

美國空軍《飛機結構強固計畫》規範

空軍備役中校 魏楞傑

提 要

由於1950年代晚期B-47戰略轟炸機連續的意外墜機事件，大幅折損當時自由世界對蘇聯的核子嚇阻力量，維持冷戰期間的世界和平也產生嚴重威脅，加上1960年代晚期F-111戰轟機的連連事故，造成當時美國空軍的戰力空隙，促使美國空軍開始尋求能於飛機設計服役期間，保障飛機結構安全的策略與方法。經過一系列的發展後於1972年發布的《飛機結構強固計畫》，成為美國空軍往後開發軍機時，確保結構安全的最高指導準則，之後並依結構科技發展與時俱進修訂，一直沿用至今。

美國空軍於1972年頒布的《飛機結構強固計畫(Aircraft Structure Integrity Program, MIL-STD-1530)》規範，是為確保機隊結構安全的最高指導準則，其中就飛機的開發及服役，由最初的構想設計到服役的最後一天，規定了一系列漸進的五大項詳細工作項目，以保證所研發出來的飛機能滿足原先的設計需求，並保障它於後續服役期間的結構安全。

美國空軍會制訂此一規範，緣起於1950年代末期多起的B-47轟炸機意外墜機事件，繼而頒訂結構強固正式需求文件，而1960年代末期多起的F-111戰轟機意外墜機，則促成了此規範的永續實施。

緣 起

美國戰略空軍司令部(Strategic Air Command)冷戰時期核子轟炸主力的B-47(圖一)，是美國波音公司根據二戰後獲自德國

的後掠翼高速飛行風洞吹試數據，開發出當年首創的後掠翼噴射轟炸機。全新設計的B-47最大起飛重量125,000磅，安裝6具奇異(General Electric)的J-47噴射發動機，單具發動機推力4,000磅，搭配薄且後掠的機翼，使得實際性能較預期更佳，最高時速981公里，比當時大多數戰鬥機都快，因此專責對蘇聯



圖一 美國空軍B-47噴射轟炸機在1950年代發生多起的空中解體事故。圖片來源：參考文獻16

的核子攻擊戰略轟炸任務，重要性不言而喻。

B-47首飛於1947年12月17日，美國空軍根據1950年執行靜力試驗(static test)的結果，於1951批准B-47量產並進入美國空軍服役，總共生產2,711架，隨著生產過程中的結構修改，分為三種構型：B-47A、B-47B以及B-47E。B-47的設計僅考慮材料的靜力強度，波音工程師認為這架飛機會損壞的唯一原因為結構負荷超載(overload)，因此沒有明確的設計壽命，只是美國空軍預定會在1965年汰除。

1958年3月中旬到4月中旬這一個月期間，美國空軍5架B-47連續失事。3月份有3起：最先是在3月13日，佛羅里達州家園(Homestead)空軍基地的一架B-47B起飛後三分鐘，在15,000英尺高空因機翼站位45(Butt Line 45)下蒙皮處破壞而解體，總飛行時數為2,077小時30分鐘；同一天在奧克拉荷馬州土耳沙市(Tulsa)上空，一架TB-47B在23,000英尺高空處，因左機翼站位35下蒙皮處破壞導致機翼脫落而墜毀，總飛行時數2,418小時45分鐘。接下來分別是3月21日，佛羅里達州艾凡公園(Avon Park)上空，一架B-47E在拉起機頭爬昇時空中解體，總飛行時數為1,129 小時30分鐘。

接著在4月份又連續發生二起失事：4月10日在紐約州浪佛市(Langford)上空，一架B-47E於飛抵空中加油點前，在13,000英尺高空處空中解體，總飛行時數為1,265小時30分鐘；4月15日，佛羅里達州麥克迪(McDill)空軍基地，一架B-47E起飛後飛入暴風圈而空中

解體，總飛行時數為1,419小時20分鐘。這些失事事件中，美國空軍認定部分為飛行操控造成的負荷超載，大部分應該與金屬疲勞有關。

調查結果顯示B-47的失事源自三大關鍵因素：全機總重增加、發動機推力增加、過多的低空飛行任務。換言之，飛機的實際負載已與設計負載差異太大。

■全機總重增加

B-47是當時美國唯一可低空穿透蘇聯防空網執行核子彈投擲的高速轟炸機，因此隨著服役的年紀漸長，被賦予的轟炸任務種類也逐漸增加，導致機內裝備越來越多，全機重量也水漲船高。最早出廠的B-47A全機重量為102,494磅，後續的B-47B全機重量增至185,000磅，而最後的B-47E全機重量則高達206,700磅，比最初的設計重量足足增加了65%。

■發動機推力增加

為了維持B-47的速度優勢，它的發動機推力隨著構型演進也隨之提升增大，並加裝火箭發動機協助飛機起飛。B-47A的單具發動機推力為4,000磅，後續的B-47B單具發動機推力為5,800磅，最後的B-47E單具發動機推力則為6,000磅，大幅增加的全機重量配上推力增加的發動機，讓起飛時全機結構承受的應力也大幅增加。

■低空飛行任務

B-47原本設計為高空轟炸機，但由1957年下半年開始，美國戰略空軍司令部在空軍試驗場司令部(Air Proving Ground Command)的許可下，開始密集的B-47低空轟炸訓練任

務，而它拋投核子武器的低空轟炸系統動作(Low-Altitude Bombing System Maneuver)，也讓機體承受極大的應力。B-47的典型轟炸飛行航線，是一路以低於1,000英尺高度的和接近800公里的時速飛向目標，在距轟炸目標約一分鐘前，爬昇到3,000英尺高度，拋出帶有減速降落傘的炸彈後，立即迅速大迴轉脫離目標區。

在上述因素交互影響之下，B-47機體結構承受的負載超出設計負載太多，導致機翼經過一段飛行時數後，就因疲勞破壞造成飛機空中解體。

為確定其他機種是否有相同的結構安全疑慮，美國空軍當時的副參謀長(Deputy Chief of Staff，類似我國的空軍副司令)李梅將軍(Curtis LeMay)，於1958年6月12日非正式地批准萊特空中發展中心(Wright Air Development Center)所規劃的「飛機結構強固」專案，此專案的主要目的有三：一、控制現役機隊的結構疲勞問題；二、開發正確預測飛機服役壽命的方法；三、提供設計及試驗方法，避免未來的武器系統發生結構毀壞。

1958年11月19日，李梅將軍正式批准上述專案。美國空軍隨之於1961年9月發布編號ASD-TN-61-141的《空軍結構強固計畫細部需求與現況(Detail Requirements and Status, Air Force Structural Integrity Program)》技術文件，明訂飛機結構的詳細需求。這些需求分列於五大工作項目中：設計規範(Design Criteria)、預期使用情況(Planned Operational Usage)、初步設計分析(Initial Design

Analysis)、試驗(Testing)、最終結構強固分析(Final Structural Integrity Analysis)、實際使用情況(Actual Operational Usage)，訂定了各種結構分析、結構試驗、飛機使用情況記錄的工作細項，以保證新設計出的飛機能在服役期間承受預期的反覆性負載，並以模擬飛機服役負載的疲勞試驗(fatigue test)來驗證結構的安全使用期間(稱為安全壽命(safe life))，同時記錄追蹤飛機實際使用與預期使用情況的差異。

1969年6月12日，美國空軍發布第一份飛機結構強固計畫正式文件：空軍法規80-13(AF Regulation 80-13)，飛機結構強固計畫成為美國空軍的官方需求，美國空軍不論是設計中、定義中、採購中、或未來發展的飛機，往後都必須遵照結構強固計畫的規定。而在發布此法規之前，美國空軍先發布了共十一本的8800系列的規範(表一)，讓法規中所述及的各層面都有規範文件可依循，除了MIL-A-8871是在1968年10月8日發布外，其餘十本發布日期皆為1960年5月18日。

