

依循飛機結構整合計畫的

T-38 型機延壽經驗

空軍備役士官長 徐錫聰 副 教授 郭幸民
助理教授 王心靈

摘 要

T-38 型機服役已逾四十餘年，為美空軍主要的訓練機種，在面臨設計服役壽限將屆之際，美方依據飛機結構整合計畫所規劃出來的延壽計畫，使它儼然如脫胎換骨一般，除賡續作為擔任 F-15、F-16 及 F-111 等第一線戰機的主要換訓飛機之外，亦同時降低了後勤維護成本與採購新飛機的壓力。在今全球經濟不景氣，國防預算減縮，以及新飛機購獲與時程管制困難之際，T-38 型機延壽的成功經驗，凸顯了屆齡飛機(Aging aircraft)可能帶來的潛在國防效益，也說明了為何仍有許多不同機型的老化機隊在規劃或進行延壽中，同時顯現出依循飛機結構整合計畫所進行的延壽計畫，其所涵括的各項延壽決策計畫作為與機隊管理規劃，對於非飛機結構整合計畫所發展之機隊也同適用，對於已執行飛機結構整合計畫機隊管理階段作為的使用國而言，實是值得學習與效法。

關鍵字：服役壽命評估、結構延壽計畫、機隊管理

前 言

T-38 “禽爪(Talon)”型機自 1961 年服役操作飛行迄今，在美空軍服役已逾四十餘年，為美國空軍教育與訓練司令部(Air Education and Training Command's, AETC)的主要機種，亦為銜接第一線主力戰機前的訓練機，並有

其他如美海軍及太空總署，使用範圍包括基本戰技訓練 (Introduction to Fighter Fundamentals, IFF)、試飛訓練(test flight)、伴隨機(safety chase)等等[1,2]。

目前美軍仍有總數達五百餘架的 T-38 型機，基於其優越性能與低維護成本，以及考量換裝所需擔負的龐大支出，使得美空軍在

1994 年時便開始評估服役延壽的可行性，計畫初期將服役壽限延長之目標設定至 2020 年，後在延壽計畫展開後，認為服役至 2040 年再予以評估汰除亦是可能的[3]。

T-38 型機結構依循軍用規範 MIL-S-5700 飛機結構設計[4]為基準，並以低操作與維護成本為其設計特性，結構採用“安全－壽命”(safe-life)的疲勞設計，由於當時 MIL-STD-1530 飛機結構整合計畫(Aircraft Structural Integrity Plan, ASIP)[5]尚在概念形成的階段，因此，在 T-38 型機服役後，並沒有依照 MIL-STD-1530 執行服役階段的機隊管理作為。

同時，T-38 型機也未規劃有計畫性廠級維修(Programmed Depot Maintenance, PDM)，但為能應付各種重大結構修理與需求修改，其 Randolph 的“Queen Bee”棚廠具有完整的結構維修能量[3]，此一特點與 ASIP 的修護設計精神相符，但由於不執行 ASIP 的機隊管理階段之相關工作項目，加以需要整合服役問題與未來操作需求，使得 T-38 型機的延壽計畫所能取得的結構評估資料變得十分有限且具挑戰性，也反應出當今老化機隊延壽時所需面對的共同問題。

計畫背景

T-38 型機之結構(如圖一)屬安全壽命的疲勞設計方式，依循軍規 MIL-S-5700 飛機結構設計，主要作為訓練機之用，在 1960 年時完成全機靜力試驗(static test)，設計安全因子為 4，初始設計服役壽命為 15,000 飛行小時，設計落地次數為 37,500 次[5]，具後掠式機翼、

三點式起落架與二套獨立式的液壓系統，其他的主要性能規格如表一所示。其後續的衍生機型包括 F-5 及 F-20。



圖一 T-38 型機[7]

