

飛機延用期間的結構安全

空軍備役中校 魏楞傑

提 要

東西方冷戰結束後，由於雙方的軍事對峙趨緩及全球性經濟不景氣，各國的國防經費皆遭到大幅度縮減，使得大多數國家的軍機都得延長服役年限，延用期間的結構安全自然成為各國空軍關切的重點。一般而言，軍機延用時可能發生的疲勞問題，可藉由飛機開發時的全機疲勞試驗加以評估，但結構使用日久而逐漸產生的腐蝕，以及腐蝕和疲勞交互作用下的腐蝕疲勞，則是全機疲勞試驗所無法驗證，必需強化結構定期檢查，才能維持飛機延用期間的結構安全。

東西方冷戰時期，西方國家軍機的設計服役年限通常是20年到30年，為了維持對蘇聯的軍事優勢，這些軍機在到達服役年限後皆會汰除，但自1991年蘇聯瓦解後，雙方的軍事對峙一夕之間驟然消失，維持軍事優勢已無必要，加上上世紀末、本世紀初的全球性經濟不景氣，許多國家的國防經費遭到大幅度刪減，使得大多數軍機在到達服役年限後仍然得繼續延用。

即便身為全球最富強的美國，也無法免於這種趨勢，不得不繼續使用日漸老舊的機隊。表一為美國空軍於2011年制定的主要機型服役年限規劃，由表中可看到美國空軍大部分機型的服役年數，都超過了設計服役年限，且後續預定服役年數也與設計服役年限不相上下。以老牌轟炸機B-52為例，2011年時機隊平均機齡已接近50歲，遠超過設計服役年限，待到達預定除役年限的2040年時，實際服役機齡將高達79歲，堪稱古董級飛機

了。

我國空軍F-5型機隊服役時間也有數十年之久，屢屢傳出即將汰除的訊息。根據報章的報導，預定取代F-5的高教機預計2019年出廠首架原型機，2020年首飛，2026年完成66架交機，由此看來，在高教機完成全部交機

表一 美國空軍各機型服役年限規劃。
(資料來源：參考文獻12)

機型	目前平均機齡	預定除役時間	除役時機齡
A-10	29.3	2040	59.3
B-1	23.1	2040	52.1
B-2	16.2	2058	64.2
B-52	48.8	2040	79
C-5B	22.7	2040	54
C-17	8.1	2028	26.1
AC-130H	41	2018	48
EC-130H	37.3	2035	62
F-15E	18.8	2035	43.8
F-16C/D	20	2026	36.3
F-22	3.6	2049	34
KC-10	25.7	2042	57.7
KC-135	49.1	2045	84
T-38	43.5	2026	60

前，F-5仍得繼續擔負原本的訓練任務。F-5型機隊延用期間的結構強固性(integrity)，可藉由此機型當初開發時完成的全機疲勞試驗(Full Scale Fatigue Test)加以評估，但伴隨著飛機使用日久而產生的結構腐蝕(corrosion)，則完全不在當初疲勞試驗的驗證範圍內，必需在延用期間以適當的非破壞性檢驗加以檢出並排除，防止發生腐蝕疲勞(corrosion fatigue)而危及飛行安全。

F-5型戰機

F-5E/F是美國諾斯若普飛機公司(Northrop Aircraft Division，以下簡稱諾廠)於1970年代初期，在美國的軍事援助專案(Military Assistance Program)下，專為軍售盟國所開發的輕型空優戰機(圖一)，1971年第一架出廠，1972年首飛，到1987年關閉生產線時，共生產1,300餘架。我國於1968年與諾廠洽談共同合作生產F-5E/F戰鬥機，1973年兩國政府簽訂協議備忘錄，由諾廠提供生產飛機之各種技術資料、人員訓練與勞務、以及所需的工具與成套飛機器材，並由美軍售



圖一 我國的F-5E戰機。(圖片來源：網際網路)

予航電裝備。自1973年初至1986年底為止，我國的航空工業發展中心(現在的漢翔航空工業公司)共生產F-5E單座機242架，F-5F雙座機66架，合計308架戰機。

F-5E戰機的主要任務是以優越的纏鬥性能維持空優，其次則是以可拋投多種武器的能力，擔負空中阻截(Air Interdiction)及密接空中支援(Close Air Support)的角色。結構設計主要根據美國空軍1960年版的軍事規範MIL-A-8860(ASG)《飛機強度及剛性整體規範》(Airplane Strength and Rigidity General Specification for)及技術報告ASD TR-66-57《空軍飛機結構強固計畫需求》(Air Force Aircraft Structural Integrity Program: Airplane Requirement)中的安全壽命(Safe Life)設計需求，最大起飛重量26,173磅，最大設計負載7.33g，最大速度1.6馬赫(Mach)，設計服役壽命4,000飛行小時，需以四倍服役壽命16,000飛行小時全機疲勞試驗進行驗證。

F-5E全機結構概分為機身、機翼、垂直尾翼、水平尾翼四大區塊。機身為全金屬、薄蒙皮、半硬殼式結構，大部分使用材料為傳統的7,000系列鋁合金，引擎艙高溫區使用不銹鋼和鈦合金。機身由前至後分為三段：前機身包括鼻錐(radome)、雷達艙、導航及通訊艙、前起落架、二挺20釐米機砲、飛行座艙；中機身包括機翼搭接點、機內油箱、進氣道口、輔助進氣門、引擎前段、減速板(Speed Brake)；後機身包括引擎後段、捕捉鉤(Arresting Hook)。

機翼為多翼樑、全鋁合金結構，和機身以6個搭接點相接合，位於15%和44%翼樑為

4個主要搭接點，位於66%翼樑為2個次要的剪力結(shear tie)搭接點。機翼前緣有前緣襟翼，後緣有襟翼及副翼。機翼上 / 下蒙皮為單片式機製鋁蒙皮，使用材料各為7075-T651及7075-T7351。翼樑使用7000系列鋁合金，由射出成形及過時效(overaged)鍛造後再予以機製。翼肋除了主起落架翼肋及翼尖翼肋為合金鋼外，其他翼肋都是7000系列鋁合金，鍛造後再予以機製。

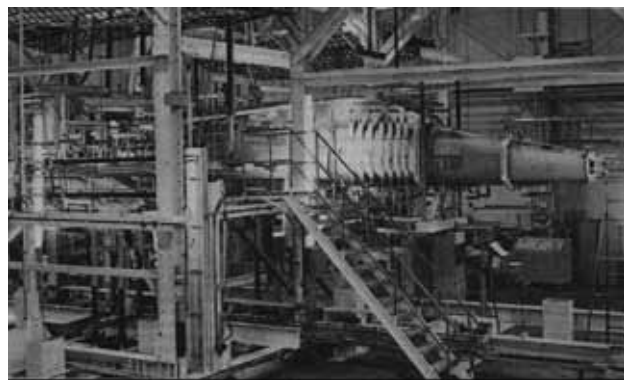
垂直尾翼為3翼樑、多翼肋的全鋁合金結構，搭配整體加勁(stiffened)機製蒙皮，主樑延伸穿入機身內，藉由2主要接合點傳遞負載，後樑後方為方向舵。水平尾翼為全動式(all-movable)控制面，組成件包含一根中央主樑，以及7075-T6鋁合金化學蝕洗外蒙皮加全深度鋁合金蜂巢心。

F-5E全機疲勞試驗

全機疲勞試驗的目的有四：

- 一、確定全機的疲勞關鍵區域。
- 二、根據試驗結果預測結構疲勞壽命。
- 三、以相對低廉的花費，完成機隊結構改良。
- 四、發展定期非破壞性檢查程序，將不預期的結構維修降到最低。

F-5E全機疲勞試驗機體為生產線上第5架生產型飛機，以結構觀點而言，為具備生產代表性的機體(圖二)。試驗於1973年3月開始，1975年11月順利完成六倍服役壽命24,000試驗飛行小時的疲勞試驗，首先執行四倍服役壽命共16,000試驗飛行小時的基準(Baseline)負載譜，第五倍服役壽命4,000試驗

