

老舊飛機的結構疲勞與腐蝕

空軍備役中校 魏楞傑

提 要

冷戰結束後，由於東西方的軍事對峙趨緩及全球性的經濟不景氣，各國的國防經費皆遭到大幅度縮減，使得大多數國家的軍用飛機都得延長使用年限，如此雖然可節省採購新機的花費，但老飛機結構最令人頭痛的疲勞與腐蝕，則是延用時必須嚴肅以對的課題。

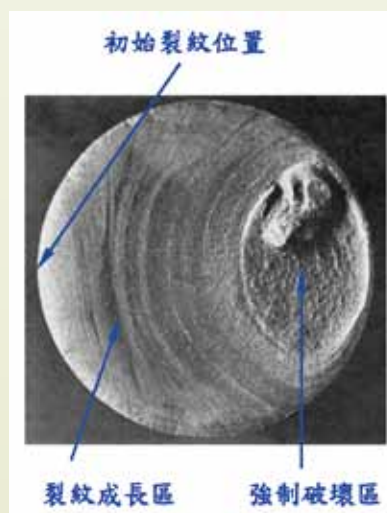
前 言

東西方冷戰時期，西方國家軍機的設計使用年限通常是20年到30年，為了維持對蘇聯的軍事優勢，這些軍機在到達使用年限後皆會予以汰除，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性，加上本世紀初的全球性經濟不景氣，國防經費遭到大幅度刪減，使得許多國家的軍用飛機在到達使用年限後仍然得繼續延用，部分機型的服役年紀甚至高達50年以上。

B-52空中堡壘(Stratofortress)轟炸機是冷戰時期美國的核子轟炸主力，最後一架生產的B-52H於1962年出廠，原本預定在服役30年後的1992年退役，如今美國空軍決定它得繼續服役到2040年，屆時它的年紀將逼近80歲，堪稱是爺爺級的古董機。而於1961年進入美國空軍官校服役的T-38鷹爪(Talon)噴射教練機，原設計服役壽命為7,000飛行小時，

但經過數次性能提升延長服役壽命後，它在2013年時的實際飛行時數已達15,000飛行小時，待到預期除役的2026年時，實際飛行時數將達23,000小時，為原本設計值的3倍多。

延長飛機使用年限固然可以省下採購新飛機的經費，但伴隨著飛機使用年紀的增加，飛機結構的疲勞(fatigue)及腐蝕(corrosion)問題也會隨之一一浮現。根據一



結構疲勞破壞典型破斷面(圖片來源：參考文獻8)

份1997年發表的研究報告，由1954年到1995年這40年間，全球共約發生2,800件的飛機失事，因結構問題的有67件，原因及百分比為：其他及設計不良各佔10.4%、維修不良佔7.5%、過度負荷(overload)佔28.4%、疲勞及腐蝕佔百分之43.2%。結構問題中疲勞及腐蝕危害最烈，幾乎佔了一半，可見要維持老飛機的飛行安全，必須對結構疲勞及腐蝕有正確的認知及處置，而這也是目前各國空軍現正面對的首要課題。

疲 勞

疲勞是指在低於材料極限強度(ultimate strength)的應力(stress)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。

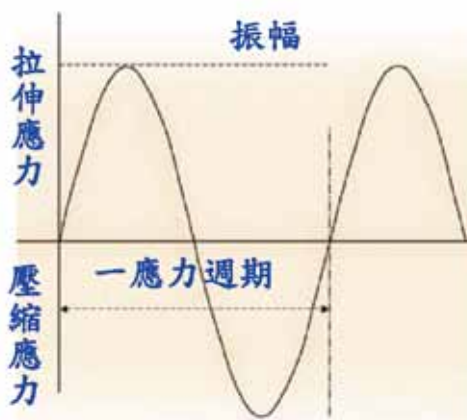
材料在承受反覆應力的作用過程中，每一次的應力作用稱為一個應力週期(cycle)，此週期內的材料受力狀態，由原本的無應

力先到達最大正應力(拉伸應力)，然後到達最大負應力(壓縮應力)，最後回到無應力狀態。在此受力過程中，每一個應力週期所經歷的時間長短(即：頻率)與疲勞關係甚微，應力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，壓縮應力不會造成疲勞破壞，拉伸應力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，發生疲勞破壞時的應力週期次數少於十萬次者，稱為低週期疲勞；高於此次數者，稱為高週期疲勞。低週期疲勞的作用應力較大，經常伴隨著結構的永久塑性變形(plastic deformation)；高週期疲勞的作用應力較小，結構變形通常維持在彈性(elastic)範圍內，所以不致有永久變形。

