

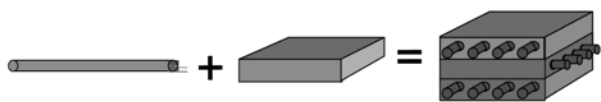
美國空軍先進複合材料運輸機

空軍備役中校 魏楞傑

提 要

相較於飛機上傳統使用的鋁合金，複合材料具有重量輕、強度與勁度俱高、耐熱、耐腐蝕，又有絕佳的抗疲勞性，因此在講求性能的軍用飛機上應該是最受歡迎的材料，但事實上美軍各型軍機上的複合材料使用重量百分比，與美國空軍的預期有很大的出入，原因在於複合材料較貴，且航太業界對其尚無充分信心。為鼓勵航太業界廣泛使用複合材料，美國空軍在2009年試飛了一架幾乎全複合材料的貨機，希望建立起業界對複合材料的信心，進而開發出性能超卓越的新航空器。

複合材料是由強度較高的纖維(fiber)，與強度低但能使纖維維持於一定位置的基體(matrix)材料所組成。纖維使基體的強度增加，而基體又將纖維固結在一起，使各纖維平均分擔負載，並保護纖維免於外物的機械性或化學性磨損，二者相得益彰。日常生活中我們常碰到的鋼筋混凝土就是複合材料的一種，其中鋼筋就是纖維，而混凝土就是基體。複合材料會因不同的纖維成份而有不同的性能，即使同一成份的複合材料，由於纖維在基體中排列方向的不同，而顯示出千差萬別的性能，人類就是利用這種差異使複合材料可以充分發揮其獨特的性能，這是金屬材料萬萬不及的。



纖維 + 基體 = 複合材料 (圖片來源：參考文獻11)

發展簡史

複合材料在飛機上的運用早在二次大戰時就開始了，當時的飛機雷達罩就是用玻璃纖維強化塑膠(Fiberglass-Reinforced Plastic)做的，但那只是普通的複合材料，複合材料發展到今天，先進複合材料已成為主流，這種材料主要是由碳纖維(石墨纖維)、硼纖維、陶瓷(ceramic)纖維等，與環氧樹脂(epoxy)、聚琺亞胺樹脂(polyimide)等基體所組成的複合材料。

先進複合材料的發展，始於1960年代對纖維絲(filament)及積層板(lamina)的研究，當時對複合材料的結構零件的設計與製造，也不遺餘力大力開發，這些努力的成果造就了硼纖維 / 環氧樹脂複合材料蒙皮，首次應用於F-14戰機的生產型水平尾翼上。與金屬件相比較下，重量減輕百分之十八，但它的製

造工法只是把複合材料當做金屬的代用品，而且用在不承受主要負載的次要結構處，這樣既能擁有複合材料的輕重量優點，也比較能得到航太業界低風險訴求的認同，因此在隨後的幾年中，C-5的前翼縫板(slat)、F-4的方向舵、F-5的襟翼、F-11的擾流器(spoiler)、F-15的減速板、B-1的武器艙門、C-17的副翼、F-16的起落架艙門…等，紛紛使用先進複合材料來減輕結構重量。當時航太業界仍在摸索複合材料的特性，因此這些零件都不是主結構，以避免在大負載下有飛安的顧慮。

1958年，美國俄亥俄州克里夫蘭市(Cleveland)的帕馬技術中心(Parma Technical Center)，一位物理學家貝肯(Roger Bacon)發現了高性能碳纖維，其後的數年中，該中心的科學家就開發出一套工法，將人造絲(rayon)經由熱拉伸(hot-stretching)方式，讓碳纖維分子對齊而增加纖維的勁度(stiffness)，製造出高模數(high-modulus)的碳纖維。

1960年代中期，日本和英國的研究人員相繼開發出不需熱拉伸，而是經由氧化(oxidize)再碳化(carbonize)聚丙烯腈(Polyacrylonitrile, PAN)纖維，就可製出高強度(high-strength)、高模數的碳纖維。1970至1980年代中葉時，碳纖維搭配環氧樹脂由於性能、價格都比硼纖維搭配環氧樹脂優異，成為最受歡迎的複合材料原料，結構成品散見於F-15、B-1、F-16的生產型結構件上。1978年時，碳纖維複合材料開始用在戰機主結構，出現在美國海軍的F-18及AV-8B的翼盒(wing box)上，和金屬件比較下，這兩件各減