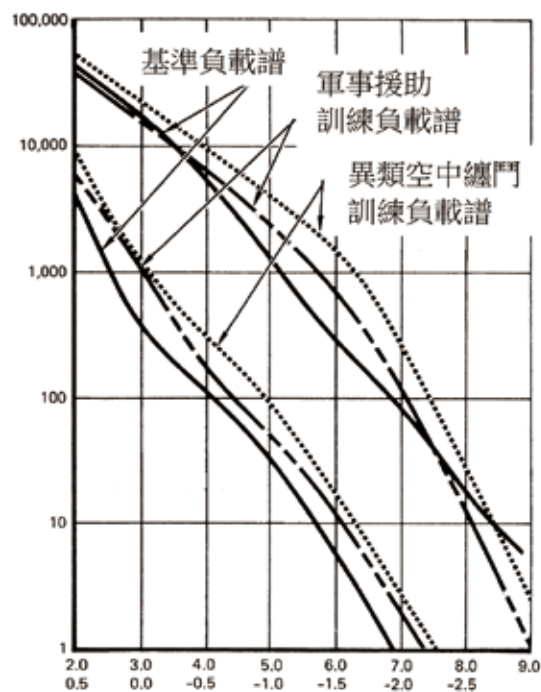


圖二 置放於疲勞試驗鋼架上的F-5E全機疲勞試驗機體。(圖片來源：參考文獻6)

飛行小時是軍事援助計畫飛行員訓練(Military Assistance Program Pilot Training)負載譜，第六倍服役壽命4,000試驗飛行小時是異類空中纏鬥訓練(Dissimilar Air Combat Training)負載譜。完成24,000飛行小時試驗後，最後是殘餘強度(residual strength)測試，對試驗機體施加1,040次的9.25g超音速對稱拉起負載，其大小約等於110%設計限制負載(Design Limit Load)。所謂的設計限制負載，是設計服役期間可能遭遇到的最大負載。

*試驗負載譜

F-5E全機疲勞試驗24,000試驗飛行小時的過程中，共施加三種負載譜(圖三)。基準負載譜是基本軍事援助計畫/軍售操作(Foreign Military Sales Operations)負載譜，在4,000飛行小時中包含3,244飛行架次，其中85%超過2,700架次為空對空任務，在各架次中執行空中戰鬥動作；剩下15%約500架次為空對地任務，此負載譜用於最初四倍服役壽命16,000試驗飛行小時的疲勞試驗。後續的二倍服役壽命8,000試驗飛行小時中，先執行一倍服役壽命4,000試驗飛行小時的軍事援助計畫飛行



圖三 F-5E全機疲勞試驗的三類負載譜。
(圖片來源：參考文獻6)

員訓練負載譜，此負載譜共包含3,898飛行架次，其中54%為空對空任務，9%為空對地任務，37%為一般訓練任務。最後的一倍服役壽命4,000試驗飛行小時，為異類空中纏鬥訓練負載譜，包含4,028飛行架次，其中72%是空對空任務，28%為一般任務。整體而言，基準負載譜最溫和，異類空中纏鬥訓練負載譜最嚴苛，其負載強度大約是基準負載譜的4倍。

基準負載譜在疲勞試驗過程中經過二次修正：第一次是由模擬空戰飛行負載量測的結果顯示，負載譜中垂直尾翼的負載過大，因此降低了負載譜中垂直尾翼負載強度，用於10,000到12,000試驗飛行小時的疲勞試驗中；第二次是飛試的結果顯示，負載譜中襟

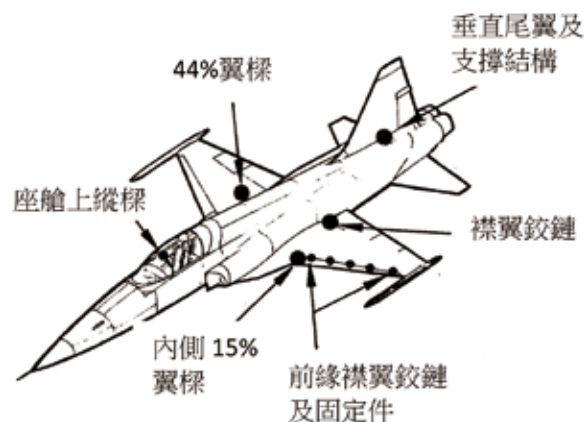
翼制動器的作用次數太過頻繁，故將負載譜中每4,000飛行小時的制動器作用次數，由80,948次降為40,865次，用於12,000到16,000試驗飛行小時的疲勞試驗中。

* 試驗結果

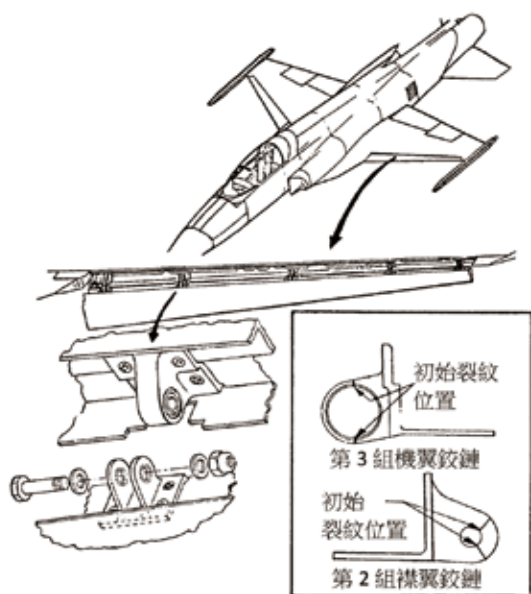
在F-5E全機疲勞試驗過程中，試驗機體上發現了一些結構疲勞損傷(圖四)，諾廠對其中重要的結構區域進行設計修改，對於不致直接造成飛安顧慮的結構區域，則是進行製程改善及訂定檢查週期，以確保飛機於服役期間的結構安全。重要結構區域的設計修改分述如下：

· 前緣襟翼鉸鏈

F-5E全機疲勞試驗進行到1,400試驗飛行小時，機翼前緣襟翼鉸鏈上發現多處裂紋(圖五)。F-5E左／右側機翼上各有5組前緣襟翼鉸鏈，每一組皆有二件組成件：位於襟翼處的凸耳(lug)厚0.2英吋，位於機翼處的凸耳厚0.5英吋，使用材料皆為4340不銹鋼，分別熱處理到強度達180~200 ksi(千磅／平方英吋)及200~220 ksi。



圖四 F-5E全機疲勞試驗發生疲勞損傷的區域。
(圖片來源：參考文獻6)



圖五 前緣襟翼鉸鏈發生疲勞損傷位置。
(圖片來源：參考文獻6)

諾廠根據線彈性破壞力學(Linear Elastic Fracture Mechanics)理論，假設鉸鏈銷子孔邊有0.020英吋的初始裂紋(initial crack)進行裂紋成長(crack growth)分析，結果第3組機翼鉸鏈的裂紋成長壽命為240飛行小時，第2組襟翼鉸鏈的裂紋成長壽命為200飛行小時。在二倍的安全係數下，已出廠飛機此二處鉸鏈的定期檢查時距定為100飛行小時，以防止提前破壞肇致飛機停飛。

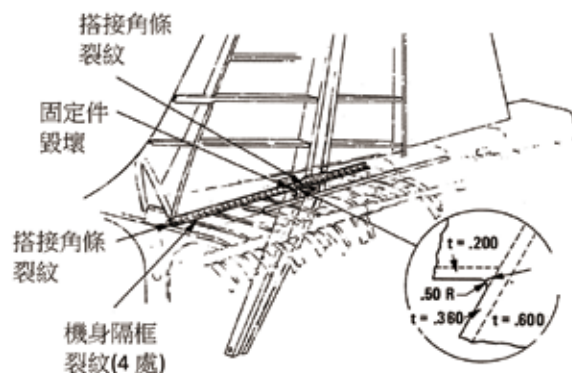
前緣襟翼鉸鏈並進行設計修改：將凸耳的厚度增加到氣動力外形所能允許的最大厚度、鉸鏈銷子孔內安裝鈹銅襯套、表面粗糙度提升到63 RHR(Roughness Height Reading，值越小代表表面越光滑)、加大局部R角、零件外表面實施珠擊(shot peening)以加入殘餘壓應力。這些改善措施經以原件及設計修改件進行比較性疲勞試驗後，設計修改件的疲