材料疲勞破壞的進程分為三階段：裂紋初始(crack initiation)、裂紋成長(crack growth)、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應力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。

航空史上最著名的軍機疲勞破壞事件，應該是1969年美國空軍的F-111空中解體。



材料承受反覆應力的作用過程(圖片來源：參考文獻8)

F-111結構中有個特殊的可變後掠機翼設計，這是因為固定式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。而可變後掠機翼則完全無此缺點，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。

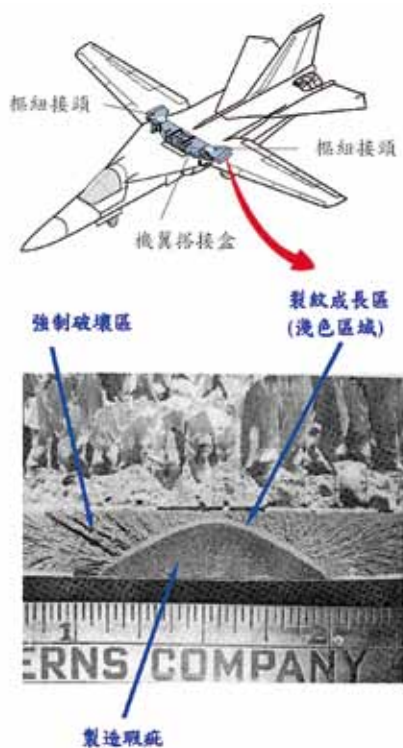
F-111於1967年出廠，當年10月，第一個F-111聯隊在內華達州內里斯(Nellis)空軍基地正式成立，8個月之後的1968年3月17日，6

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，兩天後另一架飛機也未見蹤影，第三架飛機失蹤則是發生在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，因此無從知道到底發生了什麼事。

1969年12月22日，編號第94號的F-111於基地上空進行武器拋投(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，兩名飛行員當場喪生，飛機殘骸中連接機身和左機翼的樞紐接頭(Wing Pivot Fitting)由中間斷裂成內、外兩半，內半塊遺留於機身上，外半塊則與機翼相連。檢查殘骸的結果，發現樞紐接頭下緣有個製造過程遺留的半橢圓形疲勞初始裂紋瑕疵，寬約一英吋，深度幾乎穿透厚度，因此初始裂紋經過短時間後，就成長到使接頭強制破壞的臨界長度。

飛機結構的疲勞破壞最常發生於幾何形狀不連續處，因此在維護延長服役年限的老飛機時，對一些幾何面積變化較大的位置，如：R角、鉚釘孔邊…，都得特別留意。比較麻煩的是有些結構件在原本的設計負載下，預期使用期間不會有疲勞破壞的顧慮，因此未留下檢查進手空間，或是結構需大部拆解後才有辦法檢查，這些位置在延用期間如果未能檢查，結構後續服役期間會有相當的潛在飛安風險。

2007年11月2日上午，一架隸屬於美國



F-111左樞紐接頭下緣的疲勞裂紋(圖片來源：參考文獻1)



F-111左樞紐接頭下緣的疲勞裂紋(圖片來源：參考文獻1)

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，就是上述顧慮的最佳例證。

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，前機身於座艙罩後面位置處斷裂並與機體完全脫離，機體空中解體為兩截，所幸飛行員跳傘後平安獲救。

失事後的調查報告顯示：失事發生原因為機身斜站位(Canted Fuselage Station)CFS 337處的右側上縱樑斷裂，失事機上縱樑殘骸經金相分析(Metallurgical Analysis)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到0.110英吋厚度，且上縱樑表面粗度(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原始設計規範為「安全壽命」(Safe Life)，服役壽限為4,000飛行小時，在美國空軍頒布「容許損傷」(Damage Tolerance)設計規範後，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裂紋成長壽命高達31,000飛行小時，依據設計規範其定期檢查時距為15,500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也未發現有任何損傷，故它雖屬攸關飛安的主要結構件，但在服役期間內並不需要進行定期檢查。

腐蝕

腐蝕是個存在已久的老問題，台灣地處亞熱帶，高溫潮濕的環境更有利於腐蝕的發



飛機結構縱樑鉚釘孔旁疲勞裂紋(圖片來源：參考文獻5)

生。本質上，腐蝕是個無法避免的過程，只能以適當的處置來延緩它的發生或降低它所帶來的損害，明瞭常見的腐蝕及其預防或處置方式，對飛安或節省維修經費，都會有莫大的助益。