然而就在發布80-13法規的過程中，美國空軍的F-111戰轟機隊卻又因結構疲勞問題發生了數起墜機事件。

F-111事件

F-111是美國於1960年代開發的高性能戰轟機，結構設計遵循美國空軍於B-47事件後所發布的結構疲勞驗證計畫細部需求，結構研發過程涵蓋了分析、發展試驗、以及1960年代前後所發展的軍機各種典型全尺寸試驗。設計採用當時的「安全壽命」設計觀念，假設結構上沒有任何初始缺陷或裂紋存

表一 美國空軍8800系列規範

規範編號	規範名稱
MIL-A-8860	飛機強度與剛性-通用規範 (Airplane Strength and Rigidity, General Specification for)
MIL-A-8861	飛機強度與剛性-飛行負載 (Airplane Strength and Rigidity, Flight Loads)
MIL-A-8862	飛機強度與剛性-降落與地面操作負載 (Airplane Strength and Rigidity, Landing and Ground Handling Load)
MIL-A-8863	飛機強度與剛性-艦載機額外負載 (Airplane Strength and Rigidity, Additional Loads for Carrier-Based Landplanes)
MIL-A-8865	飛機強度與剛性-雜項負載 (Airplane Strength and Rigidity, Miscellaneous Loads)
MIL-A-8866	飛機強度與剛性可靠度需求-重覆性負載與疲勞 (Airplane Strength and Rigidity Reliability Requirements, Repeated Loads, and Fatigue)
MIL-A-8867	飛機強度與剛性-地面試驗 (Airplane Strength and Rigidity, Ground Tests)
MIL-A-8868	飛機強度與剛性-數據與報告 (Airplane Strength and Rigidity, Data and Reports)
MIL-A-8869	飛機強度與剛性-特殊武器效應 (Airplane Strength and Rigidity, Special Weapons Effects)
MIL-A-8870	飛機強度與剛性-振動、顫振與發散 (Airplane Strength and Rigidity, Vibration, Flutter, and Divergence)
MIL-A-8871	飛機強度與剛性-飛行與地面操作試驗 (Airplane Strength and Rigidity, Flight and Ground Operations Tests)

在，並以靜力試驗及四倍服役壽命16,000飛行小時的全機疲勞試驗，來證明結構的安全性符合當時美國空軍的需求。由於全機疲勞試驗機體所施加的負載譜，要比預期使用飛行情況來得嚴苛，美國空軍因此判定F-111的結構疲勞壽命應可達6,000飛行小時。

F-111結構中最特殊的設計是可變後掠機翼，後掠角度由16度到72.5度間呈4段可調式。F-111可變後掠機翼結構中最重要的零組

件，是連接機身和機翼間的機翼搭接盒(Wing Carry Through Box)和機翼樞紐接頭(Wing Pivot Fitting)。由於在「安全壽命」疲勞分析的S-N曲線中，高強度材料在低應力下幾乎有無窮盡的疲勞壽命，因此二零組件皆使用特別開發的D6ac高強度合金鋼。

1967年10月，第一個F-111聯隊在內華達州(Nevada)內里斯(Nellis)空軍基地正式成立，八個月之後的1968年3月17日，六架F-111被派駐泰國執行越南戰場上的轟炸任務，目的在向美國國內批評F-111大而無當且造價太昂貴的人士證明F-111物有所值的卓越戰轟能力，因此每一架F-111必須在沒有任何戰鬥機、電戰機的護航下，不論天候狀況於夜間單機深入敵境執行轟炸任務。

經過幾架次的熟悉環境飛行後，F-111立即開始執行任務，但3月28日一架飛機未返航，二天後另一架飛機也不見蹤影，第三次則是發生在4月27日。由於每一架飛機的飛行計畫都是由飛行組員自行擬定，且飛行途中需保持無線電靜默，因此沒人知道到底發生了什麼事。這段期間F-111共執行了55次的轟炸任務，安全返航的52架次都回報任務出乎意料之外的順利，機上電子反制裝置(Electronic Countermeasures)及雷達歸向及警告系統(Radar Homing and Warning System)皆未顯示有被敵方雷達追蹤的跡象，機體也未有任何炮彈擊傷的痕跡，不過軍方大多數人都相信這些失蹤的飛機是被敵人炮火擊落了。

所幸同時期在美國本土有一組飛行機員於飛機墜毀時順利跳傘逃生，根據飛行員的

證詞以及殘骸詳細的檢查，證實墜機的原因是左水平尾動力單元(Power Unit)上一處銲接點疲勞破壞使水平尾完全毀壞，飛機進入劇烈的左滾及上仰(Pitch-Up)姿態，操縱桿撞擊飛行員的胃部，飛機失控。

但這只是結構問題的開始而已，1969年12月22日一架新出廠只飛了107飛行架次的飛機，在內里斯(Nellis)空軍基地的上空進行武器拋投(Weapons Delivery)訓練飛行時墜毀，當時飛機是以低高度飛越一模擬的目標後，以 $3.5g \pm 0.5g$ 對稱飛行拉起時，左翼掉落，飛機墜毀，二名飛行員當場喪生，飛機殘骸中左翼之機翼樞紐接頭由中間斷裂成內、外二半，內半塊殘留於機身上，外半塊則與機翼相連。當時的負載因子、速度、重量皆小於設計值。

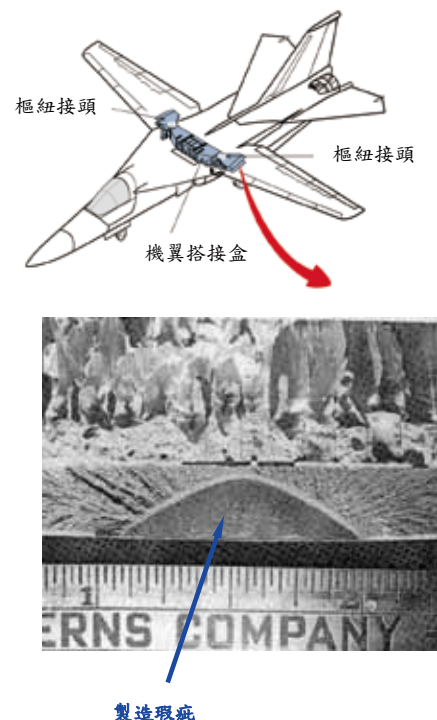
事件發生後，飛行線上全部223架F-111立即停飛，接下來的聖誕節假期中針對機翼樞紐接頭和樞紐銷進行嚴密的檢查，結果在一架飛機的機翼樞紐接頭下緣發現有個半橢圓形淬火裂紋(quench crack)，寬約一英吋，深度幾乎穿透厚度(圖二)，由於裂紋發生處緊鄰一件垂直加強翼肋，因此由生料(raw material)、熱處理、銲接、到最後機製加工成形的過程中，裂紋躲過了各過程中的超音波(Ultrasonic)檢驗和磁粒(Magnetic Particle)檢驗，完全未被檢出。

規範頒布

為讓F-111機隊能儘速復飛以免造成戰力空隙，美國空軍立即採取二階段方式因應。第一階段完成三項工作：一、廣泛蒐集機翼樞紐接頭的基本材料數據，並開發裂紋

成長模型，以分析在一已知初始裂紋(initial crack)或某裂紋長度下，飛機的安全使用壽命；二、以低溫試驗驗證機翼樞紐接頭上有無裂紋；三、改良結構非破壞性檢查方法。第二階段則是在飛機生產線上，採用改良後的結構非破壞性檢查方法，並根據破壞力學(Fracture Mechanics)的原理，訂定服役飛機的結構非破壞性檢查時距。

這些努力的成果，都融入了美國空軍80-13飛機結構強固計畫法規中，並促成此法規的第一次修訂。1972年9月1日，美國空軍將修訂後的法規改為標準規範MIL-STD-1530《飛機結構強固計畫》，成為美國空軍後續發展新飛機必須依循軍用規範的濫觴；而配合1974年7月2日頒布的MIL-A-83444飛



