

斜掠翼飛機研究與發展

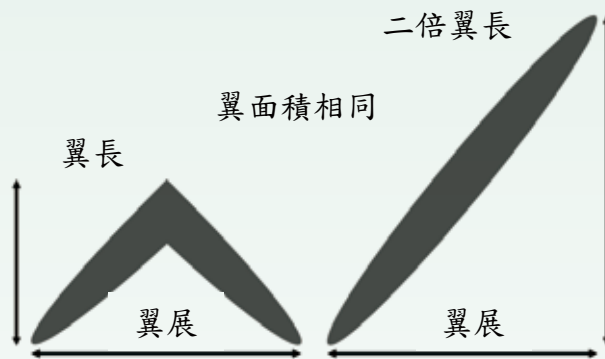
備役中校 魏楞傑

提 要

一九四〇年代時期，美國航太總署的瓊斯博士率先提出斜掠翼飛機的新觀念，此種新構型不論在次音速或超音速，空氣阻力都最小，因而有最高的飛行效率。過去六十年來，斜掠翼的理論研究或是模型風洞吹試，已累積大量的數據；模型機及全尺寸飛機的飛試，在次音速範圍內有傑出的表現，但最重要的全尺寸飛機超音速飛試，在上世紀一直未能竟功。本世紀初美國國防先進研究計畫署曾試圖完成這最後一役，卻於中途叫停，使得斜掠翼飛行至今只能停留於理論及實驗中，實際應用則遙遙無期。

斜掠翼(oblique wing)飛機的觀念，是一九四〇年代時美國航太總署(National Aeronautics and Space Administration, NASA)的瓊斯博士(R.T. Jones)首先提出的。當時瓊斯博士正致力發展一項新理論，用來概估機翼於超音速飛行時的特性，當時的航空科學界也清楚了解到，當沿著機翼翼展及翼長方向的升力分布皆呈橢圓形時，與升力息息相關的波阻力(wave drag)會最小。瓊斯博士發現一片式橢圓形機翼斜掠時，升力分佈恰好符合這個條件，因而激起了他對斜掠翼的研究興趣。

飛機低速飛行時的風阻主要來自誘導阻力(induced drag)，它和翼長的平方成反比。以斜掠翼與傳統後掠翼相比較，在相同的翼展及後掠角度下，它的升力分布於二倍翼長上，因此其誘導力只有後掠翼的四分之一。斜掠翼在超音速飛行時還有個更大的優點：超音速飛行的風阻由波阻力(wave drag)掌



在相同的翼面積及翼展下，斜掠翼的翼長是傳統後掠翼的二倍。(圖片來源：參考文獻8)

控，它和翼長的四次方成反比，在相同的翼展及後掠角度下，斜掠翼的翼長是後掠翼的兩倍，因此波阻力大幅降低到只有後掠翼的十六分之一。

斜掠翼機的左右兩半翼一體成型，繞著機身上的樞軸(pivot)轉動，在原理上與可變角度後掠翼(variable sweep)飛機相似：飛機在起飛、著陸和低速飛行時，機翼與機身軸線成直角，相當於平直機翼，這時翼展最

大，升力係數大，起飛、著陸和低速飛行性能都很好；飛機以超音速飛行時，機翼繞樞軸轉動到某個角度，這時，一側機翼前掠，另一側機翼後掠，減少翼展，延遲震波(shock wave)的發生。

在可變角度後掠翼的設計裡，飛機能在飛行途中改變機翼展弦比(aspect ratio，翼展與翼長的比值)，因而在不同飛行速度下，可有最低阻力的外形。許多軍機採用此種設計，如：美國的F-14、F-111、B-1；法國的幻象G型；俄羅斯的MiG-23、Su-24，不過這些飛機的機翼設計裡，兩翼升力產生的彎矩(bending)和扭矩(torsion)負載，全靠兩翼的單一樞軸傳到機身，故樞軸結構大且重，整體結構設計效率不佳。相較之下，斜掠翼的機翼彎矩由翼樑承擔，又沒有扭矩負載，翼中央樞軸僅承受張力，結構效率極佳。另外斜掠翼飛機一側翼尖前移時，另一側翼尖自然後移，沿機身軸線的飛機截面積分布較傳統後掠翼飛機均勻，自然地符合面積法則(area rule)。

在過去數十年中，美國航太總署、學術界、軍方有相當多的斜掠翼飛機或斜掠飛行翼(flying wing)研究，建立了堅實的理論基礎；而在驗證理論的實際飛試方面，早期的飛行控制系統(flight control system)無法應付斜掠翼飛機非對稱飛行姿態下，詭變的飛行特性，數控飛操(fly-by-wire)發展成熟後，繼航太總署的AD-1全尺寸次音速驗證機，美國國防先進研究計劃署(Defense Advanced Research Projects Agency, DARPA)也在二〇〇六年委託諾格公司(Northrop Grumman)



最負盛名的可變角度後掠翼機：美國的F-111戰機。

(圖片來源：參考文獻12)

執行一架無尾翼、可變斜掠飛行翼(Oblique Flying Wing)的設計及超音速試飛驗證，可惜後來不知何故中途叫停，導致到目前為止，斜掠翼的實際應用仍然遙遙無期。

二次大戰設計

第一個斜掠翼設計，是德國人莫格(Richard Vogt)於一九四二年提出的Blohm & Voss P202。莫格在一九二三年獲得航空工程博士學位後，先在多尼爾(Dornier)公司任職，之後轉到漢堡(Hamburg)的Blohm & Voss公司擔任設計主管，一九三八到一九四五年間，他與設計團隊設計出多達三十三種的非對稱翼構型飛機，其中的Br141在二次大戰結束前還少量生產。

P202為單引擎飛機，機身頂部的機

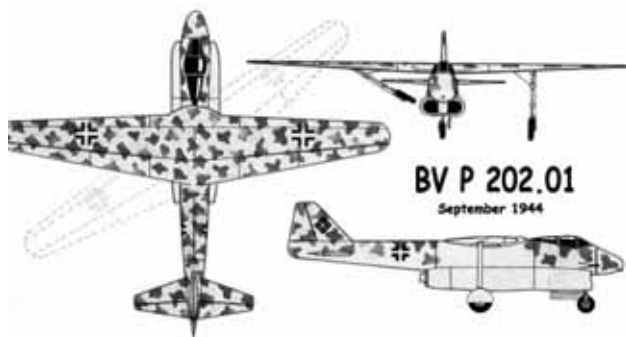
翼在飛行中會改變斜掠角度，以延遲隨著速度、攻角增大，機翼會因氣動力負載增加而變形過大的現象(稱為馬赫發散(Mach divergence))。

P202遺留下的資料很少，只知道機身下方安裝兩具BMW003軸流式噴射發動機，慢速飛行時的機翼擺在正常位置，高速飛行時把左翼尖前掠三十五度。由於機翼樞軸及發動機佔用了整個中機身，可收式起落架得放在機翼內，機身兩側各有一挺MK193三十公釐加農砲，機鼻有一挺MG151二十公釐加農砲。

一九四四年七月，德國空軍要求飛機製造廠家提出緊急戰機專案(Emergency Fighter Program)規劃書，當做全世界第一架量產型噴射戰鬥機曼斯密特(Messerschmit)公司Me-262的後繼機種。新飛機最大飛行時速需達一千公里(零點八四馬赫)，最大飛行高度七千公尺，預定以當時開發中、推力一千二百公斤的Heinkel-Hirth HeS011噴射發動機為動力來源。

當時德國由風洞吹試中確知，飛機速度接近音速時，機翼不論前掠或後掠，都能延遲風阻迅速增大的趨勢。曼斯密特公司設計部門研究了幾種可以達到高速飛行的概念，最後決定製造可變後掠翼機P1101，然而到二次大戰結束時，這架飛機還未能完工出廠。

曼斯密特公司也研究了以斜掠翼改變P1101展弦比的其他種構型，其中有一種P1101/XVIII-108(也稱為P1109)裝了兩片斜掠翼，各安置在機身上、下方，平常與機身垂直，高速飛行時兩翼皆斜掠六十度，上機翼