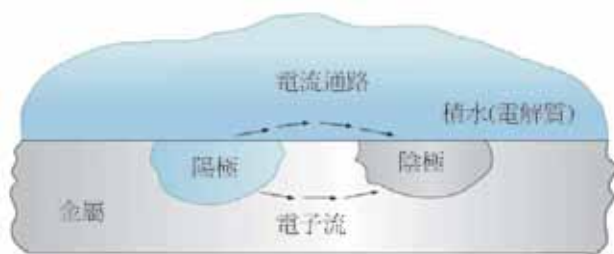
廣義來說，腐蝕是指材料受到環境介值預期外的侵襲所造成的材料性質退化。不論是金屬、聚合物(polymer)、或陶瓷(ceramic)…皆難逃於腐蝕。這是因為在自然界裡，材料以礦石中硫化物(sulfide)或氧化物(oxide)型態存在的情況最安定，一旦經由各種精煉過程成為純物質或合成物質的型態，就成為不安定狀態，而腐蝕就是材料回復安定的一種方式。譬如：自然界的鐵是以氧化鐵的形式存在於礦石中，經過提煉之後成為純鐵或合金鋼，但在歲月的侵襲下，它終究會回復到生鏽的氧化鐵。

一般人都有個錯誤的觀念，認為腐蝕與空氣濕度有直接的關係，因此潮濕的東南亞地區較容易發生腐蝕，而乾燥的北美或歐洲大陸，則較不會有腐蝕的困擾。事實上，腐蝕的發生與空氣絕對溼度(Absolute Humidity)關係甚微，與空氣相對濕度(Relative Humidity)則密不可分。此處的空氣絕對溼度就是一般人所認知的空氣濕度，它是指在

某一溫度下，空氣中所含的水蒸氣含量；而空氣相對濕度則是指在某一溫度下，空氣中的水蒸氣含量與該溫度下空氣所能容納的水蒸氣最大含量之比值。當空氣相對濕度到達某一臨界值(Threshold)時，水蒸氣會在金屬表面形成水膜，促使電化學(electrochemical)反應發生，進而加快腐蝕速率，因此東南亞地區的年平均空氣絕對溼度固然高於北美或歐洲大陸地區，但兩地區的年平均空氣相對濕度則未必一定如此，事實上，全球大部分地區的年平均空氣相對濕度大約都在70%到80%之間，換言之，不論是海島型氣候的台灣或是大陸型氣候的美國，都會遭遇到相同程度的腐蝕問題。只不過台灣除了高溫、高相對濕度的海島型氣候外，還有沿海鹽害及空氣汙染腐蝕因子(硫、氯…等)的危患，所面臨的腐蝕環境要比大陸型氣候國家更為嚴苛。

所謂的電化學反應，是指金屬在常溫下與水或其他電解質間，由於電子的轉移而發生的化學反應。要完成此反應需具備四個要素：釋放電子的陽極、接收電子的陰極、與電子發生化學反應的電解質、連接陰陽極的電路。

以最常用的乾電池為例：乾電池的外殼為鋅(陽極)，正中央為石墨碳棒(陰極)，處於鋅外殼與石墨碳棒間的，是以氯化銨(NH_4Cl)為反應主體的糊狀物電解質，由於鋅的活性較石墨來得大(見附表)，因此會釋放電子變成鋅正離子，電子與氯化銨產生化學反應，形成的電子流通過外導線可提供一點五伏特的電壓，而鋅正離子則與電解質中的其他物



金屬腐蝕的電化學反應(圖片來源：參考文獻15)

質形成安定的化合物，故乾電池使用一段時間後，鋅外殼就會逐漸稀薄被“腐蝕”，形成常見的乾電池外殼烏黑生銹現象。

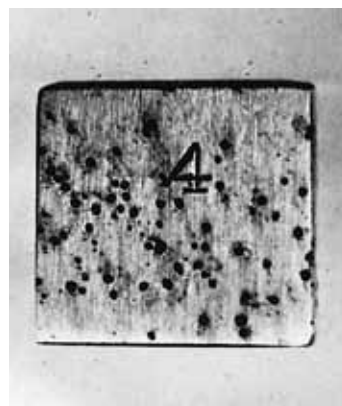
腐蝕會減損材料的承載面積，使結構無法承受原先的設計負載，不但造成飛安顧慮，而處理腐蝕也並不便宜。根據美國國防部2012年的一份研究報告，2008到2009年間，美國空軍每年在處理腐蝕上的花費接近台幣1,500億，佔美國空軍年度維護經費近四分之一，腐蝕所導致的巨大經濟損失，由此可見。

