

出國報告（出國類別：其他）

赴美國波音公司參加  
高齡飛機維護計畫研討會

服務機關：交通部民用航空局

姓名職稱：約聘檢查員 張貴先

派赴國家：美國/西雅圖

出國期間：98年10月18日至98年10月25日

報告日期：98年12月21日

## 目 錄

壹、目的 .....	2
貳、過程 .....	3
一、飛機結構安全與結構之持續適航 .....	3
二、航空產業對飛機結構持續適航之行動 .....	5
三、定期維護計畫 .....	7
四、結構維護概念 .....	9
五、防腐防鏽控制計畫 .....	12
六、防腐防鏽控制計畫整合 .....	14
七、補充結構檢查計畫與結構容損評估表發展 .....	15
八、聯邦航空特別法(SFAR 88) .....	17
九、加強飛機系統/燃油箱安全適航計畫 .....	18
十、修理評估計畫 .....	20
十一、高齡飛機安全法規 .....	21
參、心得及建議 .....	22

## 壹、目的

國內航空業者飛機即將進入高齡化時期，為確保相關法規能適時制訂，相關檢查程序能配合編定並與國際接軌同步進行，派員參加此次波音公司舉辦之高齡飛機維護計畫研討會，除擷取波音公司配合美國聯邦法規所發展高齡飛機維護計畫內容之精髓外，並了解各航空業者在高齡飛機維護檢查計畫制訂與检查工作執行之經驗分享，以做為我國制訂相關法規與編定檢查程序之參考。

近年來雖然國內運輸類航空業者不斷汰舊換新機隊與更新裝備下，整體機齡尚未進入實質高齡化時期，然而高齡飛機維護落實與確保高齡化飛機時期之持續適航安全，飛機在新購入參與營運之初即應開始配合落實執行相關維護检查工作，以因應未來高齡化時期的飛航安全，避免在高齡機維護檢查執行時才發現缺失，嚴重影響飛航安全；安全管理系統的精神在事件發生前的風險評估與消滅潛在危險因子，如果各航空業者能盡早防患未然於事前準備，民航局检查工作能事先輔導督促監督執行，相信飛航安全風險能降到最低，航空運輸能讓所有旅客在高度信心下安全的搭乘，民航監理工作也符合法規終極目標。

## 貳、過程

### 一、飛機結構安全與結構之持續適航

波音公司飛機設計考慮因素包含具有良好的可靠度、與其他機型相容共通性、操作使用壽命、飛航安全特性、最低的操作成本、發揮飛機最大的性能

基於以上的設計因素，波音系列飛機的結構設計之初所考量的標準包含：所能承受之負載、靜態強度、疲勞與腐蝕忍受性、失效仍能維持安全特性、容損(Damage Tolerance)、防撞性能(Crash Worthiness)、大量生產特性、可維護性(如容易修理、方便檢查、短的地停時間、容易進入)、意外損傷與環境腐蝕的特性。

因此，波音設計開發一型飛機到正式量產時期，往往需要花費約 10~13 年的時間，期間包含從設計、生產製造飛機所需工具裝備、測試、認證、原型飛機製作、生產規劃與認證等等；而後續約 30 年的產品使用時期所做的客戶服務、設計改良、持續評估、維護支援等等，亦須投注相當多的資源人力。

波音系列飛機在結構設計目標上，以飛航短程、中程、長程為分類，以不產生裂紋情況下訂定使用目標，一為持續使用 20 年，至少有 99% 主要結構不產生裂紋並且具備 95% 的信心度，二為持續使用 30 年，至少有 95% 主要結構部產生裂紋並且具備 95% 的信心度。較高的結構設計目標會使結構強度較強，而飛機重量也變重，此雖然會使維護成本降低，但由於因為高設計目標之增加重量，也產生較大的操作成本。

然而波音公司不斷精進研究，在結構目標達成上，選用新技術發展具備高韌性也較輕的合金材料，採用抗環境腐蝕與應力腐蝕的材料，即使產生裂紋，結構也能降低裂紋成長趨勢並延長保持被撕裂之強度，使用防腐防鏽塗料於結構表面，增加複合材料使用區域；同時以全比例(Full-Scale)飛機結構持續測試，藉以了解結構使用耐性得情況，做為結構設計改進之依據，訂定疲勞測試目標，制定廣泛性疲勞損傷的門檻，研究了解高使用週次之裂紋成長行為，驗證設計修改與修理追蹤，做為發展結構補充檢查方法與技術之參考。

圖 1：為波音飛機全比例測試

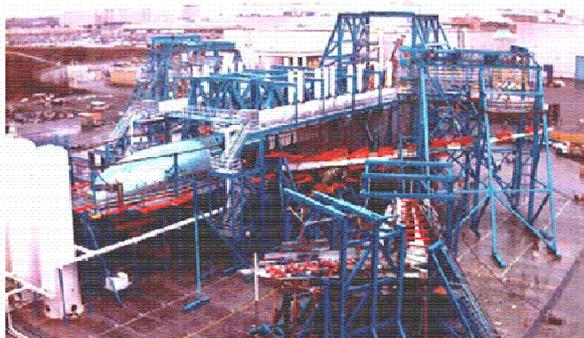
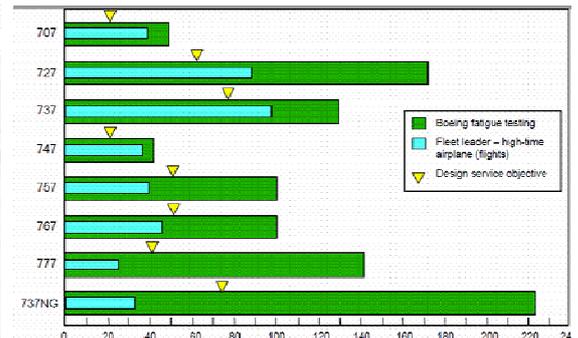


圖 2：為各型飛機疲勞測試目前情況



當飛機使用超過設計目標時，飛機結構便進入所謂之高齡化，高齡飛機如繼續使用，必須滿足後續適航要求，包括具備有成效的維護檢查計畫，符合所有強制規定；因此，美國聯邦航空署(FAA)發展相關法規規定、民航通告指引，以做為飛機製造廠與使用人，當飛機高齡化時必須符合之強制要求，以確保其後續適航與安全，相關法規與民航通告規定如下：

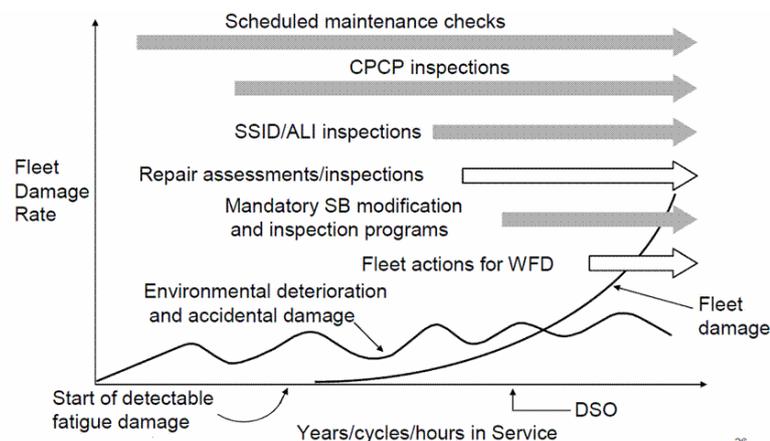
## 1 FAA AC 120-84 Aging Aircraft Inspection and Records Review