第一架斜掠翼設計飛機：1942年德國的P202。

(圖片來源：參考文獻5)

右翼尖前掠，下機翼左翼尖前掠，因此在低速時具有高展弦比，高速時則有低展弦比。機上安裝兩具HeS011引擎，翼展最長九點四公尺，機身長十二點零五公尺。

美國早期研究

美國的斜掠翼早期研究工作，大都由國家航空顧問委員會(National Advisory Committee for Aeronautics, NACA，航太總署的前身)的瓊斯(R.T. Jones)博士擔綱，瓊斯一生所學大都是無師自通，他參與了機翼後掠理論的肇建，被譽為二十世紀理論空氣動力學的大師之一。瓊斯博士原先在維吉尼亞州的蘭利航太實驗室(Langley Aeronautical Laboratory)，一九四〇年代末期轉往加州的艾瑪仕航空實驗室(Ames Aeronautical Laboratory)。

美國第一篇提到斜掠翼的論文，來自國家航空顧問委員會一九四七年發表的一份報告，內容提到該機構蘭利研究中心(Langley Research Center)的自由飛行(free flight)風洞，於一九四六年八月完成斜掠翼模型吹試。

瓊斯博士在不久後表示「他促成了這次吹試」，但不清楚他是否為此研究的原創者。蘭利研究中心的吹試性質一如報告的名稱，是：《蘭利自由流(free stream)風洞中，一斜掠翼飛機模型的穩定性及飛控性特質探討》。在此吹試中，模型翼斜掠角度在零到六十度之間，進行了飛行吹試(flight test)、力量吹試(force test)以及滾轉阻尼吹試(damping-in-roll test)。

報告中說明：「吹試結果顯示整片機翼斜掠四十度時，穩定性和飛控性皆無任何異樣；但斜掠六十度時，副翼的操控性很差。機翼斜掠角度由零到四十度時，副翼的滾轉控制並未減弱，因為滾轉減少的阻尼量，與副翼滾轉減少的彎矩量相同。力量吹試顯示機翼斜掠四十度時，副翼產生很大的上仰力矩，但飛試時無此現象，顯然滾轉產生的仰起力矩，在機翼造成的升力和副翼上仰力矩大小相等，方向相反。當機翼大角度前掠或後掠時，有效上反角(dihedral)與升力係數

間，通常會呈現很大的變異性，吹試時卻無此跡象，不過整片機翼完全後掠時，不同升力係數及後掠角度下所需的側向配平(trim)，的確有很大變化。」

當時的科學家們因此理解到，要大幅增加飛機速度，機翼後掠角度至少要超過四十度，但在攻角較大時會有嚴重的安定性及控制問題；後掠角度五十度時的飛行特性還勉強可接受，到六十度時就會大幅變糟。這些吹試也被視為驗證設計能否飛行的基本項目，如果要獲得此種型態飛機的安定性及飛控特性，需有一較大、較具高速飛機代表性的斜掠翼模型來進行吹試。

一九五一到一九五二年間，瓊斯博士發表了一系列論文，研討橢圓形機翼在偏斜某個角度下，最小風阻的理論分析結果。在第一篇論文中，他以斜掠翼為範例，表示「要有最小的風阻…，機翼的厚度分佈必須讓整片機翼在併合流場(combined flow field)內，單位體積的風阻為常數。」在第二篇論文中，他表示橢圓形機翼後掠某個角度時，「翼面上的升力分佈會呈橢圓形，此時風阻最小。」

艾瑪仕研究中心(Ames Research Center)的高速風洞，在一九五八年執行首次斜掠翼超音速吹試，以和傳統的後掠翼做比較。兩種機翼裝在同一型機身上，後掠角皆為四十度。試驗顯示在穿音速時，斜掠翼飛機的風阻的確小很多。

一九五八年於西班牙馬德里召開的國際航空科學年會(International Congress in The Aeronautical Science)，瓊斯博士首次發表斜



瓊斯博士為美國斜掠翼研究的先驅。

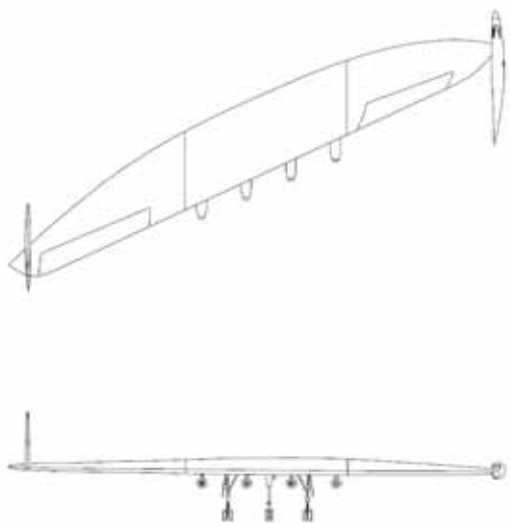
(圖片來源：參考文獻9)

掠飛行翼的觀念，不過在年會的論文書面資料中，他只稍微談到「偏斜(yawed)」機翼，完全未提到飛行翼。

斜掠翼客機

根據瓊斯博士一九五八年所發表的論文，英國漢多利飛機公司(Handley Page, Ltd)副設計主任李固霏(Godfrey Lee)，開始著手研究飛行速度二馬赫的斜掠翼民航機。李固霏的設計為一百五十人座民航機，由於斜掠翼飛機風阻小，耗油率較低，可省下不少的油量，因此在相同的起飛重量下，可搭載的旅客人數估計可增加一半甚至一倍。

這架紙上飛機總重一百六十噸，駕駛艙在右翼尖的整流罩內，左翼尖是一片高約九公尺的大垂直尾，機翼下方是四具安裝於莢艙內的引擎，低速飛行時機翼斜掠二十五度，二馬赫飛行時斜掠七十二度。兩種飛行



英國漢多利飛機公司設計的斜掠翼民航「紙上飛機」。(圖片來源：參考文獻10)

速度下的翼展分別是九十和三十公尺，在超音速飛行時，估計飛機的升阻比為十，在次音速飛行時約為二十四。

一九六二年的國際航空科學年會中，當時的英國皇家飛機機構(Royal Aircraft Establishment)超音速部門主管庫茲曼(Dietrich Kuchemann)在論文發表會中，表示斜掠飛行翼概念「由二十年前的何斯特(Erich von Holst)率先倡導，第一屆的本年會中由瓊斯博士再度提出」，並宣稱瓊斯的飛行翼太厚而不切實際。

庫茲曼的下屬史密斯(J. H.B. Smith)研究斜掠飛行翼的厚度效應，他計算一理想化橢圓形斜掠翼的升阻比，發現和三角翼的升阻比相同。史密斯注意到為了有足夠的客艙空間，飛行翼的厚度會大到產生很強的風阻。庫茲曼在一九六二年的國際航空科學年會中，就引用史密斯的數據來批評瓊斯的設計。

航太總署研究

瓊斯博士在一九六三到一九七〇年間暫時離開航太界，一九七〇年再度回到艾瑪仕研究中心任職，負責風洞部門同時鑽研斜掠翼的各種研究，與工作同仁共同發表多篇艾瑪仕風洞斜掠翼吹試實驗的論文。

瓊斯博士的研究動力來自想改良當時的民航運輸，降低飛機耗油率及對環境的衝擊。美國在一九七一年初放棄發展超音速民航機，因為它既耗油又會在地面上造成音爆(sonic boom)，但航太總署仍繼續尋覓可讓民航機在曠野上高速飛行的科技。風洞吹試發



瓊斯博士設計的雙機身斜掠翼民航客機。

(圖片來源：參考文獻3)

現經過設計的斜掠翼，可讓穿音速時產生的音爆延遲或變弱，因此瓊斯博士與他的同僚們開始研究斜掠翼的各種應用。

瓊斯博士研究了多種不同構型的斜掠翼飛機，為了防止預期會發生的機翼馬赫發散現象，想出了雙機身斜掠翼飛機的構想。他認為如此構型下的機翼力臂較短，可抵抗機翼馬赫發散的趨勢。

