail vortex, wind-tunnel

一、前言

這兩學期的專題中，一開始是討論專題要做什麼，最後全員決定要製作模型飛機及模擬飛行，製作飛機的過程中我們了解飛機每個構造，以及飛機原理，如飛機機身大概多長，動力與負重關係還有飛機的配重問題，而模擬飛行與實際飛機讓我們了解飛機的基本操作及實機如何在空中作動，靠副翼、方向舵做出不同的動作及改變方向。

由上面的成果，讓我們發現到水平尾翼高度問題會如何影響飛機，進而深入探討做了煙霧風洞實驗，我們做了等比例縮小的木製模型飛機，由不同高的水平尾翼分成了幾組，分別去吹煙霧風動，而實驗中又調整不同的角度觀察煙柱如何偏動及是否打中水平尾翼。

飛機主翼產生尾渦流，是否對飛機水平尾翼與垂直尾翼產生影響，進而對飛機的爬升率、爬升時控制與下降率產生影響，所以要對主翼與水平尾相對位置對飛機的影響做一研究，包括藉由實做與實際飛行，臨摹主翼對水平尾的影響，及將模型放入風洞作實驗，實際研究尾渦流對飛機飛行的影響。

大饅頭 [1]，在空戰型態的演變與飛機設計的關係中，主翼與水平尾翼的相對位置，為了提升滾轉率，1930 年代中期以後的戰機多半將機翼安放在機身下方，而水平尾翼則是往力臂比較長的垂直尾翼上發展。可是也有發現到，在俯衝拉起之類高 G 動作中，主翼尾流會影響到水平尾翼，甚至可能造成失事，那應該怎麼設計比較好？有的設計就是把水平尾翼往後上方拉，如 F-104；有的設計則是把水平尾翼往下放，如 F-100 或閃電。後來結論水平尾翼往上拉還

是會受到主翼的震波與尾流影響，但是更糟的是往往是在需要水平尾翼恢復高攻角狀況下，受到主翼尾流影響失效，這嚴重影響了 F-104 的飛行。比較好的處理，還是主翼在上而尾翼在下，才能避免尾流；而力臂比較短的問題，使用可動水平尾翼、並以加大水平尾翼面積來補足。

為了不讓飛機做高 G 俯衝拉起時失事，所以加大了水平尾翼面積做為彌補，但水平尾翼面積加大後，卻又會使得飛機達音速後會產生阻力，只好減低表面積但如果表面積變小，使得飛機翼面積變小、機翼負荷提高，使超音速戰機雖然可以進行瞬間性 6~7G 動作，飛機所飛行的高度會大幅降低且速度會馬上掉到次音速，相對位置中在主翼與水平尾翼，水平尾翼的面積應該要加大或是縮小，這個問題也就更加的值得我們來好好探討。

創新評估風洞,機翼翼面產生升力大部分在翼面的前緣部分。此由於圓胖的翼前緣曲率變化大，氣流在流經翼面時被快速的加速，造成該區域沿流線方向很大的負壓力梯度，因氣流黏致性，造成大量在表面產生渦流，使環流量在翼前緣區域也最大，所以採用翼前緣要圓胖、翼後緣要尖細的翼切形，具有避免環流量因氣流分離而損失的特性，如此當相對氣流通過機翼時，可保持氣流環繞翼形平順通過，要保證此流體的黏致特性，須同時保持機翼表面的平滑度和曲率，以避免氣流分離，而損失升力，因此翼切形的外形設計，為了配合低速氣動特性和環流效益，通常採用翼前緣要圓胖、翼後緣要尖細的翼切形和大展弦比（翼展與翼弦長的比值）機翼。

Nelson 等人[2,3]在有關飛機飛行的控

制，包括長軸、橫軸、縱軸的控制，飛行的動態穩定包括縱向、方向、橫向的穩定，而本次研究著重在尾渦流直接影響水平尾翼的穩定或是直接影響升降舵的操作，較偏於屬於縱向的穩定，但討論的內容不在三個基本飛機控制裏，而是由主翼衍生的穩定的問題探討，而以極低的風速風洞來研究衍生的流場結構變化。