## 2 Aging Aircraft Safety Final Rule – Feb. 2, 2005

上述法規要求高齡飛機必須執行結構檢查與紀錄審查，適用於 FAR 121 使用人與 FAR 135/129 多發動機飛機之使用人，主要針對機齡超過 14 年以上之飛機，而機齡超過 24 年者必須優先實施；我國民航法規亦已完成類似 FAA 之規定，在航空器飛航作業管理規則(07-02A)對運輸業與普通業均規範高齡飛機檢查與紀錄審查之規定，發布民航通告 AC 120-040「高齡飛機檢查與紀錄審查」做為業者或使用人實施指引，本局適航檢查員手冊亦已完成發展檢查程序供檢查員據以執行檢查工作；目前國內各家業者已有數架飛機即將進入高齡機門檻，各檢查員已按規定要求在屆期前完成飛機檢查與紀錄審查之時程安排，以確保飛機雖進入高齡化，但仍能維持其持續適航安全。

儘管飛機進入高齡時期，製造廠家早在飛機出售給航空業者開始營運或使用之初，便已不斷持續發展各種維護檢查計畫，以確保其適航性，這些計畫從開始交機之初按照飛機的使用時間/飛航週次/年限與機隊損傷率(Fleet Damage Rate)訂定定期檢查計畫(Schedule Maintenance Program)、防腐防鏽檢查計畫(CPCP)、補充結構檢查計畫(SSID/SSIP)、結構修理評估計畫(Repair Assessment Program)、強制服務通告(Service Bulletins)、廣泛性疲勞損傷檢查計畫(Widespread Fatigue Damage)等，供業者或使用人按機齡時間實施檢查。

圖 3：波音系列飛機各種類之結構檢查計畫



## 二、航空產業對飛機結構持續適航之行動

在 1988 年以前，航空工業均認為飛機結構在使用人有效的按照維護計畫執行檢查情況下，高齡飛機可以維持其適當的安全網，但不幸的是，當年夏威夷 Aloha 航空公司一架 B737 飛機空中機身蒙皮撕裂脫落後，整個航空工業對結構維護信心完全瓦解，因此，美國首府華盛頓在當年舉辦了高齡飛機議題的會議，將高齡飛機提升到主要關切的層次，與會人員包含來自民航主管機關、飛機製造廠家、航空公司、以及國際上航空工業專家，會議結論要項如下：

- 1 找出為何該次結構失效事件的原因以及如何調整整個結構系統
- 2 啟動研究尋找更好的方法評估現存結構情況與檢測結構問題
- 3 製造廠家持續飛機疲勞測試與拆檢分析
- 4 發展更好的非破壞性檢測技術以及其應用
- 5 檢視現存所有人為因素造成疏失的問題
- 6 確認航空工業之間的有效溝通
- 7 持續在現有飛機結構維護檢查計畫要求下戮力徹底執行

該會議後也成立了「適航保證工作團」委員會(Airworthiness Assurance Working Group Steering Committee)，主導整體適航保證工作，委員會目的在研究特定加強工作與發展建設性的提議，以確保飛機能持續適航，普遍共識下，這些建議事項均成為強制性之要求，工作團分成各工作小組，小組成員為飛機製造廠家與航空公司，並由航空公司成員擔任主席，以下為其組織圖：

圖 4：結構工作小組組織圖

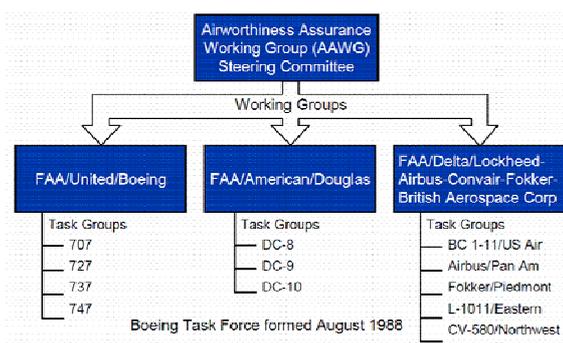
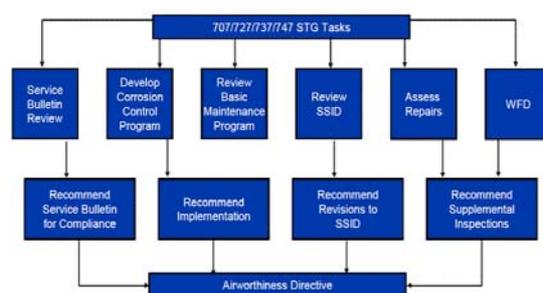


圖 5：結構工作小組工作內容



結構工作小組(Structures Task Groups, STGs)，小組成員選自具備代表性與經驗性的航空公司，例如 727 STG 有 11 位成員分別來自各航空公司，占該組成員 55% 之比例，直到現今，其他小組均按此模式概念成立組成。

廣泛性疲勞損傷研究工作項目則為 1999 年所增列，內容包含結構多重損傷(Multiple Site Damage)與廣泛性疲勞損傷(Widespread Fatigue Damage)，同時也訂定了飛機疲勞敏感結構項目與區域，其內容如下：

- 1 Longitudinal skin joints, frames, and tear straps
- 2 Circumferential joints and strings
- 3 Fuselage frames
- 4 After pressure dome outer ring and dome web splices
- 5 Other pressure bulkhead attachments to skin, and web attachments to stiffener and pressure decks
- 6 Stringer-to-frame attachments
- 7 Window surrounding structure
- 8 Over-wing fuselage attachments
- 9 Latches and hinges of non-plug doors
- 10 Skin at runouts of large doubler fuselage, wing, or empennage
- 11 Wing or empennage chordwise splices
- 12 Rib-to-skin attachments
- 13 Lap joints with milled, chem.-milled, or bonded radius
- 14 Shear clip end fasteners on shear-tied fuselage frames
- 15 Skin splices at after pressure bulkhead
- 16 Typical wing and empennage construction

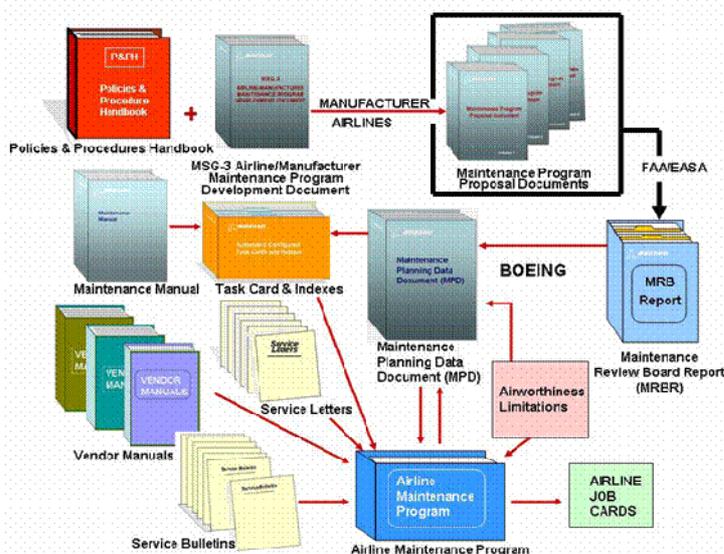
我國航空工業雖不像美國具備如此廣大市場與完整的技術發展體系，但民航局各主司單位與成員，均時時刻刻的密切注意製造廠家與其民航主管機關訊息發展，一旦有新頒布法規或新發展之維護計畫與技術，均能適時研究與採用，以確保本國民航飛機隨時符合最新飛航安全之要求與規定。