勞壽命幾乎是原件的20倍，裂紋成長壽命也超過一倍服役壽命，證明為成功的設計修改。已出廠的26架飛機後來陸續返廠換裝設計修改件。

· 垂直尾翼

F-5E全機疲勞試驗進行到2,500試驗飛行小時，在垂直尾翼根部R角處發現一裂紋，進一步檢查後，在另一側的蒙皮上也發現一裂紋，且在發生這二處裂紋之前，搭角條以及支撐角條上的機身隔框，都已先發生裂紋(圖六)。

由於T-38及F-5A/B與F-5E的結構安排很類似，美國空軍因此調查了前二型飛機的垂直尾翼損傷歷史資料，發現它們的機身隔框及搭角條上有發現過裂紋，但垂直尾翼蒙皮上則沒有發現裂紋的紀錄。諾廠建立了垂直尾翼的有限元素(Finite Element)分析模型，重現由應變計所量得的應變值及應力集中係數(Stress Concentration Factor)，分析結果顯示0.05英吋初始裂紋的成長壽命為700飛行小時，諾廠據此制定已出廠飛機的定期檢查時距。



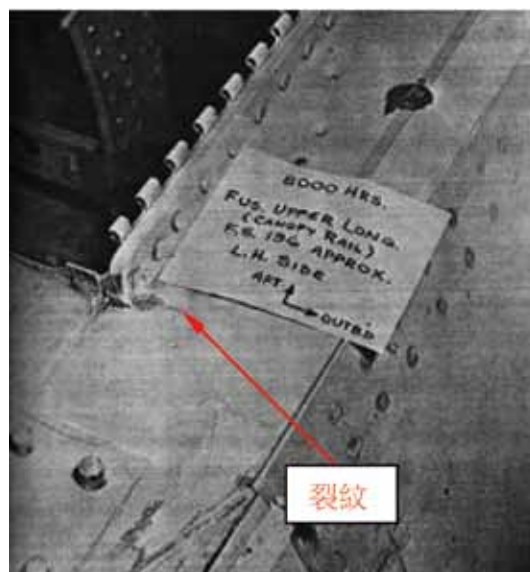
圖六 垂直尾翼根部發生疲勞損傷位置。(圖片來源：參考文獻6)

諾廠並啟動設計修改專案，判斷實際的操作應力及負載環境，將之前認為無用的次要負載路徑納入實際負載路徑。設計修改以前述判斷為基礎，提升次要負載路徑的承載能力，去除主要負載路徑中導致損傷發生的幾何不正常形狀。完成設計修改的新垂直尾翼於10,000試驗飛行小時裝上試驗機體，順利完成24,000試驗飛行小時基準負載譜的疲勞試驗驗證。生產線在設計修改前已出廠的149架飛機，繼續沿用原垂直尾翼，待發現損傷後再更換新設計件。

• 座艙上縱樑

F-5E全機疲勞試驗進行到8,000試驗飛行小時，在機身站位FS 194左 / 右側的座艙上縱樑幾何尺寸變化位置，發現疲勞裂紋向外生長，並停止於固定件孔內(圖七)。機身站位FS 257右側座艙罩鎖勾開口位置，在角落處發現一長約0.50英吋的裂紋(圖八)；左側對稱位置處，則在10,000試驗飛行小時發現一長約0.25英吋的裂紋。這些裂紋位置經以金屬外補片加強後，順利完成24,000飛行小時的疲勞試驗。

上縱樑立即進行設計修改，原設計為L形斷面，機身站位FS 194及FS 257處座艙上縱樑的水平斷面厚度，皆由原本的0.21英吋，增加到0.28英吋，分析預測疲勞壽命超過百萬飛行小時；而二件上縱樑的垂直斷面厚度，各由原本的0.15及0.18英吋，增加到0.30及0.25英吋，分析預測疲勞壽命達14萬飛行小時。生產線上第495架飛機開始改用設計修改件，已出廠飛機後續執行返廠修改。



圖七 左側座艙上縱樑位機身站位FS 194幾何尺寸變化位置疲勞裂紋。(圖片來源：參考文獻7)



圖八 右側座艙上縱樑位機身站位FS 257座艙罩鎖勾開口位置疲勞裂紋。(圖片來源：參考文獻7)

• 機翼

F-5E全機疲勞試驗進行到8,000飛行小時，由應變計量得機翼44%翼樑與機翼站位WS 30及WS 73交界處的應力，要比設計時

疲勞分析所使用的應力值高出許多，預期這二處疲勞關鍵位置疲勞壽命會大幅縮短：WS 30處分析應力31 ksi，分析疲勞壽命28,000飛行小時；量測應力35 ksi，預期疲勞壽命12,000飛行小時。WS 73處分析應力24 ksi，分析疲勞壽命84,000飛行小時；量測應力39 ksi，預測疲勞壽命3,600飛行小時。

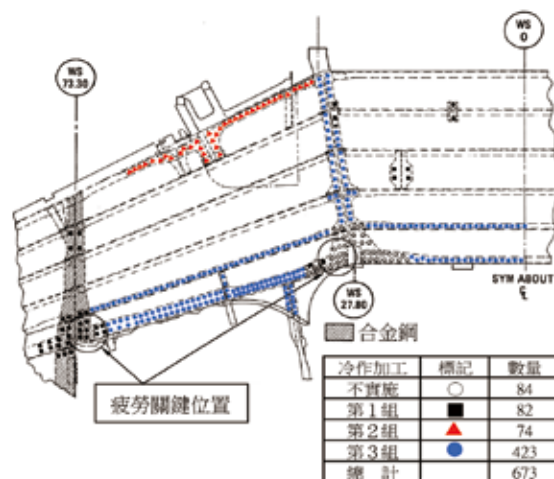
機翼站位WS 30附近之固定件孔，原設計即已實施冷作加工(cold working)，諾廠立即修改製程，由生產線上第283架飛機起，WS 73處機翼下蒙皮與主起落架翼肋共用的第1組固定件孔，實施冷作加工。疲勞試驗機體右機翼在10,000試驗飛行小時實施冷作加工，左機翼維持原狀，以用來評估當時已出廠未及實施冷作加工飛機的未來可能情況。

隨著全機疲勞試驗的進行，由於機翼翼樑凸緣鉚釘孔邊發現裂紋，加上試驗機體之後要用來測試更嚴苛的異類空中纏鬥訓練負載，因此冷作加工的範圍擴充到第2、3組固定件孔(圖九)，諾廠並啟動機翼零組件試驗，以確定冷作加工對疲勞壽命及裂紋成長行為的改善。不過直到完成24,000飛行小時試驗，左 / 右機翼二處疲勞關鍵位置的孔位上，都未發現疲勞裂紋。

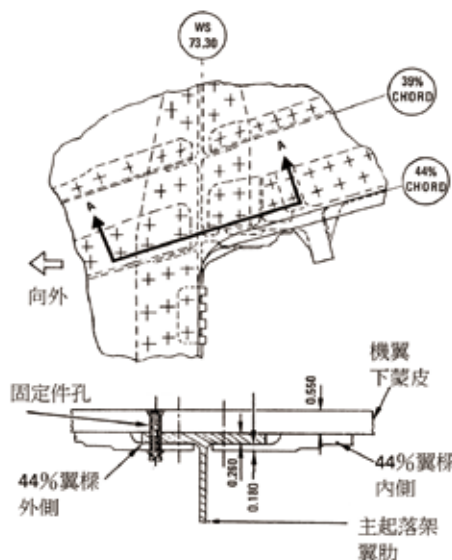
* 機翼零組件試驗

機翼零組件試驗件模擬機翼站位WS73，主起落架翼肋與7075-T73鋁合金機翼下蒙皮相搭接的型態。(圖十)

冷作加工系統採用波音公司的縱剖套管(split-sleeve)法，但中心擴孔軸的直徑稍大些，把直徑0.264英吋的孔擴大0.015英吋。這些孔位都採先鑽孔再實施冷作加工，接著再



圖九 機翼下蒙皮二處疲勞關鍵位置及冷作加工固定件孔位。(圖片來源：參考文獻6)



圖十 機翼站位WS73下蒙皮與主起落架翼肋相搭接型態。(圖片來源：參考文獻6)

將孔徑圓潤到最後尺寸，因此最終的孔徑擴大值為0.0135英吋。所有試驗件的表面粗糙度都機製到125 RHR，接著以230/280尺寸的顆粒實施0.010 Almen(A)強度的珠擊，然後是硫酸陽極化處理及鑽孔。

