

飛航事故調查報告 第一冊

ASC-AOR-05-02-001

中華民國 91 年 5 月 25 日

中華航空公司 CI611 班機

BOEING 747-200 型機

國籍標誌及登記號碼 B-18255

於澎湖縣馬公市東北 23 哩處之台灣海峽

上空空中解體

行政院飛航安全委員會
AVIATION SAFETY COUNCIL

中華民國九十四年六月

本頁空白

飛航事故調查法第五條第一項規定：

飛安會對於飛航事故之調查，旨在避免類似飛航事故之再發生，不以處分或追究責任為目的。

國際民航公約第十三號附約第三章第 3.1 節規定：

The sole objective of the investigation of an accident or incident shall be the prevention of accidents and incidents. It is not the purpose of this activity to apportion blame or liability.

因此，依據飛航事故調查法及國際民航公約第十三號附約，本調查報告專供改善飛航安全之用。

本報告一式兩份，分別以中文及英文繕寫，以中文版為主。

本頁空白

摘要報告

民國 91 年 5 月 25 日，中華航空公司 CI611 定期班機，機型 B747-200，國籍標誌及登記號碼 B-18255，預定由桃園中正國際機場飛往香港赤鱗角國際機場，於台北當地時間 1529 時（世界標準時間 0729 時）墜毀於中華民國澎湖縣馬公市東北方約 23 哩處海面，雷達資料顯示，該機在高度 34,900 呎（其指定巡航高度為 35,000 呎）時發生空中解體。機上共載有 225 人，包括 19 名機組員及 206 名乘客全數罹難。

依據事故當時之中華民國民用航空法第 84 條以及由國際民航組織（International Civil Aviation Organization，ICAO）頒布之國際民航公約第 13 號附約¹（Annex 13 to the Convention on International Civil Aviation），行政院飛航安全委員會（簡稱本會）為負責調查發生於中華民國境內之民用航空器飛航事故之獨立政府機關，於事故發生後立即展開調查工作。受邀參與本次調查之機關包括：中華民國交通部民用航空局（簡稱民航局）、中華航空公司（簡稱華航）、美國國家運輸安全委員會（National Transportation Safety Board，NTSB）等，其中美國國家運輸安全委員會為國際民航公約第十三號附約所稱之航空器製造國授權代表（Accredited Representative，AR），該團隊另包括美國聯邦航空總署（Federal Aviation Administration，FAA）、波音飛機公司（Boeing Commercial Airplane Company，BCAC）以及普惠公司（Pratt and Whitney Company）。

經為期一年之事實資料蒐集工作，三次全員「技術審查會議」，本會陸續完成殘骸打撈、檢驗、飛航紀錄器解讀，以及在中山科學研究院、波音材料科技（Boeing Materials Technology，BMT）、裝備品質分析（Equipment Quality Analysis，EQA）等實驗室之測試與分析，並於民國 92 年 6 月 3 日公布本事故之事實資料報告（報

¹ 中華民國非國際民航組織會員國，然仍依據該組織技術規範行事。

告編號：ASC-AFR-03-06-001)。

調查分析階段於事實資料報告公布後隨即展開。為提前聽取各參與調查機關對調查方向及分析內容之意見，本會於民國 92 年 11 月 4 日舉行第四次「技術審查會議」，並於 93 年 1 月 12 日將「初步調查報告草案」分送各機關審閱。於綜整民航局、華航、美國國家運輸安全委員會等各方意見並修訂初稿後，本會於 93 年 5 月 21 日將「調查報告草案」分送各機關審閱。此飛航事故之最終調查報告於 94 年 2 月 1 日本會第 75 次委員會議審議通過，並於 94 年 2 月 25 日正式公佈。

本調查報告格式係參照國際民航公約第 13 號附約之相關規定，唯有以下不同之處：

第三章「結論」部分：為彰顯改善飛安之宗旨，不以處分或追究責任為目的，本會第 39 次委員會議決議，不再直接陳述「事故可能肇因及間接因素」，而以「調查發現」代之，並將其分為三類：與可能肇因相關之調查發現，與風險相關之調查發現，及其他調查發現。

第四章「飛安改善建議」部分：除對有關機關提出改善建議外，本會並將各參與機關提出之已實施或實施中之安全措施納入調查報告。此做法與澳大利亞運輸安全局（Australia Transportation Safety Bureau，ATSB）及加拿大運輸安全委員會（Transportation Safety Board Canada，TSB）等先進國家相同，亦符合第十三號附約之指導原則，本會認為此舉更能達成改善飛航安全之目的。

調查報告共分兩冊，第一冊為事故調查報告及各參與調查機關對報告內容之意見，第二冊為調查報告之附錄。本調查報告未涵蓋事實資料報告之所有內容，僅陳述與分析相關之事實資料，部分事實資料為民國 92 年 6 月 3 日後蒐集，因此未呈現於該事實資料報告中。

本會依據分析資料提出以下之調查發現及改善建議。

調查發現

本會在此章中依據調查期間所蒐集之事實資料以及綜合分析，總結以下三類之調查發現：「與可能肇因有關之調查發現」、「與風險有關之調查發現」及「其他調查發現」。

與可能肇因有關之調查發現

此類調查發現係屬已經顯示或幾乎可以確定為與本次事故發生有關之重要因素。其中包括：不安全作為、不安全狀況或造成本次事故之安全缺失等。

與風險有關之調查發現

此類調查發現係涉及飛航安全之風險因素，包括未直接導致本次事故發生之不安全作為、不安全條件及組織與整體性之安全缺失等，以及雖與本次事故無直接關連但對促進飛安有益之事項。

其他調查發現

此類調查發現係屬具有促進飛航安全、解決爭議或澄清疑慮之作用者。其中部分調查發現為大眾所關切，且見於國際調查報告之標準格式中，以作為資料分享、安全警示、教育及改善飛航安全之用。

與事故可能肇因有關之調查發現

1. 根據座艙語音紀錄器（Cockpit Voice Recorder, CVR）與飛航資料紀錄器（Flight Data Recorder, FDR）紀錄、雷達資料、客艙地板通氣閥開關位置、及殘骸分佈情形與檢視結果，CI611 班機接近巡航高度時，很可能因機身後段底部之結構失效而發生空中解體。（1.8, 1.11, 1.12, 2.1, 2.2, 2.6）
2. 事故航機於民國 69 年 2 月 7 日在香港發生機尾觸地事件，該機於當日以不加壓方式飛渡返台，次日完成暫時性修理後繼續飛航任務，後於同年 5 月 23 至 26 日期間完成永久性修理。（1.6, 2.3）

3. 事故航機民國 69 年機尾觸地事件之永久性修理，未割除該機 46 段受損處蒙皮，且修理補片覆蓋之區域不足以重建受損部位之強度，不符合波音飛機公司結構修理手冊之規範。(1.6, 1.16, 2.3)
4. 於機身後段底部第 2100 站中段附近及 S-48L 至 S-49L 縱桁間，被修理補片覆蓋之蒙皮上靠近補片邊緣處發現疲勞損傷，其中包含一長 15.1 吋之主要貫穿裂紋及與其相鄰之多處損傷裂紋，且大部分的疲勞裂紋生長之起源點為民國 69 年機尾觸地事件造成之刮痕處。(1.16, 2.2)
5. 由殘餘強度分析結果顯示，主疲勞裂紋及多處損傷之結合已足夠造成局部疲勞裂紋在兩框架內（40 吋）相互連結成一連續之裂紋。分析中亦指出，在正常操作負載情形下，當裂紋長度超過 58 吋時，裂紋附近結構之殘餘強度已處於臨界極限。雖然本會無法確認該機於事故航班起飛前機身上裂紋的長度，但由加強補片上所發現的環狀磨擦痕跡，及斷裂面上的規則亮紋及鍍鋁層擠壓變形現象，本會相信該機於解體前，機身上存在一至少 71 吋，長度足以造成機身結構失效之連續裂紋。(2.2, 2.5)
6. 本會調查發現無法判定疲勞裂紋穿透蒙皮之時間，事故前之維修檢查，皆未察覺 B-18255 於民國 69 年結構修理之缺失及補片下之疲勞裂紋。(1.6, 2.3, 2.4)

與風險有關之調查發現

1. 華航於民國 82 年 11 月第一次對 B-18255 實施腐蝕預防及控制計畫（Corrosion Prevention and Control Program, CPCP）檢查，由於機身下腹部腐蝕預防及控制計畫為每 4 年檢查一次，因此該機機身下腹部第二次腐蝕預防及控制計畫檢查時間應為 86 年 11 月。而華航於應受檢日 13 個月後，方完成檢查。華航係將當時航空器之飛行時數配合維修排程電腦系統，依預估之飛時/落地次數轉換至曆年，再據此排入各級檢查。後由於該機之使用率較預期為低，導致檢查時間遭到延遲而超過腐蝕預防及控制計畫之檢查時間，而華航之自我督察系統未發現此延遲檢查之現象。(1.6, 2.4)
2. 根據維修紀錄，B-18255 自民國 86 年 11 月起，共有 29 項腐蝕預防及控制檢查

- 項目未依華航維護計畫及波音高齡航空器腐蝕預防及控制計畫實施檢查，同時該機即在未解決安全缺失之情況下運作。(1.6, 2.4)
3. 民航局對華航維護計畫之查核，未能發現 B-18255 之腐蝕預防及控制計畫檢查排程逾期及華航維護系統之缺失。(1.6, 1.18, 2.4)
 4. 結構修理評估計畫 (Repair Assessment Program, RAP) 所規定最大起降次數之執行門檻，係依製造過程中航空器結構疲勞測試結果而定，並未考量修理、維護、施工品質及航空器使用人後續檢驗標準不同等變數。(1.6, 1.17, 1.18, 2.4)
 5. 檢視華航於民國 90 年 11 月為結構修理評估計畫而對 B-18255 進行之結構補片勘察時所攝之相片，第 2100 站機身底部補片上之污痕顯示，該補片所覆蓋之蒙皮可能有潛在之結構損傷。(1.6, 2.2)
 6. 事故前，華航未完整地記錄部分早期的維修工作，以致有些維修紀錄不全或未尋獲。(1.6, 2.4)
 7. 民國 87 年 B-18255 實施期中檢查時，未在第一次結構檢查前即清潔艙底區域之防蝕劑。基於安全之考量，艙底區域應於檢查前清理乾淨，以確保檢查人員更容易仔細檢查。(1.6, 2.4)

其他調查發現

1. 飛航組員及客艙組員持有適當證照，符合民航局法規及華航規定。(1.5, 2.1)
2. 此事故與飛航管制服務之行爲及裝備無關。(2.1)
3. 此事故與飛航組員或客艙組員之操作及行爲無關。(1.1, 1.5, 2.1)
4. 無證據顯示該機係因空中相撞、發動機失效或分離、客艙超壓、貨艙門開啓、惡劣天氣或其他自然現象、爆裂物、油箱爆炸、有害貨物以及危險物品等因素造成空中解體。(1.10, 1.11, 1.12, 1.13, 1.16, 2.1)
5. 無殘骸刺穿、殘留化學物或燃燒痕跡等跡象顯示該機曾遭火燒或高能量爆炸破壞。(1.13, 1.14, 1.15, 2.1, 2.8)
6. 該機駕駛艙內部分開關未置於其應該在之位置，可能係飛航組員刻意放在該位置、或因空中解體、撞擊水面、打撈或運送時造成，真正原因無法判斷。(1.12,

1.16, 2.7)

7. 根據台北區域管制中心陸空通信錄音與座艙語音紀錄器及飛航資料紀錄器紀錄同步分析，兩飛航紀錄器停止時間皆為 1527:59 時。(1.11, 2.6)
8. 除停止記錄前之最後聲響，座艙語音紀錄器記錄之其他聲音未能提供與本事故相關訊息。(1.11, 2.6)
9. 根據座艙語音紀錄器記錄最後 130 毫秒之聲紋分析，及座艙語音紀錄器與飛航資料紀錄器電源同時被切斷之現象，該機最初解體位置應於加壓區內。(1.11, 2.6)
10. 航空器姿態大幅改變影響靜壓管量測之壓力，可能造成廈門雷達記錄之最後三筆 Mode-C 高度資料不正確。(1.11, 2.9)
11. 儘管彈道分析有假設條件，仍可支持 CI611 空中解體係自機身後段底部開始分離，經分析獲致以下結論：(1.11, 2.9)
 - 飛航紀錄器停止 4 秒後，機身許多部位可能開始解體。大塊殘骸可能於下墜時再度解體成數片較小塊殘骸；
 - 4 具發動機可能在 1528:33 時，高度約 29,000 呎自機身前段分離；
 - 機身後段物品（紙張及質輕物）約於高度接近 35,000 呎時飛離機身，部分物品飄浮約 100 公里後墜落於台灣中部。
12. 若在事故調查與搜救過程中即時獲得追蹤雷達資料，打撈作業將可更具時效，而彈道分析結果亦更為精確。(1.12, 2.9)
13. 華航之結構檢查無照明標準，且放大鏡未列為結構檢查時之標準工具。(1.6, 2.4)
14. 波音飛機公司與華航對於民國 69 年機尾觸地之修理存在溝通不良問題。當時波音技術代表曾看見機腹觸地事件造成之刮痕，但無資料顯示技術代表曾對永久性修理提供建議或協助，顯然失去對此關鍵修理提供專業意見的機會。(1.17, 2.3)
15. 該機存在著嚴重隱藏性結構缺陷，而高頻渦電流檢驗無法在有外加補片情況下，透過補片偵測到其內部裂紋。即使於機身外側使用高頻渦電流檢查該區域