### 三、定期維護計畫

飛機定期維護計畫的法規依據為 FAR 25.1529，運輸類飛機適航標準要求下，製造廠家必須建立飛機持續適航指引(Instructions for Continued Airworthiness)，以供航空器使用人正確維護檢查飛機，確保其持續適航，FAA 發布民航通告 AC 121-22A，指引飛機製造廠家如何發展初始維護計畫，包含政策與程序手冊(Policy and procedures Handbook, PPH)與維護項目之邏輯分析工具(Maintenance Steering Group, MSG)，MSG 現今已發展至 MSG-3。

圖 6：飛機定期維護計畫發展流程

由圖 6 可看出，當一型飛機設計開發之初即由航空公司與製造廠家合作，依據 PPH 與 MSG-3 邏輯分析概念訂定飛機維護計畫書，計畫書完成後陳報維護審查委員會 (Maintenance Review Board, MRB) 審查通過後，發布 MRB Report，飛機製造廠家據以訂定維護計畫文件供航空公司或使用人使用，航空公司依據



所適用項目並按照相關適航指令、適航限制項目、服務通告、組件維護手冊、飛機註冊國法規規定等，編定屬於航空公司該型飛機維護計畫，經民航主管機關審查核准通過後，依據計畫內容項目編定維護檢查工作卡，依管制時間發工執行。

前述維護審查委員會(MRB)組織架構，MRB 委員係由 FAA 與其他相關國家民航主管機關組成，負責審查工業指導委員會(Industry Steering Committee, ISC)所綜合整理之 MRB Report，ISC 委員係由航空公司、飛機製造廠家、組件製造廠家所組成，MRB 做為其諮詢輔助之角色；ISC 之下依各專業分成各工作小組(Industry Working Group, IWG)，包含結構工作小組、發動機工作小組、航電系統工作小組、機體系統工作小組、區域工作小組，各小組分別依其專業分工發展維護項目，最後成果則交送 ISC 彙整成 MRB Report，IWG 成員亦由航空公司、飛機製造廠家、組件製造廠家所組成，整體 MRB、ISC、IWG 由民航主管機關代表、製造廠家代表、航空公司代表支撐運作，缺乏任一角色均無法完成該機型發展初始基本維護計畫之工程。

定期維護計畫內容包含如下：

- 1 計畫來源、維護時距、章節系統等之介紹與說明
- 2 飛機、發動機各系統維護與檢查項目
- 3 結構檢查項目
- 4 區域檢查項目
- 5 附錄

定期維護計畫之維護檢查工作為可預期之工作項目，航空公司或使用人可規劃停機時間執行，而不定期維護則包含由定期維護所發現之缺點、飛機日常操作所衍生之故障、駕駛員操作飛機時所發現之報告、製造廠家發布之服務通、民航主管機關發布之適航指令等，這些項目為不可預測的維護項目。

結構維護檢查計畫依 MSG 各時期之邏輯分析流程發展，其內容包含基本結構檢查(Basic Structures Inspection)、區域檢查(Zonal Inspection)、適航限制檢查項目(Airworthiness Limitation)、補充結構檢查項目(Supplement Structure Inspection)、時限件項目(Life Limited Parts)、防腐防鏽項目(CPCP)、整合計畫(Integrated Program)等。

圖 7：波音系列各型飛機結構檢查計畫內容

	737-6/7/8 (1997)	777 (1995)	747-400 (1989)	737-3/4/5 (1984)	757 (1982)	767 (1982)
<b>Structure</b>	Section 8 MSG-3 rev. 2	Section 8 MSG-3 rev. 1**	Section 8 MSG-3, rev. 2 (2001)	Section 7 Common Pre MSG New MSG-2 Strut MSG-3	Section 8 MSG-3**	Section 8 MSG-3**
<b>Zonal</b>	Section 7	Section 7	Section 7	----	Section 7	Section 7
<b>AWL (SSIP)</b>	Section 9 Pre/post amnd. 45	Section 9	----	----	Section 9	Section 9
<b>SSID</b>	N/R	N/R	D6-35022, Rev G (2002)	To be issued	N/R	N/R
<b>Life Limits</b>	Section 9	Section 9	Type data certificate	Type data certificate	Section 9	Section 9
<b>CPCP</b>	N/R	N/R	Section 10	Section 10 CPCP 1990	Section 10	Section 10
<b>Integrated</b>	----	----	----	Appendix G	Appendix G	Appendix G

儘

管飛機製造廠家發展初始維護計畫以做為航空公司或使用人編定期維護計畫之基礎，然而航空公司或使用人卻因其操作環境不同、所屬民航主管機關所規範之法令差異、飛機機齡時期差異、適航指令的發布、服務通告的發布、MRB Report 的修訂、航空公司可靠度監控的經驗數據或維護檢查缺點的發現，而持續的修定更新其維護計畫內容，而其主旨目標仍維持在：飛航安全。

#### 四、結構維護概念

早期結構維護計畫是由製造廠家與具有豐富維修經驗的機械員發展而成，是以安全壽命(Safe Life)的概念維護結構組件，當結構到達使用壽命前即予以翻修或更換新件，這種方式既保守也不符合經濟效益，唯一的目標就是保持飛機在新的情況。

1954 年間，兩起彗星二號飛機(De Havilland Comet)機身失壓爆炸事件，引起對結構設計安全的注意，經過仔細調查分析後，發現窗門區域結構的金屬疲勞為導致失事原因，於是設計概念由安全壽命發展到失效安全(Fail-Safe)的概念。

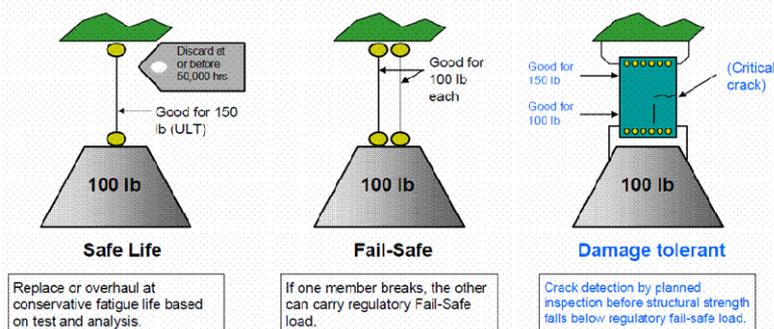
1977 年間，一架 B707 飛機在 Lusaka, Zambia 因右邊水平尾翼斷裂失去俯仰控制而墜毀之事件，調查失事原因為尾翼上翼樑疲勞裂紋擴大所致，該架為失效安全概念所設計的飛機，雙重主要結構設計卻因不適當的檢查過程，未在結構失效前即發現裂紋，當一重結構失效後，另一重結構亦未能適當檢查也產生失效導致飛機尾翼斷裂而墜毀，於是 FAA 修訂法規將 FAR 25.571 規範結構設計改為容損概念(Damage Tolerance)。