圖二 美國空軍F-111機翼樞紐接頭上製造過程遺留的瑕疵。圖片來源：參考文獻11

機容忍損傷需求(Airplane Damage Tolerance Requirements)，於1975年12月11日修訂發布的MIL-STD-1530A，是具備完整工作項目內容的初始版。

規範內容

MIL-STD-1530《飛機結構強固計畫》中明訂了服役壽命需求(Service Life Requirements)(表二)，清楚界定各型飛機服役年限、飛行時數、降落次數…等數值，一舉消除以往對飛機服役年限的模糊姿態，並規定了在發展新飛機時，由構想、設計、分析、試驗、試飛驗證到實際進入生產階段，以及在部隊服役時，都必須遵循一系列標準的工作項目，以保證所發展出來的新飛機能滿足原先的設計需求，並保障飛機結構於後續服役期間的安全。

這一系列標準工作分為二大部份五大項(表三)，第一部份是研發階段的全面發展(Full

表二、各型飛機服役壽命需求

	服役年限	飛行時數	飛行架次	降落次數	艙壓高度
戰鬥機					
空優					
長程	15	8,000	6,000	8,000	8,000
短程	15	6,000	8,000	10,000	8,000
對地攻擊	15	8,000	8,000	10,000	8,000
轟炸機	25	15,000	3,000	5,000	5,000
空中加油機	25	20,000	5,000	7,500	7,500
貨機					
中大型	25	50,000	12,500	25,000	15,000
突擊補給	25	15,000	12,500	20,000	15,000
行政運輸	25	25,000	15,000	20,000	20,000
空中預警機	20	40,000	40,000	8,000	6,000
教練機					
飛行訓練	25	15,000	15,000	40,000	15,000
導航訓練	25	25,000	6,000	10,000	7,500

Scale Development)，涵蓋三大項；第二部份是服役階段的機隊管理(Fleet Management)，涵蓋二大項。第一到第四項的工作由飛機製造商負責完成，第五項工作由空軍負責執行。

全面發展階段需完成的工作項目有：資料蒐集、規範訂定、設計分析、零組件試驗與全尺寸機體試驗…等。由構想設計(Concept Design)分析開始，先編訂各種設計規範、進行結構初步打樣(layout)設計、再由各種風洞模型試驗及零組件試驗的結果進行結構細步設計及各種分析(如：負載分析、應力分析、動態分析、疲勞分析、重量分析…等)工作，最後再執行地面及空中的全尺寸機體試驗。由這些分析及試驗結果，進行驗證評估所發展的飛機是否能符合原來的結構設計目標，若發現有結構設計不良的地方，經提出必要的修改建議後，即可決定生產型的構型，開始進入生產。生產型飛機送交部隊使用後，便是屬於機隊管理的範疇。

機隊管理則可以瞭解飛機在部隊中使用的一般狀況，瞭解飛機在每種任務中各種飛行動作的多寡，統計出飛機執行各種不同任務的比例，再由這些資料中分析出結構檢修需求。例如，若統計結果顯示某基地飛機執行空中纏鬥的任務遠超過原設計比例時，則此基地飛機的機翼和機身結構接合位置檢修時距就得縮短；又若統計結果顯示某基地的任務頻繁，則需適時提出建議，將此基地飛機與其他基地對調，以避免此基地飛機長時間的執行飛行任務，減低了機隊的平均使用壽命。

表三 《飛機結構強固計畫》五大項工作

全 面 發 展 (研發階段)			機 隊 管 理 (服役階段)	
工作一 設計資料	工作二 設計分析與發展試驗	工作三 全尺寸試驗	工作四 機隊管理資料彙整	工作五 機隊管理
•飛機結構強固計畫主計畫 •結構設計規範 •破壞與疲勞控制計畫 •選擇材料製程與接合方法 •預期飛行任務	•材料與接頭容許值 •負載分析 •溫度分析 •應力分析 •容損分析 •疲勞分析 •噪音疲勞分析 •聲振分析 •顫振分析 •核子武器效應分析 •氣控彈分析 •設計發展及前導生產及 設計驗證試驗	•靜力試驗 •容損試驗 •疲勞試驗 •噪音疲勞試驗 •飛行與地面負載調查 •地面顫振試驗 •飛行顫振試驗 •負載 / 環境譜調查	•最後分析 •強度摘要 •機隊結構維修計畫 •負載環境譜驗證 •單機追蹤	•負載環境譜驗證資料 •單機追蹤資料 •單機維修時間 •結構維修記錄

全面發展

■設計資料

全面發展的第一項工作為訂定飛機結構強固計畫主計畫(master plan)以及各種設計資料。主計畫的主要內容為敘述完成《飛機結構強固計畫》五大項工作的策略與方法，由飛機開始發展到終止服役期間，需定期進行內容更新；而美國空軍各型新飛機的結構設計資料，皆需根據美軍MIL-A-8866B、MIL-A-8867B、以及MIL-A-83444規範中之規定而訂定。結構設計資料包括下列四項：

1. 結構設計規範(Structural Design Criteria)：包括強度、容損(Damage Tolerance)、耐久性(Durability)、顫振(flutter)、振動(vibration)及噪音疲勞(sonic fatigue)…等設計規範。

2. 容損與耐久性控制計畫(Damage Tolerance and Durability Control Plans)：規定疲勞緊要件(Fatigue Critical Parts)需有合適的檢查、追蹤、控制程序，以確保其有足夠的

耐久性；另外也得控制有剝屈(buckling)顧慮的結構件，確保其尺寸符合剝屈強度的要求。

3. 材料、製程與接合方法選擇(Selection of Materials, Processes, and Joining Systems)：以能造出一架重量輕、具成本效益與符合強度、容損及耐久性需求之機體為原則。其中要特別注意選擇合適的結構腐蝕防制(corrosion protection)方式，由於環境保護的需求，以往許多預防金屬腐蝕的標準藥劑如今已不能使用，必須開發新的腐蝕預防方法以滿足日益嚴格的環保規章。

4. 設計服役壽命與設計使用(Design Service Life and Design Usage)需求：訂定飛機之服役飛行小時數、服役中可能從事的任務種類、外掛載型態、及每一種任務的百分比。飛機重量對服役壽命的影響很大，因此任何新飛機的發展過程中，重量控制與減重幾乎是無時不在的一個課題，而歷史經驗也顯示新飛機的預估重量，總是過度樂觀，重

量工程師可以在各階段中估計合理的重量值，但除非有很充裕的經費，要控制飛機發展過程中重量的增加，幾乎是不可能的事。

飛機設計使用需求需由使用單位定義，若實際使用需求較預期使用需求來得嚴苛，則在飛機未來的服役期間，一定會遭遇到需進行結構加強的困擾；若實際使用需求不如預期所想，則飛機會因超重而影響性能，故使用單位如何訂定正確的飛機設計使用需求，是本項工作的最重要課題。

■設計分析

全面發展的第二項工作主要為飛機結構的設計分析，依工作流程順序完成負載分析、應力分析、疲勞 / 破壞分析及動態分析。若經費許可，則可以選擇一些關鍵結構零組件執行設計發展試驗(Design Development Test)，以消弭後續全機靜力試驗(Static Test)中，這些零組件提前損壞的顧慮。各項設計分析工作內容如下：

一、負載分析 (Load Analysis)

飛機結構的負載分為靜力負載(static load)及疲勞負載(fatigue load)。靜力負載分析包含飛行負載、地面負載、外掛載負載及各種動態負載，如：陣風、落地、滑行及外掛載拋投情況之負載分析，相關的分析參數包括：飛機重量、負載因子(即 N_z)、飛行速度、落地時下降速度及其它與設計負載情況有關之飛行參數，同時利用風洞試驗之氣動力數據、飛行模擬分析資料及氣彈性效應(Aeroelasticity Effects)，計算出結構負載大小及分布型態，以提供應力分析及靜力試驗使用。至於結構真實負載，最後可經由飛行負