結構，亦無法測得裂紋。航空界應發展更有效之非破壞性檢驗方法，以提升發現隱藏結構缺陷之能量。(1.6, 2.4)

16. 因為東方文化及缺乏遺體解剖之法律依據，本次事故僅對三名飛航組員進行解剖。(1.13, 2.8)

飛安改善建議

致中華航空公司

1. 確實遵照結構修理手冊規範或監理機關核准之方法執行結構修理，並按核定之規則、程序以及最佳作業方式執行損傷評估。(ASC-ASR-05-02-001)
2. 檢視維修紀錄保存系統，確保所有維修作業皆妥善記錄保存。(ASC-ASR-05-02-002)
3. 儘早評估並實施與安全相關之適航規定，如結構修理評估計畫 (Repair Assessment Program, RAP) 等。(ASC-ASR-05-02-003)
4. 檢視自我督察程序，確保持續適航之強制規定，如腐蝕預防及控制計畫 (Corrosion Prevention and Control Program, CPCP) 等，按照核定之維護計畫完成。(ASC-ASR-05-02-004)
5. 提高維修人員對於航空器外觀表面出現不規則時之警覺性，儘早發現可能隱藏之結構損傷。(ASC-ASR-05-02-005)
6. 重新評估與製造商駐廠代表之合作關係，積極尋求製造商駐廠代表之協助與建議，尤其在維修作業方面。(ASC-ASR-05-02-006)

致交通部民用航空局

1. 確保航空器使用人取得所有與本國登記航空器有關之安全相關之文件，且有效地評估相關文件對飛航安全之影響。(ASC-ASR-05-02-007)
2. 檢視維修紀錄檢查程序，確保航空器使用人內部系統能適當且有效地確認所有航空器之持續適航計畫皆完整且按時執行。(ASC-ASR-05-02-008)

3. 對於強制性持續適航資訊，如結構修理評估計畫 (Repair Assessment Program, RAP)，確保有適當之程序以決定實施之門檻，並將安全、航務運作、施工品質及檢查之不確定因素納入判定實施門檻時之考量。且應將所有用來決定實施門檻之分析資訊完整地記錄。(ASC-ASR-05-02-009)
4. 鼓勵航空器使用人建立適當之檔案保存系統使檢查員或稽核員能更清晰地檢閱維修紀錄。(ASC-ASR-05-02-010)
5. 鼓勵航空器使用人儘早評估並實施與安全相關之適航規定。(ASC-ASR-05-02-011)
6. 評估採用飛航紀錄器獨立電源及兩套座艙語音及飛航資料紀錄器，以改善飛航事故調查成效。(ASC-ASR-05-02-012)
7. 評估將客艙壓力列入飛航資料紀錄器之強制記錄參數。(ASC-ASR-05-02-013)
8. 密切注意國際上有關非破壞檢測設備及程序之技術發展。(ASC-ASR-05-02-0014)

致波音飛機公司

1. 重新評估駐廠代表與航空器使用人之合作關係，更為主動積極地提供航空器使用人相關建議，協助解決維修作業所遭遇之問題。(ASC-ASR-05-02-015)
2. 發展或加強更有效率之非破壞檢測設備與程序之研究。(ASC-ASR-05-02-016)

致美國聯邦航空總署

1. 評估採用飛航紀錄器獨立電源及兩套座艙語音及飛航資料紀錄器，以改善飛航事故調查成效。(ASC-ASR-05-02-017)
2. 評估將客艙壓力列入飛航資料紀錄器之強制記錄參數。(ASC-ASR-05-02-018)
3. 對於強制性持續適航資訊，如結構修理評估計畫 (Repair Assessment Program, RAP)，確保有適當之程序以決定實施之門檻，並將安全、航務運作、施工品質及檢查之不確定因素納入判定實施門檻時之考量。且應將所有用來決定實施門檻之分析資訊完整地記錄。(ASC-ASR-05-02-019)

致飛安會、國防部及法務部

1. 本會應協調國防部簽訂合作備忘錄，在不影響國家安全情況下，獲得防空追蹤雷達資訊，以改善飛航事故調查之成果與時效。(ASC-ASR-05-02-020)
2. 本會應協調法務部，研擬罹難者遺體解剖之原則與程序，以有效協助事故調查。(ASC-ASR-05-02-021)

此頁空白

目 錄

摘要報告	i
目 錄	xi
附 錄	xxi
表 目 錄	xxiii
圖 目 錄	xxv
英文簡寫對照表	xxxix
第一章 事實資料	1
1.1 飛航經過	1
1.2 人員傷害	2
1.3 航空器損害情況	2
1.4 其他損害情況	2
1.5 人員資料	2
1.5.1 正駕駛員 (CM-1)	2
1.5.2 副駕駛員 (CM-2)	3
1.5.3 飛航機械員 (CM-3)	3
1.5.4 客艙組員	3
1.6 航空器資料	3
1.6.1 基本資料	3
1.6.1.1 載重與平衡	5
1.6.1.2 B747-200 機身結構	5
1.6.1.3 機身蒙皮損傷容許程度	7
1.6.2 香港機尾觸地後之維修	8
1.6.2.1 暫時性修理	8
1.6.2.2 永久性修理	10
1.6.3 華航 B747-200 維護計畫	10

1.6.3.1	B747-200 維護及檢查時程	11
1.6.3.2	結構檢查	12
1.6.3.2.1	結構檢查計畫	13
1.6.3.2.2	腐蝕預防及控制計畫	15
1.6.4	B-18255 維修紀錄	16
1.6.4.1	適航指令及技術通報	16
1.6.4.2	B-18255 重大維修時程、重大修理與改裝紀錄	16
1.6.4.3	B-18255 結構檢查計畫紀錄	19
1.6.4.4	B-18255 腐蝕預防及控制計畫檢查紀錄	19
1.6.4.4.1	逾期檢查	23
1.6.4.5	其他維修紀錄	26
1.6.5	未能提供之文件	26
1.6.5.1	維修紀錄保存相關法規	26
1.6.6	B-18255 結構修理評估計畫	28
1.6.7	噴漆作業	31
1.6.8	艙底檢查—清潔前後	32
1.7	天氣資訊	34
1.8	助、導航設施	34
1.8.1	初級與次級雷達說明	35
1.8.2	CI611 雷達航跡	35
1.8.3	時間同步	36
1.8.4	次級監控雷達資料	36
1.8.5	Mode-C 高度與飛航資料紀錄器高度	39
1.8.6	初級監控雷達資料	40
1.9	通信情況	42
1.10	場站資料	42

1.11	飛航紀錄器	42
1.11.1	座艙語音紀錄器	43
1.11.2	飛航資料紀錄器	44
1.11.3	其他航班之風速風向資料	46
1.12	殘骸及撞擊資料	46
1.12.1	說明	46
1.12.2	前機身 41/42/44 段	47
1.12.3	機身 46 段殘骸	48
1.12.4	機身 48 段及尾部結構	52
1.12.5	發動機與支撐結構	59
1.12.6	系統組件殘骸	59
1.12.6.1	飛航機械員操控面板及儀表	60
1.12.6.2	客艙地板通氣閥	62
1.13	醫學與病理	64
1.13.1	罹難者之尋獲、檢驗與辨認	64
1.13.2	飛航組員毒物檢測	65
1.13.3	罹難者受傷型態	65
1.14	失火	67
1.15	生還因素	67
1.16	測試與研究	67
1.16.1	資料蒐集之測試模擬飛航	67
1.16.2	系統組成件之測試與研究	67
1.16.3	編號 640 殘骸之金相檢驗	68
1.16.3.1	蒙皮檢驗	69
1.16.3.2	修理補片檢驗	73
1.16.3.3	蒙皮斷裂面檢驗	76

1.17.3.8	民航局高齡航空器計畫	95
1.17.3.9	主管機關對華航機務維修之監理	96
1.18	其他資料	96
1.18.1	殘骸打撈	96
1.18.1.1	說明	96
1.18.1.2	第一階段作業情形	98
1.18.1.3	第二階段作業情形	98
1.18.1.4	第三階段作業情形	99
1.18.1.5	第四階段作業情形	101
1.18.1.6	殘骸處理與運送	101
1.18.1.7	殘骸編號	102
1.18.1.8	殘骸資料庫	102
1.18.1.9	結論	102
1.18.2	保安	104
1.18.3	結構修理評估計畫 (RAP)	104
1.18.3.1	背景	104
1.18.3.2	早期修理相關議題	105
1.18.3.3	結構修理評估計畫執行情序	106
1.18.3.4	結構修理評估門檻及寬限期	106
1.18.3.5	FAA 核准之波音 747 結構修理評估指引	107
1.18.3.6	決定評估門檻之背景	108
1.18.3.7	華航之結構修理評估計畫	110
1.18.3.7.1	B-18255 之結構修理評估計畫	110
1.19	殘骸重建	111
1.19.1	二維硬體重建	111
1.19.2	三維硬體重建	112

1.19.3	三維軟體重建	114
第二章	分析	119
2.1	概述	119
2.1.1	空中相撞	120
2.1.2	發動機失效或脫離	120
2.1.3	天氣或自然現象	121
2.1.4	爆裂物	121
2.1.5	油箱爆炸	122
2.1.6	貨艙門開啓	122
2.1.7	客艙超壓	122
2.1.8	危險物品	123
2.1.9	結構失效前垂直加速度值之變化	123
2.2	結構失效分析	125
2.2.1	飛航紀錄器及雷達資料斷電比較	125
2.2.2	客艙地板通氣閥	127
2.2.3	座艙語音紀錄器聲紋	127
2.2.4	殘骸分佈與檢驗	128
2.2.5	6C 定檢期間所蒐集之機身結構評估計畫 (RAP) 準備資料 ..	131
2.2.6	編號 640 殘骸之檢驗及結構分析	132
2.2.6.1	疲勞裂紋之起源點及模式	132
2.2.6.2	解體前既存之連續裂紋	134
2.2.7	由既存裂紋發展之斷裂傳遞情形	139
2.2.8	結論	140
2.3	民國 69 年機尾觸地修理	141
2.3.1	民國 69 年機尾觸地與後續之修理	141
2.3.1.1	修理區域殘骸檢視	142

2.3.1.2	結構修理之損害評估	143
2.3.2	製造廠之角色	144
2.3.3	華航之品保作業	145
2.3.4	民航局之角色	145
2.4	維修議題	146
2.4.1	結構檢查	146
2.4.1.1	最近一次後艙底區域檢查	147
2.4.1.1.1	艙底清潔	147
2.4.1.1.2	檢查區域照明環境	148
2.4.1.1.3	結構檢查工具	148
2.4.2	紀錄保存	149
2.4.3	結構修理評估計畫	149
2.4.3.1	華航之結構修理評估計畫	149
2.4.3.2	民航局之結構修理評估計畫	150
2.4.4	腐蝕預防及控制計畫檢查逾期議題	153
2.4.4.1	華航腐蝕預防及控制計畫檢查之時距管控	153
2.4.4.2	腐蝕預防及控制計畫逾期檢查之影響	155
2.4.4.3	華航修護工廠之缺失	156
2.4.5	民航局對華航維護計畫作業之監理	156
2.4.6	持續適航之挑戰	157
2.5	殘餘強度分析	159
2.5.1	操作應力	160
2.5.2	裂紋長度 40 吋以內之殘餘強度	161
2.5.3	修理補片之影響	163
2.5.4	裂紋長度 40 至 90 吋之殘餘強度分析	164
2.5.5	結論	166

2.6	座艙語音記錄相關分析	166
2.6.1	飛航資料紀錄器與座艙語音紀錄器停止時間	166
2.6.2	艙壓超壓釋放閥開啓之聲音	167
2.6.3	無法辨識之聲響	168
2.6.4	最後 130 毫秒聲音分析	171
2.6.5	結論	174
2.7	艙壓及供氣系統異常現象	174
2.7.1	艙壓控制選擇面板	174
2.7.2	空調面板	176
2.7.3	艙壓釋放閥	177
2.7.3.1	上艙壓釋放閥	179
2.7.3.2	下艙壓釋放閥	180
2.7.4	結論	181
2.8	傷勢型態	181
2.8.1	爆炸與火災	181
2.8.2	客艙環境	182
2.8.3	罹難者醫學檢驗	182
2.9	彈道軌跡分析	183
2.9.1	空中解體後高度增加現象	183
2.9.2	初級雷達回波資料訊號校正	183
2.9.3	CI611 之彈道軌跡	186
2.9.3.1	概述	187
2.9.3.2	CI611 彈道軌跡分析	187
2.9.3.3	彈道軌跡誤差來源	189
2.9.3.4	結果	190
2.9.4	高精度追蹤雷達	194