有關攻角對流場的影響，夏樹仁(3,4)提供攻角一般介在 -4° 到 15° ，當攻角大於 15° ，氣體將因此逐漸分離而失速，升力將大幅下降，所以本次研究攻角範圍為 -4° 到 15° ，屬於非分離範圍。

Anderson [4,5]氣體動力的著作中，有關於氣體流過一飛機主翼，氣體依進入的速度，會造成不同的結果，進入的速度可分為次音速 ($V < 0.8M$)、穿音速 ($0.8M < V < 1.05M$) 和 ($1.0M < V < 1.2M$)、超音速 ($1.2M < V$)、極音速 ($5M < V$) 流場，其中本此研究屬於極低速度，屬次音速，流場有平順的流線，連續改變壓力與速度，氣流一開始值的且平行，受到機翼影響而加速，但每一區域仍然保持次音速。

Anderson [5]在磨擦流場不可壓縮流場的基礎單元中，做水動實驗，當考慮一水流通過一圓柱體時，隨雷諾數 Re 在不同範圍時發展成不同結構的流場，當 $0 < Re < 4$ ，水流在圓柱前方分成上下氣流，而個別沿上下圓柱表面流動，流線清楚環繞圓柱，在磨擦阻力與壓力產生平衡下，流速很慢且慣性力很小下，在圓柱後方流體匯和，反當 $4 < Re < 40$ 流速增快且慣性力增大下，在圓柱後方流體分成兩股，且各形成兩股捲動渦流。本次研究流體為氣體，雷諾數 $Re=16.6$ ，但擋體不是一圓柱體，而是一流線形的機翼，主要探討上述研究的第一種情況，且本次實驗還會探討攻角與主翼與水平尾翼高度差的影響。

Barlow[6]等人在低速風洞測試一書中，介紹風洞與實體飛機的關係，研究與設備間的關係，幾何尺寸和空氣動力學方面的

相似，包括須考慮雷諾數與馬赫數等無因次參數等的相似，因本次實驗主要雷諾數約在100，且因本次主要探討低速度下，氣體通過主機翼的尾渦流，上洗和下洗的尾渦流在機翼後緣匯和在一起，尚未分離，所以風洞種類使用垂直風洞，可以增加低數流場的穩定與減少煙霧需要的量。

風洞實驗，流體在空間中做運動時，因為有受到質量、動量和能量的變化而改變，使得流場發生了變化。這種實驗是藉由飛機機翼形狀和攻角，來觀察相對的流場情形。方便做於分析，我們必須先假設狀態為穩流的狀況下，流場中每一點的速度不會因時間的改變而保持定值，所以流線並不會因時間而不同，這顯示流線上的質點仍將保持在該流線上，且連續通過空間中一固定點之質點，將先後保持於相同的流線上。因此，對穩流而言，其徑線、煙線與流線必為同一條線，藉由流場中煙霧的軌跡，我們就可以作流場的觀察，來了解機翼的流場是否會影響到尾翼，而造成飛機的失速。

Gau 等人[7,8]利用低速垂直風洞，在一受熱板間，研究氣體熱與質量的交換與結構，雷諾數約在600，包括自然對流與氣體由上而下的強迫對流的研究，因本研究著重於流場結構的發展，特別注重流場的穩定與清晰，以利於觀察與拍攝，及尾渦流的變化過程的觀察。

有關實驗設備與儀器量測，Doeblin[9]介紹實驗儀器量測的類型，實驗設備與儀器量測的功能描述與，常見儀器量測一般的性能與特性，因本次實驗著重在速度很慢的流場，風洞在低速下的穩定特別重要，包括風洞的整流，油的饋餉與煙霧發煙的穩定特別重要，低速流場速度與尾渦流角度的穩定度是我們量測的重點。