載試驗而得以決定。

疲勞負載分析中有一項重要工作，就是蒐集現有同類型飛機的服役情況後，根據飛機之設計使用情況、服役壽命時數、及美軍軍用規範 MIL-A-8867中的負載發生頻率資料(如：垂直加速度 N_z 發生次數累積分布)，建立設計服役負載譜(Design Service Loads Spectra)及設計化學 / 熱環境譜(Design Chemical/Thermal Environment Spectra)，提供後續的各種分析及試驗之用。

二、應力分析 (Stress Analysis)

應力分析是應用有限元素法(Finite Element Method)分析結構於承受負載的情況下之內力、應力、變位及安全限度(Margins of Safety)，並評估結構是否符合設計強度需求。結構靜力強度要求機體結構在設計限制負載(Design Limit Load，飛機服役期間預期可能承受的最大負載)的作用下，不會產生永久性變形，且在未達到設計極限負載(Design Ultimate Load，一般是限制負載的1.5倍)之前，結構不會發生破壞。應力分析的結果，將作為選擇靜力試驗負載種類(Load Case)及決定疲勞 / 破壞分析位置之依據。

三、容損 / 耐久性分析 (Damage Tolerance/ Durability Analysis)

飛機服役後由於疲勞效應，結構中原先存在的初始裂紋會逐漸成長，結構強度也逐漸退化，因此必須先以耐久性與容損分析來預估結構退化的速率，預做準備，以減少服役時維修方面層出不窮的問題，防止飛機結構的突然破壞，增加機隊的妥善率及飛行安全。耐久性分析的重點在於評估結構是

否符合耐久性設計需求，也就是分析機體結構在設計服役負載譜作用下，其經濟壽命(Economic Life)是否等於或大於設計服役壽命。

經濟壽命最初的定義，是指飛機由全新出廠後至結構發生損傷或裂紋的時間，且此損傷必須執行耗費不貲的維修或更換，否則會導致如：漏油、座艙失壓…等功能問題，並影響飛機的妥善率。定義此壽命為的是能參考全機耐久性試驗的結果，分析出新飛機或服役中飛機的經濟使用年限。

影響經濟壽命的因素有：結構原始特性(如：製造品質、初始裂紋尺寸)、環境情況、負載發生順序及材料特性(疲勞裂紋生長速率、破裂韌度)…等。耐久性分析後，將可初步確認結構較易受疲勞、應力腐蝕或其它原因而產生裂紋之區域。

容損分析的重點在於評估飛機結構的安全性，也就是評估其抵抗裂紋生長的能力，並定出其服役期間定期檢查之時距，以確保飛行安全。分析方法是假設結構於材料或製造過程中已含有初始裂紋，再以破壞力學觀念，計算在設計服役負載譜作用下結構的臨界裂紋尺寸、結構剩餘強度、裂紋生長壽命及檢查時距。

四、動態分析 (Dynamic Analysis)

動態分析包含氣彈性(Aero-elastic)分析、氣控彈(Aero-servoelastic)分析及振動分析，氣彈性分析又分為靜氣彈分析及顫振分析。靜氣彈分析是考慮氣動力與結構彈性力之間的交互影響，分析結構變形後，氣動力負載重新分布的現象；而顫振分析則是考慮慣

性力、氣動力與彈性力間之交互影響，所產生的一種動態不穩定現象。由於現代戰機的操縱系統設計均已進入數控飛操(digital fly-by-wire)系統，因此對結構動態、氣動力及飛行控制系統間之交互影響現象，必須特別注意。顫振與氣控彈分析是評估飛機結構的動態特性，以確定結構是否符合顫振限度(Flutter Margins)及飛行控制系統是否符合氣控彈穩定之需求。

振動分析是評估環境對飛機結構各位置如：座艙、各裝備位置…造成之振動程度，以確認環境設計規範之需求。重要的振動來源包含機砲射擊、邊界層擾流及發動機噪音…等，分析時必須根據各振源影響的範圍，將飛機劃分區域並預估各區域所受之振動程度。

對於受到各種噪音影響的結構區域，如：機翼尾流衝擊的後機身、發動機排氣尾管附近的結構，則需以噪音疲勞分析評估在噪音音波衝擊下的結構疲勞壽命。

■試驗

全面發展的第三項工作為各種地面與飛行試驗。經過各種分析評估，確定飛機結構能滿足強度、性能的需求後，在全面發展後期階段，就需以數架原型機體(prototype)進行各種全尺寸結構試驗，其主要目的在驗證分析數據的準確性，獲得結構顫振特性，以及評估重要結構組件的容損及耐久性能力。試驗項目概分為地面試驗(Ground Tests)及飛行試驗(Flight Tests)：

地面試驗

結構地面試驗項目包括靜力試驗、耐久

性試驗、容損試驗及振動試驗，分別敘述如下：

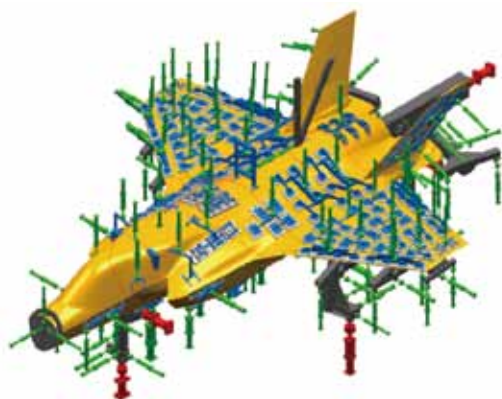
一、靜力試驗 (Static Test)

靜力試驗件包含全機及主要結構組件，如：水平尾翼、方向舵、前起落架及主起落架…等，試驗主要目的是驗證結構的最大設計靜力強度值。試驗執行前先根據應力分析結果，選定試驗負載種類。試驗時需施力至設計最大負載，量測記錄施加負載與試件之應變(strain)及位移(displacement)值，以獲得其應力分布情形及力流走向，並和應力分析值相比對。全機靜力試驗須於適當時間內完成，以解除飛行負載試驗不能超過80%設計負載之飛行限制。

二、耐久性試驗 (Durability Test)

耐久性試驗件包含全機及主要結構組件，如：前起落架、主起落架及發動機吊掛點…等，為結構地面試驗中最重要的一個試驗，其主要目的是：

(1)驗證結構之經濟壽命等於或大於設計服役壽命。



圖三 F-35全機地面試驗機體及負載施力裝置。圖片來源：參考文獻14

(2)找出於分析或零組件試驗中沒有確認之疲勞臨界區域。

(3)提供結構建立特別檢修或設計修改之依據。

耐久性試驗執行時，是重覆的施加由負載分析所導出的設計服役負載譜於試驗件上，量測記錄施加負載與試件之應變及位移值，以獲得其應力變化情形，試驗須持續二倍設計服役壽命或是至試驗件損壞為止。耐久性試驗進行期間，必須依據分析數據所訂定之檢查時距，對試驗件執行定期的各種非破壞性檢驗，追蹤臨界區域之現況及確認新的臨界區域。當全部試驗完成後，則必須執行全機拆檢(Tear-down Inspection)以了解全機結構的損傷分布情形。

全機耐久性試驗的時程安排，本規範中也有指導性的說明：在決定生產型機體構型前，需完成一倍服役壽命的試驗，並完成所有臨界結構區域的非破壞性檢驗；在第一架生產型飛機出廠之前，需完成二倍服役壽命的試驗，並完成所有臨界結構區域的非破壞性檢驗。

三、容損試驗 (Damage Tolerance Test)