第三章	結論.....	195
3.1	與事故可能肇因有關之調查發現.....	195
3.2	與風險有關之調查發現.....	196
3.3	其他調查發現.....	197
第四章	飛安改善建議.....	201
4.1	改善建議.....	201
4.1.1	期中飛安通告.....	201
4.1.2	飛安改善建議.....	202
4.2	已完成或進行之改善措施.....	208
附件一	美國國家運輸安全委員會對調查報告草案之回覆意見.....	219
附件二	中華航空公司對調查報告草案之回覆意見.....	226
附件三	交通部民用航空局對調查報告草案之回覆意見.....	241

此頁空白

附 錄

所有附錄內容收錄於 CI611 班機飛航事故調查報告第二冊中。

- 附錄 1 飛航組員基本資料
- 附錄 2 波音 747-200 機身站圖
- 附錄 3 華航工程建議 ERE (747) - AS062 文件
- 附錄 4 波音編號 BFSTPE CI-TPE-80-22TE 電報
- 附錄 5 波音 B-H200-17660-ASI 信函
- 附錄 6 華航 B-1866 (B-18255) 航空器經歷簿民國 69 年紀錄
- 附錄 7 華航 B-1866 (B-18255) 民國 69 年機尾觸地事件相關之維修紀錄
- 附錄 8 天氣資料
- 附錄 9 CI611 座艙語音紀錄器抄件
- 附錄 10 CI611 座艙語音紀錄器聲紋
- 附錄 11 CI611 飛航資料紀錄器參數表
- 附錄 12 CI611 飛航資料紀錄器參數圖表
- 附錄 13 飛安會 CI611 殘骸資料庫
- 附錄 14 系統組件測試報告
- 附錄 15 中科院材料測試報告－中文版
- 附錄 16 波音 BMT 實驗室測試報告
- 附錄 17 第 640 號殘骸之複驗報告
- 附錄 18 裂痕傳遞方向判定方法
- 附錄 19 照明建議規範

此頁空白

表目錄

表 1.2-1	傷亡統計表.....	2
表 1.6-1	事故航空器基本資料表.....	4
表 1.6-2	發動機基本資料表.....	5
表 1.6-3	B-18255 之重大維修時程.....	17
表 1.6-4	重大修理/改裝項目表.....	18
表 1.6-5	CPCP 逾期項目總覽.....	25
表 1.12-1	客艙地板通氣閥分佈說明.....	64
表 1.16-1	所選部位之最大刮痕深度.....	71
表 1.16-2	編號 640C1 蒙皮內表面腐蝕損傷情形.....	72
表 1.16-3	延縱桁 S-49L 之斷裂面疲勞裂紋長度及深度.....	79
表 1.18-1	搜尋區域及撈獲主要殘骸一覽表.....	100
表 1.19-1	3D SWRPS 所蒐集資料.....	114
表 2.6-1	同一通聯聲音在陸空通訊錄音時間與座艙語音記錄時間.....	167
表 2.6-2	無法辨識的聲音及其可能相關的事件.....	169
表 2.9-1	彈道軌跡結果列表.....	191

此頁空白

圖目錄

圖 1.6-1	艙底部分框架與各元件之位置	6
圖 1.6-2	SRM 第 53-30-01 節蒙皮損傷容許程度	7
圖 1.6-3	SRM 第 53-30-01 節 Figure 2	8
圖 1.6-4	CPCP 第 53-125-01 項艙底檢查區域	20
圖 1.6-5	第 2060 站處之補片附近存有結構缺陷之位置圖	22
圖 1.6-6	下貨艙底 CPCP 實際執行與維護計畫規範間之差異	23
圖 1.6-7	加壓艙補片對應圖	29
圖 1.6-8	第 16 號補片後段 (攝於民國 90 年 11 月 26 日)	30
圖 1.6-9	第 16 號補片前段 (攝於民國 90 年 11 月 26 日)	30
圖 1.6-10	補片表面邊緣之鉚釘周圍有許多凹陷,補片表面邊緣上部分區域之 封膠已不存在,僅存油漆	31
圖 1.6-11	補片表面邊緣油漆於拆解過程中被去除,封膠依然存在	32
圖 1.6-12	華航 B747-200 貨機散貨艙底防銹劑及污垢清除後情形	33
圖 1.6-13	華航 B747-400 散貨艙底防銹劑及污垢清除前情形	33
圖 1.8-1	五座雷達站、CI611 航跡及殘骸碎片區域	37
圖 1.8-2	1529:15 時 CI611 次級回波消失後之雷達顯示	38
圖 1.8-3	馬公雷達於 1528:03 至 1529:31 時期間之初級回波紀錄	39
圖 1.8-4	CI611 Mode-C 高度與飛航資料紀錄器高度資料	40
圖 1.8-5	CI611 之初級與次級回波套合圖	41
圖 1.8-6	CI611 班機的雷達軌跡、初級雷達回波與殘骸散布區域	42
圖 1.11-1	撈起之受損座艙語音紀錄器浸於水箱內	43
圖 1.11-2	受損之飛航資料紀錄器	44
圖 1.11-3	打開飛航資料紀錄器防撞外殼後發現之受損磁帶	45
圖 1.11-4	磁帶受損位置示意圖	45
圖 1.12-1	殘骸打撈區域圖	47

圖 1.12-2	大部分 41/42/44 段機身殘骸於黃區撈獲.....	48
圖 1.12-3	機身 46 段殘骸分佈圖	49
圖 1.12-4	編號 723 殘骸 (左圖), 編號 741 殘骸 (右圖)	50
圖 1.12-5	編號 2019 殘骸	50
圖 1.12-6	編號 640 殘骸	51
圖 1.12-7	編號 640 殘骸及修理補片	51
圖 1.12-8	機身 48 段及尾部結構在紅區撈獲位置示意圖	52
圖 1.12-9	編號 630 殘骸	53
圖 1.12-10	一小段機身縱桁插陷於右升降舵 (左下圖), 右水平安定面穿孔內 發現行李箱支撐零件 (右圖)	54
圖 1.12-11	垂直安定面上半部及編號 22 殘骸	55
圖 1.12-12	編號 630C1 殘骸	56
圖 1.12-13	機身 48 段之修補區域	56
圖 1.12-14	機身 48 段腹部區域之損傷示意圖	58
圖 1.12-15	四具發動機撈獲位置	59
圖 1.12-16	駕駛艙部分	60
圖 1.12-17	飛航機械員面板	61
圖 1.12-18	客艙地板通氣閥位置圖	63
圖 1.12-19	客艙地板通氣閥	63
圖 1.13-1	客艙分區及乘客座位分佈圖	66
圖 1.16-1	編號 640C1 殘骸之外表面 (上) 與內表面 (下)	69
圖 1.16-2	編號 640C1 移除塗漆後之表面	70
圖 1.16-3	第 2080 站附近之刮痕近照	70
圖 1.16-4	選擇進行刮痕深度量測之部位	71
圖 1.16-5	第 2100 站附近之腐蝕損傷情形	72
圖 1.16-6	修理補片內表面邊緣之淡色沉澱物	73

圖 1.16-7	FT-IR 分析結果	73
圖 1.16-8	修理補片內表面邊緣之磨擦痕跡放大圖	74
圖 1.16-9	第 32 號孔之接觸區域呈現多層顏色 (左) 及刮痕 (右)	75
圖 1.16-10	圖 1.16-9 之取樣切面 #1 顯微放大圖	75
圖 1.16-11	圖 1.16-9 之取樣切面 #2 顯微放大圖	75
圖 1.16-12	斷裂面邊緣之鉚釘/鉚釘孔編號及疲勞裂紋分佈情形 (第 2060 至 2120 站)	77
圖 1.16-13	斷裂面邊緣之鉚釘/鉚釘孔編號及疲勞裂紋分佈情形 (第 2120 至 2180 站)	78
圖 1.18-1	亞太公司打撈作業用 1,254 噸駁船 (左), 海巡署第三號碼頭 (右)	98
圖 1.18-2	Jan Steen 打撈船	99
圖 1.18-3	兩具紀錄器與其他殘骸分佈圖	100
圖 1.18-4	殘骸分佈圖	103
圖 1.18-5	FAA 核准之波音 747 結構修理評估指引流程圖	108
圖 1.19-1	殘骸於航空器之相對位置	111
圖 1.19-2	位於空軍桃園基地二號棚廠之二維硬體重建	112
圖 1.19-3	三維硬體重建 (機身右側)	113
圖 1.19-4	三維硬體重建 (機身左側)	113
圖 1.19-5	殘骸數位化過程 (編號 640 殘骸)	115
圖 1.19-6	多組物件資料結合示意 (編號 640 殘骸)	116
圖 1.19-7	二維平面圖與三維軟體重建之比較 (機身左側)	117
圖 1.19-8	三維硬體及軟體殘骸重建之比較	117
圖 2.1-1	CI611 垂直及側向加速度值 (紀錄器失去電力前 30 秒)	124
圖 2.1-1	垂直及側向加速度值之比較	124
圖 2.2-1	飛航紀錄器、發動機及雷達回波器天線位置	126
圖 2.2-2	前兆與事件聲音聲紋	128

圖 2.2-3	殘骸分佈之相對位置	129
圖 2.2-4	以飛航方向及機身站為座標之殘骸分佈情形	130
圖 2.2-5	1、2、3 號痕跡為褐色直線，4 號痕跡為透明的曲線	131
圖 2.2-6	第 20 號孔附近之疲勞裂紋與刮痕	133
圖 2.2-7	編號 640 殘骸之疲勞裂紋成長模式與傳統裂紋成長模式比較	134
圖 2.2-8	由機身反覆加壓而造成之磨擦痕跡	135
圖 2.2-9	於編號 640 殘骸斷裂面上之規則排列亮紋	136
圖 2.2-10	第 3 號孔（左）及第+15 號孔（右）鍍鋁層擠壓變形之 SEM 照片	137
圖 2.2-11	第 64 號及 65 號孔之間之鍍鋁層 SEM 照片	137
圖 2.2-12	不同證據所顯示之裂紋長度	138
圖 2.2-13	裂紋之殘餘強度分析	139
圖 2.2-14	殘骸斷裂之傳遞方向	140
圖 2.5-1	B747-200 後機身之有限元素模型	160
圖 2.5-2	第 2040 至 2160 站之 FEM 局部細緻化	161
圖 2.5-3	前導裂紋與 MSD 間之關係	162
圖 2.5-4	裂紋 40 吋以內之殘餘強度	162
圖 2.5-5	修理補片之影響	163
圖 2.5-6	裂紋 40 吋以內之殘餘強度（考慮修理補片）	164
圖 2.5-7	裂紋 40 吋至 90 吋之殘餘強度	165
圖 2.5-8	結合兩階段之殘餘強度分析結果	165
圖 2.6-1	受損磁帶及磁帶接合處	169
圖 2.6-2	三件飛航事故聲紋比較圖	173
圖 2.7-1	艙壓控制選擇面板	175
圖 2.7-2	空調面板	176
圖 2.7-3	艙壓釋放閥	177
圖 2.7-4	艙壓釋放閥分解圖	178

圖 2.7-5	上艙壓釋放閥.....	179
圖 2.7-6	X-光檢查結果.....	179
圖 2.7-7	上艙壓活門銷量測結果.....	180
圖 2.9-1	校正後初級雷達與次級雷達（紅色打撈區域）套疊圖.....	184
圖 2.9-2	校正後初級雷達與次級雷達（黃、綠色打撈區域）套疊圖.....	185
圖 2.9-3	校正後初級雷達、次級雷達與主殘骸位置套疊圖.....	186
圖 2.9-4	彈道係數與漂移距離之關係.....	190
圖 2.9-5	套疊二維彈道軌跡、次級回波資料、初級回波資料，以及殘骸打撈位置.....	192
圖 2.9-6	套疊三維彈道軌跡、次級回波資料、初級回波資料，以及殘骸打撈位置.....	192
圖 2.9-7	套疊空飄物彈道軌跡、次級回波、初級回波，以及都卜勒氣象雷達之偵測位置.....	193