在瓊斯博士的專利申請文件中，對雙機身斜掠翼飛機的構想敘述如下：「飛機的兩個平行機身，與一主翼以樞軸接合，高速飛行時，機翼會扭轉某個角度使兩機身分出前後，因此沿飛行方向的重量及體積會均勻分佈，主翼的兩翼尖向上彎曲，以抑制機翼後掠產生的滾轉力矩。」

一九七一年四月，蘭利研究中心主持「先進科技在長航程民航機的應用研究」，邀請波音、通用動力(General Dynamics)、洛克希德(Lockheed)參與。艾瑪仕研究中心之後則請波音於一九七二年六月到一九七三年五

月間，進行「高穿音速民航機研究」，也邀請洛克希德研究在次音速的應用，並請通用動力進行風洞吹試。

波音研究

蘭利研究中心一九七一年主持的研究，也稱為先進運輸科技(Advanced Transport Technology)研究，雖然不涉及斜掠翼觀念的探究，但對設計飛行於穿音速區域中的飛機，提供了重要的技術數據，規範了比較性能的基準飛行剖面(flight profile)及任務種類，而研究結果也建議此類飛機結構應以複合材料為主。

波音在一九七二到一九七三年的研究中，比較了五種超音速飛機設計構型：固定式後掠翼、可變式後掠翼、三角翼、雙機身斜掠翼、單機身斜掠翼。飛機設計巡航速度為一點二馬赫，因為研究顯示在這個速度下，大氣層效應可把超音速震波偏折而遠離地面。

單機身斜掠翼構型在機翼未斜掠時的展弦比為十點二，波音發現它有較大的升阻



航太總署構想的超音速斜掠翼民航機。

(圖片來源：參考文獻10)

比，在規定任務下的起飛總重量最輕。固定式及可變式後掠翼的構型會重許多；雙機身構型的低速性能極佳，但機身太重致起飛重量不輕，因此在後續的研究中，波音把研究重心擺在單機身斜掠翼的構型，同時還進行一些其他的研究，包括：飛機結構、樞軸設計、最終概念定義…等。

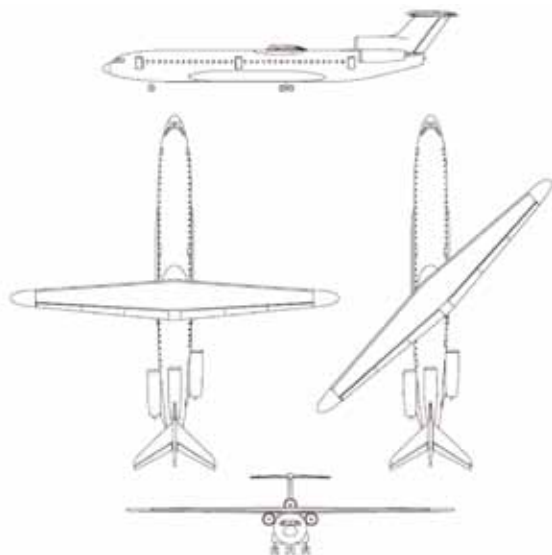
航太業者一直想設計出無音爆的超音速航空器，而斜掠翼民航機是最有潛力的構型，它在相同的飛行條件下，重量輕、安靜、省油。斜掠翼的展弦比很高，起飛時的噪音較低，對環境的衝擊也較輕微。

波音接下來針對民航機裝掛二、三、四具引擎的構型，進行氣彈性(aeroelastic)效應對穩定性及操控性影響的研究，結果顯示在固定一萬八千公斤酬載的條件下，四具引擎構型的起飛重量最輕。

在研究的第三階段，波音進行設計優劣研究，完成一斜掠翼民航機的概念設計，設計取捨考量包括機翼外形、機翼厚度、樞軸設計暨重量、引擎暨耗油率。

幾個候選構型進行氣動、結構、重量評估後，最後一推拔(tapered)、大展弦比、複合材料主結構的機翼雀屏中選。樞軸則由十種設計中挑選出一表面鍍鐵氟龍(Teflon)的懸臂式軸承；引擎可選擇旁通比(by-pass ratio)各為二、三、四的型別，經考量低耗油率、低噪音、低速性能後，選定旁通比為二的引擎；機翼斜掠角度與時機，以及飛機爬升的方式，都以省油為目標。

最後選定的單機身斜掠翼構型與其他四種構型比較下，在起飛重量、耗油率、低速



洛克希德設計的二百人座斜掠翼超音速民航客機。

(圖片來源：參考文獻1)

性能、噪音…各方面都有較好的表現，波音也發現斜掠翼的樞軸接合方式，比傳統的可變後掠翼兩樞軸接合，結構效率更佳。

波音的研究結果顯示穿音速斜掠翼機有許多先天的優點：起飛、巡航、降落時的誘導阻力很低，巡航時的飛行效率極佳…等。另外由一九七五年八月一日到一九七六年七月三十一日這一年的研究中，發現次音速斜掠翼飛機可減輕起飛重量、改善機場效率、降低噪音、增加飛行時間、提昇使用彈性…等，其優點也不遑多讓。

全部研究在一九七六年十二月結束，波音完成深入的氣動力、結構、重量、氣彈、飛控研究，研究成果指出斜掠翼飛機概念在技術上可行。波音在結案報告中建議繼續進行下述研究：成本及營運、利用可變週期引擎高馬赫飛行設計，斜掠翼結合引擎的氣動力設計理論暨實驗、氣動力耦合弱化，並發

展穩定性強化系統的需求。波音建議進行次尺寸驗證機飛試，因為經由實際飛試，可以深入評估飛行操控、乘坐品質、起飛及降落特性，再比對風洞數據及飛試數據，讓未來的斜掠翼設計在氣動力預測技術上更具信心。

洛克希德研究

洛克希德的研究方向與波音不同，不在於以斜掠翼獲得較佳的超音速飛行效率，而是應用在最高零點九五馬赫的高次音速飛行。由於一九七〇年代中期的石油危機，洛克希德認為次音速斜掠翼飛機在油價和供應量間可取得最佳平衡。當油源供應吃緊時，飛機把機翼稍微斜掠慢速飛行，以節省燃油；油源充裕但油價昂貴時，選擇適當的斜掠角和飛行速度，以獲得最佳的直接營運成本(direct operating cost)；油源充裕且價格低廉時，則以最高速度飛行，讓旅客快速抵達目的地。

洛克希德的研究目標為：定義可行的高次音速斜掠翼民航機、制定關鍵設計參數以及這些參數對設計變異的敏感性、評估先進科技對設計的衝擊、訂定關鍵設計領域。洛克希德研究了三種機型：二百人座民航機、十八人座行政專機、軍用大型運輸機，再由任務分析選出可滿足任務需求的任務構型，根據先進運輸機科技研究的準則(例如：所有的設計都使用相同百分比的複合材料)以及先前的科技，對各種構型進行比較。。

洛克希德對三種機型都完成斜掠翼概念設計，但只有民航機型最具可行性，軍用運

輸機的推進系統、機翼、襟翼系統整合、重心及酬載限制，都是很難克服的挑戰；而行政專機的推進系統與燃油系統的整合，也很成問題。幸好民航機具有轉為軍事運用的潛力，譬如做為空軍的加油機，或是海軍的反潛(Anti-Submarine Warfare)機。

最後定案的民航機構型採三引擎設計，可搭載二百名乘客和四千五百公斤貨物。與傳統の後掠翼民航機比較下，在零點九五馬赫設計速度時，重量大約輕百分之七，所需推力減少百分之十，耗油量減少百分之七，起飛距離縮短百分之三，直接營運成本降低百分之五；而在飛行中可改變斜掠角度的機翼，可使航程增加百分之十，飛航時間增加百分之四十四。洛克希德的結論是斜掠翼觀念在實際應用上，最大的考量是翼面的氣彈穩定性，在不增加重量的原則下，展弦比視所用的複合材料多寡而定，但最多不可超過六。