輕了百分之十一及百分之十七的重量。先進複合材料早期應用於美國軍機的情況請參見附表。

此時期一些飛機的結構發展，如：格魯曼(Grumman)的X-29前掠翼驗證機、尺寸複材公司(Scaled Composites)不需空中加油即能繞飛全球的航行家(Voyager)、波音的V-22魚鷹號(Osprey)斜旋翼機，也只有複合材料方才適用。X-29的機翼蒙皮是由單向性(unidirectional)複合材料預浸布(pre-impregnated)，沿不同方向一層層黏貼而成，讓機翼結構具有正向性(anisotropic)特性，以滿足氣動力發散(divergence)及顫震(flutter)的需求；航行家使用碳纖維蜂巢三明治結構，在輕重量下提供足夠的強度與勁度，讓飛機起飛時所攜帶的燃油重量，足足達到結構重量的十倍以上；魚鷹號的結構重量中，複合材料佔了百分之四十二，它的複合材料轂軛(yoke)是連接槳葉及旋轉樞軸(rotor hub)的關鍵零件，承受槳葉的離心力及升力、傳送引擎的扭力到槳葉、容許槳葉的撲動(flapping)、調整槳葉的傾角(pitch)。這幾型飛



唯有複合材料才能滿足X-29A前掠翼驗證機的機翼氣動力設計需求(圖片來源：Internet)

機端賴複合材料優異的特性，才能滿足它們的設計需求。

1990年代時期，先進複合材料的發展重點在維持原先結構性能的條件下，降低它的製造成本。之前的複合材料設計及製造，都只是把複合材料當成金屬的替代品，製造出來的零組件仍得用固定件(fastener)相互接合，大幅抵銷複合材料輕重量的優點，而組裝複合材料零件耗費人力較多，也加重了它的整體成本，因此此時期的發展重心，在於把複合材料的製造及組裝成本，降低到小於金屬零件的程度。

1990年代初期，美國空軍研究院(Air Force Research Laboratory)體認到與傳統金屬材料比較下，先進複合材料雖然具有大幅減輕飛機結構重量的潛力，但航太業界卻不甚領情，僅少量應用於新開發的飛機中。譬如在F-22專案的初期，預定複合材料使用量會佔全機重量的一半，但專案底定後，實際使用量只佔全機重量的四分之一。雖然美國當時一些其他的戰機如：F-15、F-16、F-18上，都已有少量使用複合材料的先例，但F-22在考量複合材料結構的製造成本後，還是降低了原定的使用量。為了消弭航太業



複合材料平價性倡議開發的類似F-35機翼結構
(圖片來源：參考文獻8)

界對先進複合材料成本高昂的疑慮，美國空軍研究院乃啟動了複合材料平價性倡議(Composites Affordability Initiative)。

平價性倡議

複合材料平價性倡議團隊發現要使複合材料價格平易近人，關鍵因素得放在降低結構組裝成本。軍用飛機上有著數以千計的結構件，以數以萬計的固定件完成組裝，而挖鑽這些固定件孔及安裝固定件，最是耗費大量人力，若能以一體成形方式造出結構零件，並以膠結(bond)方法相互接合，結構組裝費用就能大幅度降低。因此複合材料平價性倡議的目標，就是要讓航太業界對複合材料大型膠結式結構的強度，建立足夠的信心。

在為期十餘年的專案期程中，複合材料平價性規劃團隊針對一體成形結構及膠結式結構，完成兩項重要的技術開發：真空輔助樹脂轉注成模(Vacuum-assisted Resin Transfer Molding)以及 π 形接頭(Pi joint)。