機翼零組件試驗負載譜與全機疲勞試

驗負載譜完全相同。由於結構破斷面上的裂紋成長紋路肉眼很難辨識，而隨機(random)型負載所產生的裂紋成長紋路，也無法以電子顯微鏡檢驗進行破斷面迴歸(fractographic regression)檢驗，因此在一固定飛行時數的試驗負載後，實施紋路標註(striation marker)負載，也就是以固定振幅的高 / 低負載值等振幅(constant amplitude)負載，在試驗件斷面上留下寬約 8×10^{-8} 到 5×10^{-7} 英吋寬的紋路，施加的負載週期數為能讓電子顯微鏡探測到紋路的最少次數，以把對試驗疲勞壽命的影響降到最低。紋路記號負載的高 / 低值最初設定為35 ksi / 31.5 ksi，施加次數為30,000個週期，之後則降為5,000個週期，實施間隔為400或800試驗飛行小時，依測試負載譜型態及孔位有否冷作加工而定。試驗負載施加頻率為每秒2到9個週期，紋路記號負載施加頻率為每秒6個週期。

• 試驗結果

諾廠根據機翼零組件試驗的結果，對7075-T7351鋁合金經冷作加工後的疲勞強度改善，獲得下述數項結論：

(1)7075-T7351鋁合金固定件孔位先實施冷作加工再鑽孔，在試驗負載譜下的疲勞壽命可增長5倍，先鑽孔再實施冷作加工的疲勞壽命則只增長2倍。

(2)不論有否實施冷作加工，7075-T7351鋁合金的全部疲勞壽命中，超過70%耗費在由無裂紋成長到0.05英吋長的初始裂紋。

(3)裂紋初始位置不止一處。未實施冷作加工的孔位，初始裂紋位置集中於蒙皮厚度中間到沈頭與孔壁交界處的這一段區間；先

實施冷作加工再鑽孔的孔位，初始裂紋位置集中於蒙皮底部；先鑽孔再實施冷作加工的孔位，初始裂紋位置發生於沈頭區或是沈頭與孔壁交界處，顯示這些區域的冷作加工效果較差，必需特別注意。

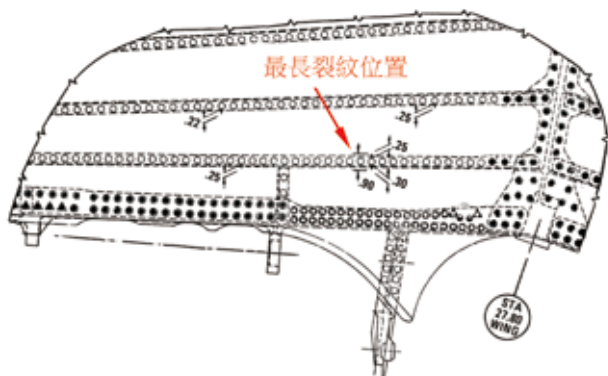
(4)同一孔位處不同位置的初始裂紋，會串連形成一較大的新裂紋，並成長為穿透裂紋(Through Crack)，其成長速率要比角落裂紋(Corner Crack)更為快速。

(5)主要的疲勞裂紋初始都來自於典型的孔位製造瑕疵，包括：螺旋狀刮痕、鋸齒傷痕、扯傷...等，孔壁的表面粗糙度由50到160 RHR，但裂紋初始與製造瑕疵沒有直接關係。有幾處裂紋肇因於孔壁上的縱向刮痕，它可能是量測孔徑的量具，或是干涉配合(Interference Fit)的固定件拉扯小金屬碎片通過孔壁所形成。

(6)全部零組件疲勞試驗的結果，未實施冷作加工的孔位，裂紋成長壽命8,700試驗飛行小時；先鑽孔再實施冷作加工的孔位，裂紋成長壽命18,000試驗飛行小時；先實施冷作加工再鑽孔的孔位，裂紋成長壽命45,300試驗飛行小時。這清楚顯示冷作加工的效果，也顯示了冷作加工和鑽孔間先後順序的重要性。

* 全機拆檢

全機疲勞試驗完成24,000試驗飛行小時後，進行機翼下蒙皮目視檢驗，在右機翼下蒙皮33%及39%翼樑處各發現2處疲勞裂紋，最長的一處發生在39%翼樑與機翼站位WS 43交接處，包含固定件孔徑在內，裂紋長度為0.9英吋(圖十一)。全機拆檢時這些裂紋經



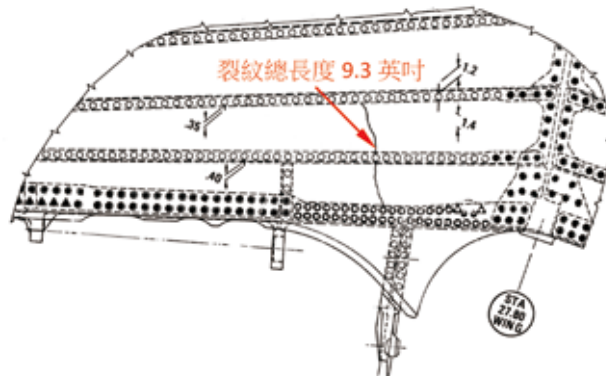
圖十一 完成24,000試驗飛行小時後，機翼下蒙皮裂紋情況。(圖片來源：參考文獻6)

電子顯微鏡觀察後，發現起因都來自製造瑕疵。由於鑽孔品質不佳，孔壁表面粗糙度為210~250 RHR，較製造規範要求的125 RHR差了許多，肇致固定件孔壁上存有初始裂紋，深度約0.0005到0.002英吋。

試驗機體接著執行殘餘強度試驗，施加負載由1g逐漸增加到110%的設計限制負載，然後是1,045個負載週期的9.25g超音速對稱拉起飛行動作。在聽到試驗機體發生一聲巨響後試驗終止，機翼下蒙皮0.9英吋裂紋成長到9.3英吋(圖十二)。

諾廠執行全機拆檢評估固定件孔位製造品質，以確定品質管制程序能否滿足美國空軍《飛機容忍損傷需求》(Airplane Damage Tolerance Requirements) MIL-A-83444中的規定。結果顯示由於大部分固定件孔位都採用全自動或半自動鑽孔，因此孔壁的表面粗糙度都劣於125 RHR。

諾廠因此進行製造技術改良及工具改善，尋求改善相關製造參數，如：鑽頭及圓潤頭(reamer)構型、鑽頭前進速度及轉速、冷卻及潤滑、以及工具及夾具的剛性，並配合



圖十二 完成殘餘強度試驗後，機翼下蒙皮裂紋情況。(圖片來源：參考文獻6)

全面性的操作人員訓練及品質管制，隨後的每架飛機固定件孔位皆實施品質檢查，其成果是大約不到1%的固定件孔壁表面粗糙度會劣於125 RHR，這些位孔都重新加工，以符合表面粗糙度至少125 RHR的要求。

品質評估也企圖判定固定件孔位表面粗糙度和孔位整體製造品質，如：瑕疵、刮痕、…間的關係。通常假設不良的鑽孔和圓潤會使得表面粗糙度變差，也意味著會有較多的孔壁瑕疵，疲勞壽命會較短。而根據此次全機疲勞試驗機體的數據，表面粗糙度較差的孔位，含有瑕疵的百分比的確較高，但一些表面粗糙度相當優異的孔位，也發現含有一些瑕疵，因此根據試驗機體全機拆檢的結果，判定孔位的表面粗糙度和其製造品質沒有直接的關係。

* 經濟壽命

F-5E全機疲勞試驗執行完畢後一個月，美國空軍發布《飛機結構強固計畫》(Aircraft Structural Integrity Program, Airplane Requirement)修訂版MIL-STD-1530A，定義飛機結構經濟壽命(Economic Life)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，輔以符合本規範應用的機隊結構維修計畫(Force Structural Maintenance Plan)，對全機疲勞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佈型損傷(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。」

定義經濟壽命的目的在於能參考全機疲勞試驗的結果，分析出新飛機或服役中飛機的經濟服役年限。而F-5E全機疲勞試驗期間的結構損傷發生頻率，在約4,000試驗飛行小時達到高峰後直到試驗結束，均維持在此高峰值附近，並沒有遽增的趨勢，顯示F-5E結構在24,000試驗飛行小時前，沒有明顯的經濟壽命限制。