大展弦比斜掠機翼除了可降低油耗外，還有一些有利於環境的優點：大展弦比飛機



艾瑪仕研究中心穿音速風洞內，吹試大展弦比斜掠橢圓機翼。(圖片來源：參考文獻10)

在起飛及降落的速度較低，所需的推力較小，故起降時所產生的噪音會大幅降低；長翼展降落時的翼尖渦流較弱，前後飛機起降的時間間隔可以縮短，提高機場使用率；飛機停在地面時，機翼可往後斜掠到最大角度，各飛機可停靠更緊密，減少機場所需的土地面積。

另外，斜掠翼對短場起降(short take-off and landing)也很有幫助。大展弦比機翼未斜掠時，一架三十到五十人座的小型噴射客機，在渦輪螺旋槳飛機所用的九百到一千五百公尺長跑道上，就能安然起降。

穿音速風洞吹試

由一九七一到一九七五年間，艾瑪仕研究中心在它的穿音速風洞內，吹試大展弦比斜掠橢圓機翼，吹試速度為零點六到一點四馬赫，斜掠角度由零度到六十度。

最初的吹試是展弦比十點二和十二點七，且厚度、弦長比各異的橢圓形機翼，然後評估展弦比十二點七、厚度百分之十弦長，但翼剖面不同之各種斜掠翼，再由其中挑選三個進行吹試：標準NACA四位數翼剖面、超臨界(supercritical)翼剖面、以及大曲度(highly cambered)翼剖面。吹試結果顯示大曲度翼剖面在斜掠六十度、一點二到一點四馬赫時的性能最佳。

稍後又對展弦比十點二、厚度百分之十二弦長的各種翼剖面進行吹試，與之前的吹試結果相較下，風阻沒什麼變化，但滾轉力矩有很大的差異，這顯示翼面的一些小變化不會大幅改變飛行性能，且可用來調整滾

轉力矩。

一九七三到一九七六年間，洛克希德也同時為斜掠翼於戰機上的應用，在艾瑪仕中心的風洞進行吹試，吹試速度零點六到一點四馬赫，斜掠角度由零到六十度。一開始是吹試厚度百分之十弦長的斜掠翼，展弦比在未斜掠時是六，在四十五度斜掠時是三點七；另外還與一後掠四十五度，展弦比三點二的傳統後掠翼做比較性吹試。結果顯示在各種吹試條件下，斜掠翼的升阻比都較高。

其他風洞吹試

一九七三年初，有人提出把F-8戰機換裝斜掠翼進行實際飛行驗證。艾瑪仕研究中心穿音速風洞吹試了三件比例十二分之一的斜掠翼模型，吹試速度由零點六到一點二馬赫，第一件機翼的展弦比十二點七(無斜掠時)，厚度百分之十弦長，吹試結果顯示雖然會增加重量，但翼厚度必須增加才會有較好的性能表現；第二件機翼的展弦比十點二，厚度百分之十四弦長；第三件機翼展弦比不變，厚度百分之十二弦長。和固定式後掠翼比較下，斜掠翼的性能表現要強上許多。

一九七四年年尾時，為了驗證斜掠翼理論所預測的氣彈行為，瓊斯博士和他的同僚進行氣彈風洞吹試。當時大家認為斜掠翼和前掠翼一樣，會有馬赫發散的問題，在艾瑪仕中心風洞吹試的結果，卻顯示斜掠翼對此問題有相當良好的反應，作用於前向翼尖的向上彎矩，會產生一使飛機滾轉的力量，降低了前向機翼的有效攻角及變形。



瓊斯博士在艾瑪仕研究中心穿音速風洞進行氣彈風洞吹試的斜掠翼模型機。。(圖片來源：參考文獻10)

軍事應用研究

艾瑪仕先進載具觀念分部(Advanced Vehicle Concepts Branch)在研究斜掠翼的商業前景時，也同時研究在軍機上的應用，包括：陸基反潛機、洲際彈道飛彈(Intercontinental Ballistic Missile, ICBM)空中發射載台、海軍航空母艦艦載機、高機動性遙控飛機…等，艾瑪仕並發展一套軟體，可在開發新飛機的最初期階段，快速提供一些基本數據。

一九七二年的下半年，艾瑪仕的研究對象是陸基斜掠翼反潛機，目的在初步評估反潛作戰任務中，多種不同飛行速度下，這種飛機的潛在優點及效率。得到的評估結果與之前洛克希德的結論雷同：對必須持續十二小時的反潛任務而言，飛行速度零點九五到一點二五馬赫的斜掠翼機，海面上盤旋時間會比P-3C獵戶座(Orion)多出百分之二十五到百分之四十五。

一九七三年中進行的高機動性遙控飛

機空對空戰鬥研究裡，也發現斜掠翼的設計結果最好，此載具由空中發射及回收，最大飛行速度一點六馬赫，最高飛行高度九千公尺，機上攜帶兩枚空對空AIM-9響尾蛇飛彈，燃油及空電安裝於機翼內，當機翼完全斜掠時，機翼前緣安裝的空電系統大約會在全機中心線位置。機翼的斜掠程度與飛行速度成正比，以獲得最佳氣動力效率。飛機的最大設計負載為十一G，靈活性可與當時的任何戰機相媲美。

一九七四到一九七五年期間，艾瑪仕為太空暨飛彈系統部(Space and Missile System Organization)研究機動性洲際彈道飛彈發射載台，它可超音速俯衝到目標區，在上空盤旋長達六小時，伺機發射機內兩枚各重四萬五千公斤的洲際彈道飛彈。艾瑪仕研究了八種構型，其中有兩種稱為「兩位置斜掠翼設計」(Two Position Oblique Wing Designs)，當用增力火箭推動載台超音速飛行時，機翼旋轉九十度到與機身方向一致；當盤旋飛行時，機翼旋轉到與機身垂直的位置。

一九七五到一九七六年間，艾瑪仕與海軍研究學院(Naval Postgraduate School)合作研究「兩位置斜掠翼」艦載機，機上安裝特殊



艾瑪仕研究中心為先進戰術戰鬥機專案研究的斜掠翼構型。(圖片來源：參考文獻10)

的武器系統，當飛機在航艦甲板上排放時，機翼旋轉到與機身一致的方向，節省排放空間。

在一九七〇年代初期，艾瑪仕研究中心曾以電腦軟體進行一些戰機設計，其中包括為先進戰術戰鬥機(Advanced Tactical Fighter, F-22猛禽號(Raptor)專案的前身)設計斜掠翼，讓戰機不論在次音速或超音速都有優異的性能，且具備超音速巡航的能力。另外一個也是為空軍進行的研究，則是為尺寸、外形有所限制的巡弋飛彈，設計有效率的斜掠彈翼，以增加飛彈的航程。此彈翼與前述的「兩位置斜掠翼」概念相同，在儲放飛彈時，彈翼方向可旋轉到與彈體一致的方向，而巡航時則旋轉到性能最佳的角度。

除了對戰機、飛彈進行斜掠翼的應用研究外，艾瑪仕也把炸彈、太空發射載具(Space Launch Vehicle)、太空梭(Space Shuttle)的增力火箭納入研究範圍內，最後一項是為了省



太空梭增力火箭上有一與外表齊平的斜掠翼，增力火箭與太空梭脫離後，藉由它滑翔飛返發射場。

(圖片來源：參考文獻10)

下增力火箭落水後回收所需的花費及勞累。此斜掠翼安置時與增力火箭外表齊平，待增力火箭與太空梭脫離後才張開，讓增力火箭滑翔飛返發射場。

飛試研究

瓊斯博士於一九七〇年重返艾瑪仕任職，除了進行斜掠翼理論及氣動力研究外，還主持多項實驗，並開發數架驗證機完成飛試。

■ 斜掠翼遙控飛機

斜掠翼遙控飛機(Oblique Wing Remotely Piloted Vehicle)是架小型研發用飛機，用來研究斜掠翼的氣動特性，以及達到可接受的飛控品質之控制律(Control Law)。航太總署達旦飛行研究中心(Dyden Flight Research Center)和艾瑪仕研究中心在一九七〇年代中期以此遙控飛機進行研究，探索較大型斜掠翼飛機翱翔的可行性。