表一 T-38 型機主要規格表

主要用途	進階飛行訓練
製造商	諾斯諾普(Northrop Corp.)
發動機	二具奇異 J85-GE-5 渦輪噴射發動機，具後燃器功能
推力	2,900 磅(1,315 公斤，後燃器開啟)
長度	46 呎 4 1/2 英吋(14 公尺)
高度	12 呎 3 吋(3.8 公尺)
翼展	25 呎 3 吋(7.6 公尺)
速度	812 哩/時(海平面 1.08 馬赫)
升限	約 55,000 呎(16,667 公尺)
最大起飛重量	12,500 磅(5,670 公斤)
最短起飛距離	2,300 呎(695.2 公尺)
武器	A 型：無 B 型：可外掛
乘員	2 員
造價	美金 756,000 元

T-38 型機自 1959 年首飛[2]，1961 年開始服役使用，在 1961 至 1972 年之間，總計生產超過 1,100 架，經服役過程中的汰除，至 2003 年時，美空軍仍大約保有 560 架以上之

飛機，主要分布在 AETC 的 5 個基地，以及作戰司令部(Air Combat Command, ACC)，使用鐘點達 10,000-11,999 飛行小時者約 25 架，達 12,000-13,999 飛行小時者約 160 架；達 14,000-15,999 飛行小時者約 180 架；達 16,000 飛行小時者約 70 架，僅少數不到 10 架機之飛行時數小於 10,000 飛行小時。這些飛機主要作為基本戰技戰法的訓練機，用以銜接 F-15、F-16、A-10 及 F-111 等戰機換訓之用。

其他使用單位包括空軍系統司令部(Air Force Systems Command, AFSC)、美國太空總署(NASA)、美海軍及海外軍售國等[3]，其中，NASA 使用 T-38 型機作為太空人飛行訓練及太空梭的伴隨機，美海軍用以訓練試飛員，其他軍售國則將 T-38 型機主要用於訓練機。

由於 T-38 型機在美空軍的服役歷程十分長久，其服役的任務也一再的被改變，包括基本戰技訓練、空戰與地面攻擊訓練、雷鳥小組飛行表演、伴隨機、熟飛等任務多元化，因而發生過許多的結構問題，這些問題亦導

致機身結構執行過數次的重大修改，包括 1985 開始的鋼質脊背縱樑(Steel Dorsal Longerons, SDL)、1990 年期間的座艙縱樑修改(Cockpit Enclosure Modification, CEM)及上縱樑疊接片(upper longeron splice)等，如表二所示。

這些工程修改大幅改善了結構裂紋問題，因而延長了 T-38 型機的結構壽命。然而，訓練任務會隨機隊之操作需要而變化，且不同群組間的訓練操作也不盡相同，即便滿足過去的設計服役負載也無法保證絕對勝任未來任務的挑戰。因此，為了正確評估 T-38 型機結構之可役壽命，以一次性的執行工程作修改，滿足服役至 2025 年的經濟性與安全性需求[1]，結合全尺寸疲勞試驗(Full Scale Fatigue Test, FSFT)與拆檢的服役壽命評估計畫(Service Life Extension Plan, SLEP)被軍方提出並執行。

結構延壽計畫項目

延壽工作項目主要可以區分成二大項：結構與非結構項目。結構項目係結合美空軍

表二 T-38 型機重大結構工程修改項目表

工程修改計畫名稱	計畫期間	修改內容	備註
Pacer Classic I	1985-1992	更換鋁質脊背縱樑為鋼質件(解決檢查性問題)。 更換磁性飛操組件為鋁質件。	
Pacer Classic II	1993-2003	更換座艙兩側上縱樑及機身站位(F.S.) 325 站隔框(改善應力銹蝕與疲勞問題)。 更新座艙罩鎖鈎系統。 前後座艙線束重佈線。	

一貫的飛機結構整合計畫需求，執行相關的工作項目而予以達成；至於非結構項目，則採性能提升方式，委由波音公司執行工程修改[8]，以解決航電系統老舊與消失性商源問題，另與發動機原廠合作，提升發動機性能，以滿足未來操作使用需求。