* 安全壽限

相對於在經濟壽命內以合理的修理費用維持飛機的繼續服役，飛機結構先天上會有一些位置，發生損傷後無法修理，而損傷成長到臨界長度(critical length)時，又會造成結構致命性的毀壞，此時就達到此結構的安全壽限(safety limit)。F-5E結構上一個可能的安全壽限位置：機翼44%翼樑與機翼站位WS 73相交處，機翼下蒙皮未實施冷作加工的孔位。根據機翼零組件試驗的數據，這些孔位上0.05英吋初始裂紋經9,500飛行小時後就會

成長到臨界長度，亦即機翼結構在「容忍損傷」(Damage Tolerance)設計觀念下的安全壽限為9,500飛行小時。

* 試驗結果解析

F-5E設計於1960年代晚期，而美國空軍是在1974年頒佈MIL-A-83444《飛機容忍損傷需求》，但F-5E的設計中已融入容忍損傷及耐久(Durability)的精神。例如：機翼的設計應力值，設定為每個g不超過4 ksi；各種片材(sheet)或鍛造(wrought)型態的主要鋁合金零組件，熱處理方式由全硬化(fully hardened)改為過時效；新設計的機翼前緣襟翼配有5組獨立的鉸鏈，隱含著容忍損傷中的「損壞但安全」(Fail-Safe)設計觀念。總而言之，F-5E雖然不是依循「容忍損傷」需求而設計的飛機，但其結構卻包含著「容忍損傷」的特性，足以滿足MIL-A-83444規範中的各種需求。

若以F-5E設計當時規定的安全壽命設計概念而言，全機疲勞試驗證明了在完成必要的設計修改之後，其結構疲勞壽命遠超過原設計的4,000飛行小時；若以美國空軍的「容忍損傷」設計概念而言，在基準負載譜下的結構疲勞壽命至少可達9,500飛行小時。

美國空軍於2017年為我國F-5E/F機隊延用所做的一份風險評估報告中指出，根據1995年我國F-5E/F機隊實施的服役情況紀錄資料，我國F-5E/F機隊的負載譜低於基準負載譜，換言之，在1995到2017的這22年中，若我國F-5E/F機隊飛行任務沒有大幅度的變動，則在不計結構腐蝕的效應下，我國空軍F-5E/F機隊的結構疲勞壽命會超過9,500飛行

小時。

根據美國工程材料與科技期刊(Journal of Engineering Materials and Technology)於1997年發表的一篇報告，飛機結構上常用的2000系列及7000系列高強度鋁合金，經過長時間服役後，其靜力強度與裂紋成長速率…等機械性質只有些微的劣化，因此飛機即使服役多年，只要結構上未發生腐蝕，結構承載能力就不會降低，也不會有腐蝕與疲勞同時交互作用產生的腐蝕疲勞(corrosion fatigue)，更不致於有使用期間結構強度遽降的顧慮，這是我國F-5機隊延用時需特別注意的地方。

腐蝕與疲勞

* 腐蝕

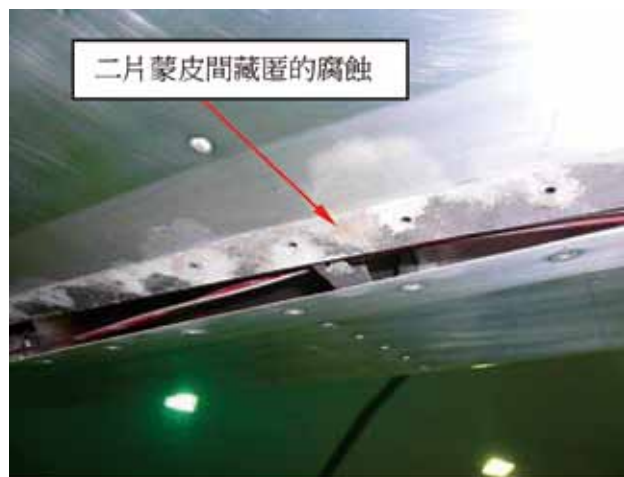
根據美國材料測試協會(American Society of Testing and Materials, ASTM)，腐蝕的定義是：「材料(一般指金屬)與所處環境經化學或電化學反應後，所造成的材料性質退化」。不論是金屬、聚合物(polymer)、或陶瓷(ceramic)...皆難逃腐蝕的命運。這是因為在自然界裡，材料以礦石中硫化物(sulfide)或氧化物(oxide)型態存在的情況最安定，一旦經由各種精煉過程成為純物質或合成物質的型態，就變為不安定狀態，而腐蝕就是材料回復安定的一種方式。譬如：自然界的鐵是以氧化鐵的形式存在於礦石中，經過提煉之後成為純鐵或合金鋼，但在歲月的侵蝕下，它終究會回復到生鏽的氧化鐵。

腐蝕最直接的效應是減損了材料的承載面積，使結構無法承受原先的設計負載，若未能適時檢出，將會對結構強固性造成嚴重

的威脅，進而危及飛安。腐蝕對飛機結構強固性的威脅，至少有下列幾種：

- 承載面積減少，局部應力升高。
- 成為多重位置損傷(Multiple-Site Damage)的起始點。
- 腐蝕生成物形成的枕形膨脹(pillowing)效應，改變結構的應力及力學行為。
- 腐蝕若未依照規定方式完全清除及修復，又不是後續定期檢查重點位置時，將後患無窮成為飛安潛在的重大威脅。

腐蝕最主要的危害來自它的生成物。以鋁合金而言，腐蝕生成物體積是未腐蝕鋁合金體積的6.5倍之多，如果腐蝕是發生在以固定件相互疊接的二片蒙皮之間(圖十三)，此大幅增加的體積會使固定件間的蒙皮膨脹變形，造成接合點(lap joint)位置應力急遽升高，比起腐蝕所直接造成的承載面積減損，此種蒙皮枕形膨脹會導致極嚴重的應力增加效應。研究指出材料面積減損只需達6%，此效應就會使材料承受應力超過其降伏強度



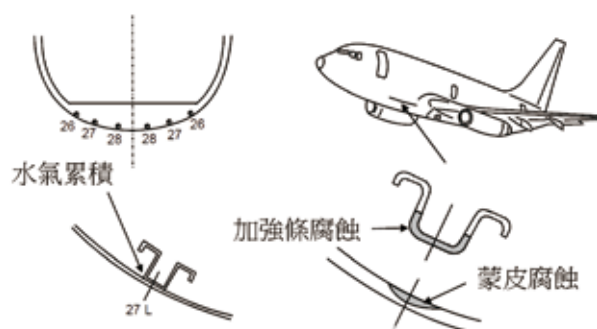
圖十三 以固定件相互疊接的二片蒙皮間，常藏匿著嚴重的腐蝕。(圖片來源：參考文獻23)

(yield strength)，並會把應力最高點轉移到其他位置。

根據國際疲勞期刊(International Journal of Fatigue)於1984年發表的一篇研究報告，該報告蒐集了英國民航局(Civil Aviation Authority)發行的世界民航失事統計(World Airline Accident Summary)、國際民航組織(International Civil Aviation Organization)失事資料庫、以及航太專業期刊如：航太科技週刊(Aviation Week & Space Technology)、飛行國際(Flight International)、國際直昇機(International Helicopter)...等的數據，統計出由1927年到1981年間，全球共發生定翼機失事1466件，肇因為結構疲勞的有449件，其中可歸咎於腐蝕的有46件，佔13%；旋翼機失事419件，肇因為結構疲勞的有125件，其中可歸咎於腐蝕的有29件，佔23%，腐蝕及疲勞對飛安的威脅由此可見。

我國民航史上也有數起因飛機結構腐蝕而造成飛機重大失事的案例，例如發生於1981年的遠東航空公司(以下簡稱遠航)三義空難，以及2002年的中華航空公司CI611班機澎湖空難，其中以三義空難為最典型案例。

1981年8月22日，一架隸屬於遠航編號B-2603的波音737-222型客機，在由台北飛往高雄的103號航班途中飛越三義上空時，於空中解體並墜毀在苗栗縣三義鄉雙湖村大坑地區的山區，機上的機組員6人及旅客104人全數罹難，事後調查發現失事原因為貨艙結構腐蝕，後機身左側加強條(stringer)S-26L處的機腹蒙皮上，有長約65英吋(1.65公尺)的腐蝕裂紋(圖十四)，該處蒙皮原厚度0.036英吋，