我們的專題計畫第一部分：為飛行模擬與實際飛行，第二部份：為風洞實驗，開始我們先以購買模型飛機來完成我們的初步計畫然後我們也有FMS這樣的飛行模擬裝置來幫助我們練習模擬飛行。至於新手玩飛機

最重要是要先力來克服飛機的重力，然後再以推力克服空氣阻力才能飛行。接著依據伯努利原理，飛機速度愈快，所產生的氣壓差（也就是升力）就會愈大，接著升力就會大過於重力，飛機也就會的飛機模型和場景讓我們這些初學者也能享受在天空翱翔的快感，但是想要操控真正的飛機就必須要多加的在此套軟體練習，將技術練至純熟才行。

流體於空間中運動時，受到質量、動量和能量的傳輸改變，使流場發生變化。本實驗將藉由高度差與攻角，觀察相對的尾流變化。便於分析，假設為穩流，流場中每一點的速度不因時間改變而保持定值，所以流線並不會因時而異，這顯示流線上的質點仍將保持在該流線上，且連續通過空間中一固定點之質點，將先後保持於相同的流線上。因此，對穩流而言，其徑線、煙線與流線必為同一條線，則由流場中煙霧的軌跡，可以視同流線作尾流觀察，以初步了解流體的相對運動。我們知道，天狼是 T 型尾翼，主翼與尾翼之高度差較大，故主翼所造成的渦流較不容易影響尾翼，在操控上較平穩，作爬升動作時也較容易；而翱翔為垂直尾，主翼與尾翼之高度差較小，主翼所造成的渦流較容易影響尾翼，操控時反應快，故較不平穩，亦較不易做爬升動作。所以，戰鬥機非常害怕遇到熄火的情形，因為無法像運輸機遇到熄火時還能以滑翔的方式降落！在飛行性能中，機翼佔了極大部分。而要在操控及性能這兩者間的取捨是相當重要的！藉由風洞的實驗來了解機翼和水平尾的相對位置，不然會因為氣流的因素而影響到飛機的穩定和控制，造成攻角的角度不同而使飛機失速或失控，所以飛機的機翼和水平尾的位置是息息相關的。於實際飛行後，將製作等比例縮小之模型，並以風洞測試，以觀察 T 型尾及垂直尾在巡弋或爬升時的差異性。

二、實驗設備與儀器

為了解飛機能升空之條件以及主翼與水平尾翼之高度差對飛操所造成優劣影響，係

先以模擬飛行軟體(FMS)及遙控飛機探索其原理，並以教官課堂上所教以及書本上的知識學以致用。於實際飛行後，將製作等比例縮小之模型，並以風洞測試，以觀察 T 型尾及垂直尾在巡弋或爬升時的差異性，並討論出自己的看法。

我們的專題計畫是製作一輛遙控飛機來實施飛行，而計畫的一開始我們先以購買模型飛機來完成我們的初步計畫。我們所選擇的是亞拓機種翱翔及天狼，翱翔高度差接近零的飛機，天狼屬高度差很大的飛機，而我們也有 FMS 這樣的飛行模擬裝置來讓我們練習模擬飛行。而要正式飛之前這是入門所必須做的功課，每節課每個人都很認真的練習飛行。

軟體系統 (FMS 模擬飛行軟體)，利用這套飛行模擬軟體，讓我們這些初學者有一個很好的飛行模擬經驗，讓我們藉由此套軟體了解到要能精準的操控飛機在天上飛是一件非常不容易的事情，這套軟體藉由逼真的飛機模型和場景讓我們這些初學者也能享受在天空翱翔的快感，雖然在模擬的時候狀況百出，但畢竟這只是模擬的軟體，如果在現實中可能再多的飛機都不夠我們摔，所以我們必須加緊模擬，如果能在模擬軟體上將飛機操縱的爐火純青，才有辦法真正的去飛遙控飛機。