容損試驗件大都為飛機的主要結構組件，如：水平尾翼、機翼／機身接頭…等。試驗的主要目的是驗證結構是否具有足夠抵抗裂紋生長的能力。容損試驗執行時，是於試驗件上之臨界區域預先加上初始裂紋，並重覆的施加設計服役負載譜，觀察試件上的裂紋生長情形，以驗證結構上的裂紋在二倍設計服役壽命內，不會生長到讓結構立即斷裂的臨界長度(critical length)。試驗期間的定

期檢查及試驗後的全機拆檢將可獲知試件的裂紋生長速率、確認新的臨界區域及評估分析所訂定之檢查時距。

四、振動試驗 (Vibration Test)

振動試驗件是整個機體，試驗目的在找出機體的勁度(Stiffness)、質量、及阻尼特性值。試驗執行時要在飛機上安裝顫振激發系統(Flutter Excitation System)，激發所需的結構振動模式，以找出機體的自然頻率(Natural Frequency)、振動模態(Mode)及阻尼。

飛行試驗

結構飛行驗證試驗項目包括飛行負載試驗、飛行顫振／氣控彈試驗及飛行振動／聲振試驗，分別敘述如下：

一、飛行負載試驗 (Flight Load Test)

飛行負載試驗的主要目的是：

- (1)驗證結構的設計負載。
- (2)評估結構的臨界負載情況。
- (3)在飛行操作範圍內，依據結構飛行情況研判，並確認新的臨界負載情況。

飛行負載試驗執行時，需在飛機上安裝各種儀電設備，如：記錄器、遙測傳輸系



圖四 美國航太總署F-18主動式氣彈機翼飛行試驗機，機翼上滿布試飛儀電來記錄氣彈特性。
圖片來源：參考文獻13

統、加速儀、應變計…，以量測及記錄重要結構位置之飛行負載大小。在進行飛行試驗前，必須先進行機體地面校正試驗，以獲得機體上所安貼之應變計反應讀值與外加負載間之關係。飛行負載試驗的執行分為二個階段，第一階段是80%飛行負載測試，這必須在完成100%設計限制負載全機靜力試驗後方能執行；第二階段是100%飛行負載驗證，這必須完成80%飛行負載測試及150%設計限制負載靜力試驗後，方能執行。

二、飛行顫振／氣控彈試驗 (Flight Flutter Test)

飛行顫振／氣控彈試驗的主要目的是在飛行操作範圍內，驗證：

- (1)結構無氣彈性不穩定的現象。
- (2)飛行控制系統為氣控彈穩定。
- (3)結構的重要振動模式滿足阻尼的設計需求。

飛行顫振／氣控彈試驗執行時，需在飛機上安裝各種儀電設備，如：記錄器、遙測傳輸系統及加速儀…等，以量測及記錄飛機結構之動態反應。在飛行試驗前，必須先完成顫振分析、風洞顫振模型試驗、氣控彈分析及地面振動試驗，以選定飛行試驗種類及外掛載型態。

三、飛行振動／聲振試驗 (Flight Vibration/Acoustics Test)

飛行振動／聲振試驗的主要目的是：

- (1)驗證飛機結構、裝備及座艙位置不會產生過度的晃動或振動，導致結構的疲勞、裝備故障及飛行員感覺不適的現象。
- (2)確認環境設計規範之需求。

(3) 評估座艙及裝備位置之噪音程度。

試驗執行時需在飛機上安裝各種儀電設備，如：記錄器、遙測傳輸系統、加速儀、麥克風、應變計…等，以量測及記錄由於邊界層(Boundary Layer)擾流、發動機噪音及機砲擊發時對飛機所產生的振動及噪音程度。

試驗結果研析與評估

由地面試驗及飛行試驗所獲得之各項試驗資料，須執行研析與評估，同時對試驗期間所遭遇到的每一項結構問題，也須個別研判及確認其原因，訂出解決之道，方法包括生產型設計修改、修訂服役檢查需求、機隊結構設計修改、及設計修改後之特別檢查需求…等。

試驗資料之評估結果將作為：

- (1) 評量飛機結構設計是否符合強度、強固、容損及耐久性之設計需求。
- (2) 評估對飛機生產製造時程之影響。
- (3) 評估對機隊飛行操作之影響。
- (4) 建立機隊結構維修計畫，為訂定技令之基礎。
- (5) 決定結構設計修改之依據。

完成全面發展階段的各種分析及試驗驗證後，就確定了飛機結構的設計尺寸，以求所設計出的飛機結構能在預期使用環境中安全地飛行。

機隊管理

機隊管理分為資料彙整及實際執行二大項工作，資料彙整主要包括：提供強度摘要(Strength Summary)、編訂機隊結構維修

計畫(Fleet Structure Maintenance Plan)、完成負載及環境負載譜查驗(Loads/Environment Spectrum Survey, L/ESS)與單機追蹤(Individual Airplane Tracking, IAT)執行規劃。

機隊管理實際執行，主要是記錄飛機於服役壽命期間內的使用狀況，追蹤結構的強度退化情況，和飛機結構安全息息相關。機隊管理最初的概念，來自如何控制飛機結構上的疲勞裂紋問題，現今是利用飛行記錄器(Flight Loads Data Recorder)錄下飛機實際飛行時的各種飛行參數數據，經過有系統的分析整理後，建立真實飛行負載資料庫。根據此資料庫可訂定基地裡飛機最適當的任務分配，以提高飛機全面使用率，並且能依據每架飛機單獨的使用情形，制定適當的檢修時間，這可以降低維修成本，提昇機隊整體作戰能力。

■強度摘要

全面發展階段完成後，根據全機靜力試驗、耐久性試驗、容損試驗、以及各種地面試驗及飛行試驗的結果，以重要操作參數的方式，如：高度、速度…等，提供飛機飛行時結構的特性、限制、與能力。

■結構維修計畫

依據各種分析及試驗的結果，編訂機隊結構維修計畫，計畫中需詳細列出結構上需要進行定期檢修的地方、檢修的時間、檢修的方法、以及檢修經費…等詳細資料，讓空軍能據以建立預算規劃、機隊架構規劃、維修規劃。飛機正式服役之後依據結構維修計畫編訂技令，對結構進行定期的檢查及修

護。

由於結構維修計畫是依據分析及試驗的結果而制定的，當然無法完全反映真正的維修需求，因此在獲得足夠的負載及環境負載譜驗證資料後，就必須重新分析，並配合單機追蹤的結果，修正維修計畫的內容，進而讓技令的內容能反映真實的維修需要。

■負載及環境負載譜查驗

負載及環境負載譜查驗的目的，在建立服役飛機之實際操作負載譜，確實掌握機隊飛機真實的操作狀況，比較實際負載譜與設計負載譜間的差異，並分析評估負載譜改變對結構所產生的影響。這必須依賴飛行記錄器，把飛機於機隊服役時所經歷之重要飛行參數加以蒐集整理、分析評估，以了解飛機真實的飛行負載情形，據以建立基準操作負載譜(Baseline Operational Load Spectrum)資料庫，提供單機追蹤參考使用。

負載及環境負載譜查驗所蒐集之資料訊息來源可區分為二部分：1) 飛機進駐部隊實際使用時，地面人員所填寫之資料卡；2) 飛行記錄器所記錄之資料。飛行部隊實際使用時，地面人員所填寫之資料卡一般包括飛機編號、飛行日期、飛行員姓名、基地位置、飛行任務類別、外掛載型態…等。飛行記錄器則是全自動記錄多種資料，一般包括：

一、飛機某些重要部位之操作次數。例如：降落次數，落地重飛(Touch-and-Goes)操作次數、起落架收放次數、外掛載拋射次數，減速板(speed brake)開啟次數…等。

二、各種重要的飛行操作參數(Maneuver Parameters)之發生次數資料。這些參數包

括：軸向加速度(N_x)、橫向加速度(N_y)、垂直加速度(N_z)、旋轉運動之角速度、旋轉運動之角加速度，及飛機因運動而產生之表面位移(Surface Displacement)…等。