設計這架小飛機的第一步，是製作一架小型無動力全翼面模型飛機，展弦比八，翼面積零點二八公尺，重零點九公斤，在滑翔試飛時機翼最多斜掠六十度。機翼無論在任何斜掠角，機翼後緣的升降副翼(elevon)都能控制飛機的姿態，但在斜掠角度為六十度時，靜態穩定性(static stability)變差，翼尖的方向舵喪失維持飛行方向的能力，飛機因為兩升降副翼控制力量的差異而進入滾轉姿態。

斜掠翼遙控飛機次尺寸模型執行兩次風洞吹試，用來開發飛機的基本外形，以及確定無動力滑翔模型機所呈現的一些氣動特

性。根據吹試數據所設計製造出的機體，飛機的翼尖可向前掠最大四十五度，右翼尖有個垂直尾，會和機翼的斜掠做相對旋轉，讓垂直尾翼面和機身軸線方向維持一致。

飛機上使用一具馬克洛(McCullough)四缸、氣冷式、九十匹馬力往復式引擎，安裝在機翼中心位置。螺旋槳安置於一直徑五十英吋的罩圈內，以備萬一不幸墜毀時，能把損壞降到最低。飛機最高設計速度一百四十六節，但後來發現即使裝上訂製的節距可調式(adjustable pitch)螺旋槳，引擎動力仍嫌不足。機鼻前方有一電視攝影機，以便遙控飛行時能看清飛機前方的景物；另外還有一雙軸式陀螺儀控制的自動駕駛，以保持一定的飛行高度，並維持俯仰及滾轉的穩定。

這架飛機在愛德華空軍基地東北方的陸軍單車湖機場(Bicycle Lake Army Air Field)進行地面測試時，出現引擎動力不足的情況，接著飛機與控制中心突然失聯，然後就翻覆



航太總署斜掠翼遙控飛機。(圖片來源：參考文獻6)

在跑道上。

接下來大約一整年期間，航太總署重造一架新飛機，並在艾瑪仕大型風洞內進行全尺寸吹試，共吹試兩種高度不同的垂直尾構型，實際飛試時選定的是較矮的構型。

一九七六年八月六日進行飛試，歷時二十四分鐘，飛行速度七十到九十節時，機翼斜掠角度由零度漸增到十五度。飛試顯示飛機的重心偏後，因此產生縱向不穩定的現象。盧頓飛機公司(Ruton Aircraft Factory，尺寸複材公司(Scaled Composite Inc.)的前身)乃將垂直尾增高約一公尺，接著執行兩架次飛試，各約二十分鐘，第一次機翼斜掠三十度，第二次機翼斜掠四十五度，飛機做了許多飛行動作，以盡可能搜集足夠的動態飛行數據。

斜掠翼遙控飛機是航太總署第一架於機上佈滿儀電裝備，以提供此種飛機穩定性及飛控性數據的斜掠翼機，利用簡單的升力線(lifting line)理論預測飛行特性。實際飛試顯示動態特性預測與實際量測的誤差在百分之十五以內，強化了大家對斜掠翼概念的信心，驅動航太總署繼續前進，促成後來的AD-1有人斜掠翼驗證機專案。

■ AD-1驗證機

艾瑪仕研究樞軸斜掠翼觀念的下一階段，是運用當時先進的複合材料結構氣彈性剪裁(aeroelastically-tailored)設計，讓機翼在某個範圍的G值負荷下，具備適當的滾轉調整能力，而設計出的艾瑪仕-達旦一號(Ames-Dryden-1，AD-1)驗證機。AD-1採低成本、低科技、低空速設計，以波音的模型

5-7(Model 5-7)外形為藍本。

艾瑪仕於壓力風洞(pressure tunnel)內執行AD-1六分之一比例模型的風洞吹試，以探究基本飛行特性，並由吹試中獲得全尺寸雷諾數(Reynolds numbers)，以計算機翼撓曲的氣彈性阻尼導數。達旦中心根據這些數據開發一座六自由度(degree-of-freedom)、固定式底座的模擬機，用來進行飛行訓練，以及為飛試機發展飛控系統。

前述的風洞吹試數據、模擬結果、以及相關的研究成果，都交由盧頓飛機公司進行載具的細部設計及負載分析，達旦中心接著向業界發出規劃邀請書(Request for Proposal)，請各家公司前來競爭機體製造招標。

一九七八年二月二十日，紐約州的艾瑪仕企業(Ames Industrial Co.，和艾瑪仕研究



AD-1六分之一比例模型於艾瑪仕壓力風洞內吹試。

(圖片來源：參考文獻9)

中心沒有任何關係)贏得製造合約，該公司為法國微渦輪公司(Microturbo)的美國子公司。為了降低製造成本，艾瑪仕企業把飛機各系統儘量簡化：固定式起落架、簡單的電氣系統、無液壓、無彈射座椅。結構設計相當保守，譬如機體的實際飛行限制為負二到正四G，但設計承受值是負四到正八G，機翼樞軸承受值是正負二十五G。

引擎為兩具微渦輪公司自產的TRS-18-045，推力九十公斤。AD-1完成後的全機重量較預期增加約百分之十，艾瑪仕企業因此修改引擎設計，把推力也提昇到增加百分之十的一百公斤。AD-1的升阻比相當高，引擎在怠速時的推力有二十三公斤之多，因此在降落時必須關掉一具引擎。

一九七九年二月，AD-1交給達旦飛行研究中心，當年十二月二十一日，達旦的試飛員麥馬帝(Thomas C. McMurtry)完成為時僅五分鐘的首飛，當天稍後的第二次飛行則維持了四十五分鐘，高度三千公尺，速度一百四十節。

一九八〇年四月二日第十二架次飛試中，機翼首次斜掠十五度；第十四次飛試時，角度擴大到四十五度。試飛員麥馬帝發現在斜掠二十度時，後掠的翼面上會有低頻阻尼震盪(low damped oscillations)；在斜掠四十二點五度，空速一百四十節時，會有明顯的顫震(vibration)。一九八一年四月二十四日第二十三架次飛試，空速一百三十節，機翼斜掠到最大設計角度六十度，空速到達一百五十節，但發生強烈的低頻阻尼震盪，因此往後飛試的最高速度限制在一百五十

節。

麥馬帝發現飛機的操控品質與模擬機很相近，但飛機的非對稱外形會產生罕見的配平調整需求、非對稱失速、慣性耦合。譬如在機翼斜掠六十度時，AD-1必須把飛機壓十度的坡度(bank)，飛機才不致於測滑(sideslip)。

除了麥馬帝外，在接下來的半年內共有十五位航太總署及軍方試飛員飛過AD-1，評估在不同速度及斜掠角度的飛行品質。AD-1於一九八二年八月七日完成最後一次飛試，隨即由卡車運到蘭利研究中心的風洞進行吹試，並在一年後封存於達旦飛行研究中心。AD-1共完成七十九個飛行架次，總飛行時間七十三小時四十分鐘。

如同大家所期望地，AD-1證實有人飛行斜掠翼飛機概念的可行性，也發現飛機的俯仰力矩會和副翼的偏轉角度產生交互耦合(cross coupling)，當斜掠角度超過四十度時，這種耦合所產生的氣彈性效應會使飛行品質非常惡劣。如果飛機材料使用更先進的碳纖維複合材料，可能會降低此氣彈性效應。

試飛員的評估報告中表示，由於AD-1擅長盤旋飛行，進場及降落速度夠慢，還具有



飛試中的AD-1。(圖片來源：參考文獻8)

超音速俯衝的性能，非常適合擔任艦載反潛機。當時的研究也認為把斜掠翼觀念應用於戰鬥機上，極富發展潛力。

■ 斜掠翼研究飛機

AD-1專案結束後，航太總署認為仍然需要一架超音速斜掠翼研究機，以較具代表性的飛機結構，評估超音速時的空氣壓縮性效應，並分析飛機在超音速時的飛行性能，因此最初規劃繼AD-1之後，要以該署擁有的一架沃特(Vought)F-8十字軍(Crusader)戰機，啟動超音速驗證機研究。