從整個約 1950 年到 1990 年之間，結構設計發展變遷概況如下圖 8：

圖 8：結構發展歷史圖

Year	Pre jet	1954	1956	1964	1968	1977	1978	1980	1988	1990-Present
Event		DH Comet			MSG-1 & 2	B707		MSG-3	B737	
Cert. Requirement	Safe Life		Fail Safe				Damage Tolerance			
Cert. Regulation	Air Commerce Bureau		CAR 4b Amend. 3	FAR 25.571 25.573			FAR 25.571 Amend. 45			
New Airplane	Life Limit		Life Limit				SSIP			MSG-3 Rev. 2
In-Service Airplane							SSID			CPCP Aging

圖 9：各種結構設計概念

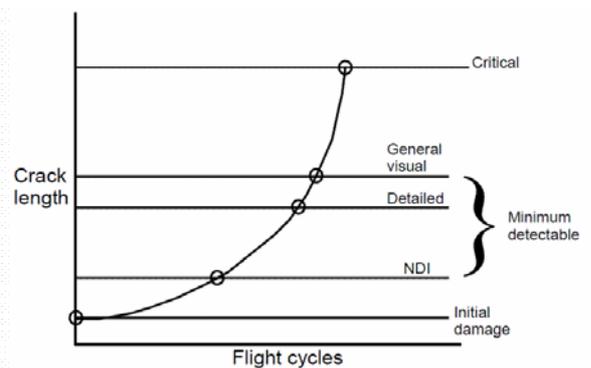
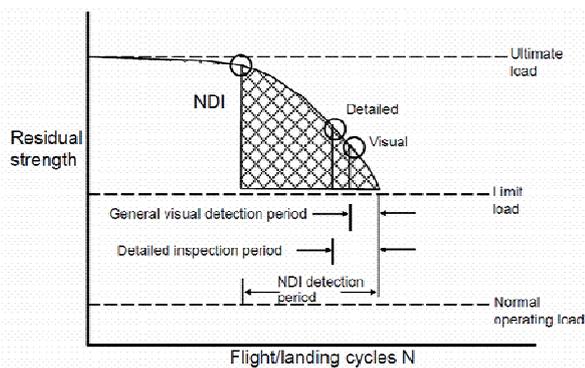


由圖 9 可知，不同時代的事件產生不同結構設計理念的演變，安全壽命概念前面已敘述，簡單但不經濟；而失效安全定義為：主要結構(Principal Structural Element)允許失效或部分失效後，其剩下之殘餘強度仍能維持一段不需修理而繼續使用之期間，此設計原則上沒有問題，如果部分結構失效後，其鄰近之結構仍能具備法定上的強度而繼續維持安全，而維護人員也有足夠之時間檢查出損傷的結構並將其修理完成恢復原來強度，但是問題在結構失效模式經常是無法預期的，失效的結構在到達臨界強度之前也不明顯，加上當時檢測技術不充足，往往無法判定結構失效情況；而容損概念定義為：當飛機在設計目標(Design Service Objective)期間正常營運，如果結構因嚴重疲勞、腐蝕、或意外損傷所造成的結構損壞，其剩下未損傷的結構部分仍然能承受正常的運作負荷，不會失效也不會變形，一直到損傷的結構部分按正常的維護檢查計畫被檢測出並完成修理恢復其原來強度。

然而，容損概念之結構設計並非完全拋棄原有之安全壽命與失效安全概念，在結構設計時，配合以 MSG-3 的邏輯分析方法訂定後續維護檢查實施，如果在正常的檢查計畫下無法發現結構損傷而修理恢復其強度，則該結構必須界定為安全壽命或者失效安全的結構件；結構容損概念則為，主要結構自飛機製造組裝開始、意外、環境腐蝕、附載疲勞等，均會造成結構損傷，而容損規定結構必須在損傷造成強度低於法定失效安全負荷前，必須被檢測出並完成修理恢復原來強度，因此，結構裂紋之成長從可檢測長度到臨界長度的分析並須被監控著，結構檢查則必須按照分析結果訂定初次檢查門檻與重複檢查時距(Threshold and Repeat Interval)，以確保結構高度信心與可靠度。

圖 10：殘餘強度曲線

圖 11：裂紋成長曲線



由圖 10 圖 11 可知道，殘餘強度和裂紋長度與各種檢測方法之間的關係，非破壞性檢測(NDI)可在裂紋初期即被發現，檢查成本高也費時間，相對的結構剩下殘餘強度也較高，而一般目視檢查與細部檢查則在裂紋較長時才被發現，檢查成本低，所需時間也短，相對的結構殘餘強度也較低，但無論如何結構均必須維持在法規規定最低強度之前即被檢測出，並修理恢復原來強度，而如何善用這些檢查方式的交互運用，則仰賴於安全與成本上之分析考量。

結構容損概念法規之後，也就是 FAR 25.571 第 45 次修定命令頒布後所設計的飛機，在基本結構檢查計畫下(Initial Baseline Structural Maintenance Program)，對主要結構件針對疲勞損傷需另訂定補充結構檢查計畫(Supplemental Structural Inspection Program)，檢查規定規範於飛機型別檢定時之要求，而對 FAR 25.571 第 45 次修定命令頒布前所設計的飛機，對主要結構件之檢查計畫需另訂定補充結構檢查文件(Supplemental Structural Inspection Document)，檢查規定以發布適航指令方式要求。

初次檢查由製造廠家規定並由民航主管機關核准，其改變必須基於明確的操作服務經驗值、測試分析值、高齡時期的處理情況而定，後續的重複檢查則基於容損評估報告(Damage Tolerance Rating, DTR)的結果而訂定重複檢查時距。

結構檢查計畫由 MSG-1、MSG-2 到目前 MSG-3 Revision 2007.1，均有期發展歷史背景與目的，所用的邏輯分析觀念也隨時間而進步，結構檢查計畫也更趨嚴密，圖 12 為 MSG-3 結構邏輯分析流程圖，圖 13 為波音系列飛機 MSG 結構計畫表。

圖 12：MSG-3 結構邏輯分析流程圖

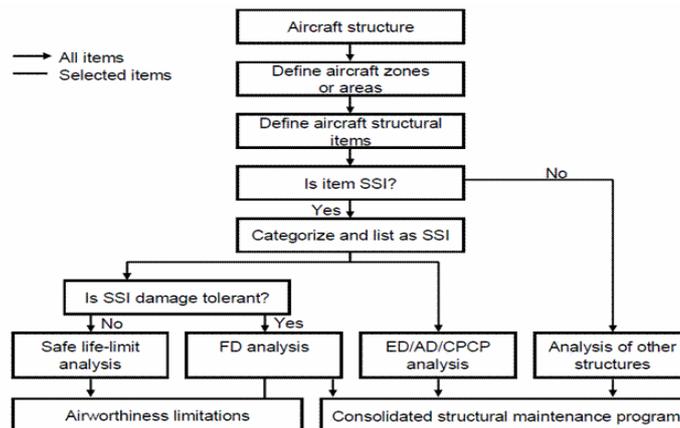


圖 13：波音系列飛機 MSG 結構計畫表

MSG-1 1968	MSG-2 1970	EMSG 1972	MSG-3 1980	MSG-3, Rev. 1 1988	MSG-3, Rev. 2 1988	MSG-3, Rev. 2002.1	MSG-3, Rev. 2007.1
747-100/ 200/300	DC-10**	Concorde	767	777***	737-6/7/8	A380	787
	L1011	A300	757	MD-11	717		747-8
	737-3/4/5*		747-400*	MD-90			
	MD-80**		A310	A330***			
			A320	A340***			
			Fokker 100				

