

飛機結構設計觀念變化與演進

空軍備役中校 魏楞傑

提 要

飛機結構的設計，必須在性能、安全、成本三者間取得平衡。自1903年萊特兄弟發明飛機後，伴隨著重大的飛機失事教訓，飛機結構設計觀念也歷經多次的修改。最早僅考量材料靜力強度；1930年代後為採用線性疲勞觀念的「安全壽命」，經過1950年代的彗星號及B-47墜毀後，改進為「安全性損壞」；而1970年代發生的B-707及F-111事件，則使得「容忍損傷」成為現今的標準結構設計準則。1988年發生的阿羅哈航空事件，則揭示了散布型疲勞損傷為「容忍損傷」結構設計的新課題。

前 言

1903年萊特兄弟(Wright brothers)發明飛機後，飛機工業正式誕生。早期飛機的標準構型是雙翼機(biplane)，機身和機翼採用橋樑的衍架(girder)設計，機翼內有多根木製的翼樑(spar)和翼肋(rib)直交(orthogonal)擺置，外層再包上帆布。上、下機翼間，以木條和鋼索做為垂直支撐，以維持機翼在氣動力負載下，不致彎折破壞；機身則是木盒狀衍架(box-girder)設計，對角線加上鋼索以維持機身的剛硬(rigidity)。此時的飛機大都用做探索性能的實驗機，結構疲勞壽命完全未列入考慮。

眾所周知，戰爭是新科技的最佳催化劑，第一次世界大戰促成了發展更快、更強、更可靠的飛機，戰爭期間共生產了約15萬架飛機，絕大部分是使用木頭和帆布，因此到大戰快結束時，木頭的供應已接近枯

竭，使用材料不得不轉向金屬。大戰末期出現了焊接的鋼製機身，以及懸臂式(cantilever)單翼機(monoplane)，機翼內翼樑數量減少，只剩幾根主樑，但強度和勁度皆足以承受機翼全部的氣動力負載，也不再需要鋼索來加強。

靜力強度



圖一 一次世界大戰中英國著名的駱駝式(Camel)戰機，為標準的雙翼機構型。(圖片來源：參考文獻15)

由於當時金屬材料極富韌性(ductility)，結構設計方法很保守，因此結構的安全裕度(Margin of Safety)相當大，加上這些飛機主要用於軍事用途，在結構遭遇疲勞問題之前，飛機早就因為失控、引擎失效、大動作使機翼或機身突然解體而墜毀了，因此結構疲勞壽命不是此時的設計重點，結構設計只要滿足材料靜力強度(Static Strength)就不會有問題，結構分析則以全機靜力試驗為佐證，試驗負載為飛行負載乘以一安全係數，以計入如：負載不確定、結構分析不準確、材料性質變異、製造品質變異…等不確定因素。

二次大戰期間，飛機的噴射引擎技術發展最快，1944年出廠的德國ME-262噴射戰鬥機，是全世界第一架採用噴射推進的飛機。同時期飛機的製造技術也大有進步，不過大多數飛機都是被敵機擊落，結構疲勞壽命仍然不是眾人關心的焦點。

二次大戰後，為了減輕機體重量以提升飛行性能，在材料靜力強度主導結構安全的迷思下，一些强度高但韌性低的金屬材料開

始出現在飛機結構上。只是此時的噴射民航機飛行速度已非昔日可比，軍機的低空飛行任務還會遭遇到強大的氣動力擾流，結構氣動力負載直線上升，結構應力大增，縮小了結構安全裕度，造成一些飛機往往在服役初期就因結構疲勞破壞而紛紛墜毀，昭告世人材料靜力強度已不足以保證飛機結構安全。

1954年英國航空公司(British Overseas Airways Corporation)彗星一號(Comet 1)的連續失事，正式就飛機結構疲勞隱憂向世人敲響了第一記警鐘。

彗星一號

由英國帝哈藍公司(de Havilland)設計製造的彗星一號可搭載乘客36人，巡航高度10,700公尺(35,000英呎)，巡航時速720公里，航程4,000公里，是全球第一架高空噴射民航客機。彗星一號的巡航高度為同時期其他客機的兩倍，而艙內氣壓則設定在2,400公尺(8,000英呎)的高度，使得機內外氣壓差也幾乎是當時一般客機的兩倍，因此在出廠前特別經過18,000次艙壓的測試，以確保結構的安全。

彗星一號的構想孕育於1943年，1946年9月開始設計，1949年7月27日第一架原型機首飛，英國航空公司由1952年5月2日起提供彗星一號定期航班服務。彗星一號服役後不久就事故不斷，數起起飛時失事歸咎於駕駛員對新飛機不夠熟悉，而1953年在佳爾各答(Calcutta)西南方50公里處的空中解體，則歸因於高空暴風雨。但在1954年發生的另兩起空中失事，則完全顯示了結構設計有重大瑕



圖二 早期飛機實施靜力試驗的情形。(圖片來源：參考文獻22)

疵。

1954年1月10日，一架已飛行1,286架次、3,680飛行小時的彗星一號，由新加坡飛往倫敦的途中，由最後停靠站羅馬再度起飛後半小時爬升到約8,100公尺(27,000英尺)的高度時，於天候良好的情況下機身解體並有部分起火燃燒，墜落於義大利厄爾巴島(Elba)畔的地中海。事發後彗星一號機隊立即停飛，帝哈藍公司在無法迅速撈起機體殘骸的情況下，評估了可能的失事原因後，對機體進行了一些改良，並於1954年3月23日獲得允許復飛。

但在復飛僅16天後的1954年4月8日，又一架已飛行903架次、2,703飛行小時的彗星一號，在由羅馬飛往開羅的起飛約半小時後，估計已爬升到最高巡航高度時，突然完全失去聯絡，稍後在義大利南部那普勒斯(Naples)畔的地中海發現飛機殘骸。事發後彗星一號機隊再度立即停飛，英國運輸暨民航部(Ministry of Transportation and Civil Aviation)於4月12日撤銷彗星一號的適航認證。

第二起失事後英國以一架已經歷1,221加壓架次、3,539飛行小時的機體進行艙壓模擬試驗，試驗機體的客艙及駕駛艙放置於一特製水槽內，機翼外露於水槽外，以液壓方式

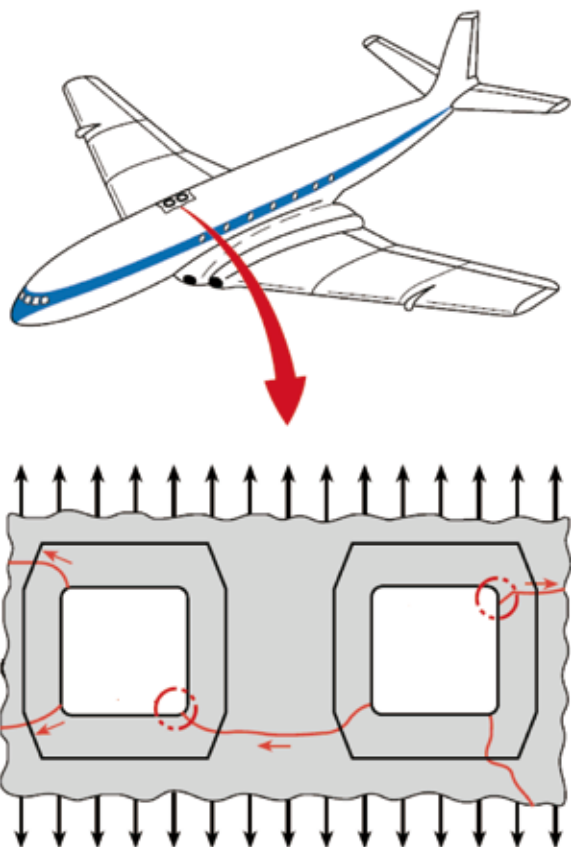


圖三 由地中海撈起的第一架彗星一號失事殘骸。
(圖片來源：參考文獻27)

施加模擬氣動力負載，艙體內部以水壓模擬艙壓。若以氣壓模擬艙壓，一旦艙壁產生小裂紋，艙體內外壓差導致的艙壓急速向外洩放，就像一枚500磅炸彈在艙體內爆炸，艙壁會四散爆裂飛濺。水為不可壓縮流體，可避免發生這種情況。試驗機體經過1,825次的加減壓，機身左側一扇窗戶的角落蒙皮長出疲勞裂紋0.2公分後，瞬間延伸達2公尺使機身斷裂，證實彗星一號的機體結構疲勞強度不足。