真空輔助樹脂轉注成模多年來廣用於大型遊艇製造業上，它是把乾燥的複合材料纖維布疊放在模子(mold)內，藉助略低於大氣壓的真空壓力，將液態樹脂灌入複合材料纖維疊層間，在低溫〔相較於熱壓爐(autoclave)內溫度而言〕熟化(cure)的一種工法，和傳統把複合材料放入熱壓爐加以熟化的方式相比較，它有兩個很大的優點：一、不需要熱壓爐，因此可省下不少的設備投資成本，零件尺寸也不會被熱壓爐的大小所拘限；二、典型的真空輔助樹脂轉注成模程序中，樹脂是



複合材料平價性倡議開發的類似F-35前機身座艙結構
(圖片來源：參考文獻8)

在較低的溫度熟化，夾持零件的工具採用中等密度的纖維板(fiberboard)即可，不必使用熱壓爐中所需的耐高溫材料。

真空輔助樹脂轉注成模工法中的真空壓力不到每平方英吋十五磅，遠小於熱壓爐內每平方英吋一百磅的壓力，無法充分擠壓複合材料纖維布，因此會有多餘的樹脂殘留在疊層間，與熱壓爐比較下，此工法製出的複合材料零件一般會較厚、較重。

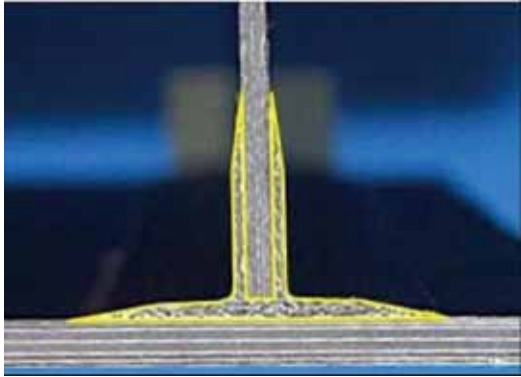
但大尺寸熱壓爐的設備投資成本相當昂貴，這有個典型的實際案例：美國太空總署(NASA)為熟化一直徑十公尺的太空發射載具桶形複合材料結構，曾建置了一座直徑十二公尺，長二十四公尺的熱壓爐，事後檢討直接製造成本大約是四千萬美元，但安裝及後續操作、維持經費則高達六千萬美元。由於國防經費逐年緊縮的壓力，美國國防部對未來軍事載具的開發要求是必須時間短、價格便宜，美國空軍認定唯有發展前述不需熱壓爐(Out-of-autoclave)的複合材料製造工法，才能滿足這兩項需求。

雖然航太業界多年來也有真空輔助樹

脂轉注成模的使用經驗，但都是用在次要結構上，複合材料平價性倡議證明了它也是製造主要結構的有效工法。複合材料平價性倡議以各種全尺寸飛機結構零件，包括：類似F-35聯打機(Joint Strike Fighter)的一件式前機身、機翼、垂直尾翼；類似X-45A的油箱及機翼穿越結構(wing carry-through)；類似X-45C的機翼；C-17運輸機的加勁(stiffener)蒙皮主輪艙門，以試驗證明經此工法做出的結構零件，不論是複合材料內的纖維含量或是每片材料的厚度，都能和由熱壓爐做出來的相媲美。

美軍現役的F-18大黃蜂號(Hornet)戰機及全球鷹(Global Hawk)無人飛行載具(UAV)，已有使用膠結式結構接頭，但航太業界由於過去的經驗，對此種接合方式還是不太放心，主要原因就是很難分辨膠結「良好」與膠結「不良」的差異，成為阻礙此種結構接合方式廣泛應用的元凶。

複合材料平價性倡議在膠結式結構的研究成果，主要是 π 形接頭，它是剖面形狀類似希臘字母 π 的加勁結構，可和機體蒙皮及其搭接結構同步熟化(co-cure)或是同步膠結(co-bond)，具有許多優點：首先是提供結構餘裕度(redundancy)， π 形接頭的兩根垂直凸緣，作用類似雙搭接剪力(double lap shear)接頭，可增加與搭接結構(如：樑、肋、保形框、加強條…等)膠結的面積，形成強固的傳力接合件； π 形接頭的水平凸緣與蒙皮大面積膠合，提供充裕的膠結強度，若此部位因膠結不良須以金屬固定件補強時，也能承受固定件的承載(bearing)應力。另外，膠



複合材料平價性倡議開發出的 π 形接頭
(圖片來源：參考文獻9)