一、結構延壽與機隊管理整合

為符合 ASIP 在機隊管理階段的任務要求，並正確的估算其經濟服役壽命，T-38 型機的延壽評估按美空軍指導手冊 AFI 63-1001[9]、美空軍政策指導 AFD 63-10[10]、聯合服役規格指導 JSSG-2006[11]、與機隊管理規範手冊 MIL-STD-1530A[12]之要求，就結構議題執行 ASIP 機隊管理階段所必須之任務項目：個別飛機追蹤(IAT)、負載環境譜驗證(Loads/Environment Spectra Survey, L/ESS)、機隊結構維修計畫(Force Structural Maintenance Plan, FSMP)與損壞容許分析(Damage Tolerance Analyses, DTAs)，並發展出 T-38 ASIP 主計畫(master plan)，以管制相關工作項目的計畫任務、時程及預算。

由於 T-38 型機發展時，MIL-STD-1530 飛機結構整合計畫尚未發布，因此 T-38 型機設計發展與服役階段的機隊管理作為並非依照 ASIP 要求執行，這與第一架完全按照 ASIP 規範發展的 F-16 型機在服役階段執行的機隊管理作為大不相同。因而在延壽時，T-38 型機除要符合上述四項規範的要求，在延壽後的機隊管理作為也需符合 ASIP 的要求，此項目標看似簡單，卻因缺乏相關的單機服役歷程資料，且早期的發展試驗數據亦不足，使得 T-38 型機延壽規劃需重新執行服役負載資

料蒐整與全機疲勞測試，並需調查機隊群組的操作使用差異，涵蓋的工作項目變得十分廣泛。

T-38 型機的結構延壽計畫是由奧格登空軍後勤中心(Ogden Air Logistics Center, OO-ALC)在 2002 年 7 月發起，整個計畫主要由機身全尺寸的耐久性試驗(durability test)及破壞性拆檢所構成，委由西南研究機構(Southwest Research Institute®, SwRI®)執行，機隊結構的檢查資料、飛行歷程負載及未來的飛行任務需求均被納入評估。

(一)負載環境譜驗證資料：區分成二個階段，第一階段是 1960 年初期，飛機服役初期所蒐集的服役負載資料；第二階段則是服役期間因不同結構問題而陸續進行的服役負載資料蒐整。如表三所示。

階段一：在 1960 年代初期，AETC 的飛機曾加裝飛行負載記錄器(Flight Load Data Recorder, FLDR)，用以蒐集 VGH 資料(空速[V]、垂直加速度(Nz)、橫向加速度(Ny)、垂直負載因子[G]、以及高度[H])，約蒐集 15,825 飛行小時資料，其蒐集目的主要作為全機疲勞壽命評估之用，經對比全尺寸試驗結果，測試機具有 60,000 小時之服役壽命，設安全因子為 4 的情況下，T-38 型機的服役壽命推估為 15,000 飛行小時。而這種早期的保守分析作為，使得 T-38 型機的結構設計保有較高的強度，在經歷長期服役之後，仍有空間可繼續延壽使用。

階段二：為 1980 年代開始的機隊服役資料蒐集，主要是因服役期間所產生的結構問題，有必要重新調查飛機服役負載情況，以

表三 T-38 型機負載環境譜資料蒐整記錄

項次	期 間	執 行 基 地	蒐 集 時 數	資 料 來 源	應 用
1	1960s	不詳	15,825	MXU-1553/USAF	疲勞壽命分析
2	1982-1987	Holloman	1,638	MXU-1553/USAF	負載譜比較
3	1988-1990	Laughlin, Reese, Williams	2,228	VGH/合約商	負載譜比較
4	1988-1991	Beale	775	MXU-1553/USAF	負載譜比較
5	1988-1992	Holloman	570	MXU-1553/USAF	1994 年更新容損分析
6	1993-1994	Reese	504	VGH/合約商	負載譜比較
7	1995-1996	Randolph, Columbus	500	VGH/合約商	2003 年更新容損分析
8	1997	Laughlin	500	VGH/合約商	2003 年更新容損分析
9	2000	Sheppard	1,038	VGH/合約商	負載譜比較
10	2001-2003	Holloman	500	VGH/合約商	負載譜比較
11	2003-2005	Laughlin	500	VGH/合約商	不同時間階段的負載譜比較