裂紋發生的原因是蒙皮太薄。彗星一號裝用4具帝哈藍引擎公司(de Havilland Engine Company Limited)生產，代號鬼魅(Ghost)的渦輪扇(turbofan)噴射引擎，由於當時的噴射引擎仍在起步階段，為了減輕機體重量以彌補推力的不足，彗星一號機身蒙皮厚度只有0.07公分(0.028英寸)，窗戶邊蒙皮加厚到0.09公分(0.036英寸)，薄蒙皮在艙壓作用下的應力(stress，單位面積承受的負載)居高不下，而窗戶角落的應力集中(Stress Concentration)效應使高應力情況更加惡化，最後導致產生疲勞裂紋。

另外出廠前的結構測試也有問題，彗星一號執行全尺寸機體疲勞試驗時，機體約經過18,000次的加減艙壓後才毀壞，大約是真實疲勞壽命的15倍，與實際情況完全不符，這是因為疲勞試驗機體之前也用來執行靜力試驗，先承受了兩倍設計艙壓的負載以驗證機體靜力強度，而在材料內留下了當時世人仍一無所知的餘留應力(Residual Stress)，而餘留應力會提高結構疲勞壽命，致使試驗結果失真。



圖四 第一架失事彗星一號初始疲勞裂紋位置。
(圖片來源：參考文獻16)

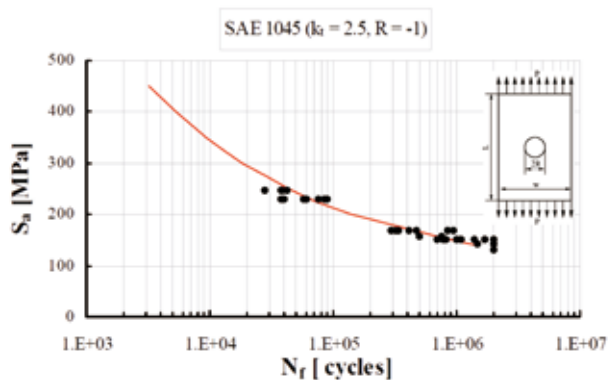
第一架失事的彗星一號殘骸由地中海撈起重組後，在機頂上方兩座自動定向(Automatic Direction Finding)天線の後天線座右後方蒙皮開口(cut-out)角落處，距開口約5公分處一直徑約1公分的螺栓孔邊，發現疑似初始疲勞裂紋位置，此疲勞裂紋在飛機失事前幾架次迅速向前及向後生長到約2.5公分長度後，即導致飛機在艙壓作用下空中解體，與水槽測試所顯示的現象相吻合，證實了金屬疲勞是失事的原因。彗星一號在每一次飛行中，起飛後爬升到巡航高度，或是降落前

由巡航高度下降到進場高度，機內艙壓的變化在窗戶角落應力集中的位置產生細小的裂紋，此小裂紋隨著飛行時間的增加而成長，當到達臨界長度(Critical Length)時，機身就像汽球破裂般地爆裂開來。

安全壽命

彗星一號設計於1946年，依循英國航空註冊委員會(Air Registration Board)認可的「安全壽命」(Safe Life)設計觀念。在這種設計觀念裡，飛機在預定的服役期間內需能承受預期的反覆性負載，當結構飛行時數到達服役壽命時，認定結構疲勞壽命已經完全耗盡，飛機必須汰除。

「安全壽命」設計觀念的缺點，在於它的疲勞分析與設計一般是採用「疲勞強度耐久限」(Fatigue Strength - Endurance Limit)的方法，也就是所謂的麥林法則(Miner's Rule)。它是在實驗室裡對多片截面積各異的小尺寸材料試片，施加不同的等振幅(Constant Amplitude)負載，直到試片疲勞破



圖五 SAE1045鋼材的S-N曲線。(圖片來源：參考文獻20)

壞為止，以獲得此材料在各種施加應力和發生疲勞破壞的負載週期之數據，稱之為S-N曲線(S-N Curve，S代表施加應力，N代表負載週期數)，再以實際結構件在各種設計飛行條件下的應力，找到相對應的疲勞破壞負載週期數，依線性累加的方式加總，就可預測結構的疲勞壽命，並應用於設計。雖然這種方法已行之多年，且普遍為一般飛機結構設計及分析家們所接受，然而這種分析方法有其先天上的缺點，使得分析的結果常不符合實際。

因為一般在實驗室裡做這種小型試片的疲勞試驗時，試片表面上都有經過特別處理，以使試片表面儘可能光滑平整而沒有任何缺陷，也就是沒有任何裂紋的存在。因此，由這種試片所得的疲勞壽命試驗數據，就包括了裂紋初始(Crack Initiation)及裂紋成長(Crack Growth)這兩部分。所謂裂紋初始(Crack Initiation)，是指試片表面由沒有裂紋至發現有初始裂紋(Initial Crack)的那一段時間，至於初始裂紋的大小、尺寸、何時會發現，那要看該實驗室的非破壞性檢驗能力而定。而裂紋成長，則是指初始裂紋由此後繼續擴展，直到最後試片終於完全斷裂的那一段時間。

若將此種數據應用於飛機結構分析及設計上，由於我們很難相信，也無法保證飛機上所有結構零件都處於完美無瑕的情況，換言之，結構上很可能(事實上也早已預先)存在著各式各樣微小的裂紋，只是製造時的非破壞性檢驗能力無法發現，因此在負載的作用下時，此結構根本就沒有裂紋初始這一階

段，所以會造成分析的結果不夠準確，而且會顯得過度樂觀。這是因為若結構上早已預先存在著有裂紋，則它的疲勞壽命中就不再包含裂紋初始的那一段時間，而在傳統的疲勞試驗裡，裂紋初始階段所花的時間，約占了全部疲勞壽命的百分之九十以上，因此若結構上已預先有裂紋存在，則此時結構件的疲勞壽命將只有裂紋成長這一階段的時間。傳統的麥林法則分析結果，一律包含了裂紋初始及裂紋成長兩階段時間，顯然過於樂觀，也因此傳統的疲勞設計裡，往往要採用一相當大的安全係數(一般是4)來儘量避免這項誤失，而這過大的安全係數，又常常會造成結構超重。

至於用來驗證機體結構服役壽命的全機疲勞試驗(Full Scale Fatigue Test)，也因為試驗機體無法完全表現生產型機體於製造過程中所留下的製造瑕疵，讓試驗結果充滿不確定性。

根據美國空軍1960年代晚期研究所發表的一份報告AFFDL TR-70-149，在該軍11種機型發生超過31,000件的疲勞裂紋事件中，百分之五十六以上可歸咎於製造過程遺留下的預存(pre-existing)裂紋，這些裂紋是飛機服役期間發生疲勞破壞的主因，但無論是全機疲勞試驗或是麥林法則，都無法計入這些預存裂紋對疲勞壽命的影響。

美國於1927年成立航空商務局(Air Commerce Bureau)，專責建立航空器的設計規範及其他標準，1938年改名為民航總署(Civil Aeronautics Administration)，它在1945年頒訂的民航法規(Civil Air Regulations)CAR

04.313疲勞強度(Fatigue Strength)章節中，首次出現結構疲勞考量。該章節內簡短表示疲勞會威脅結構剛性(integrity)，要求設計時「在可行範圍內避免有應力集中位置，以免正常服役情況下其應力超過疲勞限制(fatigue limit，不會造成結構疲勞破壞的應力值)。」

彗星一號失事當時，美國民航總署針對飛機結構疲勞的適航要求，僅有1953年12月31日發布的民航法規CAR 4b.216 c(3)章節補充文件中，針對加壓艙負載的說明：「飛機結構需有足夠的強度以承受差壓負荷(pressure differential loads)，此負荷等同於洩氣閥門(relief valve)最大設定值乘以一考量疲勞及應力集中效應之因子1.33，其他負荷可不考慮。」而當時對艙壓結構的疲勞強度要求，亦僅需其靜力強度可承受兩倍($1.33 \times 1.5 = 2.0$)艙壓負荷。