此頁空白

英文簡寫對照表

AATF	Airworthiness Assurance Task Force	確保適航任務編組
AAWG	Airworthiness Assurance Working Group	確保適航工作小組
AC	Advisory Circular	民航通告
AD	Airworthiness Directives	適航指令
AMP	Aircraft Maintenance Program	航空器維護計畫
AOR	Aircraft Flight Operation Regulation	航空器飛航作業管理規則
APU	Auxiliary Power Unit	輔助動力單元
ARAC	Aviation Rulemaking Advisory Committee	民航立法諮詢委員會
ARSR	Air Route Surveillance Radars	航路監控雷達
ASC	Aviation Safety Council	行政院飛航安全委員會
ATA	Air Transport Association	空中運輸協會
ATC	Air Traffic Control	飛航管制
ATCAS	ATC Automation System	航管自動化系統
ATSB	Australia Transportation Safety Board	澳大利亞運輸安全局
BC	Ballistic Coefficient	彈道係數
BFSTPE	Boeing Field Service Representative at Taipei	波音駐台代表
BMT	Boeing Materials Technology	波音材料科技
BOECOM	Boeing Communication	波音電傳
BS	Body Station	機身站
CAA	Civil Aeronautics Administration	民用航空局
CAM	Cockpit Area Microphone	座艙區域麥克風
CDR	Continuous Data Recording	連續記錄之電子檔格式
CKS	Chiang Kai Shek International Airport	中正國際機場
CPCP	Corrosion Prevention and Control Program	腐蝕預防及控制計畫
CVR	Cockpit Voice Recorder	座艙語音紀錄器

DANTE	Data Analysis Numerical Toolbox and Editor	資料數值分析工具與編輯器
EMD	Engineering and Maintenance Division	修護工廠
EO	Engineering Orders	工程指令
EPR	Engine Pressure Ratio	發動機壓力比
ERE	Engineering Recommendation	工程建議
ERP	Enterprise Resources Planning	企業資訊整合計畫
EQA	Equipment Quality Analysis	裝備品質分析
ERE	Engineering Recommendation	工程建議
FAA	US Federal Aviation Administration	美國聯邦航空總署
FAR	US Federal Aviation Regulation	美國聯邦航空法規
FDR	Flight Data Recorder	飛航資料紀錄器
FEM	Finite Element Model	有限元素模型
FT-IR	Fourier- Transform Infrared Spectroscopy	傅立葉紅外線光譜分析
GPS	Global Positioning System	全球定位系統
IAAWG	International Airworthiness Assurance Working Group	國際確保適航工作小組
IASA	International Aviation Safety Assessment	國際航空安全評鑑
ICAO	International Civil Aviation Organization	國際民航組織
IESNA	Illumination Engineering Society of North American	北美照明工程協會
IFSB	Interim Flight Safety Bulletin	期中飛安通告
JAA	Joint Aviation Authorities	歐洲航空總署
JAR	Joint Aviation Regulation	歐洲航空法規
MAC	Mean Aerodynamic Chord	平均氣動力弦
MM5	The Fifth-Generation NCAR/Penn State	第五代中尺度氣象觀測

	Mesoscale Model	
MPD	Maintenance Planning Data	原始維護計畫資料
MPV	Mid Period Visit	期中檢查
MRS	Multi-Radar System	多雷達系統
MRB	Maintenance Review Board	維修工作檢討委員會
MSD	Multiple Site Damage	多處損傷
NTAP	National Track Analysis Program	國家航跡分析程式
NPRM	Notice of Proposed Rulemaking	研擬法規制定通告
NTSB	US National Transportation Safety Board	美國國家運輸安全委員會
OEM	Original Equipment Manufacturer	原製造廠
PSE	Primary Structure Element	主要結構元件
PSR	Primary Surveillance Radar	初級雷達
RAG	Repair Assessment Guideline	結構修理評估指引
RAP	Repair Assessment Program	結構修理評估計畫
RCP	Reliability Control Program	可靠度控管計畫
RII	Required Inspection Item	必須檢驗項目
RIPS	Recorder Independent Power Source	紀錄器獨立電源
ROV	Remote Operating Vehicle	遙控作業載具
SARPs	Standards and Recommended Practices	標準及建議措施
SB	Service Bulletins	技術通報
SIP	Structure Inspection Program	結構檢查計畫
SRM	Structure Repair Manual	結構修理手冊
SSI	Structural Significant Item	結構重要項目
SSID	Supplemental Structure Inspection Document	補充結構檢查計畫
SSR	Secondary Surveillance Radar	次級雷達
STA	Station	機身站

STC	Supplemental Type Certificate	補充型別檢定
SWRPS	Software Wreckage Reconstruction and Presentation System	軟體殘骸重建及展示系統
TACC	Taipei Air Control Center	台北區域管制中心
TSB	Transportation Safety Board of Canada	加拿大運輸安全委員會
TTM	Technical Training Manual	技術訓練手冊
ULB	Underwater Locator Beacon	水中定位發報器
UTC	Coordinated Universal Time	世界標準時間
VHF	Very High Frequency	超高頻
WFD	Wide Spread Fatigue Damage	廣佈疲勞損傷

第一章 事實資料

1.1 飛航經過

民國 91 年 5 月 25 日，華航 CI611 班機，機型 B747-200，國籍標誌及登記號碼 B-18255，依據中華民國民用航空局法規，由中正國際機場（以下簡稱中正機場）飛往香港赤鱗角國際機場（以下簡稱香港機場）。

1305 時²，正駕駛員（CM-1）至華航中正機場派遣中心報到，接受值班簽派員約 20 分鐘，含台北飛航情報區相關飛航公告之任務提示。副駕駛員（CM-2）及飛航機械員（CM-3）則在台北華航報到中心報到後，於約 1330 時抵達中正機場。

該機有駕駛員 2 人、飛航機械員 1 人、客艙組員 16 人及乘客 206 人。1457:06 時，CI611 飛航組員請求滑行許可。1507:10 時，該機獲得許可由中正機場 06 跑道起飛，起飛及爬昇情況正常。1508:53 時，該機與中正近場台聯絡。1510:34 時，中正近場台指示其定向 CHALI³。1512:12 時，CM-3 聯絡華航聯管中心，告知 CI611 之後推、起飛及預計抵達香港機場時間。1516:24 時，台北區域管制中心（TACC）指示 CI611 爬昇並保持飛航空層 350，同時由 CHALI 定向 KADLO⁴，此係該機最後一次無線電通話，時間為 1516:31 時。

1528:03 時，CI611 自台北區域管制中心之雷達消失，搜救作業隨即展開。1800 時，在馬公東北方 23 浬之海面上發現殘骸。

² 除非特別註明，本報告之時間採台北當地時間（世界標準時間加 8 小時），所有時間皆與馬公雷達站時間同步。

³ JESSY 一號離場程序中之一定位點，在馬公多向導航台/測距儀 038 幅向/83 浬。

⁴ A-1 航路之報告點，在馬公多向導航台/測距儀 241 幅向/72 浬。

1.2 人員傷害

CI611 機上 206 位乘客及 19 位組員全數罹難。傷亡統計資料如表 1.2-1。

表 1.2-1 傷亡統計表

傷害情況	駕駛艙組員	客艙組員	乘客	其他	小計
死亡	3	16	206	0	225
重傷	0	0	0	0	0
輕傷	0	0	0	0	0
無傷	0	0	0	0	0
總計	3	16	206	0	225

1.3 航空器損害情況

事故航空器全毀。

1.4 其他損害情況

不適用。

1.5 人員資料

飛航組員基本資料如附錄 1。

1.5.1 正駕駛員 (CM-1)

CM-1 生於民國 40 年，中華民國籍。民國 80 年 3 月 1 日進入華航擔任副駕駛員，86 年 3 月晉升為正駕駛員。民航局核發 CM-1 之體格檢查及格證限制欄內，記載該員需戴眼鏡矯正視力。

依 CM-1 朋友之訪談及體檢紀錄，CM-1 健康狀況良好，未服用任何藥物。家庭關係良好，受到同事尊重。事故當日早晨，於待命時奉召飛航，擔任機長，坐於左座。事故前休息時間在 24 小時以上。

1.5.2 副駕駛員 (CM-2)

CM-2 生於民國 39 年，中華民國籍。民國 79 年 2 月 1 日進入華航擔任副駕駛員。民航局核發 CM-2 之體格檢查及格證限制欄內，記載該員需戴眼鏡矯正視力。

依 CM-2 親人、朋友之訪談及體檢紀錄，CM-2 身體健康，不抽菸，不喝酒，未服用任何藥物。事故當日原係輪休，早晨 0700 時，奉召飛航，該航班擔任主飛駕駛員，坐於右座。事故前休息時間在 24 小時以上。

1.5.3 飛航機械員 (CM-3)

CM-3 生於民國 37 年，中華民國籍。民國 66 年 3 月 1 日進入華航擔任飛航機械員。民航局核發 CM-3 之體格檢查及格證限制欄內，記載該員需戴眼鏡矯正視力。

依 CM-3 朋友之訪談紀錄，CM-3 喜好運動，戒菸約三年，不喝酒，未服用任何藥物。事故前休息時間在 24 小時以上。

1.5.4 客艙組員

CI611 有客艙長 1 人及組員 15 人，合計 16 人。均受過華航空服部依民航局核准之初訓及複訓。

1.6 航空器資料

1.6.1 基本資料

華航於民國 68 年 7 月向美波音飛機公司購買該機，為當年 B747-200 機隊中的第二架，事故航空器基本資料如表 1.6-1 所示。

表 1.6-1 事故航空器基本資料表

項 目	內 容
航空器登記號碼	B-18255 (88年5月18日前登記為B-1866)
機型	波音 747-200
製造商	波音飛機公司
航空器製造序號	21843
交機日期	68年8月2日
製造日期	68年7月15日
華航接收日期	68年7月31日
使用人	中華航空公司
所有權人	中華航空公司
客艙型式	頭等艙座位 22/商務艙座位 46/經濟艙座位 288
適航證號碼/有效期限	90-10-146 / 91年10月31日
總飛行時數	64,810
總落地時數	21,398
上次機身除噴漆日期	82年12月
上次 D 級檢查完工日期	82年12月18日
上次機身打磨噴漆日期	85年3月
上次 MPV 級檢查完工日期	88年1月10日
上次 C 級檢查完工日期	90年11月25日
上次 B 級檢查完工日期	91年4月04日
上次 A 級檢查完工日期	91年5月03日
自上次 A 級檢查完工後之飛行時數/ 落地次數	飛時 76 小時/46 落地次數

該機裝置四具普惠 JT9D-7A 型發動機，其基本資料如表 1.6-2。

表 1.6-2 發動機基本資料表

位置	製造序號	安裝日期	安裝後使用時數	總飛行時數	總落地次數
1	695818	90年11月19日	1222	54014	13976
2	695746	91年2月28日	412	62258	15341
3	695829	90年11月21日	1173	54451	12486
4	695793	90年12月2日	1122	56333	14581

1.6.1.1 載重與平衡

CI611 之裝載表由華航駐中正機場簽派員製作。CI611 之簽派資料顯示，零油重量為 444,487 磅，起飛重量為 509,287 磅（在限制範圍內）：

- 裝載重量：74,460 磅；
- 操作空重：370,027 磅；
- 起飛油量：64,800 磅。

依據所獲之乘客重量、燃油、貨物與其位置計算，該機起飛重心位於平均氣動力弦（Mean Aerodynamic Chord, MAC）百分之 25.6（在限制範圍內）。

1.6.1.2 B747-200 機身結構

B747-200 由蒙皮、機身框架、縱桁、剪力連結片與縱桁夾等結構一起承載負荷。B747-200 機身站圖如附錄 2，機身結構各元件專有名詞解釋如下：

蒙皮 (skin)

蒙皮材料係由鋁合金薄板組成，蒙皮接合方式有搭接 (lap joint) 與對接 (butt joint) 兩種。搭接係沿機身長度的方向與鄰近區域結構上下疊接，而機身對接係沿機身橫切面與鄰近區域結構前後搭接，搭接區域內部有整圈疊接條 (splice plate) 用以接合機身前後橫切面之蒙皮。

縱桁 (stringer)

縱桁是沿機體的縱向結構強化樑條，直接附著於蒙皮上，並且分佈於整個機體

周圍橫切面。

機身框架 (fuselage frame)

機身框架安裝於機身橫切面上，沿機身長度的每隔約 20 吋裝置一框架，可視為由加強板 (stiffed web) 組成之樑架，上下邊由加強肋板隔開。其下邊弦架亦稱失效安全弦架 (fail-safe chord)。上邊弦架界定貨艙範圍；而下邊弦架則緊鄰縱桁，當蒙皮有縱向裂痕產生時，可以挹助蒙皮承受機身內部艙壓負荷 (機身環向張力)，圖 1.6-1 為機身底部第 2100 站框架圖。

剪力連結片 (shear tie)

剪力連結片位於縱桁與機身蒙皮間，當蒙皮有縱向裂痕產生時，可幫助蒙皮承受機身環向張力，將負載由蒙皮傳遞至框架之失效安全弦架。

縱桁夾 (stringer clips)