圖十四 遠航三義空難班機的機腹有嚴重腐蝕。(圖片來源：參考文獻24)

因腐蝕僅剩0.01英吋，正常飛行情況下蒙皮的環繞應力(hoop stress)高達55 ksi，已超出結構的負荷能力。

早年澎湖漁獲大都空運直送松山機場，當時沒有嚴格要求海鮮類的貨品封裝，導致每次載運都有海水溢出，滲漏到貨艙地板下方飛機結構，而海水本身帶有鹽份，對金屬具有強烈的腐蝕性，腐蝕後的結構自然缺乏足夠的強度。

失事調查中也發現遠航的飛機結構檢修有問題。737飛機在失事前兩個禮拜的8月5日，於飛往高雄時發現無法建立艙壓，這代表著飛機結構有破洞，氣壓會洩漏，當時對環控系統的包裝閥門(pack valve)完成修理。失事當天早上這架飛機排定由台北飛往馬公，但升空後再度發現無法建立艙壓，於是飛返松山機場，經過檢修後改排為台北到高雄的班機，但起飛後14分鐘就在空中解體。根據遠航維修紀錄，在失事前二個月的6月22日，飛機剛完成全機細部檢查(D check)，檢查項目中有規定要檢查貨艙內部結構，當時若細心檢查，應該能發現已嚴重腐蝕的蒙皮。

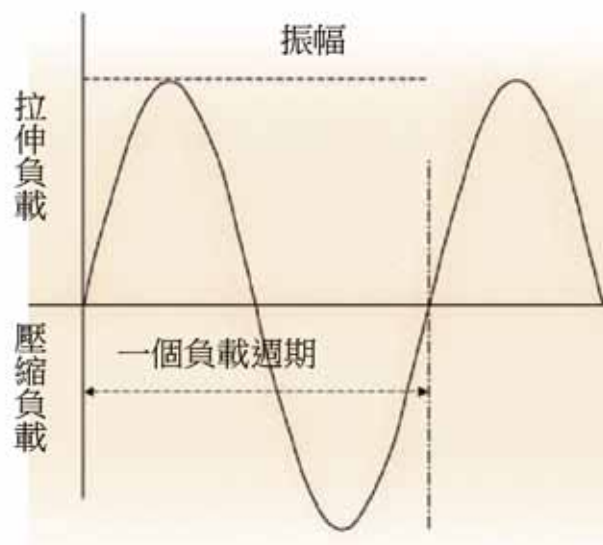
調查人員檢查遠航另一架飛行架次雷同的波音737客機，這架飛機的外表相當乾淨，但拆除貨艙地板後，發現地板下方機腹左側5處相鄰站位上S-26L加強條處隔框(frame)已完全腐蝕。根據遠航的維修紀錄，這些位置曾在九個月前完成腐蝕檢查並塗抹LPS3防腐蝕劑，但此次拆除地板因為地板鉚釘嚴重腐蝕而耗費整整2天，調查人員不禁懷疑在九個月前是否真有執行貨艙內部結構腐蝕檢查。

* 疲勞

疲勞是指在低於材料極限強度(ultimate strength)的負載長期反覆作用下，導致結構終於破壞的一種現象。由於它總是發生在結構應力遠低於設計容許最大應力的情況下，因此常能躲過一般人的注意而不被發覺，這也是疲勞最危險的地方。

材料在承受應力負載反覆作用的過程中，每一次的負載作用稱為一個負載週期(cycle)，此週期內的材料受力狀態，由原本的無負載先到達最大正應力負載(拉伸負載)，然後到達最大負應力負載(壓縮負載)，最後回到無負載狀態(圖十五)。在受力過程中，每一個負載週期所經歷的時間長短(即：頻率)與疲勞關係甚微，負載週期的振幅及累積次數才是決定疲勞破壞發生的時機；另外，壓縮負載不會造成疲勞破壞，拉伸負載才是疲勞破壞的主因。

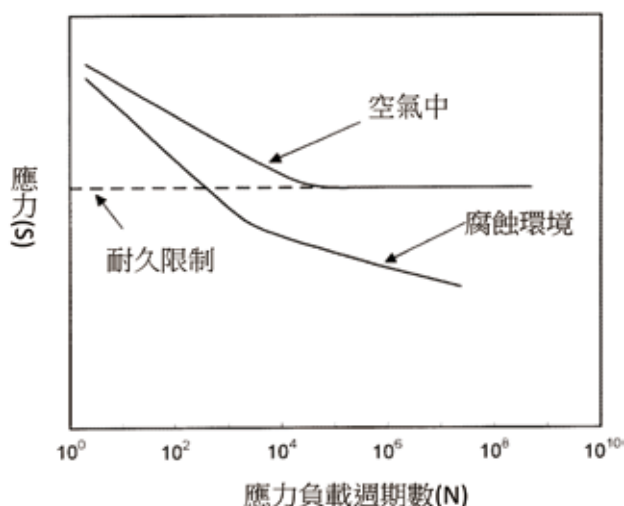
疲勞破壞大致分為兩類：低週期疲勞(low cycle fatigue)及高週期疲勞(high cycle fatigue)。一般而言，發生疲勞破壞時的負載週期次數少於一千或一萬次者，稱為低週期疲勞；高於此次數者，稱為高週期疲勞。低



圖十五 材料承受反覆負載的作用過程。(圖片來源：參考文獻15)

週期疲勞的作用負載較大，經常伴隨著結構的永久塑性變形(plastic deformation)；高週期疲勞的作用負載較小，結構變形通常維持在彈性(elastic)範圍內，所以不致有永久變形。

金屬材料的疲勞強度常以它能承受的應力負載週期數來表示，它是在實驗室裡利用各種小尺寸試片，放在不同的等振幅應力負載情況下，執行多次的疲勞試驗後，得到施加應力負載和試片可承受的應力負載週期(即：疲勞壽命)之特性曲線，稱之為S-N曲線，其中S代表應力(stress)，N代表負載週期數(number)，曲線最右邊呈現水平部分所對應的應力，稱為此材料的耐久限制(endurance limit)或疲勞限制(fatigue limit)，其代表意義為若施加應力負載小於此值，此時材料就會有幾乎無窮盡的疲勞壽命(圖十六)。鐵基金屬材料如各種合金鋼，有很明顯的耐久限制值，而高強度鋁合金則沒有這種明顯的趨



圖十六 金屬材料在空氣中與腐蝕環境下的疲勞強度S-N曲線。(圖片來源：參考文獻14)

勢。

材料疲勞破壞的進程分為三階段：裂紋初始、裂紋成長、強制破壞(rupture)。材料表面瑕疵或是幾何形狀不連續處，材料晶格(lattice)在外力作用下沿結晶面(crystallography plane)相互滑移(slip)，形成不可逆的差排(dislocation)移動，在張力及壓力交替作用下，於材料表面形成外凸(extrusion)及內凹(intrusion)，造成初始裂紋。這些初始裂紋在多次負載週期的拉伸應力連續拉扯下逐漸成長，並使材料承載面積縮減，降低材料的承載能力。當裂紋成長到臨界長度(critical length)時，材料淨承載面積下的應力已超過材料的極限強度，此時的材料強制破壞也就無法避免了。

* 腐蝕疲勞

眾所周知腐蝕對結構強固性的危害，大家熟悉結構長時間使用後會發生的疲勞破壞現象，但腐蝕與疲勞交互作用時，對飛機結構的危害會遠遠超過這二者中任何一個的

單一作用，這也是腐蝕疲勞最讓人顧忌的地方。

根據美國材料試驗協會標準E1823的定義，腐蝕疲勞為：「相較於無腐蝕的環境下，金屬在腐蝕及週期性負載的同時作用下，會在承受較低的應力或承受較少的負載週期數後，就發生破壞的過程。」以前面提及的S-N曲線而言，就是同一材料在相同應力負載下，可承受的應力負載週期數明顯減少，也就是疲勞壽命減短，或是在相同應力負載週期數下，可承受的應力負載值降低，也就是疲勞強度變差。S-N曲線圖也不再出現有水平的部分，而是一直下降，不再存在著耐久限制，也就是若原本設計的結構有無窮盡的疲勞壽命，現在疲勞壽命也有限了。