結式結構在使用膠料時，都得注意膠料暴露於空氣中會逐漸失去黏著性的外置時間(out time)， π 形接頭在塗抹膠料時，耗費時間相對較短，因此比較沒有黏著性失效的問題。

複合材料平價性倡議所做的試驗顯示：在低溫下與結構蒙皮同步熟化的 π 形接頭，其本身強度是它與蒙皮搭接強度的五倍，換言之，若是用在飛機主結構上，它不會是最先破壞的結構弱點。複合材料平價性倡議將類似X-45A的機翼穿越結構及類似X-45C的機翼，依序進行了設計限制負載(design limit load)靜力試驗(static test)、帶有損傷情況下的二倍服役壽命疲勞試驗(fatigue test)、設計極限負載(design ultimate load)靜力試驗、以及最後的結構損壞負載測試，證明外力需超過設計極限負載，才會造成兩試驗結構完全損壞。另外還以F-35聯合打擊戰機機翼的全尺寸結構試驗件，進一步證明了複合材料結構對槍、砲彈射擊有相當好的抵抗性，且結構組裝時間還可以大幅度減少。和傳統的零件接合先對齊、鑽孔、去除鑽孔毛邊、再對齊、安裝固定件的施工時間相比較，依結構

尺寸大小，以 π 形接頭接合的組裝時間可以省下百分之五十到八十，換算成組裝成本，約可節省百分之二十到五十。

複合材料平價性倡議雖然成功開發了真空輔助樹脂轉注成模及 π 形接頭，但國防航太業界對此並不十分捧場，只有C-17運輸機把它用在主起落架艙門，另外洛馬(Lockheed Martin)的聯打機規劃書中，計畫在主要承受負載結構件上採用 π 形接頭，而第一架的系統發展暨驗證(System Development and Demonstration)飛機，也的確使用此種結構，但後來洛馬的生產型F-35在遭遇經費超支及重量超重問題時，公司高層決定把 π 形接頭改用金屬接合來取代，聲稱這樣可以降低成本和減輕重量。

複合材料平價性倡議團隊檢討後，認為若能有一大型複合材料一體成形暨膠結式結構的飛行驗證，國防航太業界在往後發展新飛機時，必能增加它們使用複合材料的信心。



複合材料平價性倡議開發的C-17運輸機加勁蒙皮及主輪艙門(圖片來源：參考文獻1)

大型結構驗證

2006年時，複合材料平價性倡議團隊有了個絕佳的好機會，當時的空軍參謀長維恩(Michael Wynn)想製造一架驗證型運輸機，指示空軍研究所針對下述需求，提出可行性建議。

- 以複合材料為主要使用材料

- 經費不超過一億美元

- 發展期程必須很緊湊，簽約後三十個月進行首飛

- 擔負軍事任務的運輸機

在接到命令後，空軍研究院和波音、洛馬、諾格(Northrop Grumman)簽訂可行性研究合約，請三家公司研究在八千萬美元經費及三十個月發展期程的限制下，能否造出一架以複合材料為主要使用材料的軍事運輸機，且符合下述需求：

- 四百六十到五百一十公尺跑道的短場起降能力

- 可在泥土跑道上起降

- 貨艙可容納兩個美軍標準3,463公升貨櫃，或20名全副武裝士兵加一輛高機動性多用途輪式車(High Mobility Multipurpose Wheeled Vehicle，HMMWV)

三家公司依據各自製造經驗提出的概念設計，在設計方式、載運能力、使用技術上有很大的差異，但設計出的機型大小則很相近，大約是C-130運輸機的四分之三。因為機型大小雷同，所以三家公司的經費需求也很接近，約需二億美元，若經費上限為八千萬美元，只能造出一架約C-130運輸機四分之

一大的機體，根本沒有所需的載運能力。

空軍研究院對這個結果十分震驚，因為國防部多年來在降低機體製造費用上，投入大量研究經費，而這些研究成果顯然未獲得航太業界的採用。空軍研究院將三家公司的結論交給部隊及武獲室審查，兩單位的回覆意見認為航太業界的經營觀念有待改進，空軍高層因而制定了一嚴格的重點機關宣言(Broad Agency Announcement)：