縱桁夾安裝於框架與縱桁接合處，結合框架與縱桁。

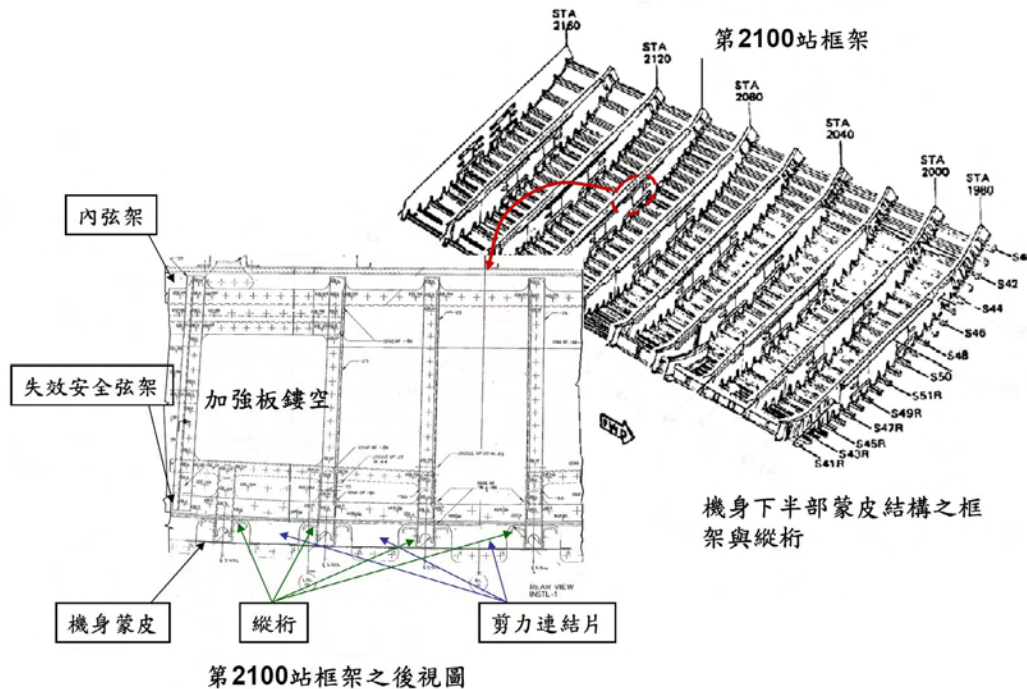


圖 1.6-1 艙底部分框架與各元件之位置

1.6.1.3 機身蒙皮損傷容許程度

民國 65 年 6 月 15 日版波音結構修理手冊 (Structure Repair Manual, SRM) 第 53-30-01 節有關機身蒙皮損傷⁵容許程度之敘述：除上半部機艙區域外，其餘區域受損蒙皮經打磨後總移除厚度不得超過原蒙皮厚度之 20% (如圖 1.6-2 所示)，受損區域中心距孔、鉚釘與蒙皮邊緣距離不得小於總移除厚度之 20 倍。

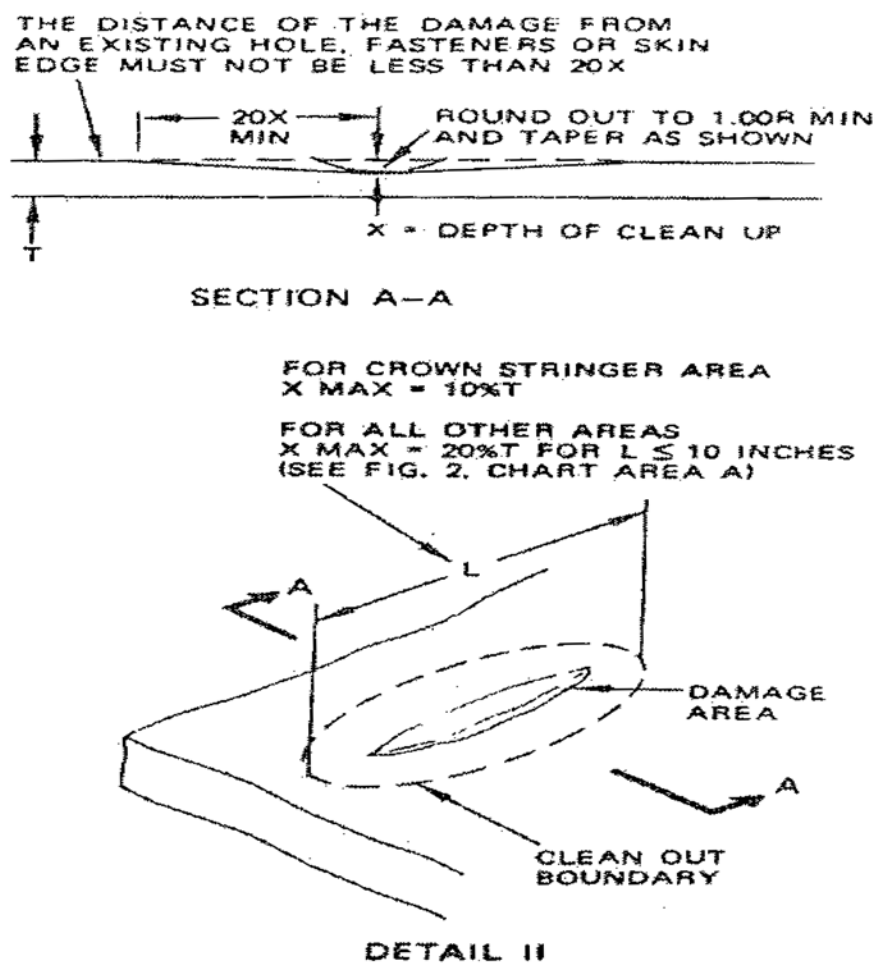


圖 1.6-2 SRM 第 53-30-01 節蒙皮損傷容許程度

SRM 53-30-01 Figure 2 亦規定受損區域損傷移除限制；損傷長度若在約 10.2

⁵ 波音結構修理手冊稱：損傷包括裂紋、缺口、鑿痕、刮痕、腐蝕、破洞與穿孔，但不包括凹痕。

吋內，則打磨之厚度最多僅限蒙皮厚度之 20%。損傷長度如在 11 吋以上時，則打磨之厚度僅限蒙皮厚度之 15%，如圖 1.6-3。

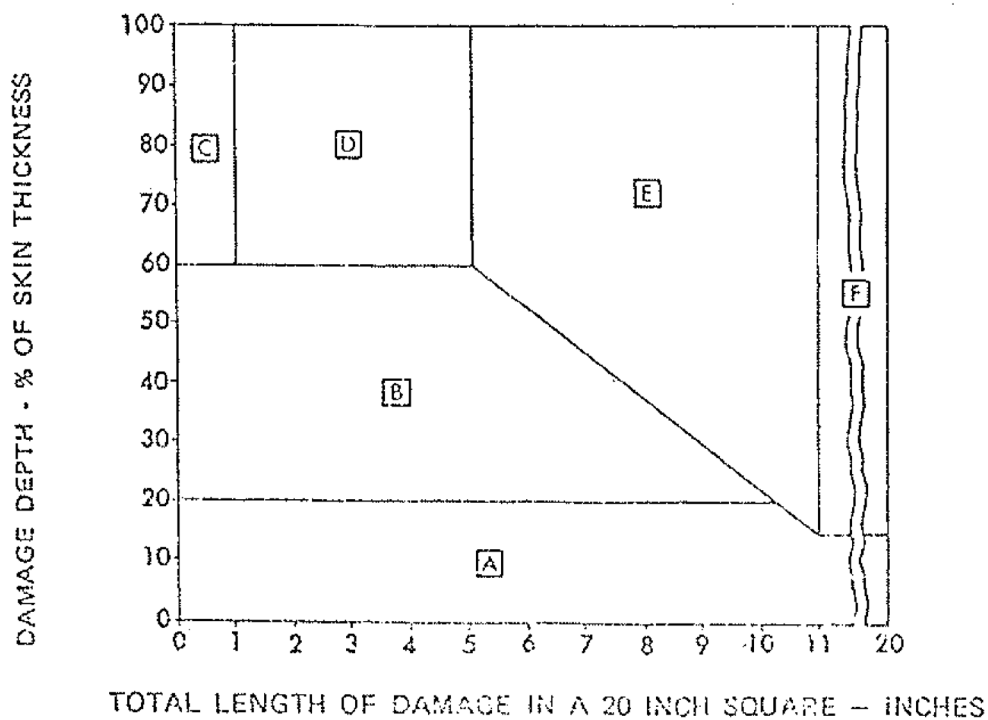


圖 1.6-3 SRM 第 53-30-01 節 Figure 2

1.6.2 香港機尾觸地後之維修

事故航機於民國 69 年 2 月 7 日在香港啓德機場落地時發生機尾觸地事件。初步檢查發現，該機後機身蒙皮於第 2080 至 2160 站及第 2578 至 2658 站磨擦損傷、後排水總管 (aft drain mast) 遺失及左邊艙壓調節閥 (outflow valve) 部分磨損。

根據當班飛航機械員之報告，該機未在啓德機場執行修理，以不加壓方式飛渡返台。

華航無法提供民國 69 年該機在香港之放飛文件與結構損壞評估報告。

1.6.2.1 暫時性修理

華航於民國 69 年 2 月 8 日依據 ERE (747) -AS062 號工程建議 (附錄 3) 執

行暫時修理，其中譯內容為：

- 詳細目視檢查磨損蒙皮之內部結構，以冀發現任何損傷；
 - 安裝兩片 0.063 吋厚，材質 7075-T6 之修理補片，前補片尺寸為寬 23 吋長 125 吋⁶，後補片為寬 15 吋長 54 吋；
 - 安裝後排水總管，並執行功能測試；
 - 左艙壓調節閥門切除區域以鋁合金材質 6061-T6 執行暫時性修理及功能測試；
 - 於四個月內根據 B747 SRM 執行永久性結構修理；
 - 69 年 2 月 7 日波音駐台代表同意該暫時性修理。
- 該工程建議文件上有華航總工程師室與品保部門等四人簽署。

對於機尾觸地損傷評估，華航表示：

在當時 ERE (747) -AS062 號工程建議內容是合宜的，波音編號 BFSTPE CI-TPE-80-22TE 電報中顯示其駐台代表 (Boeing Field Service Representative at Taipei, BFSTPE) 曾參與損傷評估。

BFSTPE CI-TPE-80-22TE 電報內容如附錄 4 所示。

波音飛機公司於民國 92 年 3 月覆函編號 B-H200-17660-ASI (附錄 5) 予本會，說明觸地後之暫時性修理如下：

BFSTPE (Boeing Field Service Representative at Taipei) advised Boeing that China Airlines had accomplished a temporary repair consisting of temporary skin patches made from .063 clad 2024-T3. BFSTPE further advised that China Airlines intended to complete a skin replacement or

⁶ 工程建議之工程圖有不一致之處。針對 46 段之損傷部分，工程建議描述使用一塊寬 23 吋之補片覆蓋縱桁 S-49L 至 S-49R 之區域，但實際上縱桁 S-49L 至 S-49R 之區域大於 23 吋。編號 640 殘骸上發現之補片寬度為 23 吋，只覆蓋縱桁 S-49L 至 S-51R 之區域 (詳見 1.16.3.1 節)。

external patch permanent repair per SRM at a later date.

中譯：

波音駐台代表通知波音飛機公司華航已完成該區域之暫時性修理，該區使用兩塊 0.063 英吋厚 2024-T3 鋁合金之補片，該代表並表示華航將於日後完成受損蒙皮之更換或根據 SRM 執行外加補片之永久性修理。

1.6.2.2 永久性修理

B-18255 航空器經歷簿 (Aircraft Logbook) 顯示華航於民國 69 年 5 月 23 日至 5 月 26 日執行機尾觸地之永久性修理 (詳如附錄 6)，該項修理於 69 年 5 月 25 日記載於航空器經歷簿之重大修理/翻修紀錄 (如附錄 7)，該記載註明此次修理係參照 SRM 53-30-03 Figure 1 進行。

本會未能獲得損傷區域之完整評估、顯示修理區域大小與形狀之圖表、相關工程維護指令，及執行工作者簽署之詳細工作步驟之工作單等永久性修理詳細文件。華航告知本會民國 69 年機尾觸地後之結構修理為輕度修理 (minor repair)。

關於該次機尾觸地永久性修理，波音飛機公司表示：

We have found no record that indicates Boeing was advised that the permanent repair had been completed.