\* Partial    \*\* Reanalyzed to MSG-3, Rev. 2    \*\*\* Revised to MSG-3, Rev. 2

## 五、防腐防鏽控制計畫

防腐防鏽計畫的目的在建立運輸類飛機最基礎的預防與腐蝕控制程序，以避免災難性的飛航安全；圖 14 與圖 15 為 1980 年代預估飛機腐蝕情況的趨勢，與實際飛機腐蝕情況的趨勢，預估圖的腐蝕應介於穩定的成長並且是可控制的，然而實際統計結果卻是較預期嚴重的腐蝕分布，因此，AAWG 結構工作小組(STG)建議訂定防腐防鏽計畫，以控制高齡飛機的腐蝕影響，避免環境因素、疲勞因素產生腐蝕而損壞結構，確保飛航安全。

圖 14：80 年代預估腐蝕趨勢

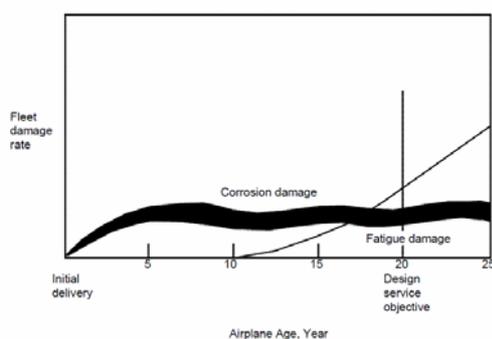
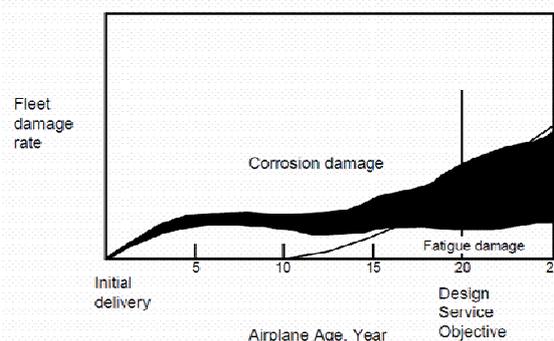


圖 15：80 年代實際腐蝕分布圖



製造廠家依據 STG 建議，參酌飛機各種類型操作環境、裝載貨物類別、飛機生產標準、以及過去維護修理經驗等數據，為每種機型訂定腐蝕控制手冊(Corrosion Prevention Manual)，並在維護計畫文件(MPD)中規定防腐防鏽工作項目，以做為航空公司對腐蝕控制之最基本需求。

基本上，防腐防鏽計畫(CPCP)主要對重要結構(PSE)維持其持續適航性，內容包含基本工作、腐蝕程度定義、各區域執行防腐防鏽檢查工作之門檻時間與重複檢查時距、報告系統、與年度統計分析；波音公司隊各機型目前訂定之 CPCP 情況如下：

- 1 707, 727, 737-100/200, 747-100/200/300 為 D6 文件，以發布適航指令方式要求航空公司執行。
- 2 737-300/400/500, 747-400 列於 MPD 第 10 節，此為替代模式(AMOC)方式滿足原來適航指令之要求。
- 3 737-600/700/800 使用 MSG-3 邏輯分析，亦為替代模式(AMOC)方式滿足原來適航指令之要求。
- 4 757, 767 則為 MPD 項目，FAA 未發布適航指令。
- 5 777, 787, 747-8 無 CPCP 工作，已由 MSG-3 邏輯分析併入結構整合計畫。

飛機結構依腐蝕嚴重程度分成 Level 1、Level 2、Level 3。Level 1 定義為連續兩次的檢查，其腐蝕損傷均在結構修理手冊可允許的限度內；Level 2 定義為連續兩次的檢查，其腐蝕損傷造成修理或打磨超過結構修理手冊可允許的限度範圍；Level 3 定義為第一次檢查或後續檢查所發現之腐蝕，已經造成潛在緊急的危險，而且必須立刻實施改正行動。所有 CPCP 目的均在控制結構腐蝕情況至少在 Level 1 以下或更佳。

腐蝕控制的方法除檢查之外，噴塗防腐防鏽油(Corrosion Inhibiting Compounds)為最普遍之方式，防腐防鏽油有 BMS 3-23, BMS 3-26, 與 BMS 3-29，目前波音最新發展材料為 BMS 3-35。

台灣屬於海島型環境，國內航線業者飛機長期處於高濕度高鹽分氣候，結構腐蝕為重要監控之環節，飛機結構檢查如發現腐蝕情況，應及時找出腐蝕原因並適時調整檢查計畫時距，避免腐蝕擴大影響飛安，本國法規亦有規定，凡結構腐蝕超過結構修理手冊所允許之修理範圍時，也就是 Level 2，均須報局，以利監控結構腐蝕情況。

## 六、防腐防鏽控制計畫整合

隨著結構檢查計畫考量因素越多，結構檢查計畫也更多樣化，許多結構檢查在合理考量下可以合併執行，以避免重複拆卸結構造成過度損壞，或者增加停機時間影響營運，或提高成本浪費人工時。

波音公司已針對維護計畫文件(MPD)的結構檢查計畫、防腐防鏽計畫(CPCP)、補充結構檢查計畫(SSID)整合為 CPCP Integration；基本上，CPCP 基本工作為拆卸蓋板或相關內裝、清潔檢查區域、目視檢查區域結構、除去腐蝕評估結構損傷並實施修理、噴塗防腐防鏽劑、安裝蓋板與內裝，這些工作均與結構檢查計畫、補充結構檢查計畫施工方式相同，檢查發現損傷標準也幾乎一致，因此，整合為同時進行可避免工實浪費與節省成本，亦可達到安全目標。

航空公司在整合些計畫時，必須考慮下列因素：

- 1 通常整合計畫將發生於高齡機時期，重複檢查項目時距應以較短為考量以避免逾期。
- 2 應當包含於報告系統，同時每年審查整合計畫的成效並適當調整。
- 3 結構檢查與噴塗防腐防鏽劑應盡早於初始營運時就應做好。
- 4 重複檢查最好配合 C 及檢查時執行。
- 5 最重要目的為維持結構完整性與避免昂貴的修理。

MPD/CPCP/SSID 之整合可用 DTR Check Form 評估其適用性，各結構必須在滿足 DTR 值的條件下，方得調整整合檢查項目，另外波音公司亦發展 MPD/CPCP 比較表供航空公司使用，表格內容如下：