- 經費有限，限制經費不超過五千萬美元

- 製程加快，2009年10月前首飛

- 使用複合材料平價性倡議開發(或類似)的複合材料科技

在空軍指示下，空軍研究院在2007年1月公開此宣言，並要求航太業界提出先進複合材料運輸機(Advanced Composite Cargo Aircraft)的承製規劃書，內容須包括：載運量、結構觀念、材料、製程、以及在2009年9月30日前完成首飛的發展規劃。這架運輸機將由聯邦航空總署(Federal Aviation Administration)認證為實驗型飛機，且須滿足下述設計及軍事運輸能量需求：

- 可在未整備的跑道上起降

- 全加壓式機艙，貨艙最多可容納兩個美軍標準貨櫃

- 結構可容忍服役期間發生的一般性損傷，包括槍、砲彈射擊損傷

- 可停放貨櫃或輕型輪式車輛的地板，以及提供進出的後開式貨艙門

- 巡航速度大於每小時七百四十公里

第一階段

先進複合材料運輸機第一階段工作內容是發展並完成飛機設計，合約商必須將概念設計轉化成包含結構細節及各系統的細部設計、定義所採用的特殊關鍵科技、發展詳盡的製造計畫、制訂降低首飛風險的規劃，目標在建立進入第二階段的信心。空軍研究院收到九家公司的承製規劃書，由其中選定洛馬和曙光飛行科學(Aurora Flight Sciences)進行第一階段的工作。

曙光飛行科學設計

曙光飛行科學的設計是一架以烏克蘭An-72軍用運輸機為骨幹，另外開發新的複合材料機身、機翼、垂直尾翼、水平尾翼。原機的飛行座艙、引擎、次系統…等，則完全保留。採用現有他型飛機為骨幹的優點是：不需大量經費即可獲得經實際驗證的次系統(引擎、起落架、座艙…等)，可完全掌握飛行品質，而且唯有採取此種方式，才能滿足經費和時程的要求。曙光飛行科學的設計使用先進複合材料集團(Advanced Composite Group)開發的MTM-45預浸布(prepreg)，不需熱壓爐即能熟化，搭配複合材料平價性倡議所發展的 π 形接頭接合技術。MTM-45低溫熟化後的強度，較熱壓爐熟化後的強度略遜一籌，因此目前只能用於實驗型飛機上。

曙光飛行科學的飛機機身分為前、後兩段，前機身為複合材料蒙皮，再膠結到以連續壓模製造的熱塑性保形框(frame)上。起落架及某些承受機翼負載的隔框，則沿用自原機體。後機身為分段式金屬件接合的三明治



曙光飛行科學的設計(下)以An-72(上)為骨幹
(圖片來源：參考文獻3)

式蒙皮，再膠結到隔框上；貨艙斜板及後艙門沿用自原機體；機翼分成三段，中段當做機翼油箱，由複合材料製造的蒙皮、翼肋、翼樑以 π 形接頭膠結接合；垂直尾翼、水平尾翼為三明治式蒙皮，以 π 形接頭和翼肋膠結接合。

洛馬設計

洛馬的設計以德國多尼爾公司(Dornier)的Do-328區間噴射客機為骨幹，開發新的複合材料機身及垂直尾翼，原機的飛行座艙、引擎、次系統…等，則完全保留。和曙光飛行科學公司相同，洛馬的飛機結構也是使用先進複合材料集團的MTM-45預浸布，以及複合材料平價性倡議所發展的 π 形接頭接合技術。機身採全複合材料膠合搭接，零件總數只有原零件的十分之一；機身較原機為寬，以載運兩個美軍標準貨櫃，還有新的複合材料貨艙門；垂直尾翼以先進的纖維排列觀念(fiber placement concepts)做一體式加強，

再以 π 形接頭膠結接合。

第二階段

先進複合材料運輸機專案第二階段的目標，是在2009年9月30日前製造並首飛一架複合材料新飛機。第一階段由曙光飛行科學和洛馬提出的設計都具可行性，但洛馬的設計風險較低，因此空軍決定由洛馬繼續進行第二階段。