這套飛行模擬軟體讓我們初學者有個很好的飛行模擬經驗，藉此套軟體了解到要能了解純熟的操控飛機在天空飛翔是一件多了不起的事，這套軟體藉由逼真的飛機模型和場景讓我們正在學習中的學生有模擬實際飛行的感覺，但剛開始進行的並不順利，好險是電腦模擬不然因實機價格昂貴，在沒有純熟的經驗時飛行實機將會讓我們負擔加重。同樣的條件下，在軟體選用機型選擇 Su-26 以及 A6M5c-HG，Su-26 屬高度差很大的飛機，A6M5c-HG 高度差接近零的飛機。

在風洞實驗前我們必須製作等比例縮小的飛機模型，作為我們實驗的基本元件，而飛機模型我們做了許多的取樣，圖 1 高度差

示意圖顯示，其中水平尾翼與主翼的高度差我們取了七個樣本，分別從 -15mm ~ +15mm，因為我們的模型飛機以等比例縮小六倍，其中的一個間距我們取 5mm，而實際的距離就是 18 公分左右，這樣多種取樣可以使我們的實驗有更多的比照數據，也可以讓我們知道各種水平尾翼及主翼距離所產生的結果。

飛機的機翼，弦長為 15mm，機身長翼 133mm，剖面採用平凸翼，翼面最高點在距翼前緣三分之一弦長處，機翼全長 168mm，風洞風速為 0.019m/s，以弦長當特徵長度，雷諾數為 16.6，屬層流範圍。

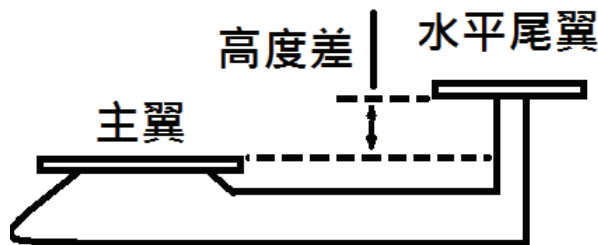


圖 1 高度差示意圖

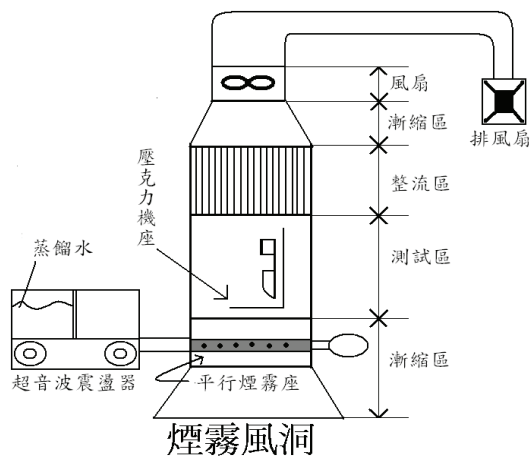
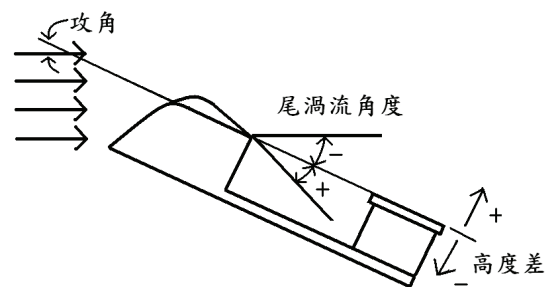


圖 2 煙霧風洞

圖 2.煙霧風洞顯示風洞實驗設備，超音波水霧振盪器，超音波震盪器藉由超音波震盪將水轉變成顆粒 $2\mu\text{m}$ 水粒子的煙霧；煙霧風洞測試台，放置欲觀察之飛機，觀察由超音波震盪器噴出的煙霧，打到自製的小飛機，來了解水平尾翼對攻角的影響；平行煙霧基座，使超音波震盪氣的煙霧經由煙霧