圖 16：Maintenance Integration Worksheet

MAINTENANCE INTEGRATION											
AIRPLANE MODEL- 737-300/400/500						PAGE 1 OF 2					
INTEGRATION TASK #			PART 1 OF 2			IMPLEMENTATION AGE (I) = 12			REPEAT INTERVAL (R) = 6		
TASK AREA - LEFT WING OUTBOARD EXTERIOR											
CPCP TASK ITEM #	MPD STRUCTURAL ITEMS - SIMILAR MPD TASK #	MPD STRUCTURAL ITEMS - REQUIRING SPECIFIC INSP.	MPD ZONES	MPD TASK INTERVAL (YRS, CYC., HRS, CHK)	OPERATORS TASK INTERVAL		COMMON INTERVAL (CPCP OPERATOR) YES OR NO	MPD INSPECTION INTENSITY	CAN MPD TASKS BE INTEGRATED		INTEGRATED TASK INTERVAL
					HRS, CYC., HRS, CHK.	YRS, CHK.			YES OR NO	NOTES	
C57-300-01	Z-57-301-2 (B57-00-00-A)		300	3200 HRS (1C)	3200 HRS (1C)	1.1	NO	VISUAL	NO	(1)	N/A
	F57-10-00-B-1		300, 302, 306, 307, 309	3200 HRS (1C)	3200 HRS (1C)	1.1	NO	VISUAL FUEL CON.	NO	(1)	N/A
	P57-30-00-A-1		300	3200 HRS (1C)	3200 HRS (1C)	1.1	NO	SURV. (CP)	YES	(2)	SEE NOTE
	S57-03-A		305	22400 HRS	22400 HRS	7.8	NO	SURV.	YES	(3)	SEE NOTE
	S57-14-B		305	22400 HRS	22400 HRS	7.8	NO	SURV.	YES	(3)	SEE NOTE
-01.01										(4)	SEE NOTE

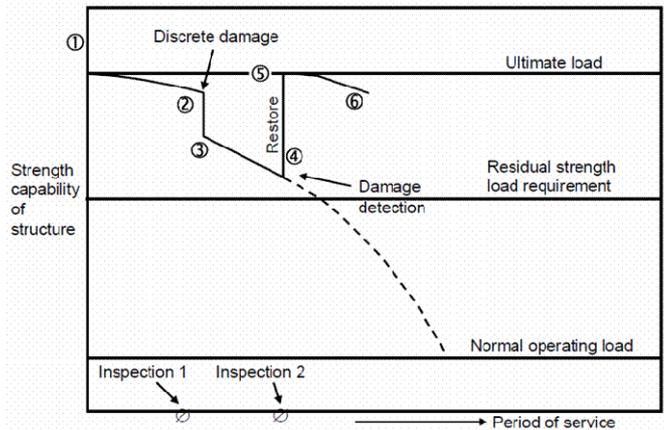
NOTES: (1) MPD TASK IS NOT ECONOMICALLY FEASIBLE TO INTEGRATE INTO CPCP.  
(2) CP TASK P57-30-00-A-1 COVERS WING BOX SKIN EXTERIOR FOR CORROSION PREVENTION EVERY 1.1 YEAR WHICH IS MORE EXTENSIVE THEN CPCP. THEREFORE THE CPCP TASK CAN BE DROPPED (6 YR. REPEAT INTERVAL) FOR THE WING BOX AREA. THE LE AND TE EXTERIOR INSPECTION PER THE CPCP WILL BE ADDED TO TC P57-30-00-A-1. RECOMMEND TO RENUMBER TASK P57-30-00-A-1 TO EXISTING CPCP TASK NUMBER (P57-300-91).  
(3) IF OPERATOR DOES NOT HAVE A TASK IN PLACE SIMILAR TO P57-30-00-A-1, THEN SI TASKS MAY BE INTEGRATED WITH CPCP TASKS. MPD TASK INTERVAL WILL BE LOWERED FROM 7.8 YEARS TO 6 YEARS TO ALLOW DIRECT INTEGRATION. OR, CPCP TASK INTERVAL CAN BE INCREASED TO 7.8 YEARS IF PREVIOUS FINDINGS INDICATE THAT THIS IS NOT A CHRONIC CORROSION PROBLEM AREA. THIS ACTION REQUIRES REGULATORY AGENCY APPROVAL. P57-30-00-A-1 CAN THEN BE REMOVED.  
(4) NO CORRESPONDING MPD INSPECTION. THIS ITEM CAN ALSO BE DROPPED AS DISCUSSED IN NOTE 2).

## 七、補充結構檢查計畫與結構容損評估表發展

在前面第(四)部分結構維護概念已經介紹過在 FAR 25.571 第 45 次修訂命令之前為失效安全(Fail-Safe)概念的飛機結構，結構損傷成長與檢查要求考慮在單一主要結構，其所補充發展之補充結構檢查文件為 SSID；在 FAR 25.571 第 45 次修訂命令之後為容損(Damage Tolerance)概念的飛機結構，結構損傷成長與檢查要求考慮擴及到多重主要結構，其所在高齡時期所使用之補充結構檢查計畫為 SSIP。

容損概念結構維護，當開始進入營運之初即開始進行結構裂紋的管理，使用包含短時距的目視檢查、中時距的細部檢查及長時距的非破壞性檢查等方式監控裂紋的成長，結構因裂紋所造成的殘餘強度必須在低到法規所規定的失效全(Fail-Safe)強度之前就被檢測出，並予以修理恢復到能承受極限負荷(Ultimate Load)之標準，如圖 17 所示。

圖 17：容損結構管理



波音公司依據法規要求與容損結構管理概念，發展結構補充檢查計畫，並參照 MSG-3 邏輯流程對結構進行分類，定義結構為主要結構(Structural Significant Items, SSI)或其他結構，主要結構按安全考量分為 Safe-Life 與容損，Safe-Life 結構件定期更換，容損則按照波音補充結構檢查計畫進行檢查，目前各機型檢查門檻值如下：

1	727-100/200	55,000 cycles
2	737-100/200	66,000 cycles
3	737-200C	46,000 cycles
4	737-300/400/500	66,000 cycles
5	747(All Model)	20,000 cycles
6	757/767/777/737NG	按 MPD 規範

重複檢查時距則依據容損評估表(Damage Tolerance Rating Form)訂定，該表分為兩種，波音現成評估表與空白表，對過去結構檢查完全按照原廠檢查計畫實施者可使用現成評估表，對過去不同波音原廠計劃而以航空公司發展之維護計畫者可使用空白表計算，計算表用以決定 DTR 值，評估重複檢查時距與檢查方法是否滿足結構安全。

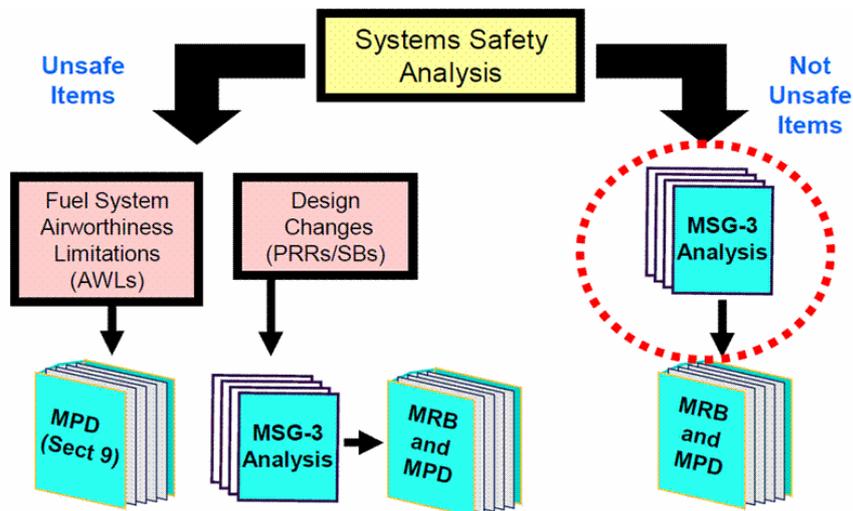


## 八、聯邦航空特別法(SFAR 88)

SFAR 88 背景為 1996 年 7 月 17 日 TWA 747 燃油箱爆炸事件，2000 年 8 月 23 日調查報告可能原因為飛機中油箱內油氣點燃所引起，點燃油氣火源極可能是因為線束短路所產生的高電壓透過燃油指示系統線路所導致，因此美國運輸安全委員會(NTSB)建議檢討燃油箱內部系統組件線束接點的設計與需要防止電流產生劇烈變化時衝擊進入燃油箱之保護系統，FAA 於 2001 年 6 月發布此特別法案。