而美國空軍至此時為止，仍未有任何正式的飛機結構疲勞強度需求，飛機結構設計只考量靜力強度，並以靜力試驗(Static Test)和安全係數(Safety Factor)的方法來降低設計過程中的負載、結構分析、材料強度變異、製造品質…等不確定性，導致1952到1958年間，陸續發生了F-89C(1952)、B-36(1952)、F-84(1953)、F-86(1955)、F-101(1958)…等戰機的疲勞失事，但這些機型的結構疲勞問題，都經由快速失事調查及返廠結構修改而迅速獲得解決。就在美國空軍認為靜力強度設計足以克服疲勞問題之時，由1957到1958年的多起B-47轟炸機失事，一舉將它的飛機結構疲勞困境推到了最高峰。

B-47轟炸機

XB-47A原型機於1947年12月17日首飛，1950年完成1.5倍設計限制負載(Design Limit Load，飛機服役期間預期會遭遇到的最大負載)的靜力試驗，1952年9月到1954年3月完成飛行負載量測(Flight Load Survey)驗證，美國空軍於1951年根據靜力試驗結果批准量產並進入美國戰略空軍司令部(Strategic Air Command)服役。B-47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，由於B-47的設計僅考慮材料的靜力強度，因此採用强度高但疲勞特性差的7178-T6鋁合金。波音認為這架飛機會損壞的唯一原因為結構負荷超載(overload)，因此B-47沒有明確的設計壽命，只是美國空軍預定會在1965年除役。

B-47是當時美國戰略空軍司令部的主力，全機隊共2,711架。全新設計的B-47最大起飛重量102,494公斤，安裝6具奇異(General Electric)的J-47噴射引擎，4具置於機翼內側，2具靠近翼尖，單具引擎推力3,268公



圖六 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30)

斤，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，戰鬥半徑達4,800公里，因此專責對蘇聯進行核子攻擊戰略轟炸任務，重要性無可言喻。

不過B-47的飛安紀錄也是美國空軍有史以來最慘烈的，在B-47機隊的服役生涯中，共有203架飛機墜毀，約佔全機隊總數量的十分之一，造成464人喪生。1957和1958年墜機達到最高峰：1957年24架飛機墜毀，63人喪生；1958年25架飛機墜毀，58人喪生。

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3起：首先是在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英尺高空解體，總飛行時數2,077小時30分鐘；同一天在奧克拉荷馬州突沙市(Tulsa)上空，一架TB-47B在7,000公尺高空處，因左機翼脫落而墜毀，總飛行時數2,418小時45分鐘。接下來是3月21日，佛羅里達州雅芳公園(Avon Park)上空，一架B-47E在拉起機頭爬升時空中解體，總飛行時數1,129小時30分鐘。這3起失事事件中，美國空軍認定1起為飛行操控造成的結構超載，另2件則與金屬疲勞有關。

接著4月份又連續發生2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4,000公尺高空處空中解體，總飛行時數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1,419小時20分鐘。

美國空軍在展開失事調查的同時，除立即檢查全機隊飛機有否疲勞裂紋外，並限制B-47的飛行條件：最大指示空速(Indicated Airspeed)每小時570公里、最大飛行動作1.5g(重力加速度)、最大側傾角(bank)30度、含副油箱重量在內，最大起飛重量84,000公斤(185,000磅)、禁止低空及穿越擾流飛行。1958年5月29日開始配送各基地加強翼根結構強度的修理器材包，至1959年1月止，共完成1,622架修復並解除飛行限制，不過在1958年後續的日子中，B-47又墜毀了22架。

美國空軍為獲知B-47的結構疲勞壽命，同時委請波音、道格拉斯(Douglas)、國家航空顧問委員會(National Advisory Committee for Aeronautics, NACA)三單位同步執行獨立的全機疲勞試驗，結果顯示B-47的結構設計疲勞壽命確定為3,000飛行小時，若是進行結構修改，則可望達5,000飛行小時。1966年B-47除役，由B-52取代擔任核子戰略轟炸任務。

失事調查結果顯示，B-47的提前失事源自三大關鍵因素：全機總重增加、引擎推力增加、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。由於B-47是當時美國唯一可低空穿透蘇聯防空網投擲核子彈的高速轟炸機，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，全機重量也因此水漲船高。為了維持它的速度優勢，引擎推力也隨之提升增大，並加裝火箭引擎協助飛機起飛，而它的轟炸動作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



低空以接近800公里的時速飛向目標，在距離轟炸目標約一分鐘前，爬昇到1,000公尺的高度，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。在這些因素交互影響之下，機體結構承受的負載較設計負載超出太多，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。

為確定其他機型是否有相同的結構安全疑慮，美國空軍當時的參謀長(Chief of Staff)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)規劃的飛機結構剛性專案(Aircraft Structural Integrity Program)，此專案主要目的為：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，避免現役機隊發生結構毀壞。

美國空軍當年並發布一份技術備忘錄WCLS-TM-58-4，標題為《結構疲勞驗證計畫細部需求》(Detail Requirements for Structural Fatigue Certification Programs)，規定在飛機結構的設計階段，需根據以往經驗搭配最新理論執行疲勞分析，並以全機靜力試驗及全機疲勞試驗進行驗證；飛機的設計使用壽命(即：安全壽命)為全機疲勞試驗所驗證的飛行時數除以一安全係數(通常是4)，以計入材質、製造、組裝過程、負載、…等不確定因素；服役階段需執行機隊飛行負載量測，獲得飛機的真實飛行負載，以持續更新設計階段的疲勞分析數據，確切掌握飛機結構的使用壽命。

1958年11月19日，李梅將軍正式批准飛

機結構剛性專案，1961年9月美國空軍發布ASD-TN-61-141《空軍結構剛性專案詳細需求與狀況》(Detail Requirements and Status Air Force Structural Integrity Program)，明訂對飛機結構的詳細需求。此文件也就是今日美國空軍仍奉行不逾的軍用規範MIL-STD-1530《飛機結構剛性專案》的濫觴，它規定飛機由構想、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，必須遵循一系列標準的工作項目，以保證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。

安全性損壞

彗星一號與B-47事件促成了飛機結構設計觀念的改變，美國民航總署在1956年2月7日修訂航空器適航文件，新增的CAR 4b.270章節內，對大型客機結構(含加壓客艙)的適航認證有更明確的規範，規定除了「疲勞強度」(Fatigue Strength，也就是「安全壽命」)設計外，飛機製造公司也可採用「安全性損壞強度」(Fail-Safe Strength)設計。

飛機結構中，那些大幅負擔空中、地面、艙壓負載，一旦損壞又未能發現時，最終會造成飛機墜毀的結構零組件，稱為主結構(Principal Structural Element)，如：機身上縱樑、機翼蒙皮…等。「安全性損壞」設計要求當飛機某一主結構局部損壞或完全破壞時，在飛機負載大小不超過百分之八十的限制負載乘以1.15動態因子(Dynamic Factor)的條件下，主結構的負載會由鄰近的其他結構分擔，飛機不會因結構過度變形致使飛行特

性大幅度惡化，也不致有立即的毀滅性破壞顧慮。

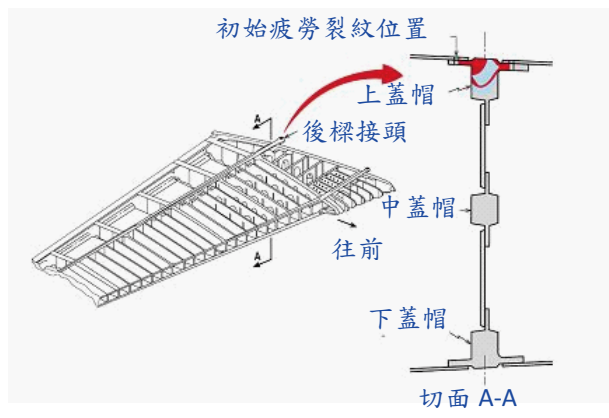
在適航認證時，「安全壽命」設計的飛機需有主結構的疲勞分析或試驗，且需執行機內艙壓與機外氣動力負載合併作用下的全機疲勞試驗；而採「安全性損壞」設計的機體，需以分析或試驗的方式證明，在前段所述的靜力負載(Static Load)作用下，主結構強度符合設計需求(例如：在施加負載下切斷一主結構件，或是在機身蒙皮上切出一條短裂縫，此時鄰近的其他結構仍能承擔規定負載)，不硬性要求全機疲勞試驗，且舊型飛機雷同設計觀念下的服役經驗，亦可做為適航佐證。至於是否需對主結構進行定期檢查，雖然一般都認為應該要有，但在主結構發生不明顯損壞時，是否應依據鄰近其他結構的剩餘壽命訂定檢查時距，適航文件中沒有明文規定。