中譯：

未找到紀錄顯示曾接獲華航通知已完成永久性修理。

1.6.3 華航 B747-200 維護計畫

華航修護工廠根據民航局核定之 B747-200 航空器維護計畫 (Aircraft Maintenance Program, AMP, 以下簡稱維護計畫) 對 B-18255 進行維護工作。該維

護計畫包括一般操作簡述、系統與組件維護計畫、結構檢查計畫（Structure Inspection Program, SIP）與腐蝕預防及控制計畫（Corrosion Prevention and Control Program, CPCP）。為保持該型機之安全操作，航空器、發動機及其各項裝備與其各零組件須根據維護計畫明訂之操作使用時限、落地次數及曆日等期限進行維護工作。

華航波音 747-200 維護計畫的源由係從波音飛機公司原始維護計畫資料（Maintenance Planning Data, MPD）而來。MPD 中包括美國聯邦航空總署（FAA）維修工作檢討委員會（Maintenance Review Board, MRB）所列之維修工作項目及波音飛機公司建議之維護工作。

維護計畫中亦包含容許損傷裕度⁷（Damage Tolerance）理念，旨在透過定期結構檢查，提早發現結構異常現象，經修理以確保航空器結構之完整性。其設計在於將疲勞損傷、腐蝕與意外損傷等各種結構異常之影響納入可控制範圍。

波音飛機公司對維護計畫各個項目均有對應之原工作單，華航據此發展出其工作單，再經由維修生產管制流程，將工作單發送至停機線或場站維修部門執行。

1.6.3.1 B747-200 維護及檢查時程

為使航空器安全飛航，B747-200 須根據維護計畫進行定期檢查。

飛行前檢查（Pre-flight Check）

每日飛航前，且航空器非屬過境階段，須執行飛行前檢查。

過境檢查（Transit Check）

於航空器航程各停靠點中實施，確保其持續安全飛航。

⁷ 對航空器結構強度、細部設計與裝配過程等進行評估，在航空器操作壽限內，使其不致因金屬疲勞、腐蝕、製造瑕疵及意外損傷產生結構致命性失效。

每日檢查 (Daily Check)

每日曆天內或 24 小時內，須執行該項檢查，以應隔日飛航任務需求。

A 級檢查 (A Check)

每 350 飛航小時內必須執行。

B 級檢查 (B Check)

每 125 天內必須執行。

C 級檢查 (C Check)

每 12 個月內必須執行。

D 級檢查 (D Check)

每 25,000 飛航小時內必須執行。

期中檢查 (Mid-Period Visit Check)

期中檢查於兩次 D 級檢查之間，其檢查時機介於 12,500 至 14,000 飛航小時之間。

1.6.3.2 結構檢查

除維護計畫外，對於結構疲勞損傷，尚有其他計畫來進行結構檢查。以補充結構檢查 (Supplemental Structure Inspection, SSI) 來講，其對於特定區域執行補充結構檢查，以發現疲勞裂紋。結構修理評估計畫 (Repair Assessment Program, RAP) 則對既有之加壓艙結構修理進行重新審視；另有某些適航指令 (Airworthiness Directive, AD) 和技術通報 (Service Bulletin, SB) 等針對特定區域進行檢查以找出疲勞損傷。

補充結構檢查是針對重要結構項目 (Structure Significant Items)，按其疲勞裂

紋成長特性施以適切之檢查。民國 91 年 2 月 22 日美國聯邦航空總署核定波音文件 D6-35022 第 G 版，提供補充結構檢查方法、門檻與時距；我國民航局即於 91 年 6 月 18 日發布 AD 2002-06-011，隨後美國聯邦航空總署於 93 年 3 月 24 日頒布 AD 2004-07-22 要求航空器使用人進行該項檢查。此 AD 於 93 年 5 月 12 日生效，要求國內所有使用 B747 機隊之航空器使用人，於 AD 所訂之檢查門檻，或該 AD 生效日一年內，兩者中較晚到達之時間前，將波音文件 D6-35022 內容納入民航局核可之維護計畫中。在美國聯邦航空總署頒布 AD 2004-07-22 前，華航 B747-200 機隊並未被列為須執行補充結構檢查之機種。

檢視該機維修紀錄，發現該機與結構檢查有關之 AD 與 SB 均按期執行完畢。

除此之外，本會並檢視華航結構檢查計畫及腐蝕預防及控制計畫檢查紀錄，以瞭解維護計畫與實際執行面是否有所差異。

1.6.3.2.1 結構檢查計畫

結構檢查計畫（Structure Inspection Program，SIP）旨在規範航空器最低限度之結構檢查，確保航空器結構之完整性。該檢查計畫有 356 個項目，因客貨機型差異或規格等因素決定其適用範圍。

除規定最低限度之檢查計畫以確保航空器結構完整外，結構檢查計畫亦規範機體內部結構取樣檢查，華航在 B747-200 機隊進行維修檢查時，是以特定比例取樣結構檢查。

民國 75 年 11 月版波音 MPD 闡述：

The preceding percentage corresponds to the portions of the operators' fleet that must be internally inspected for that particular period. Thereafter, an equal portion must be inspected at each subsequent interval until whole fleet has been inspected after which the cycle shall repeat. For example, 20 % @ 25,000 hours signifies the ONE FIFTH of the operator's fleet must

be inspected by 25,000 flight hours for that particular item. For a second interval of 20,000 one FIFTH by 45,000. For a third interval of 20,000 ONE FIFHT by 65,000 flight hours and so on until 100 percent of the fleet is inspected and the cycle will be repeated. However, after each inspection is accomplished, future inspections are contingent upon the findings of the current inspection. The basic interval of 25,000 hours initial and 20,000 hours subsequent between sampling is approved only if no deterrent findings or defects are found. When a defect (including corrosion) is discovered during a sampling inspection, that item should revert to a 100% of the fleet inspection item and the interval between inspections should be reviewed/revaluated based on the operator's finding

中譯：

在特定期間執行之機體內部結構檢查，必須根據前述之百分比對機隊進行檢查，而後依特定時距進行平均等分檢查，直到機隊完成一整個循環後，依此再重覆進行檢查。以 20 % @ 25,000 飛時之項目為例，表示 1/5 之機隊在 25,000 飛時前必須執行該項檢查；第二次在歷經 20,000 飛時，累積至 45,000 飛時前必須完成另 1/5 機隊之檢查；第三次則在 65,000 飛時前執行另 1/5 機隊之檢查，直到整個機隊均已執行，再依此重覆進行檢查。當檢查完成後，下次檢查的時機端賴此次檢查的結果；僅在檢查結果無異常發現的狀況下，可進行初始 25,000 飛時及後續 20,000 飛時之取樣檢查時距，當檢查時發現有結構變異（包含腐蝕）情況，則該特定項目必須恢復至全部機隊執行，不得再進行取樣，並得就其發現，通盤檢討該項目之檢查時距。

關於 D 級內部結構檢查，華航係向民航局陳報後，採用 1/5 內部結構取樣檢查計畫。根據 MPD 要求，該計畫是將機身內部結構檢查均分成 5 個工作包，並在每架航機執行 D 級檢查時擇一輪流實施。

1.6.3.2.2 腐蝕預防及控制計畫

腐蝕預防及控制計畫（Corrosion Prevention and Control Program, CPCP）之目的在於避免因機身結構腐蝕而危害航空器之持續適航性⁸，該計畫對機身主要結構元件（Principle Structure Element, PSE）進行定期檢查，及早發現結構異常現象並予以改正，以確保航空器結構之完整性，該計畫依檢查發現之異常程度予以分類，維護計畫中共列有 47 項檢查。

波音飛機公司說明 CPCP 係依國際確保適航工作小組（International Airworthiness Assurance Working Group, IAAWG）之指導而發展，此小組對高齡航空器研擬出一套維護措施，要求航空器使用人須執行腐蝕預防及控制檢查，建立最起碼之維護程序，以確保機體結構之腐蝕情況在可控制範圍內，無論機齡大小，機體之結構完整性和適航性得以維持，而使航空器能夠持續安全飛航。

美國聯邦航空總署之 AD90-25-05 於民國 79 年 12 月 31 日生效後，促成 CPCP 檢查計畫，我國民航局隨後頒布 AD 79-747-146，要求中華民國籍航空器使用人必須在 80 年 12 月 31 日前將 CPCP 納入維護計畫，並執行之。華航總工程師室於接獲該 AD 後，增修其維護計畫並陳報民航局，於 80 年 9 月 9 日獲得核可。

民航局核可之華航維護計畫中共有 47 項 CPCP 檢查項目，必須依據民航局核定之維護計畫時程執行。根據華航之維護計畫與波音之高齡航空器 CPCP 第 D6-36022 號 D 版文件，CPCP 檢查週期係以曆年⁹（Calendar Year）管制，為了將檢查工作放入維護時程之電腦系統，華航將各航空器估算之平均飛時或落地次數對應到不同之定期檢查中。例如每兩年須執行一次之 CPCP 檢查項目，納入每 2 個 C 級檢查工作包內執行；倘若是 5、6 或 8 年之檢查項目，則安排於每個 D 級檢查中執行；如果是 4 年一次之檢查項目，則另行安排於每個期中檢查中執行。

⁸ 根據波音公司高齡航機腐蝕預防及控制計畫文件，Aging Airplane Corrosion Prevention and Control Program, D6-36022 rev. F, 2001。

⁹ 機體腐蝕現象端賴時間之進展而異，故 CPCP 係以曆年為檢查時距。

民國 85 年華航總工程師室修護計畫組發現，曆年管制之 CPCP 檢查項目納入以飛時管制之定期檢查工作包中執行，可能會造成 CPCP 檢查逾期執行，因此以公文會簽方式請停機線維修部修管中心監控修護時程，委請修管中心於 CPCP 檢查項目接近原管制時程時，通知修護計畫組準備 CPCP 工作包並發工執行。修護計畫組擬將維護計畫 CPCP 檢查週期由定期檢查時程改回依曆年排程，並將欲修訂之維護計畫送民航局核定。

根據華航提供之資料，總工程師室與修管中心未對 747-200 CPCP 執行時程議題繼續溝通，且華航內部未有其他單位監控 CPCP 到達率與執行時程。修管中心接獲會簽公文後，將原本 13 個月執行一次之 C 級檢查調整為每 12 個月執行一次，CPCP 檢查時程之安排則無改變。

1.6.4 B-18255 維修紀錄

1.6.4.1 適航指令及技術通報

檢視該機維修紀錄，發現該機適航指令（Airworthiness Directives，AD）與相關之技術通報（Service Bulletins，SB）均按期執行完畢。

1.6.4.2 B-18255 重大維修時程、重大修理與改裝紀錄

表 1.6-3 為 B-18255 之重大維修時程。

表 1.6-3 B-18255 之重大維修時程

檢查類別	開始日期/民國	結束日期/民國	飛行小時	落地次數	計畫規範間隔	實際間隔
1C	69/8/11	69/8/14	4132	947	395 日	392 日
2C	70/8/8	70/8/11	7604	1819	395 日	359 日
3C	71/8/27	71/8/30	10352	2635	395 日	381 日
4C	72/9/5	72/9/6	12268	3505	395 日	371 日
5C	73/9/12	73/9/16	14763	4319	395 日	372 日
6C	74/9/24	74/9/28	18472	5290	395 日	373 日
7C	75/10/7	75/10/12	21638	5962	395 日	374 日
8C	76/9/24	76/10/27	24054	6676	395 日	347 日
D	76/9/24	76/10/27	24054	6676	25000 飛時	24054 飛時
1C	77/11/7	77/11/14	26761	7497	395 日	377 日
2C	78/11/17	78/11/22	30907	8565	395 日	368 日
3C	79/11/6	79/11/7	34268	9803	395 日	349 日
MPV	80/1/31	80/3/1	34968	10065	14000 飛時	10914 飛時
4C	80/10/31	80/11/13	37260	10785	395 日	358 日
5C	81/11/7	81/11/24	41576	11853	395 日	360 日
6C	82/10/9	82/12/19	44818	12855	395 日	319 日
D	82/10/7	82/12/19	44818	12855	25000 飛時	20764 飛時
7C	84/1/1	84/1/18	48306	14038	395 日	378 日
8C	85/1/30	85/2/7	51536	15322	395 日	377 日
1C	86/1/11	86/1/19	53743	16321	365 日	339 日
2C	87/1/15	87/1/23	56378	17623	365 日	361 日
3C	87/12/17	88/1/11	57943	18241	365 日	328 日
MPV	87/12/17	88/1/11	57943	18241	14000 飛時	13125 飛時
4C	89/1/10	89/1/23	60088	19188	365 日	364 日
5C	89/11/22	90/1/4	61751	19954	365 日	304 日
6C	90/10/28	90/11/26	63638	20837	365 日	297 日