SFAR 88 要求包括 FAR 91,121,125,129 航空器使用人，於 2008 年 12 月 16 日以前飛機製造廠家依據本法案所編定之燃油箱系統後續適航指引(Instructive of continued Airworthiness)編定燃油箱系統維護檢查計畫，發展燃油箱系統維護計畫必須考量如下圖 MSG-3 邏輯分析概念分析 Unsafe Items 與 Not Unsafe Items，分析結果將列入 MRB Report 與 MPD。

圖 19：SFAR 88 燃油箱系統維護計畫分析



另 FAA 亦於 2008 年發布適航指令要求此適航限制 (AWLs)包含於波音系列所有機隊 (707,727,737,747,757,767,777,DC-10,MD-10,MD-11)，適航限制包含 Airworthiness Limitation Items (ALIs)與 Critical Design Configuration Control Limitations (CDCCLs)，ALI 類似於 MRB Report 的工作項目，為維持燃油箱原始防止火源設計功能之工作，CDCCL 為視需要執行之情況監控項目，目的在於提醒維護人員，在執行燃油箱系統相關組件維護、檢查、修理、改裝時，避免破壞其原有防止火源之特性，CDCCL 未經過 FAAACO 之核准，不得任意刪除。

航空公司或使用人在執行 SFAR 88 時，需注意維護計畫銜接問題，包含考量飛機之飛行周次、飛航時間、機齡情況是否立即受影響，法規在生效執行的屆期時間，視航線制之要求，以及執行此工作區域與技術方法。

## 九、加強飛機系統/燃油箱安全適航計畫

1996 年 TWA 800 事件經過 NTSB 調查結果，不明的火源點燃中油箱內的油氣引起爆炸，因此 FAA 對高齡飛機會議討論結果，高齡航空器維護要求應擴展到非結構的系統，包含電氣線路、燃油管路、液壓管路及其他相關機電組件如泵浦或探測器，並對高齡飛機情況做調查，調查發現許多前述組件很多因老化發生的損壞已造成潛在的風險，於是通過對高齡飛機的加強飛機系統(Enhanced Airworthiness Program for Airplane System, EAPAS)的法規規定。

EAPAS 關切飛機所有線束連接系統(Electrical Wiring Interconnection System, EWIS)的問題，立法規定 EWIS 維護檢查要求必須在 2010 年以前核准，必須在 2011 年 3 月以前開始實施，法規適用對象包含 FAR 1, 21, 26, 91, 121, 125, 129。

飛機製造廠家必須在 2009 年 10 月以前，提報下列相關措施送 FAA 核准：

- 1 MRB Report 必須增加有關 EWIS EZAP 檢查項目。
- 2 飛機維護手冊 AMM 必須配合修訂有關 EWIS 檢查項目。
- 3 基本線路維護手冊(Standard Wiring Practice Manual)。
- 4 確認 EWIS 與 SFAR 88 燃油箱系統之相容性。

波音公司已在 2009 年 8 月份依各機型提報上列首冊送交 FAA 審查，預計在 2009 年底或 2010 年初獲得 FAA 核准，核准資料預計在 2010 年可提供航空公司發展其維護計畫。

圖 20：波音公司發展 MRB Report 流程圖一

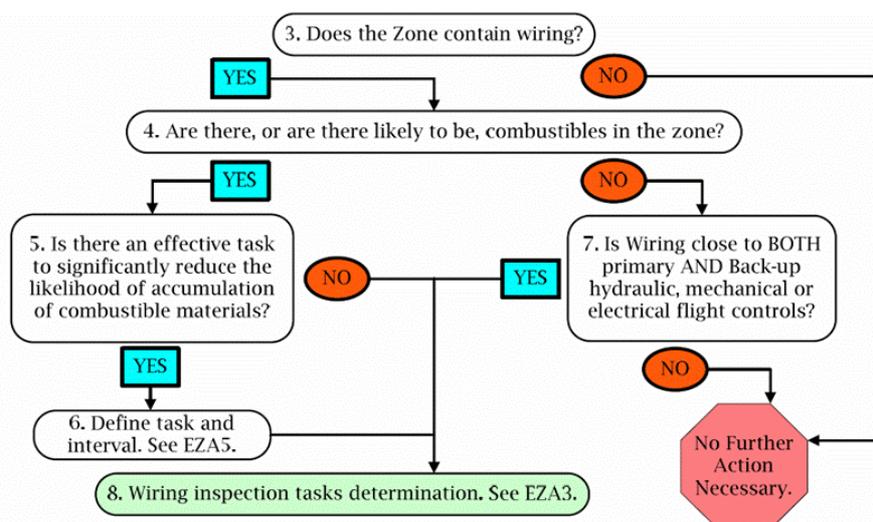
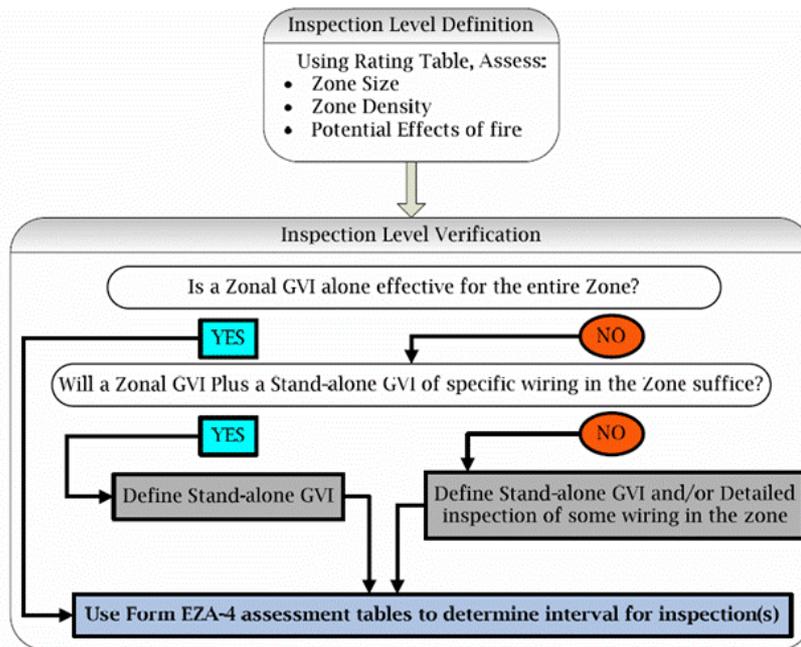


圖 20：波音公司發展 MRB Report 流程圖二



航空公司必須依據 FAR 121.1111 在 2011 年 3 月 10 日以前，按照原製造廠所提供核准資料編定 EZAP 維護計畫送 FAA 核准，若飛機在 2011 年 3 月 10 日即超過 EZAP 首次執行之門檻時間者，該飛機必須在下次重大維護進廠時執行此工作。