飛機結構中最常見的金屬腐蝕有：麻點腐蝕(pitting corrosion)、異電位腐蝕(galvanic corrosion)、鱗落腐蝕(exfoliation)、應力腐蝕(stress corrosion)，以下分別就其原因、現象、預防或處置方式進行探討。

麻點腐蝕

某些金屬在大氣環境下，表面會形成一薄膜而失去相對的化學活性，而使腐蝕行為變弱，此種現象稱為鈍化(passivity)，如：不銹鋼、鋁、鉛、鈦…等合金均具有此特性。麻點腐蝕專發生於具有鈍化膜的金屬表面上，其中以不銹鋼最容易發生。

麻點腐蝕是一種局部的腐蝕現象，金屬表面呈現多處點狀的銹蝕，直徑可由0.002到0.2公分，腐蝕方向為垂直向下侵蝕，發生原因是由於環境或金屬表面的性質不均勻(如：表面缺陷、成份不均…等)，導致環境中的氯離子被吸附在金屬表面某些點上，使鈍化膜破壞生成微小的孔洞，孔洞底部因空氣不流通缺氧而形成陽極，孔洞外圍則因氧氣充足



不銹鋼表面的麻點腐蝕(圖片來源：參考文獻9)

形成陰極，在陰陽兩極的電化學反應下，金屬表面就發生麻點腐蝕。

麻點腐蝕的危險在於其外表特徵微小而難以察覺及預防，以致結構已有嚴重的麻點腐蝕仍不自知，造成結構突然的意外破壞。

金屬表面的小刮痕或刻痕，很容易導致麻點腐蝕的發生，因此要防止此種腐蝕，金屬表面鏡面(mirror polish)處理是個相當有效的方式。

異電位腐蝕

異電位腐蝕的現象可說是電鍍的逆過程，電鍍時兩根金屬棒分別接於直流電源的陽極和陰極，並置於電解液中形成電導通狀態，陽極的金屬棒在電解液中會溶解成金屬正離子和電子，金屬正離子會被陰極金屬棒所吸引，和其電子結合成金屬附著沈積於表面上；電子則在直流電源的驅動下去補充陰極金屬棒所失去的電子。在這個過程中，陽極的金屬棒因持續溶解而逐漸被“腐蝕”。

同樣的道理，當兩種或兩種以上不同的金屬材料搭接成電導通狀態時，因為彼此

間的電位(potential)不同，材料間就會有電流通過，加上潮濕的環境有類似電解液的功用，致其中某一材料會產生坑洞狀的腐蝕，並有硫化物、氯化物(chloride)、氧化物…的沈積。被腐蝕的材料稱為陽性(anodic)或活性(active)材料，未被腐蝕的材料則稱為陰性(cathodic)或惰性(passive)材料。

一般而言，會影響異電位腐蝕速率的因素有：

組成成分：不銹鋼表面的鉻(chromium)若和鐵混合成合金狀態，則此不銹鋼成為活性材料；若成氧化鉻的型態，則成為惰性材料。後者也是不銹鋼和鋁合金搭接時，為防止異電位腐蝕而實施表面鈍化處理(passivating treatment)的原理。

相對面積：異電位腐蝕的速率和惰性/活性材料的面積成正比，若大面積的活性材料和小面積的惰性材料相搭接，則大面積下電流密度會被稀釋，活性材料可能就不會被腐蝕。反過來說，小面積的活性材料和大面積的惰性材料相搭接，則由於電流密度的增

加，活性材料很快就會被腐蝕殆盡。

極性改變：在某些情況下，相搭接的金屬極性會改變，使腐蝕的發生位置和預期相反。譬如鐵和鋅搭接時，在含有硝酸鹽(nitrate)或重碳酸鹽(bicarbonate)的溶液中，當溫度超過140°F時，電極性會改變。其原因目前仍不清楚，不過一般相信和腐蝕物的導電度有關。最常見的例子是鋁梯中的鋼製螺栓，雖然鋁合金的電位較高，但實際情況是鋼製螺栓腐蝕很快，而鋁梯則沒有什麼影響。

要防止異電位腐蝕，相互搭接的各結構零組件得挑選電位相近的材料，注意配對的材料是否有異電位腐蝕的顧慮。各種材料彼此間的影響程度是根據相互間的相對電位差而定，差距越大，異電位腐蝕越激烈。