「安全性損壞」設計觀念的基本論點，是飛機主結構一旦發生損壞時，在飛行中會使飛行特性明顯改變，在地面則是很容易會

被一般的目視檢查發現，因此只要是在正常的維修或操作情形下，就能防止主結構突然的致命性毀壞。就疲勞而言，此種設計的結構只要無損壞，幾乎就可無限期使用，既無需定期更換，也不必訂定特定的檢查作為，加上未強制執行全機疲勞試驗，節省飛機經營成本的優點顯而易見，因此當美國民用航空局頒布新規定後，絕大多數的民航機主結構都改採此種設計方式。

「安全性損壞」設計乍看之下飛機結構更加安全，但此種設計本身並未保證主結構的損壞一定很明顯，換言之，當主結構損壞後的飛行特性無明顯改變，主結構又無強制性的定期檢查時，將導致無法及時發現結構損壞並修復，飛機雖然沒有立即的飛安顧慮，但主結構負載轉由周邊結構分擔後，加諸於鄰近結構的負載大幅增加，若此負載繼續維持一段時間，鄰近結構很可能很快就會因疲勞、腐蝕、機械…等因素陸續損壞，最終必會危及飛安。

1970年代初期，歐美國家一些民航單位的適航認證人員，開始對「安全性損壞」的飛機結構長久安全性有所質疑，英國民航局(Civil Aviation Authority)在相同的顧慮下，限制第一代「安全性損壞」設計的波音707機型，在英國國內的安全壽命認證為60,000飛行小時，藉以保障其服役期間的結構安全，而英國的適航規範委員會(Airworthiness Requirements Board)也由1977年3月起，召集英、美的飛機製造業者及美國聯邦航空總署代表，進行一系列相關的會議研討，可惜的是當這些會議正在進行中時，就發生了1977



圖七 陸薩卡空難B-707-321C水平尾翼結構型態及初始疲勞裂紋位置。(圖片來源：參考文獻16)

年的波音B-707陸薩卡(Lusaka)事件，暴露了「安全性損壞」設計的缺失。

波音B-707

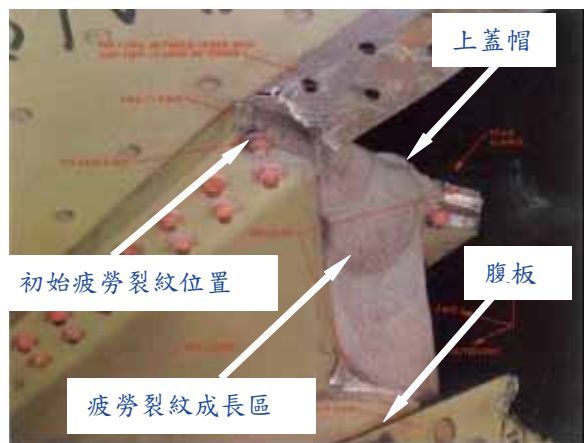
1977年5月14日接近正午時，一架隸屬於英國丹尼航空公司(Dan-Air Services Ltd)的波音707-321C 貨機，由倫敦飛往尚比亞(Zambia)，於天候良好情況下將降落於陸薩卡國際機場時，距跑道頭約4公里處右水平尾翼突然完全飛脫，飛機立即於約240公尺(800英尺)的高度垂直下墜，直接撞擊地面並起火燃燒，機上5名機員及1名乘客喪生。波音707的設計壽命為20,000飛行架次，失事飛機1963年出廠，當時已飛行16,723架次，47,621飛行小時。

波音707-300系列水平尾翼為707-100系列水平尾翼的研改型，707-100系列水平尾翼後樑由上、下蓋帽(chord)及介於蓋帽間的腹板(web)所組成，707-300系列水平尾翼後樑

則增加了一根中蓋帽。波音稱之為「安全性損壞蓋帽」(Fail-Safe Chord)，設計理念是當上蓋帽(或下蓋帽)損壞時，水平尾翼的負載可改由未損壞的下蓋帽(或上蓋帽)與中蓋帽共同承擔。另因707-300系列的起飛重量較重，故其水平尾翼要比707-100系列的大，且由水平尾翼根部起約2.3公尺(90英吋)的範圍內，上蒙皮加貼一片0.127公分(0.050英吋)厚的補強鋼片，下蒙皮加貼一片0.16公分(0.063英吋)厚的補強鋁片，以增強水平尾翼的扭轉剛性。

707-100型在申請適航認證時，是以全尺寸試驗證明水平尾翼「安全性損壞」設計，試驗中故意破壞受力最大的後樑根部上接合插銷(Upper Attachment Pin)，水平尾翼負載由前樑完全承擔並向後傳遞；707-300系列在申請適航認證時，僅以分析報告顯示當後樑上蓋帽損壞，後樑實際承載件僅餘中蓋帽、下蓋帽、以及與兩蓋帽相搭接的腹板時，水平尾翼有足夠的餘留強度(Residual Strength)承擔規定的負載。但失事後的水平尾翼疲勞試驗結果顯示，當前樑上蓋帽完全損壞時，水平尾翼結構的靜力行為表現，遠較適航認證時所假設的上蓋帽完全無用複雜許多。

失事調查結果顯示：由於707-300系列水平尾翼靠近根部處結構較強，固定件傳送的負載也較大，經過一段飛行時數後，此區域內固定件孔產生微小的塑性變形，降低了傳送負載的能力，使得區域後方的固定件開始承受較設計預期為高的負載，失事飛機大約經過9,500飛行架次後，離翼根約36公分(14英吋)處的後樑上蓋帽第11顆固定件孔處開始產



圖八 陸薩卡空難B-707-321C水平尾翼上蓋帽疲勞破壞破断面，顏色較深區域為疲勞裂紋成長區，裂紋由左邊固定件孔邊向右成長。(圖片來源：參考文獻27)

生疲勞裂紋，而不是707-100型的翼根接合插銷處。失事發生前約75到100飛行架次，後樑上蓋帽已完全損壞，此時水平尾翼負載改由中、下蓋帽承受，但這兩根蓋帽卻不足以支撐原負載，換言之，雖然設計者認為後樑具備多重負載路徑(Multiple Load Path)的特性，但實際結構行為卻與單一負載路徑(Single Load Path)無異，而「安全性損壞」設計又無定期檢查強制規定，加上飛行特性並無劇烈改變，故此損壞情況一直無人知曉，直到最後釀成慘劇。

失事後521架同型機的檢查結果，在36架的水平尾翼後樑上發現雷同的裂紋，其中3架的裂紋位置是在與失事飛機相同的第11顆固定件，33架的裂紋位置則分布於第2到第21顆固定件，有4架的裂紋長度已到達必須立即更換後樑的程度。

在「安全性損壞」的設計理想中，飛機結構在使用壽命期間不會有安全顧慮，但陸薩卡事件顯示主觀的設計錯誤認定，以及缺乏適當的定期檢查規定，是「安全性損壞」設計的最大隱憂。以陸薩卡事件為例，上蓋帽構型為T形剖面，上方兩側凸緣各與水平尾翼前、後上蒙皮搭接，裂紋由上蓋帽前角落處開始成長，初期隱藏於前上蒙皮下，但在飛機失事前約3,000飛行架次期間，裂紋已長出前上蒙皮覆蓋區域，若有定期檢查規定，不難在此段期間內檢出裂紋，從而避免悲劇的發生。

F-111空中解體

F-111起源於1960年的戰術戰鬥機

X(Tactical Fighter X)專案，當時的美國國防部試圖結合空、海軍的需求，為兩軍種發展空優戰機。通用動力(General Dynamics)於1962年贏得開發合約，為美國空、海軍各設計出F-111A、F-111B。F-111A於1967年10月進入美國空軍服役；F-111B則因機體太重，無法滿足航艦上的操作需求，被美國海軍取消後續發展。

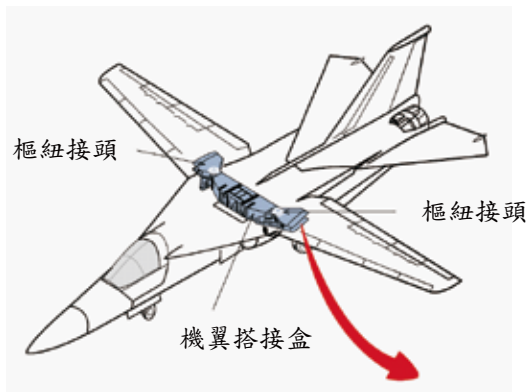
F-111的結構設計遵循美國空軍於B-47事件後所發布的《結構疲勞驗證計畫細部需求》，結構研發過程涵蓋了分析、發展試驗、以及1960年代前後所發展的軍機各種典型全尺寸試驗。設計採用當時的「安全壽命」設計觀念，假設結構上沒有任何初始缺陷或裂紋存在，並以靜力試驗及四倍服役壽命16,000飛行小時的全機疲勞試驗，來證明結構的安全性符合當時美國空軍的需求。由