評估結構的服役壽命與確定工程修改的目標符合；在 1994 年開始規劃延壽計畫之後，則在所選定的幾個基地各挑選五架機，分別蒐整 100 飛行小時的負載資料，以作為測試負載譜與機隊群組使用差異評估之用，所有不同基地的飛訓任務負載資料經蒐集後，被分成八任務種類，其中，以 IFF 任務的使用嚴重度為最高。試驗時以 IFF 作為測試的基準負載，其他任務使用則建立對照至 IFF 使用的相對嚴重度，依對照關係即可獲致不同任務在 IFF 使用下的相對飛行時數。例如，專業飛行學員訓練(Specialized Undergraduate Pilot Training, SUPT) 任務相對 IFF 為 0.5，則試驗 IFF 任務 1 小時，相當於 SUPP 任務 2 小時的使用量。

(二)個別飛機追蹤：全機隊飛機並未安裝

FLDR 或 FDR，也沒有個別飛機追蹤的負載分析機制，無法記載與追蹤各單機的飛行負載歷程，因此主要的個別飛機追蹤記錄係以 AFTO 781 表[13]的登載資料為主，包括飛行鐘點、服役基地、飛行任務、重要故障與維修記錄等，配合廠級重大維修檢查記錄，以作為飛機結構健康情況的分析基準。

(三)機隊結構維修計畫：針對疲勞緊要區(Fatigue Critical Location, FCL) 所律定的檢查維修更換時程，包含材料型式、疲勞裂紋成長對應飛行時數關係、檢查時間、複檢時間、臨界裂紋尺寸、維修工時、維修方式、對機隊妥善率的衝擊等等資訊，每當機隊執行重要結構工程修改後，或當有耐久性與損害容許分析(Durability and Damage Tolerance Analysis, DADTA)更新時，FSMP 即需更新，

以保持其資料之適用性與正確性，T-38 型機並無單獨的 FSMP，因此，結構檢修相關之維修技令包括 T.O. 1T-38A-6 與 T.O. 1T-38A-36 等。

(四)損害容許分析：T-38 型機曾數次執行 DADTA 分析，並更新負載譜，主要是因為結構執行重大工程修改後仍然發生裂紋事件，為能滿足延壽後的使用需求，DADTA 需重作分析，採用較為嚴重的 IFF 負載作為分析負載，裂紋遲滯效應參數(retardation parameters)由蒐集的 L/ESS 資料與試片試驗(coupon test)資料中擷取，以決定裂紋成長曲線(crack growth curves)以及新的 FCL 位置，並作為維修技令 T.O. 1T-38A-6 之修訂依據。另外，DADTA 計畫將 Cracks95 所產生的結果更新至最新版的 AFGROW 軟體，AFGROW 軟體為 T-38 型機損害容許的標準分析軟體，更新後將可作為後續 T-38 相關結構分析之用。

二、結構試驗與拆檢

(一)結構試驗：全尺寸疲勞試驗機選自升級後汰除之 T-38C 飛機，該機之機身鐘點為 15,500 飛行小時，曾在 AETC 服役，服役期間曾操作過多種飛行任務型態，且執行過各項工程修改[1]，包括最新的推進現代化計畫(Propulsion Modernization Program, PMP)與航電性能提升，能代表延壽後的標準構型，滿足試驗樣本所需的代表性。試驗自 2004 年 12 月執行至 2006 年 10 月，試驗負載譜係擷取自 1995 年~1996 年在 Randolph 及 Columbus 基地所蒐集的負載歷程資料(見表三項 7)。為確保能達到 2020 年的服役目標，並考量試驗計畫的時程變異，測試的服役目標年度設定

為 2025 年，意即有 5 年的寬裕值(marginal)，實際執行時，測試延壽值為 22 年(2025 減去 2003)，測試延壽的服役時數值為 9,000 小時，安全因子為 2，所需的模擬測試飛行時數(Simulated Flight Hours, SFH)值為 18,000 小時。

試驗機機身搭配-29 型的機翼執行試驗，基於-29 型機翼已於 1997 年完成試驗，故不再重覆浪費資源執行試驗，但考量施載時力流之平順與機身結構變形之適當，-29 型機翼仍安裝於機身結構上，以提供一個配適(dummy)功用。垂直方向負載由 14 個液壓唧筒推動，最大負載為 8.25G，水平方向負載由 7 個液壓唧筒推動，最大負載為 0.7G，座艙艙壓為 5psig，全機共計 272 個應變計頻道，如圖二與圖三所示。