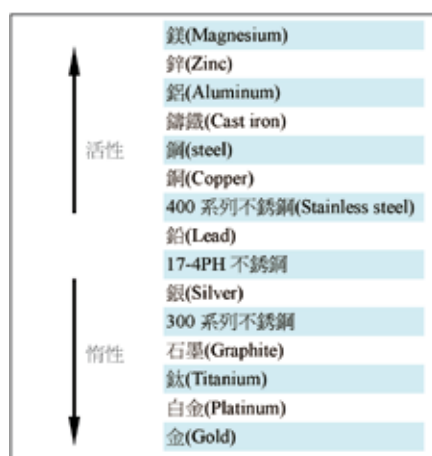
附表是幾種常見金屬的相對活性比較，位置越往上的材料其電位越高，活性也越大，容易被腐蝕；位置越往下的材料其電位越低，惰性也越大，有免於被腐蝕的保護作用。

如果非得使用不同類型的材料，可以用不導電的分隔物把兩材料分開，讓彼此完全絕緣，一般也可以用鉻酸鹽(chromate)或環氧樹脂(epoxy resin)塗裝做阻隔，但前提是這些塗層不會受到機械性的破壞。若實在無法解決，就得先防患未然，將活性零件做得大一些，或是做成容易更換的零件。

在以往飛機工業未使用先進複合材料(Advanced Composite Material)前，所使用的材料主要是鋁和經過鈍化處理的不銹鋼，異電位腐蝕較不常見，但隨著對性能及隱密性



鎂金屬表面與不銹鋼件接觸面產生的電位腐蝕
(圖片來源：參考文獻9)



常見金屬的相對活性比較(圖片來源：參考文獻9)

的要求，新一代戰機已廣泛採用此種强度高、重量輕、雷達不易偵測的新材料。我國目前現役的二代戰機就有許多的零組件採用先進複合材料，此材料中的石墨(graphite)纖維和鋁的電位差很大，兩者交界面有異電位腐蝕的顧慮，地面維護人員在平日維修時要特別注意。

鱗落腐蝕

顧名思義，鱗落腐蝕的外觀會有如魚鱗片般的疊層剝落，這種腐蝕具有明顯的方向性，通常會平行於滾製(rolled)或射出成形(extruded)的面，侵蝕被拉長的材料晶粒，造成表面結構的脫層(delamination)或形成多層面(stratification)。

環境因素是造成鱗落腐蝕的主因，譬如環境中有氯化物和溴化物(bromide)離子的存在、高溫、酸性的環境、間歇性的乾和濕…等，後者尤其會產生不可溶解的腐蝕物，加快腐蝕速率。

在材料表面塗裝底漆及化學保護膜可改

善鱗落腐蝕抵抗力，不過這只能延緩鱗落腐蝕發生的時間，無法完全防止，且一旦此保護層被腐蝕，則底下的材料將處於無保護狀態，短時間內會被腐蝕而破碎。

鱗落腐蝕的一般處理原則是磨除腐蝕區域，再加以適當的表面防蝕處理。

應力腐蝕

應力腐蝕是材料在化學侵蝕環境下與機械性拉伸應力同時作用下的結果。一般的腐蝕是以材料被剝蝕的型態出現，而應力腐蝕則以裂紋的型態出現，且表面幾乎沒有任何腐蝕物堆積的現象，因此很容易被忽略，形成潛伏的危險因素。造成應力腐蝕的四個基本條件是：敏感性合金(susceptible alloy)、侵蝕環境、施加或殘餘拉伸應力、以及時間。

應力腐蝕廣見於多種材料及環境中，根據統計，應力腐蝕損壞最常出現於低合金鋼(low alloy steel)、鋯(zirconium)、黃銅(brass)、鎂(magnesium)及鋁合金。這些材料應力腐蝕損壞的外表及行為都不相同，不過一般而言都具有一些共同的特性：

1. 大部分破斷面在巨觀下是脆性(brittle)帶有少量的韌性撕裂(ductile tearing)現象，有些材料的破壞模式會介於韌性和脆性之間。



美軍T-37教練機角條鱗落腐蝕(圖片來源：參考文獻4)



美軍F-5前機身上縱樑應力腐蝕裂紋(圖片來源：作者)

2.一定是拉伸應力(tensile stress)和環境同時作用的結果，輪流作用不會產生應力腐蝕，且應力大小沒有絕對的關係。應力大，環境的因素就比較小；應力小，環境的因素就比較大。