航太總署早在一九七三年時，就研究過斜掠翼F-8的可能性，現在則是打算繼AD-1之後，製造一架雙座TF-8斜掠翼驗證機。沃特公司則對如何改裝F-8成為斜掠翼研究飛機(Oblique Wing Research Aircraft)，完成可行性分析，並律定了初步的結構安排、機翼樞軸設計、氣彈性外形、顫震裕度，以及重量及重心的計算。

斜掠翼研究飛機專案為艾瑪仕中心、達頓中心、美國海軍的聯合專案，目的在探索高速度飛機應用於長時間天空盤旋的潛力。美國海軍對斜掠翼飛機完全斜掠的機翼外形非常傾心，如此既能降低航艦甲板的佔用空間，又不需如同一般的艦載飛機得把機翼折起。

艦載機的空防任務必須長時間在艦隊上空盤旋，又得具備超音速俯衝的能力。洛克威爾公司(Rockwell)將斜掠翼飛機與可變後掠翼飛機做比較，兩構型都採用相同的機身，攜帶十枚AIM-120先進中程空對空飛彈或六枚AIM-54C鳳凰(Phoenix)飛彈，最高設計速



航太總署達頓中心於一九八四年在水洞內進行F-8斜掠翼研究飛機模型吹試。(圖片來源：參考文獻3)

度一點八馬赫。兩構型在超音速飛行時，都可把機翼斜掠到六十五度，長時間巡航時機翼擺在零度，此時展弦比為十點二，斜掠翼完全斜掠時的展弦比最小，為一點八二，可變後掠翼的最小展弦比為二點七四。

洛克威爾公司發現斜掠翼飛機空重較輕、阻力較小、還能裝運較多的酬載。例如：斜掠翼飛機的起飛重量減少百分之十七，或在相同的起飛重量下，作戰半徑增加百分之二十九。

一九八四年五月，航太總署與海軍簽訂合約，共同啟動斜掠翼研究飛機專案，目的在解決前人研究所遺留下的不確定性，並證明它可成為有效率的超音速飛機。

此專案由航太總署和洛克威爾公司負責機翼設計，並開發適合F-8及未來斜掠翼飛機設計使用的電腦軟體。洛克威爾公司於一九八八年完成斜掠翼研究飛機的初步設

計，選用的機翼展弦比在機翼未斜掠時為十點二，因為航太總署擁有此構型大量的風洞吹試數據資料。

要完成F-8斜掠翼超音速展示機是很大的挑戰，氣動力、結構、飛控的整合特別重要。洛克威爾公司認為F-8數控飛操測試機體很適合改裝成斜掠翼展示機，它有個可調整的飛控系統，且原本設計就能達到一點八馬赫超音速飛行。F-8需進行的改裝有：一、具備一樞軸組合件的複合材料機翼，讓機翼可斜掠到六十五度；二、飛控電腦及界面；三、差動式水平尾翼。於AD-1飛試顯示當機翼斜掠時，飛行品質會變差，所以F-8數控飛操的控制系統進行部分修正，讓飛機在大部分的飛行包絡線(flight envelope)內，都能具備可接受的飛行品質。

樞軸組合件還有傾斜設計，機翼未斜掠時保持水平狀態，當機翼斜掠六十五度時，翼面會傾斜十度，減輕機翼斜掠時的氣動力耦合效應，以免和AD-1飛試時一樣，整架飛機得打坡度來抵消側滑的趨勢。



洛克威爾公司為美國海軍構想的斜掠翼戰機。

(圖片來源：參考文獻3)

一九八七年一月，四位航太總署和美國海軍的試飛員，在艾瑪仕可左右水平運動各五公尺、上下垂直運動各七點五公尺的垂直運動模擬機(Vertical Motion Simulation)上，評估設計中的斜掠翼研究飛機飛控系统，此系統的設計目標是消除氣動力耦合效應，評估標準包括由低高度 / 次音速到中高度 / 超音速共五種的飛行情況。

評估結果顯示：一般而言，飛控系统都能成功消弭飛機的耦合效應。但所有的試飛員也指出：在做俯仰動作時，因攻角改變產生的非對稱性側向力，會造成讓人無法接受的飛機側向加速度。

航太總署接著於一九八七年六月到七月間，在艾瑪仕的穿音速風洞吹試該署設計的全尺寸機翼，翼面積二十七平方公尺，展弦比十點四七，翼根厚度百分之十四弦長，還有比例百分之八點七模型機。吹試速度零點三到一點四馬赫，機翼分別斜掠零、三十、四十五、六十、以及六十五度。

一九八八年七月，洛克威爾也為該公司設計的全尺寸機翼進行風洞吹試，以便與航太總署的機翼做比較。洛克威爾的機翼面積也是二十七平方公尺，展弦比十點三，翼根厚度百分之十四弦長，吹試時的機翼斜掠角度由零到六十五度，速度由零點二五到一點四馬赫。機翼在機身上測試高、低兩種位置，而結果與大家預期的正好相反，較高的機翼性能較差，產生較大的阻力，在某些穿音速情況下的俯仰安定性不佳。若以洛克威爾的機翼進行飛試，預期將無法飛出最大升力係數值；艾瑪仕研究中心設計的機翼雖然



美國航太總署構想的F-8斜掠翼研究飛機。

(圖片來源：參考文獻3)

較複雜，但較可能藉由改良獲得較佳的性能及操控品質。

由一九八四到一九九〇年間，航太總署F-8斜掠翼研究飛機專案繳出漂亮的成績，該署將F-8數控飛操測試機改裝成斜掠翼超音速驗證機，完成廣泛的分析及設計研究，還完成大量的風洞吹試，惟專案經費由航太總署和美國海軍平均分擔，海軍由於本身的X機翼(X-Wing)專案經費超支，無力繼續支援本案，因此專案雖然完成了基本設計，隨時可進入製造階段，最後還是因為經費問題而遭到終止。

學術合作

一九八一年瓊斯博士由艾瑪仕研究中心退休，轉到史丹福大學任教，同時擔任艾瑪仕研究中心的顧問，他與史丹福的同事卡諾(Ilan Kroo)在隨後的二十年間，指導好幾位博士研究生與艾瑪仕研究中心進行斜掠翼研究。

一九八〇年代末到一九九〇年代初期間，瓊斯博士的研究重點在超音速斜掠翼

運輸機，並帶動斜掠飛行翼的研究風潮。當時研究中的可變旁通比(by-pass ratio)引擎科技，對不同速度下皆具高氣動力效率的飛機，提供較佳的速度搭配，加上協和式(Concorde)超音速客機即將屆滿服役壽命，亟需取代的新機種，瓊斯博士認為長航程的斜掠飛行翼最適合擔任飛越大西洋的任務。

瓊斯博士設計了一系列超音速斜掠飛行翼客機，翼展一百二十公尺，翼根厚百分之十四弦長，內部空間和波音七四七一樣大，但翼負荷只有它的三分之一，所以機翼不需要高升力裝置。瓊斯博士認為這種五百人座的斜掠飛行翼在長途飛行時，飛行時間只需傳統客機的一半，耗油量也只增加少許。

一九九一年七月，艾瑪仕研究中心的系統分析部門(System Analysis Branch)完成一斜掠飛行翼客機初步設計，搭載四百八十四名乘客，航程五千五百海浬，低速時機翼斜掠三十七點五度，一點六馬赫巡航時機翼斜掠六十八度，飛機最高速度二馬赫。

此設計後來經過修改，成為一架載客四百人的超音速客機，翼展一百二十三公尺，展弦比十，翼根厚百分之十六弦長，全機空重一百九十噸，起飛總重近四百噸，最高速度一點八馬赫，零點六馬赫速度巡航時，機翼斜掠七十點五度。

不過原設計的多輪式起落架雖然可滿足滑行及起飛時所需的穩定性，但超出跑道寬度，後來更改設計成四輪式起落架。要把這四個大輪子塞進機身內，還要維持客艙空間的連貫性，對設計是很大的挑戰。