表 1.6-4 為華航提供之 B-18255 重大修理/改裝項目表。

表 1.6-4 重大修理/改裝項目表

日期/民國	ATA 章節	分類	敘述	文件編號
74/5/15	53/54	重大修理	右水平安定面結構檢修	FAA 337 表格
83/8/10	25	重大改裝	客艙廁所改裝	STC SA5779NM
83/9/8	34	重大改裝	747-200 風切系統安裝	TIPS747-984 R1
84/7/31	23	重大改裝	747-200/SP 航行即時資料顯示系統	TIPS747-1004R2
86/5/6	34	重大改裝	安裝空中避撞系統 TCAS II 與航管 ATC S 型式之天線結構	EO 742-34-45-0001
86/6/16	34	重大改裝	安裝空中避撞系統 TCAS II	TIPS 747-932R3
87/12/30	57	重大修理	右機翼下站 1548 界於第 6 與第 8 縱桁間腐蝕蒙皮修補	98-YUN-02
88/1/6	53	重大修理	機身站 1265 處左三號門體結構裂損修理	742-53-10-0001
89/3/2	54	重大修理	一號發動機艙匣斜撐架螺絲孔裂損	742-54-00-2001
89/3/22	57	重大修理	右翼後翼樑板於機翼站 404 處腐蝕	742-57-10-0015
89/3/24	57	重大修理	右翼前翼樑下緣於前翼樑外站 1465 處鏽蝕之暫時修理	742-57-10-0016
89/5/31	57	重大修理	右翼前翼樑下緣於前翼樑外站 1465 處鏽蝕	742-57-10-0018
89/12/11	57	重大修理	修理右翼下蒙皮後緣於機翼站 1466 處之鏽蝕	742-57-50-0002
89/12/11	53	重大修理	機身站 2598 隔框前內緣裂損	742-53-10-0021
89/12/12	34	重大改裝	昇級空中避撞系統 TCAS II 第 7 版	TIPS 747-1004 R2
89/12/13	57	重大修理	修理左翼前翼樑外站 1370 至 1390 間樑板腐蝕	742-57-20-0003
89/12/16	57	重大修理	修理左翼前翼樑外站 1047 樑板之腐蝕	742-57-20-0004
89/12/18	53	重大修理	左翼與機身結合處結構至機身站 1241 處聯結片間腐蝕	742-53-10-0022
89/12/19	57	重大修理	修理左翼前翼樑內站 839 樑板之腐蝕	742-57-20-0005
89/12/21	53	重大修理	右機翼與機身結合處至機身站 1241 聯結片間腐蝕之二度修理	742-53-10-0023
90/8/28	28	重大改裝	更新燃油存量指示系統	742-28-40-0004R1
90/11/12	54	重大修理	三號發動機後吊架隔框裂損	742-54-10-0006
90/11/13	57	重大修理	修理左翼前翼樑內站 570 至 591 間及 610 至 628 間之區域腐蝕	742-57-10-0026

1.6.4.3 B-18255 結構檢查計畫紀錄

B-18255 於民國 76 年執行 SIP 5D5 工作包，此工作包內容包括檢查機身站第 1500 到 2160，左右縱桁 S-40 以下之機身結構，諸如內部蒙皮、縱桁與剪力連接片等，並檢查機身站第 2160 到 2360，主艙地板以下至艙底之機身結構。當年後機身艙底檢查並無異常發現。

該機於民國 82 年執行 SIP 1D5 工作包，紀錄顯示並無異常發現。

基於 B747-200 機隊中某架航空器於機身站第 1920 至 2160，左右縱桁 S-40 以下之機身結構發現缺點，B-18255 於民國 87 年 12 月 24 日亦執行該區域之檢查，其紀錄簿中無異常記載。

1.6.4.4 B-18255 腐蝕預防及控制計畫檢查紀錄

華航在民國 82 年 11 月執行 B-18255 之 D 級檢查時，第一次執行 CPCP 檢查，發現右翼翼樑有一處第 2¹⁰級腐蝕，此結構缺陷已根據華航工程指令予以修復。

華航於民國 87 年 12 月執行第二次 CPCP 第 53-125-01 項檢查，該檢查係納入 3C/MPV 定期檢查工作包內。此項檢查內容包括機身第 460 至 1000 站，左右第 40 縱桁以下機身內部艙底，及機身第 1480 至 2360 站，左右第 42 縱桁以下機身內部艙底結構檢查。對艙底諸如蒙皮、縱桁、橫樑、樑架、隔艙與貨艙地板等結構，應執行中級目視檢查¹¹ (Surveillance)，以儘早發現艙底腐蝕及裂紋等結構缺陷，並依情況採取適當之改正措施。檢查區域如圖 1.6-4 紅色區域所示。

¹⁰ 第二級腐蝕之定義為當檢查重覆發現結構腐蝕時，需要單一修理 (Single Rework) 或打磨程度業已超過製造廠家規定之允許限度 (SRM、SB 等)，需要修理 (Repair) 或補強 (Re-enforcement)、或部分或完全更換結構者。

¹¹ 中級之目視檢查定義為從適當距離細部檢查機身內部或外部結構，此種檢查視情況，需有適當光線及工具 (放大鏡或鏡子) 挹助，將結構表面清潔及蓋板或絕緣毯移除，以方便進行細部結構檢查。

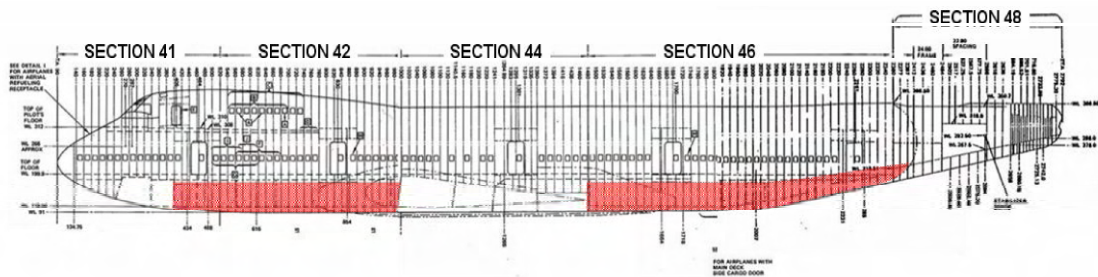


圖 1.6-4 CPCP 第 53-125-01 項艙底檢查區域

後艙艙底檢查工作單內容中譯如下：

05. 工作指導

在適當距離下目視檢查所有主要結構元件 (Primary Structure Element, PSE) 及其他所列之結構，進行中級目視檢查 (surveillance) 艙底腐蝕或裂痕等結構缺陷；

因過去經驗，對於工作單項目內所列之容易腐蝕部位，必須特別謹慎檢查；

結構如有鼓皺等異狀，必須施以非破壞檢驗或先行部分拆解再以目視方式進行；

移除銹蝕部位，接著進行損傷評估，視情況修理或更換變異結構，再做表面處理；

10. 就以上工作指導，對下列結構執行詳細檢查：

機身站第 1480 至 2360，位於左右縱桁 S-43 以下之艙底結構，包含蒙皮、縱桁、樑架、隔艙與貨艙地板結構，更要注意下列結構：

1. 廚房與廁所下方之結構；
2. 縱向蒙皮搭接部位；
3. 接合板補片、蒙皮搭接與切除結構附近；
4. 調壓瓣附近之蒙皮與補片；
5. 後、散貨艙門之附近切除結構；

6. 後、散貨艙門之門架與門梢。

檢驗員執行該區域（殘骸編號第 640 號殘骸補片附近）艙底防腐防蝕檢查時，發現下列 17 項結構缺陷：

1. 散貨艙機身第 1920 站處地板撐樑腐蝕；
2. 散貨艙機身第 1920 站至 2160 站處地板撐樑嚴重腐蝕；
3. 散貨艙機身第 2120 站與右橫軸第 9 站交界處地板撐樑有裂紋；
4. 機身第 2080 站與左邊第 50 縱桁交界處 U 型撐桿有裂紋；
5. 機身第 2060 站與左邊第 51 縱桁交界處及右邊第 51 縱桁交界等兩處 U 型撐桿有裂紋；
6. 機身第 2060 站與機身中心處地板撐樑有裂紋；
7. 機身第 2060 站與右橫軸第 9 站交界處地板撐樑有裂紋；
8. 機身第 2000 至 2020 站間與右邊第 43 縱桁交界處艙底腐蝕；
9. 機身第 2025 站與機身中心線交界處地板撐樑有裂紋；
10. 機身第 1920 與 1960 站與左邊第 50 縱桁交界處兩處腐蝕；
11. 機身第 1940 與 1960 站與右邊第 49 縱桁交界處兩處腐蝕；
12. 機身第 1920 站在左邊第 51 縱桁至左邊第 48 縱桁間內部蒙皮腐蝕；
13. 機身第 1920 站與左橫軸第 10 站交界處之補疤腐蝕；
14. 散貨艙機身第 2000 站與左橫軸第 50 站交界處之地板撐樑有裂紋；
15. 機身第 1860 與 1920 站與右邊第 46 縱桁交界兩處腐蝕；
16. 機身第 1860 與 1880 站間與右邊第 44 縱桁交界處腹板腐蝕；
17. 機身第 1840 與 1860 站間之左邊第 51 縱桁、右邊第 51 縱桁與右邊第 50 縱桁腐蝕。

以上缺點均經由核准之修理方法修補。

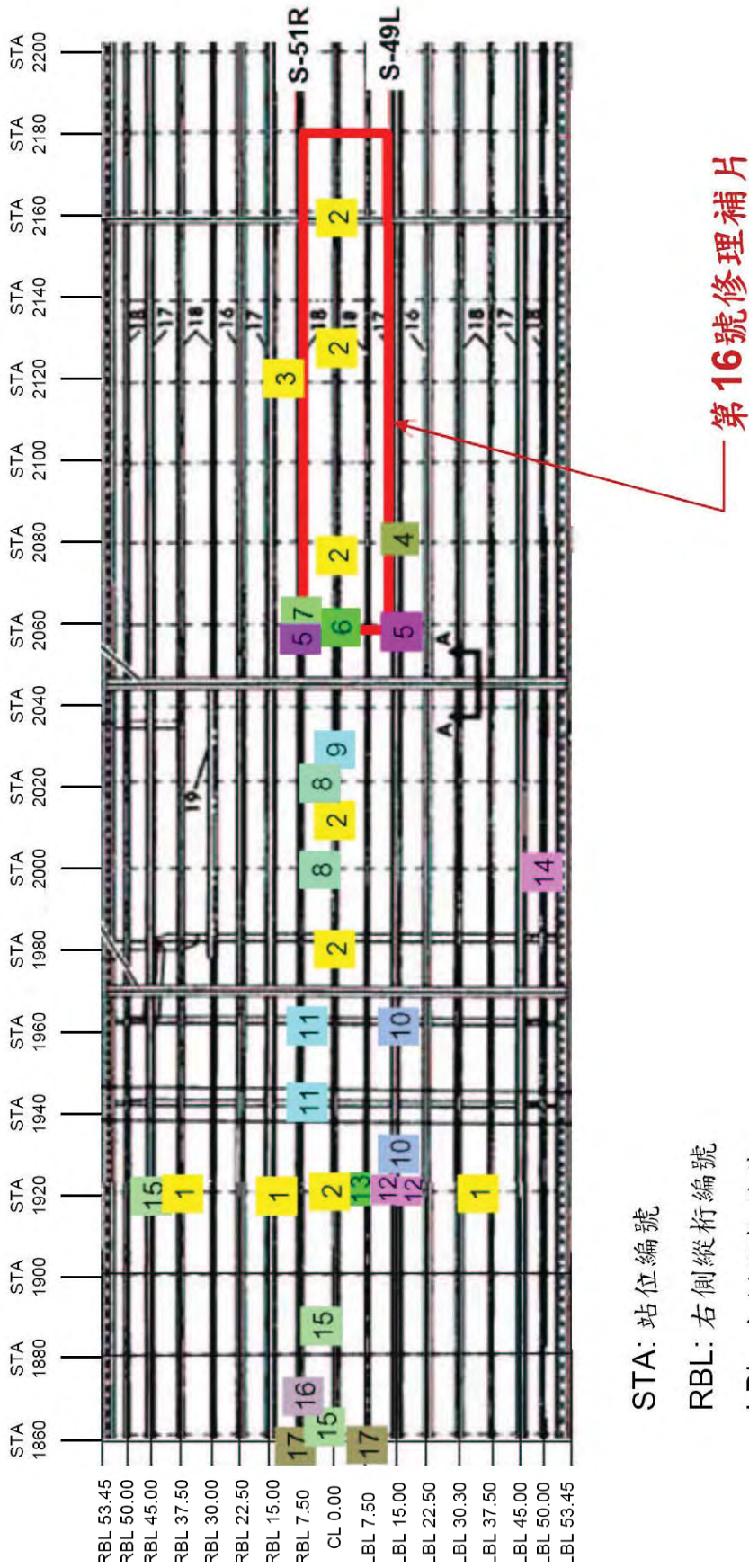


圖 1.6-5 第 2060 站處之補片附近存有結構缺陷之位置圖

1.6.4.4.1 逾期檢查

本會檢視華航 B-18255 維護紀錄，並比對該公司 B747-200 維護計畫時，發現華航於民國 82 年 11 月第一次執行該機 CPCP 計畫中之第 53-125-01 項之艙底檢查，第二次艙底檢查則於 87 年 12 月 MPV/3C 級檢查中執行。維護計畫規範該項檢查每四年須檢查艙底一次，該次檢查已逾期十三個月。