座上的小孔噴出，形成平行煙霧；平行煙霧座為使超音波震盪氣的煙霧經由煙霧座上的小孔噴出，形成平行煙霧；漸縮區為超音波水霧振盪器與煙霧風洞測試台連結的位置，將超音波水霧振盪器的噴嘴連到位於漸縮區內的平行煙霧基座；測試區為觀察由平行煙霧基座噴出的煙霧，打到放置於黏在壓克力板上的自製小飛機，調整小飛機旋轉的角度來觀看飛機主翼與尾翼的關係；整流區為整流區內放置許多吸管，吸管半徑遠小於吸管長度，使得由煙霧座噴出的氣流可以平順的直直向上，這樣才可以更精確的觀察由煙霧打到尾翼後的尾渦流角度；風扇為控制氣流向上的流場速度。操作步驟分為步驟一：將蒸餾水裝入超音波水霧振盪器裡，插上電源，藉由超音波震盪將水轉變成顆粒至 $2\mu\text{m}$ 水粒子的煙霧。步驟二：將震盪器之噴嘴插入位於煙霧風洞測試台內的平行煙霧座，使噴嘴噴出的煙霧經由平行煙霧座上的小孔噴出。操作步驟三：將自製的小飛機黏在壓克力板上，再來旋轉壓克力板藉此改變飛機的攻角 ($-4^\circ \sim 15^\circ$) 來觀察飛機尾翼對不同攻角的氣流變化。

圖 3.飛機裝置圖顯示攻角為相對氣流和弦的夾角，尾渦流角度為尾渦流和弦的角度，朝下為正，高度差為水平尾翼和主翼的高度差，朝上為正。



飛機裝置圖

圖 3 飛機裝置圖

三、實驗結果與討論

表 1.軟體模擬機型 Su-26 以及 A6M5c-HG 比較與模擬飛行結果，結果顯示 Su-26 尾翼高度差大，爬升率快，下降率快，相對

穩定性較穩定，少了高度差產生阻力，阻力較小。

表 1.軟體模擬機型 Su-26 以及 A6M5c-HG 比較與模擬飛行結果

參數 \ 機型	Su-26	A6M5c-HG
尾翼	高度差大	高度差零
爬升率	快	慢
下降率	快	慢
爬升時控制	穩定	不穩定
阻力	小	大

表 2.遙控飛機機型天狼及翱翔比較與實機飛行結果，天狼實際使用機型近似，而飛機機體設計可明顯觀察出，尾翼高度差大，實機飛行結果顯示爬升率快，下降率快，爬升時控制穩定，少了高度差產生阻力，阻力較小。

表 2.遙控飛機機型天狼及翱翔比較與實機飛行結果

參數 \ 機型	天狼	翱翔
實際使用機型	運輸機、戰鬥機	偵察機
尾翼	高度差大	高度差小
爬升率	快	慢
下降率	快	慢
爬升時控制	穩定	不穩定
阻力	大	小

圖 4.高度差-5mm 結果顯示，尾渦流角度隨攻角由-4°到 15°而變化，且尾渦流角度變化很大，且不是隨攻角增加而增加，例如 12°到 15°，尾渦流角度明顯減小，明顯震盪現象。