最後定案的初步設計是一架四百人座的



瓊斯博士設計的超音速斜掠飛行翼客機。

(圖片來源：參考文獻3)

超音速客機，翼展一百二十公尺，起飛時機翼斜掠三十五度，以一點六馬赫巡航時，機翼斜掠六十八度。航太總署的目標是這架飛機由洛杉磯直飛東京的票價，不能比搭乘波音七四七來得貴。

根據此初步設計的成果，艾瑪仕研究中心將斜掠飛行翼與傳統次音速客機的技術及成本進行比較，基準條件為：傳統次音速客機的巡航速度為零點八五馬赫，載客人數分別為三百、四百、五百人；斜掠飛行翼的巡航速度為一點六或二馬赫，載客人數由二百九十一人到五百四十四人。兩種飛機的航程皆定為六千海浬。

比較結果顯示載客人數超過三百五十人時，斜掠飛行翼超音速客機較傳統後掠翼次音速客機重很多，不過傳統客機的空重約佔全機重量的一半，而斜掠飛行翼客機則大約為百分之四十三。成本分析則顯示斜掠飛行翼客機的載客人數愈多，每個旅客的單位里程數成本就愈低，最佳情況下可和傳統客機相媲美。斜掠飛行翼客機可將飛航時間減

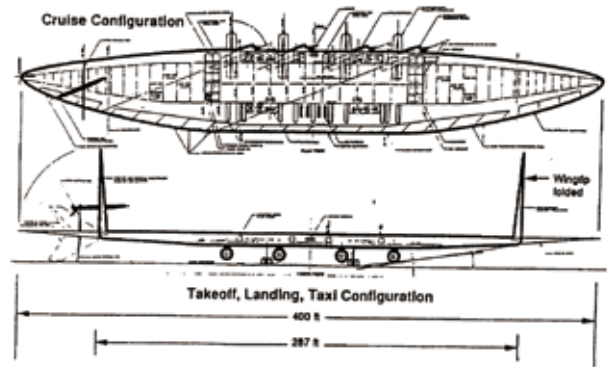
半，又能符合未來的飛航噪音標準，這些是很大的優點。

一九九二年八月，波音、麥道(McDonnell Douglas)、艾瑪仕研究中心、史丹福大學研究人員組成研究小組，評估斜掠飛行翼客機商業化的可行性。航太總署邀請客機製造業界加入研究陣容，以納入實際設計時會遇到的一些限制，並吸收業界的設計專業意見。研究範圍包括：氣動力性能、安定性、結構、起落架系統、飛機離場程序、機場規定…等。

艾瑪仕研究中心負責氣動力設計、翼剖面設計、以及機翼撓曲情況分析，使設計最佳化，也納入波音改變客艙位置的建議，讓機翼在幾何形狀限制下能有最小的波阻力，並以精密軟體分析引擎罩外形及位置、垂直尾大小及方向、機翼的彎折方式，最後成果為一在構型限制及性能需求下，極度最佳化的設計。飛行翼客機中央部分採等弦長剖面，安排為客艙空間，客艙兩側到翼尖逐漸線性縮小。

波音也完成自己的斜掠飛行翼超音速客機概念設計，飛機翼展一百二十公尺，總重接近四百噸，載客四百五十人，兩翼尖可向上彎折，以方便在機場內運動。麥道則設計了一鳥瞰為橢圓形的飛行翼客機，翼剖面形狀在巡航時會有最佳的升力分布，但橢圓形翼面的風接觸面積最大，因此即便風阻係數較小，但總風阻會較艾瑪仕研究中心設計的飛行翼來得大。

除了橢圓形飛行翼客機外，麥道還在較寬鬆的限制條件下，進行其他的斜掠翼飛



波音設計的斜掠飛行翼超音速民航機。

(圖片來源：參考文獻7)

行翼客機設計開發工作。該公司評估了一系列外形輪廓不變的設計草案，載客人數最多到一千六百人，巡航速率為零點八五、零點九、一點三馬赫，展弦比由六到十二。飛行翼的中央部分最厚，達百分之十七弦長，翼剖面設計原則為保持正向馬赫數在零點六，因此當飛行速度為零點八五馬赫，機翼斜掠四十五度；若飛行速度為一點三馬赫，就得斜掠六十二點五度。

針對次音速及超音速的巡航速度，麥道完成兩種構型設計：次音速型巡航速度零點八五馬赫，載客八百人，展弦比六，擁有充裕的客艙高度，也有足夠的貨艙空間；超音速型巡航速度一點三馬赫，載客八百人，展弦比十，翼展一百三十五公尺。

麥道在設計過程中做了一系列的參數分析，獲得一些重要的結論：飛行翼客機展弦比不能太大，否則會導致客艙空間有限，氣動力效率也不佳。麥道也指出飛行翼客機客艙沒窗戶且天花板低矮，要讓大家樂於搭乘長途飛行，仍有待努力。另外還有一些令人

不太習慣的地方：座椅乘坐方向和飛行方向不一致，且為維持高效率的飛行性能，飛機得維持在某個攻角，造成客艙前高後低，客艙走道得設有階梯才行。要完全克服這些困難，飛機體型會變得很龐大，機場營運成本十分昂貴，此外並有一些無法解決的潛在難題。基於麥道的研究結果，研究小組判定斜掠飛行翼客機不可行。

莫理士飛試

在進行上述研究的期間，艾瑪仕研究中心邀請史丹福大學的莫理士教授(Steve Morris)製造兩架小尺寸斜掠飛行翼模型機，並進行動力展示飛行，藉以研究操控品質，探討穩定性強化控制演算(control algorithms for stability augmentation)，驗證先天不穩定(inherently unstable)構型的可行性以及在全尺寸客機上的應用。莫理士先分析AD-1模擬機側向加速度的數據，以找出讓斜掠翼兼具最佳氣動力構型及最佳操控品質的方法。

莫理士第一架無線電遙控模型機的翼展三公尺，以一具螺旋槳為動力，機翼斜掠角度在二十五到六十五度間。這架模型機的俯仰控制為靜態穩定性(statically stable)，沒有飛控電腦執行穩定性補償，全靠人工無線電控制。

模型機上有三片後緣控制面和一片全動式(all-moving)垂直尾翼，由於垂直尾翼甚大，氣動力中心高於機翼面，產生強勁的機頭上仰力矩，超過襟翼可抗衡的程度，導致首次飛試就造成模型機墜毀。莫理士研究後把垂直尾翼偏個角度，讓翼面氣動力中心通

過機體的俯仰軸線，就能消除這種現象。莫理士後來的設計改用兩片小垂直尾翼，進行六個月的密集飛試，還曾短暫地把機翼斜掠到最大的六十五度，以確定在此種飛行條件下，飛機仍具有足夠的飛控能力。

第二架模型機為四百人座斜掠飛行翼客機的二十分之一比例模型，翼展六公尺，十片後緣控制面，兩片全動式垂直尾翼，後緣控制面長度為翼弦長的四分之一，讓它能提供適當的飛控力量。垂直尾翼的大小則是確保萬一引擎失效時，仍有足夠的控制力，且氣動力中心很接近機翼面，避免產生使機頭上仰的力矩。

這架模型機重三十六公斤，採用兩具模型飛機的五馬力單汽缸引擎，在二萬三千轉時產生五點五公斤的推力，機上一點五公斤的燃油可供飛行六分鐘，起落架為四點固定式，以四輪驅動方式在跑道上滑行。機上有三具飛行感測器：三軸速率陀螺儀、攻角感測器、測滑角指示器，外加一部由風力渦輪機推動的空速指示器。

機體主幹為鋁製大樑和鋼製小樑，支撐起落架、引擎、垂直尾；機翼結構為卡維拉(Kevlar)複合材料外蒙皮包覆泡棉夾心。

這架模型機於正式飛試前，先以允許三自由度活動的方式放置於一汽車車頂，做模擬「飛試」。汽車以模型機的最大飛行速度向前疾駛，讓模型機承受類似實際飛試時的氣動力量及力矩，以驗證穩定性強化系統的功能及控制面能力，並執行正式飛試前的各項調整。模擬「飛試」共執行十次，讓莫理士對飛機的氣動力行為，以及不同控制增