三、某些會影響飛機結構操作性能的資料。例如：起飛前後地面滑行時之加速度、地面滑行時之轉彎角度、減速板開啟角度、及溫度和動壓(Dynamic Pressure)…等。

四、機身重要參考位置之負載或應力的發生次數資料。例如：機身上縱樑各應力值之發生次數。

當飛行記錄器裝妥之後九個月以上，或是全部飛行記錄器所累積記錄的飛行記錄資料時數已超過此種飛機的設計壽命時，就能進行負載及環境負載譜查驗的分析整理工作。首先將所獲得的飛行記錄資料予以統計分析，以得知此基地飛機在實際飛行情況下，各種重要飛行參數的發生情形，若能和設計數據相比對，則可獲知實際負載和設計負載的基本差異。

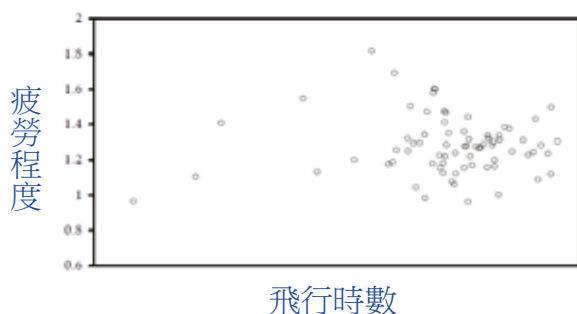
其次由飛行記錄器內所記錄的資料，亦能統計出基地裡所有飛機實際飛行時的任務型態類別。這些型態類別是根據實際的飛行資料統計分析而來的，因此任何一架所執行的任務，都不會超越出此表的範圍。當然，負載及環境負載譜查驗最重要的功能，還是在提供了飛機於實際飛行時，所遭遇到各種負載情況的真實記錄。利用此真實負載才能更新原先設計階段所執行的一系列分析數據，使理論分析和實際結果更加吻合。

■單機追蹤

單機追蹤的目的在依據追蹤的結果評估

飛機的剩餘壽命，並針對每架飛機定出適當的檢修時間，這是因為機隊裡每架飛機所經歷的負載歷程(loads history)並不一致，各飛機間的差異可能相當大，因此每架飛機結構強度退化的程度也參差不一，所以必須單獨對每一架飛機做個別的負載歷程追蹤，才能確實掌握飛機結構的現況。澳洲空軍曾針對70架F/A-18戰鬥機，超過135,000飛行小時的結構進行疲勞程度統計(圖五)。由圖中可看出：飛行時數較短的飛機，疲勞程度未必較輕；而在相同的飛行時數下，各機間的結構疲勞程度差異，最多可達二倍之多。

單機追蹤所記錄的資料，包括此架飛機於服役期間內的一些例行性的統計數據，如：每架次的飛行時間、每月的飛行時數…等，以及這一架飛機在服役期間所承受的全部負載之完整記錄。記錄負載的方式通常是選擇飛機結構上一個特定的重要結構位置，持續不斷地完整記錄飛機操作時此位置和結構受力大小有關的特定資料，並利用負載及環境負載譜查驗所建立之負載譜資料庫，找出和此架飛機飛行型態相對應的負載譜資料，再利用分析工具針對飛機結構中最容



圖五 澳洲空軍F/A-18戰鬥機隊的結構疲勞程度。
圖片來源：參考文獻10

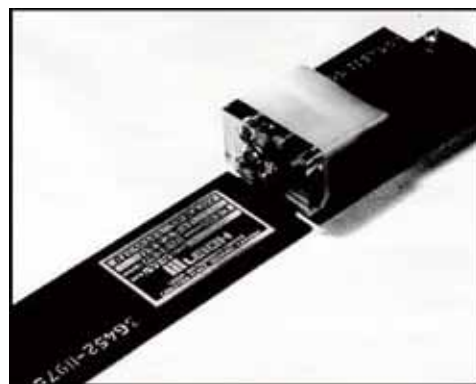
易發生損傷的疲勞臨界區域(Fatigue Critical Area)，進行實際飛行負載下的裂紋生長預測分析，以判斷飛機結構上可能存在的裂紋生長情形，並評估在此裂紋存在的情況下，對飛機結構服役壽命所產生之影響，預測此架飛機之剩餘服役壽命。

要記錄追蹤每一架飛機在服役期間所有的負載記錄，早期是採用記錄追蹤重要結構位置處的應變，或是記錄追蹤飛機重心位置處的G值累積變化值；近代則是記錄追蹤飛機重心位置處，機體重量(Weight)與G值變化值(ΔNz)的乘積： ΔNzW 。

應變追蹤

應變追蹤所採用的方法，是在飛機的重要結構位置處安裝機械式應變記錄器(Mechanical Strain Recorder，圖六)，持續記錄此處的應變變化情形，例如早期的F-16 A/B型戰機，就是在機身站位FS325處的右側下隔框凸緣上，安裝一可記錄100飛行小時的機械式應變記錄器。這種記錄器的優點是：

1. 安裝簡單，不需外電源，也不用電線。



圖六 早期F-16A/B機身隔框所安裝的應變記錄器。
圖片來源：參考文獻10

2.應變記錄器上已附有記錄應變變化的金屬環狀帶，在地面及空中皆能持續不斷的記錄應變變化。

3.記錄時間長，金屬環狀帶至少可持續記錄半年以上。

4.維護簡單，一般工作人員均能操作。

其缺點則是：

1.應變記錄器的大小為1x0.8x8英吋，較一般應變計為大，飛機結構中某些小地方及表面不平整處無法安貼。

2.記錄器要遠離溼氣，否則容易故障。

3.記錄資料的金屬環狀磁帶每半年要更換一次，因此安貼的位置要考慮進手的問題。

4.必須另外購買特殊的大型光學儀器配合使用。

G值追蹤

G值追蹤是在飛機的重心位置安裝一加速計，量測飛機所承受的垂直加速度(Nz)



圖七 G值累積計數器。圖片來源：參考文獻17

值，再傳送到G值累積計數器(圖7)記下發生次數累積值。

這種記錄方式的優點有：

1.記錄資料簡單，只有數字而已，而且可靠性高。

2.不需另購別種儀器配合使用。

而其缺點則是：

1.所能記錄的G值有一定的範圍。例如圖7中的計數器就只能記錄-1.5G、-0.5G、0.25G、1.75G、2.5G、3.5G、5G、7G的累積次數，超出此範圍的G值則無法記錄。

2.無法記錄各G值的發生前後順序，因此應用記錄所得之資料來做結構受力分析時，需先做大量的假設，這會影響分析的準確性。

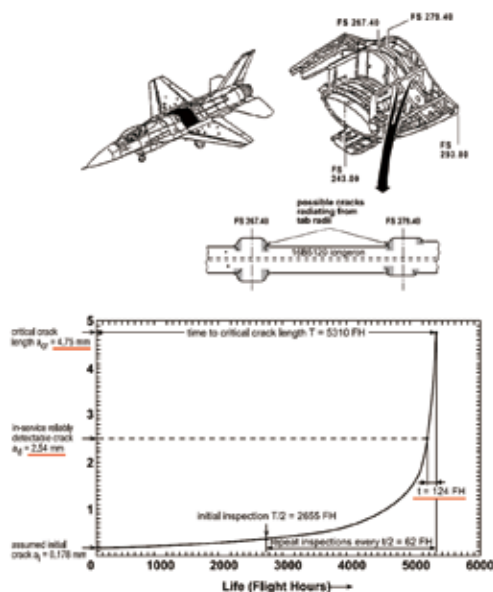
3.某些局部結構(如：垂直尾翼)的受力情形和垂直加速度根本沒什麼關係，因此即使有了相當多的單機追蹤資料，這些局部結構的實際受力情形仍為未知數。