洛馬設計的新機身及垂直尾翼，總共只有三百零六個零件，大約只有原飛機結構零件數量的十分之一，而固定件的數量，也減到只有原數量的百分之二。機身加寬以符合美軍標準貨櫃的寬度，機身尾部外形也重新修改，以容納一後開式貨艙斜板。新機身外形經風洞吹試，確認外形改變不會使原本的Do-328飛控品質變差。

新機身長19.8公尺，機頂及機腹蒙皮、保形框、地板支撐結構、貨艙門、壓力隔框、整流罩，都是使用MTM-45非熱壓爐複合材料。航太業界複合材料標準樹脂都得在熱壓爐內以高壓及攝氏177度高溫予以熟化，須有堅硬的夾具配合，而且零件尺寸也受

熱壓爐大小所限制；而MTM-45只需真空壓力，並加溫到攝氏71到93度就能熟化，沿零件四周很容易安裝加溫設備，零件尺寸不會受到熱壓爐大小的侷限。

機身蒙皮、主要的保形框、地板支撐結構，皆為三明治結構，由複合材料外皮搭配Hexcel公司的HRH-10泡棉夾心；保形框、地板支撐結構、壓力隔框、貨艙門基礎結構…等，都以三維(3D)編織型態的 π 形接頭，與機頂或機腹相搭接。

機頂及機腹蒙皮以雙搭接剪力接頭的方式相互接合，搭接時先仔細調整，讓兩蒙皮間的最大間隙不超過百分之三英吋，接縫處施塗FM-300黏膠。在兩蒙皮接合處內、外覆蓋多層的MTM-45複合材料纖維布，然後推進加溫室進行熟化。

垂直尾翼高3.8公尺，翼根寬1.7公尺，翼尖寬1公尺，蒙皮、翼樑、翼肋、加強條先依照航太業界標準程序製造並膠結後，再以 π 形接頭與機身相互接合。前翼樑及後翼樑則是先分別製妥，待後機身控制面操控組件安裝於垂直尾翼內部後，再以金屬固定件與蒙皮接合。

雖然洛馬的設計使用大量的複合材料，但還是有少部分的金屬結構件，譬如：鈦合金製的機翼接合凸耳(lug)、不銹鋼製的起落架門耳軸(trunnion)、鋁合金製的貨艙門門(latch)、鉸鍊、致動器支架、垂直尾翼與機身搭接的三件接頭等；貨艙門是預製成形的鋁合金外皮三明治平板結構。為防止鋁合金與複合材料間產生電位腐蝕(galvanic corrosion)，兩者的界面處需貼上玻璃纖維隔



洛馬的設計以Do-328噴射客機為骨幹，淺色區域結構沿用自原機體，深色區域結構為新製件

(圖片來源：參考文獻9)



洛馬設計的機身上、下蒙皮及保形框
(圖片來源：參考文獻3)

離布。

2008年9月及10月，Do-328原本的飛行座艙與新的複合材料機身進行組裝，電位腐蝕隔離布已預先貼於機身上，經過加墊片及局部修磨後，飛行座艙與機身完全密合，兩者再以金屬固定件進行搭接。2008年11月安裝垂直尾翼，將翼根的三件金屬接頭以金屬固定件接合於機身隔框上。在此組裝階段內，後續各種試驗的量測儀電，還有電氣、飛控、液壓…等次系統，也同時回復安裝。

結構試驗

2008年12月，飛行座艙、複合材料機身、垂直尾翼完成結合，進行全尺寸驗證試驗(full scale proof test)，以確保後續飛試的安全。此試驗將驗證機體承受機身彎矩(bending moment)及垂直尾翼彎矩/扭轉(torsion)百分之百設計限制負載時，機體仍然保有完整的結構剛性(structural integrity)。

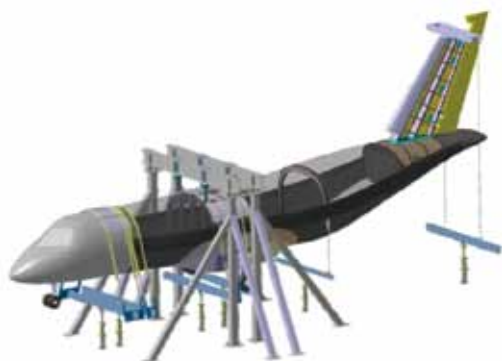
整體而言，試驗過程中量得的應變(strain)數據，和有限元素模型(finite element model)的預測值相當一致。在機身彎矩試驗