3.材料表面的氧化膜受到機械或化學外力的破壞形成小凹窪(pit)，應力腐蝕初始裂紋(initial crack)就由小凹窪的根部開始成長，這段期間應力的影響很小，腐蝕是主要的原動力(driving force)，裂紋方向和主應力(principal stress)方向一致，與一般疲勞裂紋和主應力方向垂直的情況大不相同。

4.裂紋走向會在沿著晶粒邊界(intergranular)或穿透晶粒(transgranular)中二選一，全看材料、環境、應力大小這三者的組合而定。在不銹鋼材裡，裂紋通常會穿透晶粒，且會造成一特別的晶體面(crystallographic)，但在某些介質中，特別是腐蝕性溶液或是高氧化物漂白劑中，裂紋會沿著晶粒邊界。在高強度合金鋼中，裂紋會沿著晶粒邊界；鋁合金基本上亦是如此。

5.裂紋成長的過程本身就有自我催化(self-catalyzing)的作用，正在成長中的裂紋尖

端局部之成長速率至少為疲勞裂紋的百倍以上，所以一旦發現應力腐蝕裂紋後就得儘快處置。

6.形成裂紋需特定的合金和環境，雖然許多環境都能產生相近的腐蝕生長速率，但不同的合金對應力腐蝕的敏感度差異甚大。

應力腐蝕裂紋必需在腐蝕表面上有拉伸應力，此拉伸應力可以是外加，也可以是殘餘應力(residual stress)，其中殘餘應力更是問題的所在，因為它是隱藏的，在設計時常會被忽略。殘餘應力的來源可能來自製程，如：冷作加工時變形不均勻、熱處理後退火冷卻速率不同；或是來自裝配時的緊配(interference fit)，鉚釘、螺栓變形…等。

1970年前後進入美國空軍服役的F-5型戰鬥機，因前機身上縱樑使用材料為對應力腐蝕甚為敏感的7075-T6鋁合金，致在服役相當時間後發生了應力腐蝕裂紋，美國空軍不得不在1990年代中期進行全機隊結構返廠修改，更換改變熱處理而提昇抗腐蝕能力的7075-T73新製上縱樑。我國空軍的F-5E/F型機隊，後來也比照辦理。

航空史上最著名的應力腐蝕裂紋飛安事件，是發生於1988年4月28日的美國阿囉哈(Aloha)航空公司，一架波音737-200機身前段大片上蒙皮於飛行途中脫落，幸賴駕駛員的技術高超而平安落地。飛機失事前，已累積了35,496飛行小時，89,680次起降，是此型飛機全世界起降次數排名第二的飛機，(第一名是阿航的N73712)。

波音737飛機的經濟服役壽命(economic service life)為20年，51,000飛行小時和75,000

次的艙壓週期。根據阿航的飛航記錄，大約每1飛行小時會發生3次的艙壓週期，而波音的經濟壽命預測，是根據每1飛行小時1.5次的艙壓週期，因此阿航的艙壓累積週期數是波音預測的兩倍，而在加艙壓的機身內，艙壓週期是造成疲勞裂紋的最主要因素。失事後的調查結果也發現機身上下蒙皮疊接處多顆鉚釘孔邊，早已各自存在著相當長度的應力腐蝕裂紋，這些裂紋在失事時的艙壓作用下串連成一條長長的裂紋，毫無阻力地繼續向前延伸，引起艙內失控的洩壓，造成蒙皮撕裂而飛脫。

由於應力腐蝕必需是應力、敏感性合金、以及特定環境下三者同時作用才會產生，故若要防止應力腐蝕，可從改變這些因素來著手。

降低應力：這有好幾種方法，如：增加材料厚度或降低負載都是可行的方式。如果零件因重量關係無法增厚，可在表面上用珠擊(shot peening)或滾壓(surface rolling)的方式加上壓縮殘餘應力(compressive residual stress)。

改變環境：抹去結構表面上沉積的水氣、污物、清潔劑殘痕…等，都是很有效的



美國阿羅哈航空公司一架波音737客機前機身蒙皮因應力腐蝕裂紋而飛脫(圖片來源：參考文獻7)

預防措施。

更換材料：這是最方便的作法，若無法改變應力和環境，這也是唯一的對策。一般是改用不同熱處理方式以增強抗腐蝕能力的同型號材料，但若改用它種材料，如：鋁合金改用鋁鋰(aluminum-lithium)合金，鋼改用鈦合金…等，就得一併考量更改材料後全機重心改變、震動模態(vibration mode)變更、與鄰近材料的異電位腐蝕…等相關問題。