圖九 F-111的可變後掠機翼，可應運任務需要改變後掠角度。(圖片來源：參考文獻36)

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劇烈，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。後掠角度固定不變的機翼在特定的飛行速度、高度、大氣溫度、大氣密度、引擎推力…下，有最佳的性能表現，一旦其中某個因素改變，性能就會降低。針對這個缺點，



製造瑕疵

圖十 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16)

由1940年代迄今，廣被採用的改進方式是在主翼的前、後方各增加前緣縫翼(Leading-Edge Slats)和後緣襟翼(Trailing-Edge Flaps)，改進飛機於起降以及某些飛行姿態下的性能。而可變後掠機翼則更具威力，它就像是設計各種不同的機翼，來配合飛行中不同的飛行情況，譬如：起降時把機翼完全向外伸展，增加機翼的升阻力，縮短起降距離；次音速巡航時則把機翼部分後掠，減少機翼的阻力；超音速貼地飛行時則將機翼全角度後掠。

F-111可變後掠機翼結構中最重要的零組件，是貫穿機身的機翼穿越盒(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，因此兩零組件皆使用特別開發的D6ac高強度合金鋼。

F-111A於1964年12月完成首飛，1967年10月，第一個F-111A聯隊在內華達州(Nevada)內理斯(Nellis)空軍基地正式成立，8個月之後的1968年3月17日，6架F-111被派駐泰國執行越南戰場上的轟炸任務，經過幾個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未見蹤影，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。

1969年12月22日，一架機尾編號67-049僅飛行107架次的F-111A，於內華達州內里斯空軍基地上空進行武器拋投(Weapons

Delivery)訓練飛行時墜毀，當時飛機以低高度對一模擬目標發射火箭後，以 $3.5g \pm 0.5g$ 對稱飛行拉起時，左翼掉落，飛機墜毀，兩名飛行員當場喪生，飛機殘骸中左翼之機翼樞紐接頭由中間斷裂成內、外兩塊，內半塊遺留於機身上，外半塊與機翼相連。當時的負載因子(Load Factor，即重力加速度)、速度、重量皆小於設計值。F-111A的設計負載因子為11.0g。

美國空軍立即全面停飛F-111A，並展開有史以來規模最大的飛機結構疲勞失事調查。美國空軍將殘骸送交通用動力執行破斷面檢驗(Metallurgical Examination)，結果在機翼樞紐接頭下緣發現有個製造過程遺留的半橢圓形淬火裂紋(Quench Crack)，寬約2.5公分(1英吋)，深度幾乎穿透厚度，此初始裂紋在經過大約100飛行架次後，就成長到使接頭強制破壞的臨界長度。機翼樞紐接頭由生料(Raw Material)、熱處理、焊接、到最後機製加工成形的過程中，共需執行超音波(Ultrasonic)檢驗、磁粒(Magnetic Particle)檢驗、以及X光檢驗，但初始裂紋垂直於結構表面，讓超音波檢驗無法檢出它的存在；接頭特殊的幾何形狀，不利於電磁場下金屬粒子的移動，讓初始裂紋躲過了磁粒檢驗；而初始裂紋的緊閉和方向，則讓X光檢驗無從發揮。

F-111事件清楚昭示了「安全壽命」設計觀念的重大缺失：飛機在製造過程中不小心所造成的微小裂紋，有可能因檢驗疏失而隨機存在某些結構上，對飛機服役期間的結構安全帶來致命威脅，但「安全壽命」的疲

勞分析或是全機疲勞試驗，都假設結構件上沒有任何初始缺陷或裂紋存在，根本無法計入這些隨機小裂紋對結構疲勞壽命造成的影響。

容忍損傷

F-111事件直接催生了現今的「容忍損傷」(Damage Tolerance)設計觀念。美國空軍於1974年7月頒布軍用規範《飛機容忍損傷需求》(Airplane Damage Tolerance Requirements, MIL-A-83444)，規定往後的軍機開發都必須採用「容忍損傷」設計，自由世界現役主力戰機F-16是率先應用此種設計觀念的美軍飛機。

美國民航總署於1958年改名為聯邦航空局(Federal Aviation Agency)，1967年再度更名為聯邦航空總署(Federal Aviation Administration, FAA)，民航法規也改為聯邦航空法規(Federal Aviation Regulations, FAR)，原先一般大型民航機的CAR 4b.270《結構疲勞評估(Fatigue Evaluation of Structure)》章節，也被運輸類飛機適航標



圖十一 大型商用客機執行全機疲勞試驗的情形。
(圖片來源：Internet)

準(Part 25 Airworthiness Standards: Transport Category Airplanes)中的FAR 25.571取代，但內容完全未更動，「安全壽命」和「安全性損壞」依然並存。但經過1977年的波音B-707陸薩卡事件後，聯邦航空總署在1978年12月1日發布FAR 25.571第45號補充文件(Amendment 45)，將此章標題由《結構疲勞評估》改為《結構容忍損傷與疲勞評估》(Damage-Tolerance and Fatigue Evaluation of Structure)，內容中刪除原本的「安全性損壞」條文，增加「容忍損傷」設計規定：新飛機的主結構設計需採用「容忍損傷」設計，某些主結構以此方式設計不切實際時，才可以採用「安全壽命」設計。

聯邦航空總署同時發布的服務通報(Advisory Circular)AC 25.571-1中，列舉「容忍損傷」設計可能不切實際的兩處主結構範例：起落架、引擎吊點，但在1986年3月5日發布的修訂版AC 25.571-1A中，刪除引擎吊點，僅餘起落架結構可應用「安全壽命」設計。

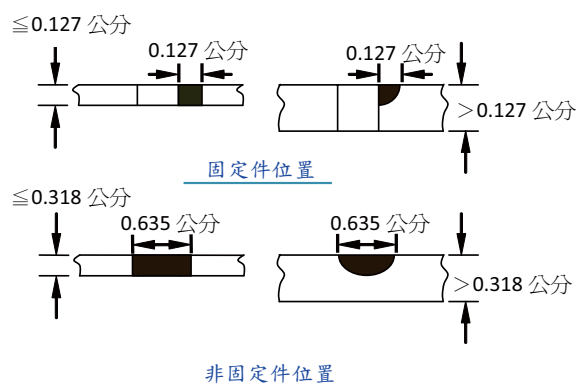
「容忍損傷」設計中明訂：一、在有裂紋的情況下，結構的餘留強度不能低於設計限制負載；對機身而言，則是不能低於1.1倍操作艙壓、氣動吸力(Aerodynamic Suction)、飛行負載這三者的總和。二、在裂紋生長到前述負載下所允許的最大長度前，需能檢出此裂紋。

FAR 25.571第45號補充文件《結構容忍損傷與疲勞評估》規定：在設計新飛機時，必須假設飛機結構在一出廠時，由於不同的材料、結構製作、以及製程所影響，每一主

結構件上應力最大的位置，如：R角、鉚釘孔…，會預存一定大小的裂紋，此裂紋於飛機服役期間在負載作用下逐漸成長，飛機的設計必需在裂紋存在的情況下，機體結構仍能在一定時間內安全地容忍這些損傷。

一般以為「容忍損傷」設計可讓飛機在已知有裂紋的情況下，繼續安全飛行，這是個錯誤的觀念。沒有任何設計規範允許在明知情況下，讓飛機主結構強度降到極限負載(Ultimate Load, 1.5倍的限制負載)以下，「容忍損傷」設計主要是對於在正常使用情況下，不預期會發生裂紋，但可能在服役期間因環境因素產生裂紋的主結構，提供定期檢查的制訂依據。飛機主結構若有裂紋，除非經工程研判在後續飛行中的結構強度未降到極限負載以下，否則必須馬上修復。

FAR 25.571第45號補充文件《結構容忍損傷與疲勞評估》中刪除的「安全性損壞」，被美國空軍納為它「容忍損傷」的設計選項之一，但要求採用此種設計觀念的結構，需依據其可檢查度(inspectability)而具備