過程中，當接近百分之百設計限制負載時，許多試驗人員聽到靠近機翼接合位置處有輕微的「噼啪」聲，相當符合複合材料受力時的反應。在垂直尾翼試驗過程中，百分之百設計限制負載保持約十五秒後，試驗人員聽到一聲巨大的金屬聲響，但試驗機體並沒有任何移位情況，試驗人員回報發出聲響的位置是在後機身貨艙門附近。完成試驗後，設計及應力(stress)分析人員進入試驗機體內部執行目視檢查，未發現任何可解釋發生聲響的可疑跡象。

試驗結束後，機身蒙皮及垂直尾翼與機體結構相接合的位置，進行詳細的超音波非破壞性檢驗，在機翼接合支座附近發現有幾處脫膠的空穴(void)缺陷，但只有一處發生在 π 形接頭，其他的空穴則發生於機翼接合支座與機身蒙皮間的液態墊片(liquid shim)處，沒有結構強度方面的顧慮。發生空穴的 π 形接頭處經審視應力分析數據，在驗證試驗負載下的安全係數很大，因此脫膠不可能由驗證試驗所造成，比較可能是原本的膠結情況不佳，又逃過非破壞性檢驗的結果。

由於目視檢查及非破壞性檢驗都沒有發現飛機損壞的跡象，應力分析人員研判垂直尾翼測試時所聽到的巨大聲響，應該是貨艙門鉸鍊栓被摩擦力夾住後突然滑開的聲音。由於在一個貨艙門鉸鍊上發現有摩擦痕跡，可做為此研判的依據。

機身結構完成驗證試驗後開始進行最後組裝，2009年1月，Do-328原本的機翼、水平尾翼、引擎也通通裝上機身結構。2009年4月，機身結構進行壓力測試(pressure test)，



洛馬飛機進行結構試驗時的試驗夾具及施力方式安排(圖片來源：參考文獻3)

原規劃中預定加壓到每平方英尺七磅的限制負載，不過加壓到每平方英尺六點五磅時，貨艙門密封墊彈脫，貨艙門框附近的應變計(strain gauge)讀值，顯示結構位移方向與預期的相反。追究原因後發現是貨艙門密封墊有問題，規定厚度是八分之一英吋，實際安裝厚度為十一分之一英吋，不過試驗人員相信機身結構不致因此而損壞，而且在後續第二階段飛試中，飛機也不會加艙壓，所以密封墊規格不符不會影響飛試。

2009年5月，先進複合材料運輸機進行全系統查核(system checkouts)，完成飛試前的一切準備。

飛行測試

2009年6月2日太平洋時間(Pacific Time)早上六點五十五分，洛馬的先進複合材料運輸機由該公司位於加州龐戴爾(Palmdale)的臭鼬鼠工廠(Skunk Works)第四十二號跑道上起飛，先向東飛去，然後轉彎向西飛行，爬升到大約三千公尺的高度後，兩位駕駛員駕著飛機進行了一連串的速度、安定性、操控性

測試。專案表示由這些測試可瞭解複合材料在不同速度、高度、姿態下的反應，因此非常重要。此次首飛共歷時87分鐘。

美國空軍之後將先進複合材料運輸機編號為X-55A，並預定繼續執行一系列擴充飛行包絡線(flight envelop)的飛行測試，以獲得飛機的基本性能數據，並驗證複合材料的結構性能，以確定先進複合材料運輸機所使用的科技，確可融入未來的飛機製造專案中。美國海、空軍的認證單位，以及聯邦航空總署(Federal Aviation Administration, FAA)，目前也都深信這些科技的轉移，將不會有任何技術上的困難。

結語

複合材料剛引入航空界時，由於對其特性缺乏瞭解及信心，因此只限用於非結構件的整流罩位置。1960年代開發出先進複合材料後，由於其優異的減重性能，開始用於飛機的次要結構上。到了1990年代，已能與金屬結構件相互搭配用於主結構件上，但限定於小型結構，例如美國最新的第五代戰機