(二)測試中發現的裂紋：在試驗中，依技令 1F-38A-6 所律定的檢查時間，執行相關結構裂紋成長情況檢查，所有發現的裂紋均被詳實記錄，裂紋發生位置及與檢修情況詳如圖四及表四所示。第一次發現裂紋的區域為 F.S. 403 站的鋼質脊背縱樑，發現時數為 4,500 SFH，並同時執行鋼質補片修理，其餘裂紋陸續於試驗中發現，並視試驗情況予以修理，例如，F.S. 283 及 F.S. 291~300 站之縱樑在 7,200 小時即由應變計資料發現裂紋，但執行修理時間為 8,139 小時。在整個試驗中，共有四處重要的裂紋被發現，主要發生區域均在機身結構的上方縱樑區域。其中，F.S. 401~403 站脊背甲板處裂紋經判定不屬疲勞裂紋，故採用典型結構修理方法，以硼纖維護材補片進行修理後，不再納入後續的 DTA 評



圖二 T-38 型機機身負載施加配置示意圖[1]

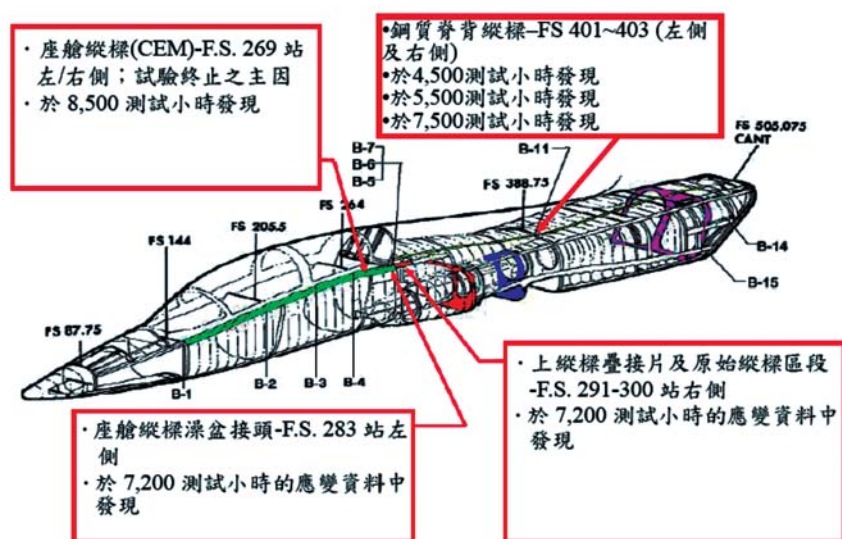


圖三 T-38 型機機身負載施加裝配圖[3]

估，其餘三處經判定均屬疲勞裂紋，因此，全數納入 DTA 評估，特別是 F.S. 269 站的縱樑裂紋，其發生區域位於左右兩側縱樑上，修理上有進手性問題，且對試驗經費及試驗時程產生影響，最後由美空軍決定停止測試。

(三)拆檢結果：在試驗後的全機拆檢緊接著被執行，同樣也發現有其他處的裂紋存在，大多位於次要結構件(secondary structure)或非疲勞緊要的主結構件(primary structure)上，其中有二處是位於試驗中發現三處裂紋區域之 F.S. 401~403 站的 SDL 區域附近，可能是因縱樑裂紋形成後，力流向其他方向分載，而導致該區域受力增加而產生裂紋初始化與成長，但因未在該區域安裝應變計，缺乏相關裂紋形成的數據，無法針對該區域另外建立模型分析。這試驗拆檢所發現的非疲勞裂紋區域雖無飛安顧慮，但均納入機隊結構檢查技令之更新項目。

(四)結構補強與更新：主要包含二個工作



圖四 試驗中裂紋發生位置圖[3]

表四 測試中主要發現的裂紋修理行動時間[3]