腐蝕的最直接效應是減少了原結構的可承受負載面積，使得結構應力升高，因而減低了結構疲勞壽命，而腐蝕與疲勞的同時聯合作用下，則對飛機結構疲勞壽命形成更強烈的影響。首先，腐蝕會造成麻點(Pitting)、裂紋…等材料不連續處，成為疲勞裂紋的起始點，結構疲勞生命中不再有由無裂紋到初始裂紋這一段，大幅降低結構在各種應力下的疲勞壽命；其次，對裂紋成長而言，腐蝕生成物中的氫分子會擴散進入金屬晶格空間中，弱化了原子鍵(Atomic Bonds)的鍵結力，降低了破壞鍵結所需的能量，加速疲勞裂紋的成長速率。

腐蝕疲勞對飛機結構構成的飛安威脅，最典型案例就是1988年4月28日美國阿羅哈(Aloha)航空公司一架波音737-200客機，在夏威夷群島上空發生的機身蒙皮空中飛脫事件

(圖十七)。失事飛機於1969年5月10日開始服役，服役時間19年，累積飛行時數35,496飛行小時，89,680次飛行架次，每架次平均飛行時間25分鐘，且大都飛行於夏威夷各群島間的高濕度腐蝕環境中。

這架飛機起飛後爬昇向二萬四千英尺的飛行高度，以目視飛行方式飛向檀香山時，駕駛艙後方長約5.5公尺的機身蒙皮，突然爆裂並飛脫，飛機立即緊急落地，全機人員平安，但一名站在第5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而不幸罹難。

波音737機身蒙皮以3片蒙皮相互疊接，原本設計由疊接處的膠合面均勻承擔艙壓負載，但失事飛機機身蒙皮疊接區的膠合劑因施工因素及高濕度環境使用多年已脫膠，僅剩鉚釘獨力承擔，而鉚釘孔處的機身蒙皮因以刀形邊緣(knife-edge)承受負載，高應力下各鉚釘孔旁逐漸產生微小的疲勞裂紋，這些裂紋在腐蝕環境的催化下迅速成長，終於在失事時因艙壓的作用立即相互串連，造成大片蒙皮的空中飛脫。



圖十七 美國阿羅哈航空公司一架波音737客機前機身蒙皮因腐蝕疲勞裂紋而飛脫。(圖片來源：參考文獻9)

由前述的二件飛機失事案例，可看出腐蝕及疲勞對飛機結構安全造成莫大的隱憂，且腐蝕是隨著使用時間而逐漸生成的產物，飛機服役時間越久，就越容易發生，因此如何在飛機延用期間以適當的非破壞性檢驗儘早發現腐蝕，將是飛機延用最重要的課題。

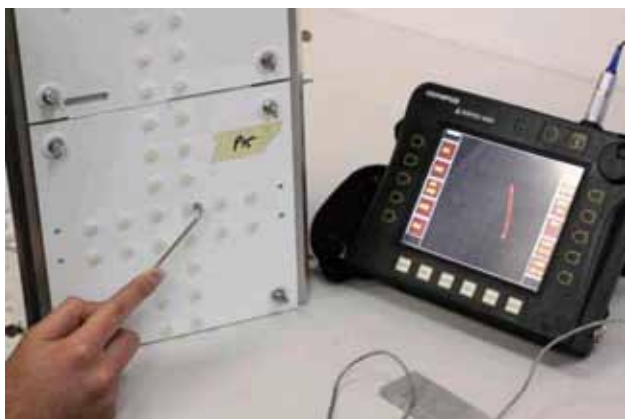
腐蝕偵測

* 磁光成像

飛機結構非破壞性檢驗中，使用最廣泛的是渦電流(Eddy Current)檢驗，它是用一個帶有交流電的線圈靠近可導電的被測試件，交流電產生的電磁場會讓被測試件因法拉第(Faraday)電磁感應(electromagnetic induction)效應而發生層狀渦電流，此渦電流並產生一與原電磁場方向相反且會改變原線圈阻抗(impedance)的渦電流電磁場。當被測試件表面有缺陷時，渦電流流經缺陷處時會被截斷，造成渦電流電磁場變化，進而改變了原線圈的阻抗，透過顯示器呈現原線圈阻抗值變化的軌跡，可用來判斷缺陷的所在位置。

這種方式可以有效地發現缺陷，但檢驗畫面並不直觀(圖十八)，需受過專業訓練才能判斷檢驗結果。現今最新的磁光成像(magneto-optic imaging)檢驗，則能以快速、直觀的方式提供檢驗結果，不但大幅降低檢查的人力負荷，且提供更可靠的檢查結果。

磁光成像檢驗是渦電流檢驗的進一步應用，它結合了法拉第電磁感應定律和法拉第磁光旋轉(magneto-optic rotation)效應，用交流電的磁感應在被測試件中產生直線流動、分佈均勻的層狀渦電流，此渦電流會在空間

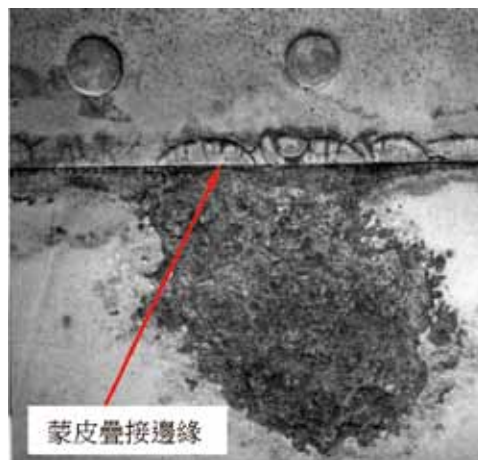


圖十八 渦電流檢驗會在顯示器上呈現線圈阻抗值變化的軌跡。(圖片來源：參考文獻20)

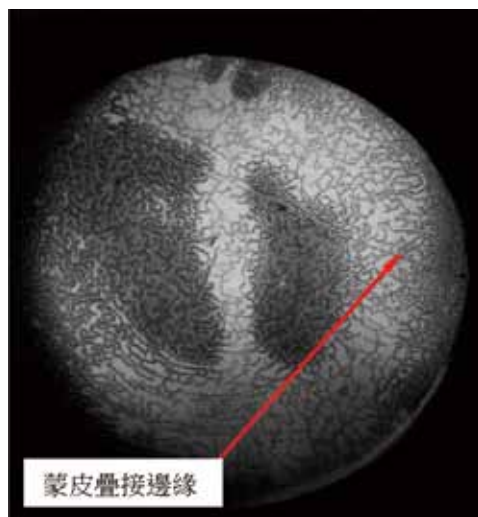
感應出垂直於被測試件的磁場。如果被測試件在該區域含有缺陷，則缺陷處渦電流的流動將發生變化，並引起該處的垂直磁場發生變化，此時，與該磁場平行放置的磁光傳感元件，會將磁場的這種變化轉換成相對應的光強度變化，便可對缺陷進行即時成像(圖十九、二十)。此種檢驗方法增強了檢驗的可靠性，尤其適合對飛機鋁結構表層或其下方缺陷的檢驗，因此在不分解機體結構的前提下，可說是檢查機體外蒙皮覆蓋區域下方是否潛藏腐蝕的最適當檢驗工具。

與傳統的渦電流檢驗比較下，磁光成像檢驗具有以下優點：

- (1) 準確度與精確度都較高。
- (2) 檢驗速度是渦電流方法的5到10倍。
- (3) 檢驗結果圖像化，直觀易懂，還可以錄影保存。
- (4) 可對表層及其下方缺陷進行即時成像檢驗。
- (5) 飛機結構表面有一層絕緣的漆面塗層，在執行渦電流檢驗前，必須清除此塗



圖十九 磁光成像檢驗一架老舊飛機蒙皮下方隱藏的腐蝕。(圖片來源：參考文獻13)



圖二十 腐蝕在磁光成像檢驗顯示器上呈現的影像。(圖片來源：參考文獻13)

層，否則檢驗頭和受檢金屬面間會因此塗層厚度(稱為離距(lift-off))，影響檢驗結果。磁光成像的影像品質，不受檢驗頭與受檢物間離距的影響，檢驗前不需清除表面塗層。

磁光成像檢驗是美國的物理研究公司(Physical Research Inc.)於1990年發表的研發成果，並在當年英國舉行的法茵堡航空展(Farnborough Air Show)中介紹給全球航空業