圖十二 容忍損傷之裂紋緩慢成長設計下，規定的預存裂紋初始長度與形狀。(圖片來源：作者)

特定的屬性(attribute)。聯邦航空總署和美國空軍的「安全性損壞」在觀念上很類似，但在細節上有些差異。

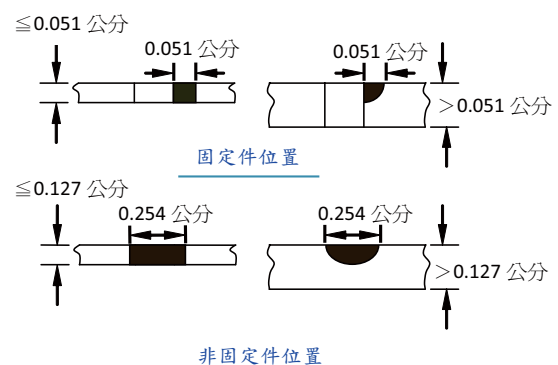
美國空軍的MIL-A-83444《飛機容忍損傷需求》中，規定飛機結構需採裂紋緩慢成長(Slow Crack Growth)設計或「安全性損壞」設計(註：在MIL-A-83444與FAA中，各有其安全性損壞設計的定義)。所謂的裂紋緩慢成長設計，就是結構上的初始裂紋，在一定期間內不會生長到臨界值。單一負載路徑結構一定得採用此種設計方式，例如戰機的縱樑就屬此種結構，其預存裂紋生長壽命需大於飛機設計服役壽命；而「安全性損壞」設計則分成：一、多重負載路徑結構，如：戰機的機翼和機身常以多個接頭相接合，任一個接頭損壞，其負載會轉由其他接頭分擔。二、裂紋阻滯(Crack Arrest)結構，如：大型飛機的機身沿圓周方向，會在蒙皮內側每隔50公分加貼一裂紋阻滯條，可阻擋沿機身方向延伸的蒙皮裂紋。

「容忍損傷」設計必需假設飛機主結構件上，最容易產生裂紋的臨界位置(Critical Area)上有一定大小的預存裂紋。就裂紋緩慢成長結構而言，在固定件孔邊的初始裂紋長度與形狀為：若結構厚度大於0.127公分(0.05英吋)，為半徑0.127公分的四分之一圓；若結構厚度小於或等於0.127公分，則為長度0.127公分的穿透裂紋。在非固定件孔邊位置的初始裂紋長度與形狀為：若結構厚度大於0.318公分(0.125英吋)，為直徑0.635公分(0.25英吋)的半圓；若結構厚度小於或等於0.318公分，則為長度0.635公分的穿透裂紋。

就「安全性損壞」結構而言，初始裂紋長度與形狀在固定件孔邊為：若結構厚度大於0.051公分(0.02英吋)，為半徑0.051公分的四分之一圓；若結構厚度小於或等於0.051公分，則為長度0.051公分的穿透裂紋。在非固定件孔邊位置的初始裂紋長度與形狀為：若結構厚度大於0.127公分，為直徑0.254公分(0.10英吋)的半圓；若結構厚度小於或等於0.127公分，則為長度0.254公分的穿透裂紋。

飛機製造出廠時，需以非破壞性檢驗(Non-Destructive Inspection)確定機體上沒有大於上述尺寸的裂紋；飛機服役後，使用單位的地面維修人員，也要能以非破壞性檢驗，在這些預存裂紋的長度成長到臨界長度造成飛機失事前，發現並予以修復。

美國聯邦航空總署適航規範中，無強制性的預存裂紋尺寸規定，其用意在讓飛機製造商可依據不同的結構型態，彈性選擇合宜的預存裂紋尺寸，譬如採干涉配合(Interference Fit)的鉚釘孔，其預存裂紋就可假設為半徑0.076公分(0.03英吋)的四分之一圓。



圖十三 容忍損傷之安全性損壞設計下，規定的預存裂紋初始長度與形狀。(圖片來源：作者)

飛機製造商對預存裂紋的非破壞性能力，需達到「百分之九十五 / 百分之九十」的標準，意思是檢驗人員必需在百分之九十五的信心水準(C Confidence Level)下，達到百分之九十的裂紋檢出率(probability)，也就是說：由一群體(population)中挑出100件裂紋樣本進行檢驗時，至少能正確檢出90件；而在100次程序相同的檢驗中，達到上述檢出率的次數不少於95次。若飛機製造商對更小的預存裂紋也滿足上述條件，美國空軍和聯邦航空總署都同意使用較規定更小的預存裂紋尺寸。

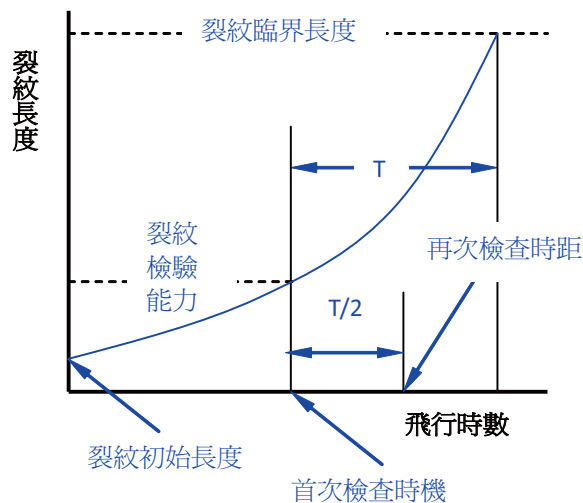
定期檢查

「容忍損傷」設計下的飛機結構安全與否，取決於檢驗人員能否及時發現裂紋，故需有定期檢查的密切配合。美國聯邦航空總署於1981年5月發布的服務通報AC 91.56中，對檢查現役飛機結構的補充性檢查文件(Supplement Inspection Document)，提出訂定指導原則。通報中表示應運用破壞力學(Fracture Mechanics)的方法，制訂此項文件。

經由破壞力學的裂紋成長分析，可獲得結構在設計負載下，預存裂紋由初始長度成長到餘留強度下可容忍最大裂紋長度(即：臨界長度)所需的時間，此結構的首次檢查時機(Inspection Threshold)，為裂紋由初始長度成長到檢查人員可檢出的最小裂紋長度所需的時間；後續的再次檢查時距(Repeated Inspection Interval)，至多可定為裂紋由可檢出最小長度成長到臨界長度的一半，以確保在裂紋長度足以造成飛安事故前，至少有二

次的檢出機會。檢查結果若結構無損傷，飛機可繼續飛行；若發現有損傷，則進行結構修理或更換。換言之，只要按時執行檢查並根據檢查結果執行適當措施，飛機就可永續飛行。

在美國空軍規範或是美國聯邦航空總署政策裡，都規定結構執行非破壞性檢查時，檢查人員的裂紋檢驗能力必須達到「百分之九十五 / 百分之九十」的標準。美國空軍在1978年頒布《飛機容忍損傷需求》的同時，委請洛克希德公司(Lockheed)進行美國空軍有史以來規模最大的非破壞性檢驗人員能力評估，涵蓋範圍包括21處空軍基地、300位空軍非破壞性檢驗人員。評估報告讓美國空軍及航太業界大吃一驚：「只有一種檢驗方法滿足『百分之九十五 / 百分之九十』的規範需求，其他檢驗方法在極端勉強下，可對1.27公分(0.5英吋)長的裂紋達到規範需求。」在現實情況下，許多飛機結構的裂紋臨界長



圖十四 容忍損傷設計下的結構檢查時距訂定方法。(圖片來源：作者)

度小於1.27公分，因此無人可接受如此的結果。

美國空軍事後迄今仍持續對非破壞性檢驗訓練及裝備不斷進行改良，但根據美國空軍2007年發表的一份報告，美國空軍基地內大多數非破壞性檢驗人員的檢查能力，仍然無法達到上述的標準，導致未能檢出許多飛機主結構上的損傷，衍生出飛安顧慮，因此檢查結果的不確定性，是目前「容忍損傷」設計的隱憂，這雖可由縮短檢驗時距來克服，但會降低飛機的妥善率，增加檢驗人員的負擔。