益設定下的穩定性增強系統，有更深入的瞭解。

這架模型機的俯仰穩定性設計值為百分之一點五到一點七靜態非穩定性，不過在模擬「飛試」中發現，由市面上購得的致動器反應太慢，無法完成適當的飛控，而且由於推力線通過飛機重心下方，引擎推力會使機頭上仰。莫理士曾希望氣流通過控制面時，能讓打角度的小型襟翼產生足夠的控制力量，但模擬「飛試」發現引擎推力產生的上仰力矩太大，無法由襟翼加以配平，最後只好調整推力線通過飛機重心。

完成修改後的新機體再次模擬「飛試」，顯示上述缺點已完全改正。這架模型機於一九九四年五月，在艾瑪仕研究中心附近的莫菲特機場(Moffett Field)首飛，時速四十五哩時拉起機頭，飛到四十五公尺的高度，然後左轉繞機場飛行，飛試過程中機翼斜掠三十五度，時速維持在二十五到六十五



飛試中的莫理士第二架無線電遙控斜掠飛行翼模型機。(圖片來源：參考文獻7)

哩間。在繞機場的第三圈時，曾短暫地把機翼斜掠角增大到五十度，接著立即落地。全部飛試時間僅有十分鐘，後續飛試因經費無著落而未執行。

航太總署原希望在完成超音速風洞吹試及莫理士的模型機飛試後，製造一架十分之一比例的無人飛行展示機，但由於始終找不到經費只得作罷。

DARPA斜掠飛行翼

二〇〇六年三月二十三日，國防先進研究計畫署啟動斜掠飛行翼專案，目標是全尺寸斜掠翼機的超音速飛試。一九七九年航太總署飛試的AD-1雖然也是全尺寸斜掠翼機，但它的飛行速度限制於次音速，國防先進研究計畫署這次的專案，將是全球首次的全尺寸斜掠翼機超音速飛行，加上這時的全球航太業者在高油價及環保的雙重壓力下，亟需藉由新科技找出未來的新方向，故全球航太業界對此專案有很深的期待。

此專案由諾格公司進行第一階段為期二十個月的實驗型展示機初步設計及風洞吹試，工作重點為設計一實驗型、無尾翼、可變斜掠翼機體，並展示此構型飛機可遂行的兩種未來軍事飛行任務：一、情報偵蒐：機上攜帶一千八百公斤的酬載，任務半徑四千六百公里，次音速滯空時間十五小時；二、轟炸：機上攜帶六千八百公斤的酬載，任務半徑四千六百公里，巡航速度一點六馬赫，俯衝速度二馬赫。

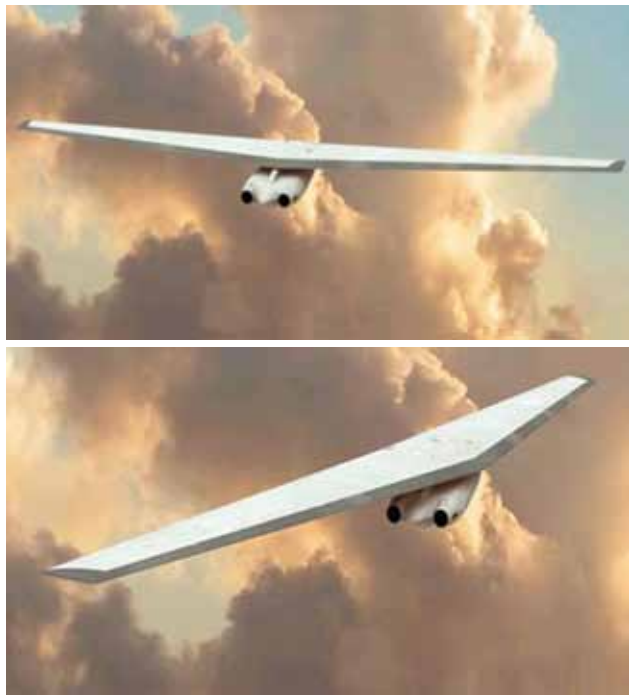
第一階段結束後若一切順利，接續的第二階段中將會製造一架原型機，並預定於

二〇一一年或二〇一二年飛試，如果飛試結果符合預期，美國空軍預定二〇二五年後問世的下世代隱匿蹤轟炸機(Next-Generation Stealth Bomber)計畫需求內，將會把斜掠翼構型列入其中。

不過在諾格完成第一階段工作，建立超過一千個以上的斜掠翼機次音速、超音速風洞吹試資料庫後，國防先進研究計畫署在二〇〇八年宣布專案就此結束，且未提出任何原因說明，引起當時全美航太界的一片錯愕。

結語

過去五十餘年來對斜掠翼飛機的研究，讓航空科學家們對此種飛機的氣動力特性，



電腦繪製諾格公司斜掠飛行翼實驗機，在次音速(上)及超音速(下)的飛行姿態。(圖片來源：參考文獻4)

操控特點有更多認識，在使理論觀念具體化的技術挑戰上，也有許多的成績表現。這些研究都證明斜掠翼有許多優點，不過斜掠翼飛機的氣控彈(aeroservoelasticity)是一大挑戰。斜掠翼飛機飛行時，由於機翼的不對稱性，飛機的俯仰、滾轉、偏航這三軸方向的動作反應會相互耦合，而機翼在氣動負載或陣風負載下產生的撓曲，也會觸發這種耦合效應，使得飛行品質欠佳，飛控相當困難。

一九八〇年代前後，經由各種次尺寸有人斜掠翼飛機或無人模型機，進行斜掠翼飛機次音速飛行展示，已使人們相信斜掠翼飛行是可行的，但是這種構型的飛機在超音速飛行時，會遭遇到何種的氣控彈效應，雖然有理論及風洞吹試數據，卻一直沒有實際的飛試驗證。美國國防先進研究計畫署曾於本世紀初試圖進行實際飛試，藉以解開其中的迷惑，但後來卻在原因不明下終止，使得在可預見的未來裡，斜掠翼飛機的實際運用恐難以實現。

參考文獻

1. “Applications of Oblique-Wing Technology – An Overview”, AIAA Paper No. 76-943, Sept 1976.
2. “Oblique Wing: Future Supersonic Airliner?” Popular Science, February 1991
3. “Oblique Flying Wings: An Introduction and White Paper”, Desktop Aeronautics, Inc. June 2005
4. “The Supersonic Shape-Shifting Bomber”, Popular Science, July 2006

5. “Me P 1109 ScissorsWing (Oblique Wing) Nazi Xplane” , <http://www.fiddlersgreen.net/models/aircraft/Messerschmitt-P1109.html>
6. “Conceptual Assessment of an Oblique Flying Wing Aircraft Including Control and Trim Characteristics” , 22 February 2008, Ryan W. Plumley
7. “Large Capacity Oblique All-Wing Transport Aircraft” , September 26-28, 1995, Thermosciences Institute, ELORET Corp. Palo Alto, CA
8. “Experimental Investigation of Oblique Wing Aerodynamics at Low Speed” , Matthew J. Dillsaver, BSME, March 2007
9. “Unconventional Configurations For Efficient Supersonic Flight” , VKI lecture series on Innovative Configurations and Advanced Concepts for Future Civil Aircraft June 6-10, 2005
10. “A Summary Of A Half-Century of Oblique Wing Research” , 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit 8-11 January 2007, Reno, Nevada, AIAA 2007-150,
11. “DARPA Kills Oblique Flying Wing” , Aviation Week and Space Technology, October 1, 2008
12. “F-111打擊戰機” , 尖端科技, 2007.10

作者簡介

魏楞傑先生，空軍備役中校，現任職於中科院第一研究所。



日本航空自衛隊F-2A支援戰鬥機2號原型機隸屬飛行開發實驗團

(照片提供：張詠翔)