美國空軍先進複合材料運輸機於2009年6月2日完成首飛(圖片來源：參考文獻10)

F-22猛禽號(Raptor)，機翼主樑就是複合材料樑搭配鈦合金樑，這是因為製造大型複合材料結構件所需的大型熱壓爐，建置成本非常昂貴，在成本考量下，複合材料一直無法大量應用於航空界，美國空軍企圖藉由新材料一舉大幅提昇飛行載具性能的梦想，勢必難以成真。

眼見於此，美國空軍乃於1990年代初期啟動複合材料平價性倡議，希望在維持所需

的機械強度前提下，開發出新的複合材料製程，以大幅降低大型結構的製造成本，其中著力最深的就是開發不需熱壓爐熟化的複合材料。

在複合材料平價性倡議的支持下，先進複合材料集團在1990年代中期，開發出不需熱壓爐熟化的LTM系列預浸布，但它們熟化後的機械強度不符航空界的要求，直到2005年時，該公司接續推出的MTM-45以及賽鐵工程材料公司(Cytec Engineered Materials)推出的CYCOM-5215，熟化後的品質終於可以與熱壓爐熟化相媲美，也為複合材料的應用開創了新紀元。

目前，隨著洛馬先進複合材料運輸機的試飛成功，不需熱壓爐熟化的複合材料結構已能在航空界立足，未來隨著相關技術的持續精進，後續將會有非常廣闊的發展空間，將來的軍、民用航空器若因此而能全面採用複合材料，預期屆時的性能表現，將會有革命性的躍昇。

參考文獻

1. “Composites Affordability Initiative: Transitioning Advanced Aerospace Technologies through Cost and Risk Reduction”, The AMMTIAC Quarterly, Volume 1, Number 3
2. “Composites Affordability Initiative Phase I: Concept Design Maturation”, AIAA-98-1874, American Institute of Aeronautics and Astronautics
3. ” Advanced Composite Cargo Aircraft” ,

美國戰機生產型零件金屬／複合材料重量比較			
結構件位置	金屬件重量 (磅)	複合材料件 重量(磅)	重量減少%
後機身			
F-111水平尾	1142	866	24
F-14 水平尾	1005	825	18
F-15 水平尾	527	395	25
F-5 垂直尾	119	85	30
機翼			
AV-8B機翼	1143	949	17
F-18 機翼	1843	1641	11
機身			
AV-8B前機身	229	171	25
B-1脊背縱樑	1485	829	44
控制面			
F-5襟翼	34	25	26
B-1襟翼	87	73	16
F-4方向舵	64	42	20
其他位置			
C-5前翼縫板	241	190	21
B-1前翼縫板	74	61	18
F-15減速板	112	89	21
A-7 減速板	123	74	40
F-11擾流器	20	17	15
F-16起落架艙門	53	42	20
B-1 武器艙門	147	129	12

(資料來源：參考文獻6)

- IRCRAFT Air Force Doctrine Document 2-1.6, September 30, 1998
4. “Composites Affordability Initiative” , AIAA-2000-1379, American Institute of Aeronautics and Astronautics
 5. “Retrieving the time-critical target” , International Defence Review, November 1, 2000
 6. “Evolution of U.S. Military Aircraft Structures Technology” , January–February 2002, Journal of Aircraft
 7. “Composites Affordability Initiative, Part I” , High-Performance Composite, March 2007
 8. “Composites Affordability Initiative, Part II” , High-Performance Composite, May 2007
 9. “Flight Vehicle Composite Structure” , AIAA 2008-8976, American Institute of Aeronautics and Astronautics
 10. “USAF tests rapidly developed composite aircraft” , Jane's Defence Weekly, June 5, 2009
 11. “Composite Materials for Aircraft Structures” , Department of Mechanical and Industrial Engineering, Montana State University, Fall 2009
 12. “Next fiber” , Aviation Week and Space Technology, July 15, 2013
 13. “Lean Fighter” , Manufacturing Engineering, March 2005

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BK-117試飛測量用直升機，隸屬防衛省技術研究本部(照片提供：張詠翔)