ΔNzW 值追蹤

ΔNzW 值追蹤是在機上安裝一加速計和一飛行記錄器，當任何時刻飛機的垂直加速度變化量(ΔNz)超過預設範圍(如：0.5G)時，就將此時的垂直加速度與機體重量乘積，傳送到飛行記錄器內，累積記錄飛行中的 ΔNzW 值。晚期的F-16A/B及所有的F-16C/D型戰機，都是採用此種追蹤方式。

此種追蹤方式的優缺點與G值追蹤方式大致相仿，但它的記錄值範圍較大，只要在加速計的感測範圍內，任何 ΔNzW 值都可以完整記錄，不像G值追蹤方式會受到計數器的限制。

單機追蹤一般每隔100飛行小時執行一次記錄資料的下載與整理分析，並發布追蹤分析報告，指出每架飛機重要結構位置需執行檢修的時間。舉一例說明：一架F-16戰機於2014年12月下載單機追蹤資料後，計算判定這架飛機由出廠至今，前機身上縱樑的裂紋長度已達0.10英吋(2.54毫米)。依據基準操作負載譜的裂紋生長曲線圖數據(圖B)，此裂紋由0.10英吋生長到臨界長度0.19英吋(4.75毫米)還需124飛行小時，為了安全起見，必須在到達此長度前對上縱樑執行檢查，本規範規定取裂紋生長所需時數的一半為執行檢查的時機，因此上縱樑必須在 $124/2 = 62$ 飛行小時後執行檢查。依設計規範假設每架飛機每月約飛行25小時，因此執行結構檢查的時間應是在 $62/25 = 2.5$ 個月後，也就是約在2015年的3月。



圖八 F-16前機身上縱樑單機追蹤站位FS 267及FS 279及其裂紋生長曲線。圖片來源：參考文獻19

當然，飛機所執行的任務型態不可能永遠一成不變，所以單機追蹤才會每100飛行小時固定統計分析一次，並更新追蹤結果，以保證分析結果能和實際情況相符合，因此單機追蹤總是根據最新的飛行記錄數據，提出最恰當的結構檢查時間。

軍機傳統的檢查方式為擇要檢修(Inspection and Repair on Necessary, IRON)，同型飛機在到達某個固定飛行時數後，一律得執行大檢，也就是不論飛機執行那一種飛行任務，結構檢修的時間都完全一樣。譬如同樣是F-16，甲基地飛的是簡單的飛行訓練任務，結構不容易發生損傷；而乙基地則長年執行對地攻擊任務，結構很容易發生疲勞損傷，若依擇要檢修的規定，二基地的飛機都得在某個相同飛行時數後執行大檢，顯而易見這種檢修方式不切實際。單機追蹤是依據每一架飛機單獨的使用情況，來決定各架飛機的檢修時間，兩相比較之下，單機追蹤所具有的真實、效率，都是傳統的擇要檢修所無法比擬的。

內容修訂一：經濟壽命

《飛機結構強固計畫》自1972年頒布後，內容經歷了數次的修改，除了小幅度的工作項目增刪外，最主要的修改有二：一、自1975年修訂版起，增加飛機結構經濟壽命的定義，後續並對此定義陸續進行修訂；二、因應1988年美國阿羅哈(Aloha)航空公司波音737-200客機失事，於2002年後陸續修訂增加了飛機結構散布型疲勞損傷(widespread fatigue damage)的定義，以及訂定對此種損傷

的預防及處置措施。

在1975年的《飛機結構強固計畫》修訂版中，飛機結構經濟壽命的最原始定義為：「依據MIL-A-8867規範考量空軍同意的生產線或返廠(retrofit)飛機結構修改，輔以符合本規範的應用機隊結構維修計畫(Force Structural Maintenance Plan)，對全機耐久性試驗結果解析及評估後，所得出的飛機操作壽命(operational life)。一般而言，生產線修改或返廠修改是用來修正試驗所揭露的局部設計瑕疵或製造失誤。當試驗機體上發生散布型損傷(widespread damage)，要修復不經濟，不修復又會肇生功能性問題，影響操作妥善性時，認定試驗機體已到達其經濟壽命，其通常特徵為損傷位置遽增，或是修復費用隨著試驗歷程而與日俱增。」

到2002年的修訂版中，將飛機結構經濟壽命定義小幅修改為：「全新出廠航空器在某操作服役期間內之維修經費，與評估全面發展階段開發資料後，訂定之機隊結構維修計畫預估維修經費差異不大時，此段期間稱為經濟壽命。依據JSSG-2006對全機耐久性試驗結果解析及評估後，可獲得其經濟壽命。要評估經濟壽命，必須考慮美國空軍同意的生產線或返廠飛機結構修改，輔以符合本手冊的應用機隊結構檢查及維修文件。一般而言，生產線修改或返廠修改是用來修正試驗所揭露的局部設計瑕疵或製造失誤。當試驗機體上發生疲勞損傷，要修復不經濟，不修復又會肇生功能性問題，影響操作妥善性時，認定試驗機體已到達其經濟壽命，其通常特徵為損傷位置遽增，或是修復費用隨著

試驗歷程而與日俱增。」

2002年修訂版中主要的修改，是將經濟壽命的適用對象闡明為「全新出廠航空器」，另外解析及評估全機耐久性試驗結果參照的規範，則由MIL-A-8867《飛機強度暨剛性地面試驗軍用規範》(Military Specification, Airplane Strength and Rigidity Ground Tests)改為JSSG-2006《國防部飛機結構聯合服務規範指導》(Aircraft Structures, Department of Defense, Joint Service Specification Guide)。

到2005年的修訂版中，飛機結構經濟壽命定義大幅簡化為二句話：「在此段期間內，飛機以維護及修理比換裝新機更具成本效益。經濟壽命觀念適用於零組件、飛機、或是全機隊。」

之所以會大幅簡化飛機結構經濟壽命的定義，是因為美國空軍由1988年阿羅哈航空公司的737-200型客機失事事件中，體認到美國空軍一些服役多年的大型飛機(尤其是民用轉軍用的飛機，如：由707改裝的KC-135空中加油機)，早在到達其原先所定義的經濟壽命前，可能就因機上許多位置存在著肉眼不易看見的散布型疲勞損傷，而面臨結構喪失設計強度，飛機已到達使用壽命盡頭的窘境。

阿羅哈事件

1988年4月28日，美國阿羅哈航空公司一架波音737-200型客機，在夏威夷上空24,000英尺高度巡航時，機身客艙前段頭等艙處一段長約15英尺的上蒙皮突然飛脫，一名站在

第五排座椅旁走道的空服員，在機艙失壓的一瞬間，立即被強風由機身左側的破洞掃出機外，其餘人員與飛機於11分鐘後緊急安全降落(圖九)。

波音737的機身由前至後共分為四段(section)：41段、43段、46段和48段，各段長度不等，但皆長達十餘英尺。各段的機身外蒙皮由數片寬約6英尺，長度與機身各段長度相同的小片蒙皮，兩兩並排相互重疊搭接(lap joint)而成。

阿航飛機飛脫的機身蒙皮，是機身站位(body station)BS 360到BS 540處的43段，裂紋的可能起始位置是左側窗戶上緣，頂部小片蒙皮和側面小片蒙皮相互搭接的S-10L(左側第10號加強條(stringer))處(圖十)，接著艙壓將蒙皮由裂紋發生處向外扯裂，左側裂到機身地板稍上方的S-15L(左側第15號加強條)位置處，右側則越過機頂，一直裂到窗戶上緣S-10R(右側第10號加強條)處，撕裂寬度跨越整個上半機身。