阿羅哈事件

民航機的機體寬大，使用時間長達數十年，結構損傷機會更多。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7,200公尺(24,000英尺)的高度巡航時，機身客艙前段頭等艙處由機身站位360到540間，一段長約4.57公尺(15英尺)的上蒙皮突然飛脫，幸好11分鐘後飛機緊急安全降落。當時機上共有95名乘員：2名駕駛、3名空服員、89名乘客和1名坐在折疊式座椅的聯邦航空總署飛航管制人員(Air Traffic Controller)，除1名頭等艙空服員於空中被強風捲走外，其餘94名乘員安然無恙。

失事的這架飛機於1969年出廠，為生產線上第152架飛機，序號20209，安裝2具普惠的JT8D-9A引擎，1969年5月10日送交阿航。飛機失事時已服役19年，累積飛行時數35,496小時，89,680次飛行架次，是全球737型飛機飛行架次排名第二的飛機。排名第一

的也在阿航機隊中，機尾編號N73712，累積飛行架次90,051次，當時正在阿航機棚內進行保養。

波音737機身蒙皮內沿機身方向，每隔50公分(20英寸)有一圓形隔框，沿圓周方向每隔25公分(10英寸)有一加強條。由隔框和加強條所圍成的小區域，稱為隔框室(Frame Bay)，機身蒙皮「安全性損壞」的設計需求是：即使在兩個隔框室損壞的情況下，也不能影響機身的結構強度。

波音737的設計吸取了彗星一號失事的教訓，彗星一號失事固然肇因於疲勞裂紋，但若機身蒙皮的設計可以阻擋疲勞裂紋快速延伸，就可以防止事件的發生。波音737機身蒙皮的「安全性損壞」設計方式，是在機身蒙皮內沿圓周和機身方向，每間隔25公分(10英寸)安貼一止裂條(Tear Strap)，用以把外物損傷產生的裂紋行進走向，導引到與裂紋垂直的方向，並停止於止裂條前。它的理論依據是：止裂條提供了另一條負載路徑，使負載



圖十五 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19)

能繞過破壞的蒙皮，由止裂條傳遞至其他結構，降低蒙皮上裂紋尖端的應力，裂紋因而不冉繼續延伸。

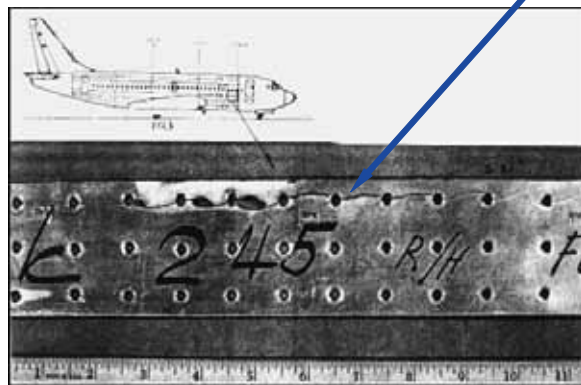
波音在申請737適航認證時，以一斷頭臺式的試驗來展示機身的「安全性損壞」特性。試驗時以兩把38公分(15英吋)長的刀子，前後並排刺進加滿艙壓的機身兩隔框室，機身蒙皮立即裂開100公分(40英吋)長，兩隔框室中間的止裂條斷裂，但就如設計所預期的，裂紋行進立即轉向圓周方向，停止於止裂條前，蒙皮向外破開，造成漸進式的洩壓。由圓周方向刺入也有類似的現象，裂紋行進方向會轉變成縱向。

為什麼阿航的失事機機身蒙皮沒有如設計所預期的「安全性損壞」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，許多搭接鉚釘孔邊已存有腐蝕(corrosion)及疲勞所造成的小裂紋，機身艙壓變化使得這些裂紋陸續成長，並逐漸相互連接，最後連成一條很長的貫穿裂紋，因此裂紋未受止裂條影響在成長過程中改變方向，最終導致蒙皮撕裂並飛脫。

散布型疲勞損傷

阿羅哈事件後，美國聯邦航空總署的FAR 25.571《結構容忍損傷與疲勞評估》中，對「容忍損傷」的定義修改為：「結構上因疲勞、腐蝕、意外而存在一定大小之單

散布型疲勞損傷



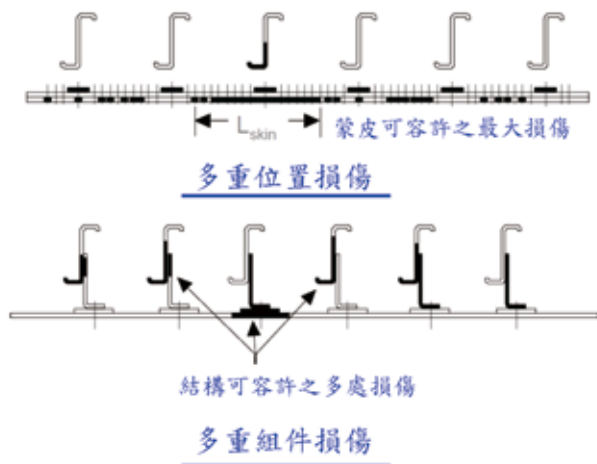
圖十六 阿羅哈事件中典型的機身蒙皮散布型疲勞損傷。(圖片來源：參考文獻29)

一或分散的損傷下，其仍能維持一段時間的餘留強度。」原先假設單一結構件應力最大的位置上，存在著單一損傷的假設，則被可能存在的散布型疲勞損傷(Widespread Fatigue Damage)假設所取代，美國聯邦航空總署定義此種損傷為：「在多處位置上同時存在的損傷，其大小及分佈密度使得結構無法滿足FAR 25.571(b)規定的餘留強度需求。」其特徵為在多處形狀雷同且連續的結構細節處(如：固定件孔邊)，承受均勻應力週期下，同時產生小裂紋。散布疲勞損傷的種類，分成同一結構件上，多處同時發生，且會連接成一長裂紋的多重位置損傷(Multiple Sites Damages)；以及同類型的相互搭接結構件上，各相鄰搭接處同時發生，且會彼此交互作用(interaction)的多重組件損傷(Multiple Element Damages)。

美國聯邦航空總署並於1998年4月30日，發布FAR 25.571第96號補充文件，其中包含三項重要需求修改：一、增加製造遺留瑕疵

為損傷來源之一；二、需訂定結構的檢查時距；三、要求設計時必須特別考量可能發生的散布型疲勞損傷，並以完成至少二倍服役壽命之全尺寸疲勞試驗機，完成全機體細部拆檢後所得的充足證據，證明在飛機的設計服役壽命期間，不會發生此種損傷。美國空軍也於2002年修訂MIL-STD-1530A《飛機結構剛性專案》，增訂散布型疲勞損傷的定義，並要求需有分析數據佐證其發生時機預測。

「容忍損傷」設計經此強化後，除可防止飛機在設計服役壽限期間，因疲勞、腐蝕、製造瑕疵、意外損傷導致提早損壞外，還可防止老舊飛機因散布型疲勞損傷以致發生飛安顧慮。但即便有此良善的設計準則，若飛機上有不符合製造藍圖規定的結構件，仍然無法確保飛機結構安全，2007年美國空軍一架F-15C的空中解體，就是最好的說明，此事件肇因於製造工廠的員工素質及品保制度下所導致的人為失誤。



圖十七 飛機機體結構中典型的散布型疲勞損傷型態。(圖片來源：參考文獻22)

西方有一句諺語：「人皆會犯錯(To err is human.)」，而專探討人為失誤原因的《譴責機器：為什麼人為失誤會釀成災害》一書中也指出，由於人類頭腦的心智過程，在任何工作中都會發生一定程度的人為隨機型失誤(Random Error)，再好的系統及設計也無法完全消弭這種失誤。

F-15C空中解體

2007年11月2日上午，一架隸屬於美國密蘇里州空中國民兵(Air National Guard)的F-15C，在執行訓練任務時，突然空中解體。

失事當時，這架編號80-0034的F-15C正執行基本戰機動作(Basic Fighter Maneuvers)演練，與僚機進行一對一的空中攻擊及防禦動作訓練。在進行第二次的接戰練習時，失事機以450節的空速快速右轉，機體承受負載約為7.8g，此時機體開始劇烈抖動，飛行員立即將飛機改為平飛狀態，機體承受負載迅速降到1.5g，數秒鐘後，前機身於座艙罩後方位置處斷裂，並與機體完全脫離，機體空中解體為二截，飛行員跳傘後平安獲救。