組 件	機身站位／側	維修行動時間 (IFF 測試時數)	處 置
鋼質脊背縱樑	FS 403/右側	4,500	鋼質補片修理
鋼質脊背縱樑	FS 403/左側	5,500	鋼質補片修理
鋼質脊背縱樑	FS 401/左側	7,500	FS 403 鋼質補片修理涵蓋區
於 8,139 小時暫停，因鋼質脊背縱樑裂紋持續增長，更換鋼質補片為硼纖維複材補片			
脊背甲板	FS 397 中線兩側	8,139	鋁質補片修理
上縱樑	~FS 293/右側	8,139	更換疊接片
上縱樑	~FS 297/右側	8,139	上縱樑擴孔修理 2 處
座艙縱樑澡盆接頭	FS 283/左側	8,500	修理評估
座艙縱樑	FS 269/左側 FS269/右側	8,500	測試停止

項，一是機身結構補強更換，另一是機翼重新設計。

1. 機身結構補強更換：配合 PMP 計畫，並伸 Pacer Classic II 的計畫作為，F.S. 332 與 F.S. 362 隔框被計畫更換，同時依試驗檢查結果，於返廠修改(retrofit)時對應力銹蝕(Stress corrosion)與疲勞區域進行修理與預防性防護，對一般性銹蝕問題，如磁性整流片，則採取更換的方式。此項返廠修改由美空軍的廠級維修單位——Randolph 的“Queen Bee”棚廠負責執行，預計需執行數個計畫年度。

於試驗期間，已由機身安裝的應變計擷取出十分寶貴的 FCL 區域受力情況，該資料可與機身有限元素模型(Finite Element Models, FEM)作比對，以確認應變計安裝與量測的準確性，並可作為日後工程修改分析之依據，整個機身的 FEM 模型包含座艙至後機身之前的機身。

2. 機翼重新設計：T-38 型機之機翼自服役迄今，已生產過許多種構型，但均採用一片式的設計方式，更換機翼之主要原因均是因為發現有無法修理之損傷存在，主要的損傷集中在機翼機身搭接處及起落架艙的外側 R 角，為克服裂紋問題，新的機翼構型作了許多的結構壽命增強的作為，例如翼樑加厚、銑製 R 角加大、改善熱處理型式以及冷作加工等。目前服役之-29 構型機翼已將前面的工程經驗作累積，並執行耐久性試驗分析，在 IFF 的負載使用下，分析服役壽命尚無法達到 4,000 小時，無法滿足服役至 2020 年之要求。T-38 型機的機翼構型變更情況詳如表五所示。

依服役負載歷史資料分析，T-38 型機之服役操作負載隨著服役機齡增加而變大，對照維修歷史資料發現，當初生產 1,100 餘架機，共計消耗 2,000 餘片機翼，以-29 型機翼

表五 T-38 型機的機翼構型變更情況表[3]

	-19 &之前	-23	-25	-26	-27	-29	-33
蒙皮材料	7075-T651	7075-T651	7075-T651	7075-T651	7075-T7351	7075-T7351	7075-T7351
機根 44% 翼樑厚度(吋)	0.420	0.420	0.420	0.420	0.520	0.600	0.655
臨界根部 半徑(吋)	0.5	0.5	0.5	3.0	3.0	3.0	3.0
冷作加工 孔數	0	0	353	353	353	673	1998
機翼數	491	789	13	22	80	約 700	待決定
交貨日期	1964/11 前	1965/11~ 1976/5	1976/5~ 1976/9	1976/9~ 1977/4	1977/5~ 1979/5	1979/5~	2006年之後

可服役 4,000 飛行小時估算，延長服役至 2020 年約增加飛行時數 8,000 小時(延壽至 2025 年的目標時數為 9,000 飛行小時)，意即每架機約需二片以上之機翼，以延壽機隊規模 500 餘架來估計，至機隊汰除前，大約仍需 1,100 片以上之機翼，這樣數量的機翼除了生產成本之外，也意喻著一筆龐大的維修與庫存成本。