圖 5.高度差-15mm 結果顯示，尾渦流角度隨攻角由-4°到 15°而變化，且尾渦流角度變化很大，且不是隨攻角增加而增加，

例如-4°到 0°，尾渦流角度明顯減小，又 0°到 3°，尾渦流角度明顯增加，明顯震盪現象。

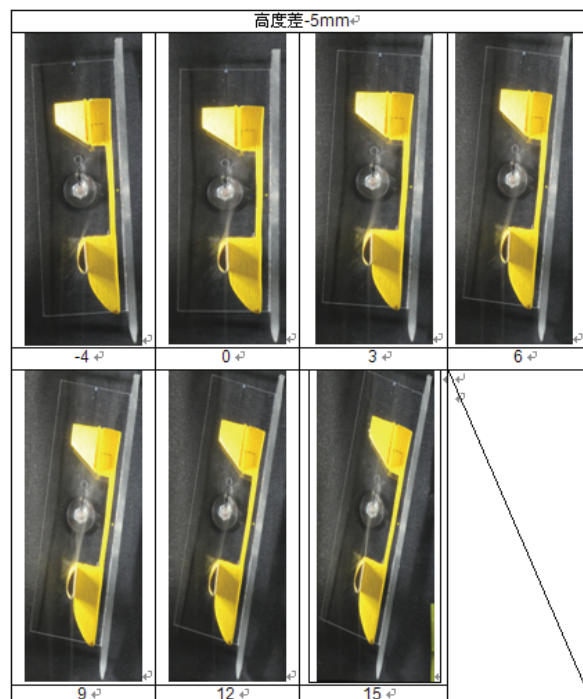


圖 4.高度差-5mm



圖 5.高度差-15mm

進一步分析高度差對飛行穩定的影響，圖 6、7、8 分別顯示正高度差、零高度差、負高度差，隨不同攻角變化尾渦流角度變化，圖中曲線的指標，標示出不同的高度差、曲線代號、括弧內為負責實驗的學生，由圖 6 與 8 顯示，尾渦流角度變化趨勢明顯不同。

圖 6. 正高度差尾渦流角度，結果顯示 A 線與 B 線因數據吻合，故重疊在一起，由 B 線顯示，一開始從攻角角度-4 度/尾渦流角度 25 度開始下降，直到攻角角度 0 度/尾渦流角度 0 度(最低點)時，開始上升到攻角角度 6 度/尾渦流角度 28 度(最高點)，再來就慢慢下降。結果又顯示 C 線與 D 線因數據吻合，故重疊在一起，由 D 線顯示，一開始從攻角角度-4 度/尾渦流角度 25 度開始下降，直到攻角角度 0 度/尾渦流角度 15 度(最低點)時，開始上升到攻角角度 9 度/尾渦流角度 35 度(最高點)，再來就慢慢下降。

結果又顯示，E 線從攻角角度-4 度/尾渦流角度 13 度開始下降，直到攻角角度 6 度/尾渦流角度 4 度時，開始上升到攻角角度 9 度/尾渦流角度 16 度(最高點)，再來又繼續下降至攻角角度 12 度/尾渦流角度-2(最低點)。

F 線從攻角角度-4 度/尾渦流角度 13 度開始下降，直到攻角角度 0 度/尾渦流角度 5 度時，開始上升到攻角角度 3 度/尾渦流角度 7 度時，又下降至攻角角度 6 度/尾渦流角度 5 度後，又上升至攻角角度 9 度/尾渦流角度 18 度(最高點)，再來又繼續下降至攻角角度 12 度/尾渦流角度-3(最低點)。

由上圖分析，可得不同的正高度水平尾翼，在不同的攻角時，產生水平尾翼的流場亦不同，而且會往前影響，並隨攻角的不同產生劇烈的震盪。

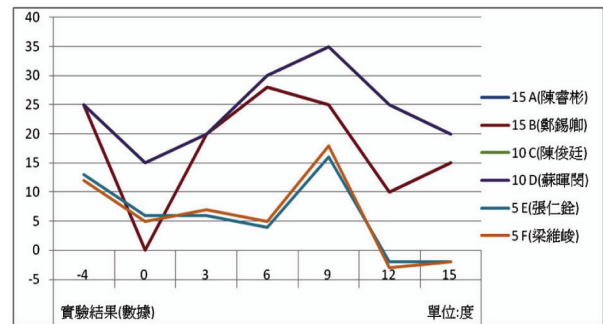


圖 6. 正高度差尾渦流角度

圖 7. 零高度差尾渦流角度，結果顯示 A 線從攻角角度-4 度/尾渦流角度 16 度，上升至攻角角度 0 度/尾渦流角度 19 度(最高點)後，開始下降至攻角角度 6 度/尾渦流角度-1 度後，又開始上升至攻角角度 9 度/尾渦流角度 6 度後，再度開始下降至攻角角度 12 度/尾渦流角度-5 度(最低點)後又上升。結果又顯示 B 線從攻角角度 0 度/尾渦流角度 16 度上升至攻角角度 0 度/尾渦流角度 19 度(最高點)後，開始下降至攻角角度 9 度/尾渦流角度-2 度(最低點)後又上升。