表面處理：陽極化(anodize)或陰極化(cathodic)表面處理都會在材料表面形成一保護膜，降低外界的腐蝕作用，但此種處理會降低鋁合金的疲勞強度，且陰極化處理也不能用在高強度鋼材，或是對氫脆化(hydrogen embrittlement)敏感的材料，因為表面陰極化會增加氫侵入的速度。若表面有裂紋，局部處理的效果也不好。

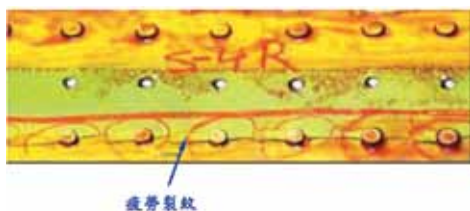
健康偵測

要防止老飛機因疲勞或腐蝕而產生飛安顧慮，除了前述的各種處置方式外，在飛機後續服役期間，必須對飛機結構退化情況持續追蹤，以及時採取適當對策。飛機結構疲勞追蹤的歷史可回溯至1950年代初期，當時的美國及英國空軍在飛機上安裝疲勞計(Fatigue Meter)，即時記錄飛機於飛行過程中的速度、高度、G值等3項飛行參數，評估結構的疲勞壽命耗損情況。

美國空軍於1972年發布飛機結構剛性計畫需求(Aircraft Structural Integrity Program, Airplane Requirements, MIL-STD-1530)軍事規範後，美國軍機皆需於機上安裝飛行記錄

器(Flight Data Recorder)，依據機隊管理(Force Management)綱領執行結構疲勞壽命追蹤。當代的飛行記錄器可記錄多種飛行參數，除了最基本的速度、高度、G值、重量這4項外，還可記錄：攻角、側滑(sideslip)角、滾轉速率、俯仰速率、偏航速率、燃油重量、外掛載重量…等多項參數，可推導出飛機於記錄期間的飛行負載譜(load spectrum)及應力譜(stress spectrum)。若結構設計採安全壽命規範，則依麥內法則(Mine's Rule)計算此期間結構疲勞指數(fatigue index)，估計疲勞壽命耗損情況(若疲勞指數達100%，表示結構疲勞壽命已完全耗盡，飛機須立即停飛)；若結構設計採容許損傷規範，則以裂紋生長分析(Crack Growth Analysis)計算此期間結構疲勞裂紋生長長度。不過一般而言，這兩種計算結果的準確性欠佳，而且無法評估腐蝕損傷情況。

較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。此種系統是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)，即時偵測並



阿羅哈航空公司失事客機的蒙皮應力腐蝕裂紋型態
(圖片來源：參考文獻12)

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，美國空軍在每架飛機的裂紋發生位置安裝連指換能感測器(Interdigital Transducer Sensor)，發射及接收超音波訊號，準確監測疲勞裂紋的發生及成長情況。

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，由於服役年紀已長，加上反潛機的長時間海上飛行最容易產生腐蝕，為防止機隊因腐蝕而危及飛安，澳大利亞空軍於2006年開始於兩型飛機上安裝腐蝕偵測系統，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，故由記錄數據可以計算出結構的腐蝕情況。

美國海軍也開發出類似的系統，應用在海鷹(Seahawk)直升機上。由於美國海軍的系統較輕便，且可以經無線傳輸的方式下



F-16戰機上的飛行記錄器，包括一訊號攫取單元(SAU)及一墜機存活記憶單元(CSMU)(圖片來源：參考文獻17)

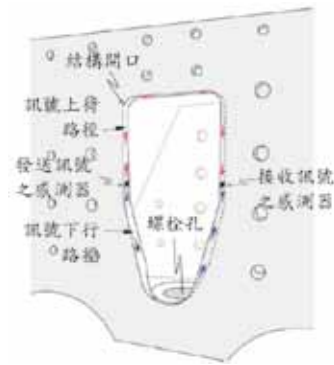
載記錄資料，因此澳大利亞計劃在該國的F/A-18、C-130機隊採用此系統。

結 語

由於經濟因素的考量，軍機延長服役年限是一個不可避免的趨勢，而如何維持這些老舊飛機的飛安，則是一個嚴肅的課題。由於老舊飛機皆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，因此當飛機服役時間越久，就越容易受到它的影響；而由於材料的天性，腐蝕終究是個無法避免的過程，美國空軍在2005年修訂的飛機結構剛性計畫需求中，因此新增了對腐蝕的預防、控制、評估工作項目，可見在最近的未來，腐蝕應該還是會繼續困擾著飛機結構。