我國對於 EWIS 相關法規亦正研究中，擬參照 FAA 法規模式制定，各航空公司可配合原製造廠的 EWIS 核准資料編定維護檢查計劃，以利當飛機進入高齡時期有相對維護檢查可因應，盡管國內各航空業者機齡雖然年輕，然而未雨籌謀仍為必要之措施，相關法規與程序或民航通告亦當適時發布。

## 十、結構修理評估計畫

結構修理評估計畫(Repair Assessment Program)亦為高齡飛機 STG 工作項目，主要目的在確認 FAR 25.571 第 45 次修訂命令前之高齡飛機過去結構修理處是否符合容損(Damage Tolerance)法規規定，因此 FAA 在 1998 年發布 NPRM、2000 年 5 月 25 日生效實施。

修理評估計畫在製造廠之責任應提供修理評估指引 (Repair Assessment Guidelines) 資料供航空器使用人使用，航空器使用人應將修理評估計畫報經民航局核准融入其定期維護計畫，民航主管機關制定法規實施「修理評估計畫」並審查及核准航空器使用人之「修理評估計畫」，補充型別檢定證(STC)持有人應提供與 STC 相關之修理評估指引資料供航空器使用人使用，波音公司於 2001 年 2 月獲得 FAA 修理評估指引(Repair Assessment Guide)。

圖 21：修理評估指引發布所適用之機行

<b>DC-8</b> 30,000 flight cycles	<b>707</b> 15,000 flight cycles
<b>DC-9, MD-80</b> 60,000 flight cycles	<b>720</b> 23,000 flight cycles
<b>DC-10</b> 30,000 flight cycles	<b>727</b> 45,000 flight cycles
	<b>737</b> 60,000 flight cycles
	<b>747</b> 15,000 flight cycles

修理評估指引步驟如下：

- 1 評估區域與計畫—包含基本區域檢查計劃的評估、檢查計劃門檻的訂定、修理評估的門檻。
- 2 判定修理的等級—資料蒐集、判定修理等級
- 3 評估後的檢查需求—檢查的門檻、重複檢查的時距。

國內目前使用中之航機受「修理評估計畫」影響之機型為 747、737 及 MD-80 系列，但因 Flight Cycles 多未達實施門檻因此尚未開始計畫。

## 十一、高齡飛機安全法規

FAR 高齡機安全法規包含如下：

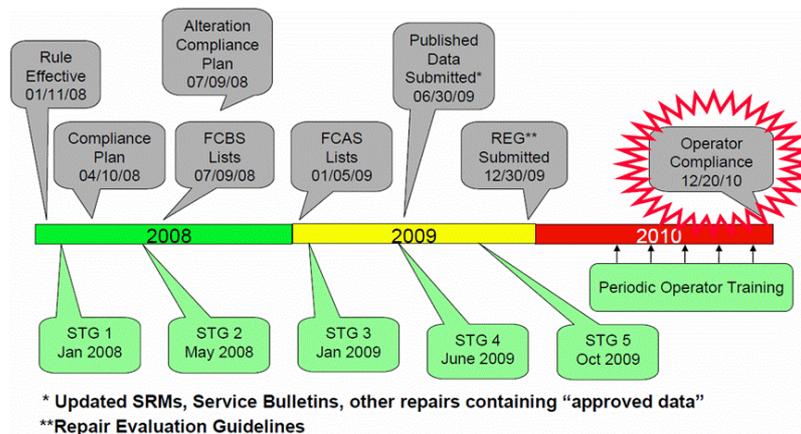
- 1 飛機檢查與紀錄審查(FAR 121.1105 and 129.105)
- 2 容損基礎補充檢查(FAR 121.1109 and 129.109)
- 3 結構維修與改裝之容損資料(FAR 26 Subpart E)

高齡飛機滿十五年之次日起五年內，必須接受航空器檢查與紀錄審查，檢查內容為飛機週次、時數、適航指令執行情形、年限管制件、重大修理/改裝、防腐防銹計畫等，紀錄檢查為確認所有修理紀錄與修理實況吻合，後續每七年重複執行乙次。

容損基礎補充檢查 2010 年 12 月 20 日以前，航空公司必須建立對疲勞敏感其裂紋足以造成災耐性失效的結構(Fatigue Critical Baseline Structure)之容損基礎檢查計畫，該計畫應涵蓋基本結構項目(Baseline Structure)和受修理、修改及改裝之基本結構項目(Fatigue Critical Alteration Structure)，計畫內容對基本結構項目評估現有修理調查，並必須確認為符合容損基礎之結構修理。

2008 年 1 月 11 日以前，製造廠家必須依據高齡機安全法規，對基本結構項目發展容損評估資料(Damage Tolerance Data)提供航空公司使用，這修資料包含結構修理手冊與服務通告以及其他資料。

圖 23：高齡機安全法規里程碑



## 參、心得與建議

- 一、 FAR 121 Subpart AA Continued Airworthiness and Safety Improvements 已頒布對航空公司高齡飛機法規，比較我國類似法規如下，121.1105 高齡飛機檢查與紀錄審查(與國 07-02A 第 142 條、第 270 條相同)、121.1107 加壓艙結構修理評估(與國 07-02A 第 143 條相同)、121.1109 結構容損基礎檢查(與國 07-02A 第 144 條相同)、121.1111EWIS 維護計畫(我國目前尚未制定)、121.1113 燃油箱系統維護計畫(與國 07-02A 第 143 條相同)，我國目前尚未制定部分，建議我國可直接引用 FAR 121.1111 EWIS 法規，航空公司可配合波音公司所發展維護計畫文件時程制定 EWIS 檢查計畫。
- 二、 EWIS 為目前較新維護議題，國內各航空業者尚欠缺此方面之知識，建議可參酌 FAA AC 120-94 Aircraft Electrical Wiring Interconnection Systems Training Program 轉發布為我國民航通告，以做為航空業者發展 EWIS 訓練計畫之參考文件，為落實執行 EWIS 檢查，航空業者在編定 EWIS 訓練課程教材時，應朝實務案例方面編定，由於國內各航空業者機隊尚未進入實質高齡化，可參考 FAA AC 43 方面或洽詢波音公司提供類似之經驗。
- 三、 07-02A 第 144 條有關結構容損基礎之檢查及程序，運輸類航空器使用人應於 99 年 12 月 20 日前符合，建議可轉發布 FAA AC 120-93 Damage Tolerance Inspections For Repairs And Alterations 做為國內航空業者執行結構容損之檢查及程序發展之參考文件。
- 四、 本次研討會大部分參加成員為航空公司維護計畫編定部門之工程師或負責人，除可了解波音公司對高齡飛機維護計畫發展之進度，亦可與各航空公司間互相交換經驗，儘管國內各航空業者機隊機齡尚未進入實質高齡化，然而高齡飛機維護落時與確保高齡化飛機時期之持續適航安全，飛機在新購入參與營運之初即應開始配合落實執行相關維護檢查工作，以因應未來高齡化時期的飛航安全，避免在高齡機維護檢查執行時才發現缺失，嚴重影響飛航安全；安全管理系統的精神在事件發生前的風險評估與消滅潛在危險因子，如果各航空業者能盡早防患未然於事前準備，民航局检查工作能事先輔導督促監督執行，相信飛航安全風險能降到最低，航空運輸能讓所有旅客在高度信心下安全的搭乘，民航監理工作也符合法規終極目標。