飛機機身蒙皮一旦發生裂紋，蒙皮就

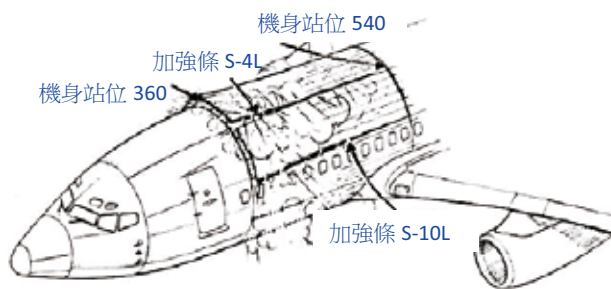


圖九 1988年美國阿羅哈航空公司一架波音737-200型客機前機身撕裂脫落。圖片來源：參考文獻11

喪失了負載傳遞功能，負載必須由裂紋的尖端處另覓出路，也就是造成蒙皮的續裂。波音因此在機身蒙皮的圓周和機身方向，各安排間隔25公分(10英寸)的止裂條(tear strap)，止裂條提供另一條負載路徑，使負載繞過破壞的蒙皮由止裂條傳遞至其他結構，降低蒙皮上裂紋尖端的應力，裂紋因而不會繼續延伸。

為什麼阿航的失事機機身蒙皮沒有如設計所預期被止裂條阻止呢？美國國家運輸安全委員會(National Transportation Safety Board)事後調查發現：波音737-200設計使用壽限為75,000飛行架次，失事機已飛行近90,000飛行架次，遠超過飛機的設計使用壽限，失事機19年的服役生涯中，機身頂部和側面蒙皮相互搭接處，許多搭接鉚釘孔邊因為機身蒙皮疊接區的膠合失效，存有腐蝕(corrosion)及疲勞所造成的微小裂紋，機身加減艙壓的變化使得這些裂紋陸續成長，並逐漸相互連接，最後在某一加壓瞬間連成一條很長的貫穿裂紋，加上止裂條也因脫膠而喪失設計功能，最終導致蒙皮撕裂並飛脫。

內容修訂二：散布型疲勞損傷



圖十 阿羅哈航空公司波音737-200型客機前機身蒙皮脫落位置。圖片來源：參考文獻15

為因應阿羅哈航空事件中所發現的散布型疲勞損傷，美國空軍陸續在2002及2005年修訂《飛機結構強固計畫》，定義了何謂此種損傷的發生時間，要求需對此時間點訂出規範，並得對此時間執行分析預測，希望藉此防範現役老飛機發生類似阿航事件的情況。

散布型疲勞損傷發生時間定義為：「結構發生散布型疲勞損傷的時間，就是多處結構細部位置(如：鉚釘孔邊)，同時出現大小及分布密度不容忽視的裂紋，使得結構不再具備小部分損傷後，仍有足夠剩餘強度的容許損傷特性。」

發生時間點規定為：「需訂定此發生時間的規範，以確保在飛機結構設計服役壽命內，不會發生散布型疲勞損傷。發生散布型疲勞損傷時，影響所及的零件即屆滿其服役壽命。本計畫中提及的全機耐久性試驗應能證明在界定的裕度內，散布型疲勞損傷發生時間大於或等於設計服役壽命。」

而對散布型疲勞損傷的預測作為，則規定為：「根據全機耐久性試驗、航空器檢查、以及使用情況追蹤的結果，初步預測散布型疲勞損傷的發生時間。在屆臨此時間之前，需對一高飛行時數航空器完成全機拆檢，以確認結構上的裂紋分布情況，並據此重新計算散布型疲勞損傷的發生時間。在飛行線上航空器屆臨此修訂時間之前，需有一詳盡的非破壞性檢查計畫來確認此修訂後時間；飛行線上航空器屆滿此時間後，由於例行性檢查已不足以保障飛安，航空器須進行結構修改或除役。」

阿航事件後，歐美大型航太公司仍以自行開發的軟體預測散布型疲勞損傷的發生時間，但各公司的分析結果常有差異，造成外界對分析方法有所質疑。美國航太總署(National Aeronautics and Space Administration, NASA)為此特別在機體結構強固專案(Airframe Structural Integrity Program)下，邀集美國聯邦航空總署(Federal Aviation Administration, FAA)及航太業界，統合產官學界以十年的時間藉由開發新軟體或強化舊軟體的方式後，於1998年發布一組分析軟體，讓業界在預測飛機結構重疊搭接區散布型疲勞損傷發生時間時，有統一的參考標準。

結 語

美國空軍於1950年代末期制定了《飛機結構強固計畫》軍用規範，詳訂軍用飛機的發展流程細節，並嚴格執行機隊管理的工作，之後雖然因配合設計觀念的改變，局部修改了規範內容，但整個規範的精神卻始終如一，未曾改變，而其實施成果也有目共睹，美國空軍自實施此規範後所發展的各型新飛機，或是依據此規範重新審查結構強度的舊型飛機，就未再發生因結構疲勞導致飛機連續失事的重大事件，雖然在2007年底時，發生一架F-15C在執行訓練任務時空中解體，造成一時的虛驚，但失事後調查發現肇因為製造不符藍圖規格，並不是規範有所缺失。

不論是早期的F-16、F-18、B-1，或是美國最新世代的F-22、F-35，這些國人熟知的

高性能飛機及我國自行研製的經國號戰機，都是遵循此規範順利完成發展，並規劃機隊的任務分配及每架飛機的結構檢修時程，因此保有優異的結構安全記錄，保障飛安並維持機隊戰力，《飛機結構強固計畫》的重要性由此可見。

參考書目

1. "Aircraft Structural Integrity Program, Airplane Requirement," Military Standard MIL-STD-1530, 1 September 1972
2. "Aircraft Structural Integrity Program, Airplane Requirement," Military Standard MIL-STD-1530A, 11 December 1975
3. "Aircraft Structural Integrity Program, Airplane Requirement," Military Handbook MIL-HDBK-1530B (USAF), 3 July 2002
4. "Aircraft Structural Integrity Program, Airplane Requirement," Military Standard MIL-STD-1530C (USAF), 1 November 2005
5. "Airplane Damage Tolerance Requirements," MIL-A-83444 (USAF), 2 July 1974
6. "Airplane Strength and Rigidity Reliability Requirements, Repeated Loads and Fatigue," MIL-A-008866B (USAF), 22 August 1975
7. "Airplane Strength and Rigidity Ground Tests," MIL-A-008867B (USAF), 22 August 1975
8. "The history of the aircraft Structural Integrity Program," Aerospace Structures Information and Analysis Center, June 1980
9. "Methodology for Predicting the Onset of Widespread Fatigue Damage in Lap-Splice Joints," NASA/TM-1998-208975, December 1998
10. "Management of Airframe Fatigue Through Individual Aircraft Loads Monitoring Programs," Aeronautical and Maritime Research Laboratory, Defence Science and Technology Organisation, International Aerospace Congress, Adelaide, Sept. 1999
11. "Milestone Case Histories in Aircraft Structural integrity", NLR-TP-2002-521, October 2002
12. 16SL-03-17 "F-16 Aircraft Structural Integrity Program (ASIP) Data Processing Training Modules", Lockheed Martin, 4 March 2003
13. "Flight Test of the F/A-18 Active Aeroelastic Wing Airplane", AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit 15-18 August 2005, San Francisco, California, AIAA 2005-6316
14. "Joint Strike Fighter Airframe Durability and Damage Tolerance Certification", 47th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Con 1-4 May 2006, Newport, Rhode Island, AIAA 2006-1867
15. "Reliability of Fatigue-prone Airframes and Composite Materials," RIGA - 2011
16. "The B-47's Deadly Dominance", Air Force Magazine, February 2013
17. "Structural Health Management of Ageing Aircraft and Other Infrastructure", Christian Boller, The University of Sheffield, Division of Aerospace Engineering, Mappin Street Sheffield/UK, S1 3JD
18. "Executive Summary, Aircraft Accident Investigation, F-15C, T/N 80-0034", Lambert Field IAP, Missouri, 2 November 2007
19. "A stochastic approach to determine lifetimes and inspection schemes for aircraft components", International Journal of Fatigue, 2008

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。