由上圖分析，可得 0 高度水平尾翼不會隨攻角的不同，而產生劇烈的震盪，反而會隨攻角的不同，使水平尾翼流場趨於穩定。

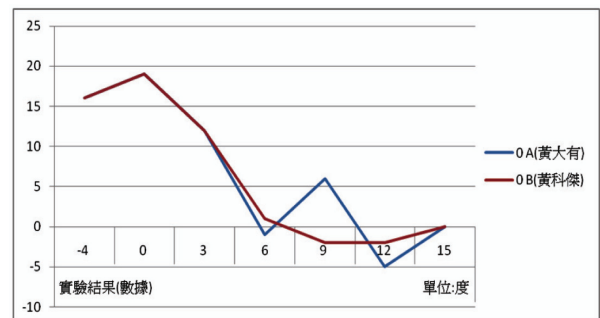


圖 7. 零高度差尾渦流角度

圖 8. 負高度差尾渦流角度，結果顯示 A 線從攻角角度-4 度/尾渦流角度 25 度(最高點)下降至攻角角度 3 度/尾渦流角度 13 度後，開始上升至攻角角度 6 度/尾渦流角度 21 度後，又再度下降至攻角角度 15 度/尾渦流角度-5 度(最低點)。B 線從攻角角度-4 度/尾渦流角度 24 度(最高點)下降至攻

角角度 3 度/尾渦流角度 13 度後，開始上升至攻角角度 6 度/尾渦流角度 21 度後，又再度下降至攻角角度 15 度/尾渦流角度-4 度(最低點)。C 線從攻角角度-4 度/尾渦流角度 10 度上升至攻角角度 0 度/尾渦流角度 15 度(最高點)後，開始下降至攻角角度 3 度/尾渦流角度 5 度後，開始上升至攻角角度 6 度/尾渦流角度 12 度後，又開始下降至攻角角度 9 度/尾渦流角度 0 度後，又上升至攻角角度 12 度/尾渦流角度 5 度後，又下降至攻角角度 15 度/尾渦流角度-1 度(最低點)。

結果又顯示 D 線從攻角角度-4 度/尾渦流角度 10 上升至攻角角度 0 度/尾渦流角度 13 度(最高點)後，開始下降至攻角角度 3 度/尾渦流角度 3 度後，開始上升至攻角角度 6 度/尾渦流角度 8 度後，又開始下降至攻角角度 9 度/尾渦流角度 0 度後，又上升至攻角角度 12 度/尾渦流角度 11 度後，又下降至攻角角度 15 度/尾渦流角度-1 度(最低點)。E 線從攻角角度-4 度/尾渦流角度 18(最高點)下降至攻角角度 0 度/尾渦流角度 3 度後，開始上升至攻角角度 3 度/尾渦流角度 14 度後，開始下降至攻角角度 12 度/尾渦流角度-1(最低點)後，又開始上升至攻角角度 15 度/尾渦流角度 5 度。

F 線從攻角角度-4 度/尾渦流角度 15 度(最高點)下降至攻角角度 0 度/尾渦流角度 9 度後，開始上升至攻角角度 3 度/尾渦流角度 14 度後，開始下降至攻角角度 12 度/尾渦流角度-1 度(最低點)後，又開始上升至攻角角度 15 度/尾渦流角度 2 度。