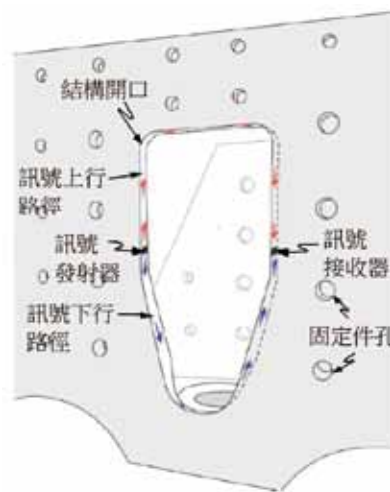
者。目前，磁光成像檢驗已獲得眾多飛機製造廠家，如：波音(Boeing)、洛馬(Lockheed Martin)、空中巴士(Airbus)...等採用，美國空軍、美國太空總署(NASA)和很多其他部門也開始廣泛使用此技術，磁光成像檢驗在航空器檢驗中所扮演的角色，預期將會越來越重要。

* 結構健康偵測

要監測飛機結構上的損傷，更佳的方式是運用目前航太業界正蓬勃發展中的即時飛機結構健康偵測系統(Real-Time Aircraft Structural Health Monitoring System)，對結構進行即時損傷追蹤，更能保障老飛機的結構飛行安全。此系統是利用最新發展的無線信號傳輸技術，在飛機結構上預期會發生疲勞或腐蝕損傷的位置，安裝適當的感測器(sensor)，自動即時偵測並回報結構損傷情況，讓使用單位能及時採取對應措施。

美國空軍於2001到2004年間，在已服役多年的C-130H/E機隊內發現123架飛機的中翼(center wing)上有疲勞裂紋，必須設計修改更換新件，但在此之前，為了確保機隊飛行安全，美國空軍在全機隊每架飛機上可能發生裂紋的位置處，安裝趾間換能感測器(Interdigital Transducer Sensor)(圖廿一)，發射及接收超音波訊號，可準確監測疲勞裂紋的發生。

澳大利亞(Australia)的F-111戰轟機及P-3C獵戶座(Orion)反潛機隊，都是於1970年代前後進入該國空軍服役，其中F-111更計畫得服役到2015年。由於二型機服役年紀已長，加上反潛機長時間海上飛行最容易產



圖廿一 美國空軍在C-130H/E上安裝的趾間換能感測器即時飛機結構健康偵測系統。(圖片來源：參考文獻20)

生腐蝕，為防止二機隊因腐蝕而危及飛安，澳大利亞空軍分別於2001年及2006年，在兩機隊上安裝由該國國防科技公司(Defence Science and Technology Organization)所開發的腐蝕偵測器(Corrosion Monitor)(圖廿二)，量測並記錄異電位電流(galvanic current)大小及經歷時間。由於異電位腐蝕的程度和異電位電流值及時間乘積成正比，而異電位電流的



圖廿二 澳大利亞空軍F-111及P-3C機隊安裝的腐蝕偵測器。(圖片來源：參考文獻17)

大小又與環境的腐蝕性程度成正比，故由記錄數據可以計算出結構的腐蝕情況。

腐蝕偵測器的尺寸僅為13*13*8.5公分，重量也只有二公斤，且自備電池電源，因此即便是要安裝於空間緊湊的戰機內，也非常簡易。美國海軍後來也開發出體積更小的類似系統，應用在澳大利亞的海鷹(Seahawk)直升機上，由於此系統較輕便，且能以無線傳輸的方式下載記錄資料，因此澳大利亞計劃在該國的F/A-18、C-130機隊採用此系統。

結 語

冷戰結束後世界情勢的改變，加上經濟因素的考量，延長軍機服役年限已是各國空軍必須採取的做法，而如何維持這些老舊飛機的飛安，也成為一個嚴肅的課題。我國空軍F-5型機隊由於高教機的姍姍來遲，不得不繼續延用，所幸根據F-5E全機疲勞試驗的結果研析，在不計腐蝕的效應下，我國空軍F-5E/F機隊的結構疲勞壽命應會超過9,500飛行小時。

F-5E/F機隊已經過長時間的服役生涯，影響其飛安的最大因素自然來自疲勞與腐蝕，疲勞是外力長期作用下的結果，因此常發生於服役時間較久的飛機上，且可由全機疲勞試驗加以驗證，比較容易掌握；腐蝕則是來自材料的天性與環境的影響，不但終究難以避免，也無法由全機疲勞試驗結果獲得任何訊息，是機隊延用時會遇到的重大難題，而腐蝕與疲勞同時交互作用下的腐蝕疲勞，它對飛機強固性的影響，遠超過這二者中任何一個因素的單一效應，會大幅減損結

構的預期疲勞壽命，因此如何檢出飛機上藏匿的結構腐蝕，將是F-5E/F機隊延用必須克服的首要問題。

參考文獻

- 一、"Airplane Strength and Rigidity General Specification for," Military Specification MIL-A-8860(ASG), 18 May, 1960
- 二、"Air Force Aircraft Structural Integrity Program: Airplane Requirement," Technical Report ASD TR-66-57, May 1970
- 三、"Airplane Damage Tolerance Requirements," MIL-A-83444 (USAF), 2 July 1974
- 四、"Aircraft Structural Integrity Program, Airplane Requirement," Military Standard MIL-STD-1530A, 11 December 1975
- 五、"Northrop/United States Air Force F-5E Aircraft Fatigue Structural Integrity Program," Northrop Corporation, Hawthorne California, May 1975
- 六、"Northrop/United states Air Force Durability and Damage Tolerance Assessment of the F-5E/F Aircraft," Northrop Corporation, Aircraft Division, August 1976
- 七、"F-5E/F Critical Areas Evaluation," NOR 76-163, Northrop Corporation, Aircraft Division, April 1977
- 八、"A Survey of Serious Aircraft Accidents Involving Fatigue Fracture," International Journal of Fatigue, January 1984



- 九、 "Aloha Airlines, Flight 243 Boeing 737-200, N73711, Near Maui, Hawaii, April 28, 1988" Aircraft Accident Report, NTSB/AAR-89/03, June 14, 1989
- 十、 The Present Status of Magneto-Optic Eddy Current Imaging Technology," 1993
- 十一、 "Mechanical Properties of Aircraft Materials Subjected to Long Periods of Service Usage," July 1997, Journal of Engineering Materials and Technology
- 十二、 "Sustaining Air Force Aging Aircraft into the 21st Century," United States Air Force Scientific Advisory Board SAB-TR-11-01, 1 August 2011
- 十三、 "Aging Aircraft Fleets: Structural and Other Subsystem Aspects," RTO-EN-015, RTO/NATO 2001
- 十四、 "Advances in Fatigue, Fracture and Damage Assessment," Chapter 11, Corrosion Fatigue, Department of Mechanical and Manufacturing Engineering, University of Calgary, Canada, 2005
- 十五、 Mechanical Behavior of Materials", William F. Hosford, Cambridge University Press 2005
- 十六、 "Corrosion Fatigue of High-Strength Aircraft Structural alloys," Journal of Aircraft, May-June 2006
- 十七、 "Structural Health Monitoring for Corrosion on Military Aircraft," Materials Forum Volume 33, 2009
- 十八、 "The Air Force Nondestructive Inspection Improvement Program," 2010 ATA NDT Forum, 20 - 23 September, Albuquerque
- 十九、 "Corrosion Fatigue and Environmentally Assisted Cracking in Aging Military Vehicles," AG-AVT-140, RTO/NATO 2011
- 二十、 "A systems Architecture and Advanced Sensors Application for Real-Time Aircraft Structural Health Monitoring", Thesis, Air Force Institute of Technology, March 2011
- 廿一、 "Exfoliation Corrosion and Pitting Corrosion and Their Role in Fatigue Predictive Modeling: State-of-the-Art Review," International Journal of Aerospace Engineering, Volume 2012
- 廿二、 "Hazard Risk Assessment, Taiwan Air Force, F-5E/F Overflight of Structural Design Life," Air Force Material Command, 3 April 2017
- 廿三、 "Ageing Aircraft Management Plan Stage 2 Industry Feedback & Awareness," Australian Government Civil Aviation Safety Authority
- 廿四、 遠東航空103號班機空難，維基百科。

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助理研究員。