因此，新的 T-38 型機的機翼是需要的，-33 型的機翼設計除沿襲先前的設計之外，同時也作了改良，其設計目標為滿足 8,600 飛行小時的 IFF 使用，約為-29 型機翼的二倍，意即 T-38 型機延壽機隊的每架機僅需一片備份機翼可供更換即可。在 2 倍的安全因子考量下，-33 型機翼原型由諾斯諾普格魯曼(Northrop Grumman)公司執行 17,200 小時的疲勞測試，於 2003 年 10 月完成。試驗結果顯示-33 型機翼僅產生若干輕微的裂紋，沒有重大的損傷產生，可滿足延壽服役的需求。而試驗期間在機翼安裝的應變計提供了 FCL 區域的受力情況，同樣地，也可用來比對機

翼 FEM 模型分析結果，也可用於日後工程修改分析支援。

三、結構的統計壽命分析 (Statistical life analysis)

試驗所產生的相關資料均提供作為結構壽命推估之用，結構的統計壽命分析大多依循韋氏分佈，而 T-38 型機的結構壽命推估主要是使用統計壽命分析軟體 WinSMITH Weibull 及 Weibull ++，主要的輸入分析資料包括：SDL 裂紋資料、SDL 機隊特檢結果、CEM 裂紋資料及 F.S. 284 站疊接片裂紋資料，場 站 檢 查 能 力(organizational inspection capability)設定為 0.05 英吋。從 WinSMITH Weibull 軟體分析結果顯示，主要結構區域的裂紋情況對照試驗時數之機率分佈為：SDL 屬對數常態(lognormal)分佈，而 CEM 與 F.S. 284 則屬韋氏分佈。

依 MIL-STD-1530C 飛機結構整合計畫 [14]，風險分析為全尺寸試驗的工作項目之一，T-38 型機的全尺寸試驗結果也同樣使用 WinSMITH 的 Weibull 模組功能來執行風險分

析計算，依全機隊的分析結果，SDL、CEM 及 F.S. 284 站疊接片裂紋約有一次發生的機會 [1]，但這僅說明計算上有存在一次發生的可能機會，實務上仍要依非破壞性檢驗(Non-Destructive Inspection, NDI)能力及廠級經濟修理計畫內容而定。

四、非結構件的更新與升級

主要有二個計畫，一是航電性能提升，另一是推進現代化計畫。

(一)航電性能提升：是延壽的另一個重點，將 500 餘架的 T-38A/B 型機修改成 C 型，由波音公司得標，主要是將現有的座艙環境系統修改成與現有的第一線主力戰機 F-15 與 F-16F 相似，如前座艙的大視野抬頭顯示器(large-field-of-view head-up display)、多功能顯示器(Multi-Functional Displays ,MFD)、電子式發動機數據顯示(electronic engine displays)、前後座艙的前上方控制面板、整合式全球定位系統/慣性導航系統(integrated Global Positioning System / Inertial Navigation System)、以及避撞系統(Traffic Collision Avoidance System, TCAS)。此一現代化的航電系統使得 T-38 型機可以操作在訓練模式或攻擊模式，集合了多種功能角色於一身。

(二)推進現代化計畫：航電性能提升、飛機結構修改與修理等都增加了飛機的重量，為此，美空軍與奇異發動機公司(General Electric Aircraft Engines, GEAE)及尼爾希格勒服務公司(Lear Siegler Services, Inc)合作，提升 GE J85-5 發動機的性能，同時，透過 PMP 來改善維護與操作的成本，平衡因升級而產生的額外成本花費。第一具發動機配合飛機

由 A/B 型修改成 C 型之時程，於 2002 年 11 月完成修改。

GEAE 的升級組件包含了改良的八級壓縮器轉子及定子組合件、單片式機匣、改良的高壓渦輪段的組件、改良的後燃器、新的點火系統、新的排氣噴嘴以及進氣導。性能提升後，單具發動機推力在無後燃器下為 2,680 磅，後燃器開啟後為 3,850 磅，另外，發動機在整個飛行包絡線中的耗油率亦大幅地降低，同時壓縮器轉子的耐久性也獲得大幅提升，維修進手性也獲得改善，拆換壓縮器葉片毋須如以往先將轉子分解。