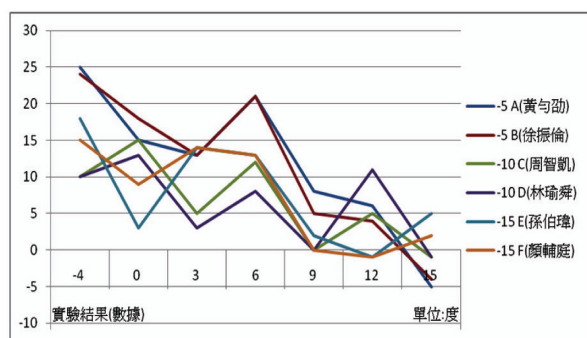


圖 8. 負高度差尾渦流角度

由上圖分析，可得不同的負高度水平尾翼，在不同的攻角時，產生水平尾翼的流場亦不同，不過不會像正高度水平尾翼時產生劇烈震盪，反而較為穩定。

四、結論

比例縮小不同水平尾的木製模型，經由吹風洞實驗讓我們了解到不管任何的高度差，其水平尾翼流場都會隨著攻角的不同產生震盪；但是，正高度產生的震盪會比負高度產生的震盪還要劇烈，但是正高度產生的震盪會比負高度產生的震盪較為穩定。3 種高度差情況下，隨攻角的加大，尾渦流產生的振盪會逐漸地加大，且在高度差 10mm，其振盪最大。因飛機在一攻角下飛行，水平尾也產生一角度使氣流向下游流動，而帶動前面的尾渦流角度也往下，尤其在高度差 10mm 的時候具有最大的影響，換言之，在某一高度差，影響最大的不是高度差越小時，影響越大。

任何的高度差，其水平尾翼流場都會隨著攻角的不同產生震盪；但是，正高度產生的震盪會比負高度產生的震盪還要劇烈，但是正高度產生的震盪會比負高度產生的震盪較為穩定。

與實際運用比較，正高度的水平尾翼流場較穩定，故比較適合運用在高穩定性的飛機上，如運輸機，客機，轟炸機等，而在負高度的水平尾翼流場較不穩定，故較適用於靈敏性較佳的飛機，如戰鬥機等。

五、謝誌

本研究感謝空軍航空技術學院航空工程科士二專 100 專題製作學生，黃勻勁、鄭錫卿、林瑜舜、周智凱、陳俊廷、顏輔庭、孫伯璵、陳睿彬、梁維峻、張仁銓、徐振倫、黃大有、黃科傑、蘇暉閔等 14 員，使實驗與模擬得以完成。

六、參考文獻

1. 大饅頭，“空戰型態的演變與飛機設計的

- 關係，” 全球防衛誌 256 期(2005 年 12 月)。
- 2.Nelson, R. C., Flight Stability and Automatic Control, McGRAW-HILL , pp. 83-175, 1990.
 - 3.夏樹仁,飛機工程概論, pp. 6-35,8-1~8-24 全華圖書股份有限公司,2008.
 - 4.Anderson, J. D., Fundamentals of Aerodynamics, McGRAW –HILL, pp. 331, 3rd. Edition, 2001.
 - 5.Anderson J. D., Modern Compressible Flow, McGRAW–HILL, pp.15~17, 257~261, 3rd. Edition, 1990.
 - 6.Barlow J. B., Rae, W. H., and Pope, A. 3rd Edition, WILEY-INTERSCIENCE ,pp. 1~58, Low-speed Wind Tunnel Testing, 1999.
 - 7.Gau, C., Yih, K. A., and Aung, W., “Measurements of Heat Transfer and Flow Structure in Heated Vertical Channels,” AIAA Journal of Thermophysics and Heat Transfer, Vol. 6, No. 4, pp. 707~712, 1992.
 - 8.Gau, C., Yih, K. A., and Aung, W., “Reversed Flow Structure and Heat Transfer Measurements for Buoyancy-Assisted Convection in a Heated Vertical Duct,” ASME Journal of Heat Transfer, Vol. 114, pp. 928~935, 1992.
 - 9.Doebelin, E. O., Forth Edition, Measurement System Application and System, McGRAW –HILL, pp. 10~207, , 1990.