要維持軍機延長服役期間的飛行安全，在經費考量下，一般採取的方式是對容易發生疲勞裂紋的位置執行定期檢查。舊式軍機的結構安排簡單、寬鬆，少有無法進手檢查的區域，縱然有疲勞或腐蝕，經由擇要檢修(Inspection and Repair As Necessary, IRAN)後很容易發現並排除，因此不至於對機隊安全造成困擾；現代軍機結構複雜，裝備安排非常緊密，在提昇維修效率的考量下，擇要檢修也逐漸被機隊管理所取代，依單機追蹤(Individual Aircraft Tracking, IAT)分析結果決定定期檢查的位置與檢查時距(Inspection Interval)，如果某些重要結構件因此完全沒有檢查，就會有潛在飛安風險，美國空軍F-15C事件是最好的教訓。

現行最佳方式是在機上安裝感測器，即



美國空軍在C-130H/E上安裝的指連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18)

時偵測並回報機上發生的疲勞與腐蝕損傷，老飛機的結構安全將更有保障。只是目前的感測器僅能追蹤疲勞及異電位腐蝕損傷，且飛機會延長使用年限通常是因為經費拮据，這種方式與節省經費的初衷背道而馳，要獲得採行並不容易。

自中共進入聯合國後，我國即長期處於艱困的國際環境中，導致本軍的機隊換裝往往未能及時，許多機型在到達服役年限後，仍得繼續服役擔負戰備任務。依據本軍以往的經驗，這些飛機在後續延役期間常讓飛行員有飛安疑慮，維修人員也有修理無窮無盡的感嘆，其實若能瞭解老舊飛機結構疲勞與腐蝕的特性，進而採取適當的預防及處置措施，這些困擾都不難迎刃而解。

參考文獻

1. "Milestone Case Histories in Aircraft Structural integrity", R.J.H. Wanhill, NLR-TP-2002-521
2. "Upgrade Update, The Long-Life Combat Aircraft", International Defence Review,

- October 1, 1995
3. “Statistics of Aircraft Accidents and Case Studies on Structure or Material Related Accidents” , Proceedings of the 19th Symposium of the International Committee on Aeronautical Fatigue, 18-20 June 1997, Edinburgh, Scotland
 4. T-37B Teardown Analysis Program Results and Fleet Impact, USAF ASIP Conference, 2007
 5. “Fatigue failure of aircraft components” , Engineering Failure Analysis, October 12, 2007
 6. “Aircraft Accident Investigation: F-15C, T/N 80-0034 Lambert Field IAP, Missouri” , November 2, 2007
 7. “Error Management,” Aerosafety World, February 2009
 8. “Mechanical Behavior of Materials” , William F. Hosford, Cambridge University Press 2005
 9. “Materials Science and Engineering, An Introduction” , William D. Callister, Jr., David G. Rethwisch.—8th ed. 2010 John Wiley & Sons, Inc.
 10. “Corrosion Comes in Different Forms” , Power Engineering, Mar 2011
 11. “Impact of Corrosion on Cost and Availability to DoD,” Maintenance Symposium, November 14, 2012
 12. “Understanding the New Widespread Fatigue Damage Rule” , WWW.boeing.com/BoeingEdge/aeromagazine, Aero Quarterly qtr04/12
 13. “Northrop Grumman (Northrop) T-38 Talon” , Jane's Aircraft Upgrades, February 28, 2013
 14. “Boeing B-52 Stratofortress” , Jane's Aircraft Upgrades, February 4, 2013
 15. “Chapter 6: Aircraft Cleaning & Corrosion Control” , FAA-8083-30
 16. “Aircraft Structural Integrity Program, Airplane Requirements” , MIL-STD-1530C (USAF), November 1, 2005
 17. “F-16 Aircraft Structural Integrity Program (ASIP) Data Processing Training Modules” , 16SL-03-17, March 4, 2003
 18. “A systems Architecture and Advanced Sensors Application for Real-Time Aircraft Structural Health Monitoring” , Thesis, Air Force Institute of Technology, March 2011
 19. “Structural Health Monitoring for Corrosion on Military Aircraft” , Materials Forum Volume 33 – 2009
 20. “Corrosion Fatigue and Environmentally Assisted Cracking in Aging Military Vehicles” , RTO AGARDograph, AG-AVT-140, March 2011
 21. “USAF User Presentation,” F-16 ASIP Review, June 2013

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。