結 語

從 T-38 型機延壽計畫的發展到執行，都一再地顯示老化飛機有其延壽的效益存在，即令 T-38 為早期安全壽命的設計方式，透過飛機結構整合計畫的相關工作項目的作為，以及各執行單位之間的緊密合作，使得延壽後的 T-38 型機，不管在安全性、可靠度、維護成本以及任務的多樣性上，都大幅獲得改善，大大減緩美空軍採購新型教練機的預算壓力，也降低了對機隊操作妥善率的衝擊。同時，延壽計畫具有前瞻性，將未來的可能操作使用及後勤維護議題等均納入規劃考量，諸如消失性商源的問題、平均失效間隔、維護度與可靠度等，使得 T-38 型機的整體延壽效益更加明顯。

除 T-38 型機外，其他美軍正在執行延壽或發展中的機隊，如 F-5、F-18、C-130、F-22 及 F-35 型機等，均有相關的 ASIP 計畫在進行機隊管理，可以看出美空軍對 ASIP 政

策面與執行面上的支持，顯見 MIL-STD-1530 ASIP 的機隊管理已深獲美空軍肯定，進而促使 ASIP 理念在 T-38 型機延壽案中發揮了關鍵的角色，此亦為延壽計畫成功的另一項重要原因。從效益後勤觀點而言，結合 ASIP 的延壽計畫，確實發揮了投資管理的效益，也間接顯示出美空軍在後勤維修政策上在商維與自有能量之間的權衡，實值得各國機隊管理階層深思學習與規劃運用。

參考文獻

- [1] J. J. Cutshall, M. Blinn, H. Burnside, Z. Whitman, and R. Howell, "T-38 Fuselage Structural Life Assessment", 10th Joint DoD / NASA / FAA Conference on Aging Aircraft, Palm Springs, California, Apr 2007.
- [2] Globalsecurity website, "T-38 Talon", <http://www.globalsecurity.org/military/systems/aircraft/t-38.htm>
- [3] M. P. Blinn, and H. Burnside, "Flying the T-38 to 2020 and Beyond", USAF Aircraft Structural Integrity Program (ASIP) Conference, Savannah, Georgia, Dec 2003.
- [4] MIL-S-5700, "Military Specification Structural Criteria, Piloted Airplanes", U.S. Department Of Defense, Dec 1954.
- [5] W. G. Stuart, "Northrop F-5 Case Study in Aircraft Design", AIAA Professional Study Series, Sep 1978.
- [6] MIL-STD-1530, "Aircraft Structural Integrity Program, Airplane Requirements", U.S. Department Of Defense, Sep 1972.
- [7] Globalsecurity website, "T-38 pictures", <http://www.globalsecurity.org/military/systems/aircraft/t-38-pics.htm>
- [8] Boeing website, "Boeing Delivers 100th Upgraded T-38," Boeing News Release, http://www.boeing.com/news/releases/2002/q4/nr_021022n.html, October 2002.
- [9] AFI 63-1001, "Aircraft Structural Integrity Program", U.S. Air Force, Apr 2002.
- [10] AFD 63-10, "Aircraft Structural Integrity", U.S. Air Force, Nov 1997
- [11] JSSG-2006, "Aircraft Structures", U.S. Department Of Defense, Oct 1998.
- [12] MIL-STD-1530A, "Aircraft Structural Integrity Program, Airplane Requirements", U.S. Department Of Defense, Dec 1975.
- [13] T.O. 00-20-1, "Aerospace Equipment Maintenance Inspection, Documentation, Policies, And Procedures", U.S. Air Force, Sep 2006.
- [14] MIL-STD-1530C, "Aircraft Structural Integrity Program", U.S. Air Force, Nov 2005.

作者簡介

徐錫聰，國立高雄第一科技大學管理研究所博士班、義守大學工業工程與管理碩士，現為博士候選人。

郭幸民，國立高雄第一科技大學運籌管理系、美國俄亥俄州立大學工業暨系統工程博士，現為副教授。

王心靈，空軍官校航空管理系、美國普渡大學航空太空工程學系博士，現任助理教授。