事後的調查報告顯示：失事發生原因為斜機身站位(Canted Fuselage Station) CFS 337處的右側上縱樑斷裂，失事機上縱樑殘骸經破斷面檢驗後，發現破斷面處的厚度僅有0.039英吋(不到一毫米)到0.073英吋，完全不符合藍圖規定的0.090英吋到0.110英吋厚度，且上縱樑的表面粗度(Surface Roughness)也較藍圖規定粗糙。過薄的破斷面直接造成上縱樑局部應力大幅升高，在反覆的飛行負載作用下，上縱樑很容易由粗糙面產生多處的疲

勞初始裂紋，繼而在後續的飛行負載中持續成長，最後導致上縱樑完全斷裂。

這架F-15C於1982年開始服役，失事時飛行時數接近5,900小時。F-15C原始設計觀念為「安全壽命」，服役壽限為4,000飛行小時，在美國空軍頒布「容忍損傷」設計觀念後，重新依據此規範進行分析，服役壽限延長到8,000飛行小時，並以16,000飛行小時的全機疲勞試驗來加以驗證。由於分析數據顯示上縱樑的疲勞壽限高達31,000飛行小時，遠超過飛機的服役壽限，且上縱樑在全機疲勞試驗過程中未發現任何損傷，故它雖屬攸關飛安的主結構件，但依據規範無需進行定期檢查。

結 語

為維護飛機的飛航安全，飛機結構的設計觀念也歷經多次的變革。最早的靜力強度設計觀念完全不考慮疲勞效應，導致發生彗星號的慘劇，接續的「安全壽命」設計觀念則企圖界定結構的疲勞壽命，當結構使用時數到達此數值時，不論其是否完好如初，皆視為其疲勞壽命已使用殆盡而必須更換新件，因此此種設計的結構安全性被稱為「以汰換保障安全」(Safety-by-Retirement)，換言之，若結構疲勞壽命分析失真，結構安全將面臨大災難，美國空軍F-111事件就是明證。

「安全性損壞」設計觀念則企圖藉由良好的設計，讓結構上的裂紋在未造成飛安顧慮前，飛機在正常操作及維修狀態下即能輕易發現它，故此種設計觀念的結構安全性被稱為「以設計保障安全」(Safety-by-



圖十八 2007年11月2日，美國空軍一架F-15C因結構疲勞而空中解體。(圖片來源：參考文獻31)

Design)，也因此若結構設計失當時，結構安全亦將不保，波音B-707陸薩卡事件對此做了最好的說明。

目前航太業界普遍採用的「容忍損傷」設計觀念，則是仰賴定期檢查來發現結構上預期會產生的疲勞裂紋，此種設計觀念的結構安全性被稱為「以檢查保障安全」(Safety-by-Inspection)，因此若是檢查人員疏忽或未預期的結構上產生疲勞裂紋，結構安全將面臨重大挑戰，美國空軍F-15事件堪稱最佳範例。

自有航空工業以來，飛機結構設計的目的，就在於保證飛機於設計服役壽命期間，正常飛行狀態下的飛航安全，但若深入探討飛機結構設計觀念的內涵、變革、以及相對應的飛機失事事件，就會發現到目前為止，仍未完全達到此理想目標，而隨著未來對飛機性能要求的逐日提升，以及延長飛機服役年限以獲得最佳經濟效益的趨勢，飛機結構設計將面臨更艱鉅的挑戰。

參考文獻

1. “Aircraft Structural Integrity Program, Airplane Requirements” , MIL-STD-1530 (USAF), September 1, 1972
2. “Aircraft Structural Integrity Program, Airplane Requirement,” Military Standard MIL-STD-1530A (USAF), January 24, 2002
3. “Airplane Damage Tolerance Requirements” , MIL-A-83444 (USAF), July 2, 1974
4. “Application of fracture mechanics to the F-111 airplane” , AGARD Conference Proceedings No.221, 1976
5. “Accident Investigation Branch Aircraft Accident Report No. 9/78, Dan Air, Boeing 707 321C G-BEBP” , February 8, 1979
6. “The History of the Aircraft Structural Integrity Program” , Aerospace Structures Information and Analysis Center (ASIAC) Report No. 680.IB, June 1980
7. “USAF Damage Tolerance Methods Applied to General Aviation Aircraft Design and Analysis” , Society of Automatic Engineers, Inc. 1985
8. “Damage tolerance in pressurized fuselages” , 11th Plantema Memorial Lecture, presented at 14th Symposium of the International Committee on Aeronautical Fatigue (Ottawa, Ontario, Canada), June 1987
9. “Aircraft Accident Report, Aloha Airlines, Flight 243, Boeing 737-200, N73711, Near Maui, Hawaii, April 28, 1988” , National Transportation Safety Board, June 14, 1989
10. “Fatigue Failure of the De Havilland Comet I” , Engineering Failure Analysis, Vol. 4, No. 2, 1997
11. “Fatigue Failure of the de Havilland Comet 1” , Engineering Failure Analysis, Vol. 4, No. 2, 1997
12. “Multiple-Site and Widespread Fatigue Damage in Aging Aircraft” , Engineering Failure Analysis, Vol. 4, No. 4, 1997
13. “Effect of Aircraft Failures on USAF Structural Requirements” , ICAS 2000 Congress
14. “The Meaning of Life” , The Aeronautical Journal, June 2000
15. “REVOLUTIONARY AIRCRAFT DESIGNER TOMMY SOPWITH” , Aviation History, Mar 2001, Vol. 11, Issue 4
16. “Milestone Case Histories in Aircraft Structural integrity” , NLR-TP-2002-521, October 2002
17. “Fail-Safe Design Requirements And Features, Regulatory Requirements” , AIAA 2003-2783, AIAA/ICAS International Air and Space Symposium and Exposition: The Next 100 Y, 14-17 July 2003, Dayton, Ohio
18. “Probability of Detection (POD) Study of USAF Eddy Current Techniques” , AF NDI Program Office, Materials and Manufacturing Directorate, Air Force Research Laboratory, 2 December, 2003
19. “Evolution of Structures Design Philosophy and Criteria” , AIAA 2004-1785, 45th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics & Materials Conference, 19 - 22 April 2004, Palm Springs, California

20. “Fatigue Life Analysis of Aircraft Structural Components” , Scientific-Technical Review, Vol. LV, No.1, 2005
21. “Contrasting FAA and USAF Damage Tolerance Requirements” , FWACO DER Seminar, May 25, 2006
22. “Damage Tolerance Facts and Fiction” , USAF Aircraft Structural Integrity Program (ASIP) San Antonio, Texas, 28 – 30 November 2006
23. “Executive Summary, Aircraft Accident Investigation, F-15C, T/N 80-0034” , Lambert Field IAP, Missouri, 2 November 2007
24. “U.S. Air Force Efforts in Understanding and Mitigating the Effects of “NDI Misses” ” , AFRL-RX-WP-TP-2008-4045, June 2007
25. “Fatigue damage in aircraft structures, not wanted, but tolerated?” International Journal of Fatigue, 31 (2009) 998–1011
26. “Major Maintenance-Related Crashes” , AeroSafety World, February 2009
27. “Threats to Aircraft Structural Safety, Including a Compendium of Selected Structural Accidents / Incidents” , ASC-TR-2010-5002, March 2010
28. “Review of Literature on Probability of Detection for Liquid Penetrant Nondestructive Testing” , Maritime Platforms Division, Defence Science and Technology Organisation DSTO-TR-2623, 2011
29. “Understanding the New Widespread Fatigue Damage Rule” , WWW.boeing.com/ BoeingEdge /aeromagazine, Aero Quarterly Qtr_04/12
30. “The B-47's Deadly Dominance” , Air Force Magazine, February 2013
31. “USAF User Presentation,” F-16 ASIP Review, June 2013
32. “Fatigue Evaluation, Damage Tolerance and Fatigue Evaluation of Structure,” Sec. 25.571, Airworthiness Standards: Transport Category Airplanes, DOT Part 25, Federal Aviation Administration, Amendment 25-45, 5 October 1978
33. “Fatigue Evaluation, Damage Tolerance and Fatigue Evaluation of Structure,” Sec. 25.571, Airworthiness Standards: Transport Category Airplanes, DOT Part 25, Federal Aviation Administration, Amendment 25-96, 31 March 1998
34. “The Blame Machine: Why Human Error Causes Accidents” , Robert B. Whittingham, Elsevier Butterworth-Heinemann, First published 2004
35. “Damage Tolerance and Fatigue Evaluation of Structure,” Advisory Circular 25.571-1 A, Federal Aviation Administration
36. “F-111打擊戰機” , 尖端科技, 2007年10月。

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。