CPCP 第 53-125-01 項實際執行與維護計畫規範間之差異如圖 1.6-6 所示。

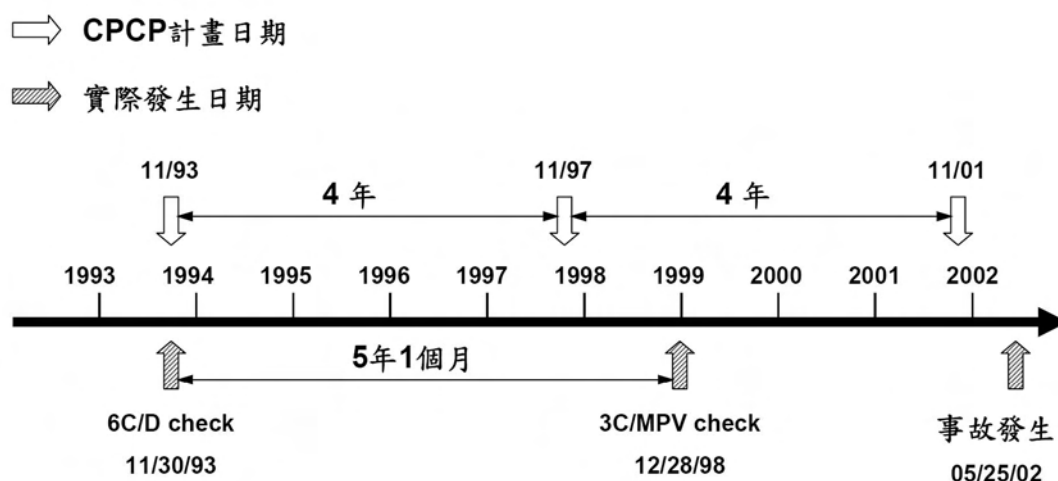


圖 1.6-6 下貨艙底 CPCP 實際執行與維護計畫規範間之差異

除 CPCP 第 53-125-01 項外，另有 28 項 CPCP 檢查項目逾越維護計畫之規範期限，在本會於民國 92 年 11 月 5 日針對此議題調查之前，華航與民航局均未發現以上所述之檢查逾期。逾期執行之 CPCP 項目¹²編號如表 1.6-5，各項目詳細說明如下：

1. 53-110-01：每 6 年檢查機身第 134 至 460 站、機身第 460 至 1000 站左右第 40 縱桁以上與機身第 1480 至 2160 站內部艙底左右第 42 縱桁以上機身內部結構；

¹² 本文中之逾期檢查 (Delayed Implementation) 引申為檢查工作雖已逾規範期限，但而後仍執行完畢；逾期未檢查 (Overdue) 則為檢查工作已逾規範期限，而尚未執行者。

2. 53-125-01：每 4 年檢查機身第 460 至 1000 站，左右第 40 縱桁以下機身內部艙底與機身第 1480 至 2360 站，左右第 42 縱桁以下機身內部艙底結構，諸如蒙皮、縱桁、橫樑、樑架、隔艙與貨艙地板等結構；
3. 53-190-01：每 5 年檢查機身與機翼整流接合面結構、空調系統隔室及龍骨，其範圍涵蓋機身蒙皮、中油箱下部外面蒙皮與部分前後翼樑與機身結合處；
4. 53-200-01：每 5 年檢查機身外表面，機身第 134 至 2360 站，左右第 34 縱桁以上機身外部與機身 48 段所有外部結構；
5. 53-210-01：每 8 年檢查機身內部結構，機身第 134.75 至 2360 站之上半部結構；
6. 53-210-04：每 6 年檢查機身第 1241 站之隔框接合結構；
7. 53-210-05：每 6 年檢查中油箱外部上表面蒙皮與機身第 1000 至 1265 站之座椅地板縱桁結構；
8. 53-210-06：每 6 年檢查機身第 1265 至 1480 站之座椅地板縱桁結構；
9. 53-210-07：每 6 年檢查主客艙地板結構，包括機身第 1000 至 1480 站間之地板樑、肋與客艙座椅軌道；
10. 53-210-08：每 6 年檢查客艙門、小艙門、貨艙門等機身邊緣結構；
11. 53-210-09：每 6 年檢查客艙門、機身各小艙門、貨艙門等內部結構；
12. 53-210-10：每 8 年檢查機身第 2360 站之後加壓艙隔框下半弦結構；
13. 53-221-01：每 8 年檢查機身第 220 至 400 站之駕駛艙內部結構，包括蒙皮、縱桁、框架與地板等結構；
14. 53-221-02：每 5 年檢查駕駛艙上面之小艙門；
15. 53-310-01：每 5 年檢查機身 48 段內部結構；
16. 55-320-01：每 5 年檢查機身 48 段外部結構；
17. 55-321-01：每 8 年檢查垂直安定面翼前緣之前翼樑內窩；
18. 55-323-01：每 8 年檢查垂直安定面前後翼樑間之主翼箱；
19. 55-324-01：每 5 年檢查垂直安定面翼後緣之後翼樑內窩；
20. 55-330-01：每 5 年檢查水平安定面之外部表面；

21. 55-331-01：每 8 年檢查水平安定面翼前緣之前翼樑內窩；
22. 55-333-01：每 8 年檢查水平安定面前後翼樑間之主翼箱；
23. 55-334-01：每 5 年檢查水平安定面翼後緣之後翼樑內窩；
24. 55-338-01：每 8 年檢查水平安定面前後翼樑間之扭力箱；
25. 57-131-02：每 5 年檢查中油箱之乾框（dry bay）；
26. 57-500-03：每 5 年檢查兩機翼油箱下之增壓泵入口處蒙皮結構；
27. 57-510-02：每 6 年檢查發動機撐架至翼前緣間之結構；
28. 57-540-02：每 5 年檢查機翼之乾框；
29. 57-540-03：每 5 年檢查機翼油箱入口蓋板之蒙皮。

表 1.6-5 CPCP 逾期項目總覽

	AMP 編號	第一次執行時間	到期時間	第二次執行時間	狀態
1	53-110-01	82 年 11 月	88 年 11 月	尚未執行	逾期且尚未執行
2	53-125-01	82 年 11 月	86 年 11 月	87 年 12 月	逾期執行
3	53-190-01	82 年 11 月	87 年 11 月	88 年 1 月	逾期執行
4	53-200-01	82 年 11 月	87 年 11 月	88 年 1 月	逾期執行
5	53-210-01	82 年 11 月	90 年 11 月	尚未執行	逾期且尚未執行
6	53-210-04	82 年 11 月	88 年 11 月	尚未執行	逾期且尚未執行
7	53-210-05	82 年 11 月	88 年 11 月	尚未執行	逾期且尚未執行
8	53-210-06	82 年 11 月	88 年 11 月	尚未執行	逾期且尚未執行
9	53-210-07	82 年 11 月	88 年 11 月	尚未執行	逾期且尚未執行
10	53-210-08	82 年 11 月	88 年 11 月	尚未執行	逾期且尚未執行
11	53-210-09	82 年 11 月	88 年 11 月	尚未執行	逾期且尚未執行
12	53-210-10	82 年 11 月	90 年 11 月	尚未執行	逾期且尚未執行
13	53-221-01	82 年 11 月	90 年 11 月	尚未執行	逾期且尚未執行
14	53-221-02	82 年 11 月	87 年 11 月	88 年 1 月	逾期執行
15	53-310-01	82 年 11 月	87 年 11 月	88 年 1 月	逾期執行
16	55-320-01	82 年 11 月	87 年 11 月	88 年 1 月	逾期執行
17	55-321-01	82 年 11 月	90 年 11 月	尚未執行	逾期且尚未執行
18	55-323-01	82 年 11 月	90 年 11 月	尚未執行	逾期且尚未執行
19	55-324-01	82 年 11 月	87 年 11 月	88 年 1 月	逾期執行
20	55-330-01	82 年 11 月	87 年 11 月	88 年 1 月	逾期執行
21	55-331-01	82 年 11 月	90 年 11 月	尚未執行	逾期且尚未執行

	AMP 編號	第一次執行時間	到期時間	第二次執行時間	狀態
22	55-333-01	82 年 11 月	90 年 11 月	尚未執行	逾期且尚未執行
23	55-334-01	82 年 11 月	87 年 11 月	88 年 1 月	逾期執行
24	55-338-01	82 年 11 月	90 年 11 月	尚未執行	逾期且尚未執行
25	57-131-02	82 年 11 月	87 年 11 月	88 年 1 月	逾期執行
26	57-500-03	82 年 11 月	87 年 11 月	88 年 1 月	逾期執行
27	57-510-02	82 年 11 月	88 年 11 月	尚未執行	逾期且尚未執行
28	57-540-02	82 年 11 月	87 年 11 月	88 年 1 月	逾期執行
29	57-540-03	82 年 11 月	87 年 11 月	88 年 1 月	逾期執行

1.6.4.5 其他維修紀錄

檢視由民國 87 年 12 月 17 日至 88 年 1 月 11 日止之 3C/MPV 工作紀錄，本會發現：

- 42 項針對發動機維護之非例行性工作單中，有 10 項更換零件後未註明零件件號；
- 26 項電子系統非例行性工作單中，有 13 項更換零件後未註明零件件號；
- 白鐵結構之非例行性工作單中，49 項中有 4 項更換零件後未註明零件件號；
- 三張非例行性工作單中，機械員提報有多處損害，但無實際受損之數目。

1.6.5 未能提供之文件

本會於調查中取得大部分有關 B-18255 之維修文件與資料，但對民國 69 年機尾觸地之維修資料，除附錄 3 及 7 外，華航未提供該次維修其他相關之文件。華航表示，文件保存室經數次搬遷，造成文件遺失或無法尋獲。

本會要求波音飛機公司提供民國 69 年版航空器維修手冊第 05-51-36 節資料，波音飛機公司回覆該公司不保存過期版本。

1.6.5.1 維修紀錄保存相關法規

根據民航局於民國 66 年頒布之航空器飛航作業管理程序第 46 條所述：

航空器使用人應確切保持下列紀錄：

航空器使用總時數

航空器主要機件完整之總使用時數、歷次翻修日期及歷次檢查日期

儀器及裝備之上次檢查日期及使用時數紀錄，用以決定其可用情況及計算其使用壽命

各項紀錄之保存時限，除另有規定外，應於所記載對象因永久停用或報廢終了日起保存九十天

根據民航局於民國 63 年所頒民用航空器適航檢定給證規則：

第 18 條：

航空器發動及螺旋槳應有完整經歷紀錄簿，應記載項目如下：

1. 航空器經歷紀錄簿

- (5) 逐日飛航時數及著陸次數
- (6) 特殊或重大故障及重要換件修理及換件情形
- (8) 各項定期之維護檢查、翻修、改裝及不定期檢查情況
- (9) 各項技術修改及定期更換件之執行紀錄

第 19 條：各種經歷紀錄簿之更換及保存之規定如左：

- (2) 航空器、發動機或螺旋槳因失事損毀、報廢或永久停用，其經歷紀錄簿應由航空器所有人或使用人自發生之日起保存二年

第 21 條：

飛航及維護紀錄簿至少應保存六個月

1.6.6 B-18255 結構修理評估計畫

波音於民國 89 年 5 月將結構修理評估計畫 (Repair Assessment Program, RAP) 介紹給華航。華航按波音技術文件 D6-36181 修訂版 D，於 90 年 5 月 22 日制訂該公司之結構修理評估計畫。華航總工程師室於 90 年 5 月 24 日發出 EO NO.740-53-00-0003 以準備檢查機身加壓艙結構修理之蒙皮。

民航局在民國 90 年 5 月 28 日核可華航之結構修理評估計畫。B-18255 之結構修理評估計畫前置作業在 90 年 11 月間 6C 檢查時完成，並計畫在 91 年 11 月起落次數累積達 22,000 次前之 7C 檢查時執行結構修理評估計畫。

當結構修理評估計畫於民國 89 年 5 月 25 日首次引進時，B-18255 累積 19,447 次起落及 60,665 飛時；華航在 90 年 5 月 24 日向民航局陳報結構修理評估計畫時，B-18255 累積 20,402 次起落及 62,654 飛時；在事故當時，該機累積 21,398 次起落。

華航在奉民航局核准前即為結構修理評估計畫作訓練計畫。華航在民國 90 年 11 月 26 日的 6C 檢查對 B-18255 所有加壓艙之補片完成拍照工作。此項工作係為 91 年 11 月之 7C 檢查預作規劃。當時華航結構工程師完成 31 處補片之定位及外部檢查。

該階段除完成 31 處補片之定位及照相存檔外，並找出其中 22 處既有之結構修理紀錄，其餘 9 處補片則未能尋獲修理紀錄。

B-18255 所做過的 31 處補片分佈圖詳見圖 1.6-7。第 16 號補片即為民國 69 年機尾觸地之修理，該處有兩塊補片，如圖 1.6-8 及 1.6-9 所示。前補片位於機身第 2060 至 2180 站，其尺寸為長 125 吋，寬有 23 吋；後補片位於機身站第 2180 至 2240，其尺寸為長 60 吋，寬有 23 吋。

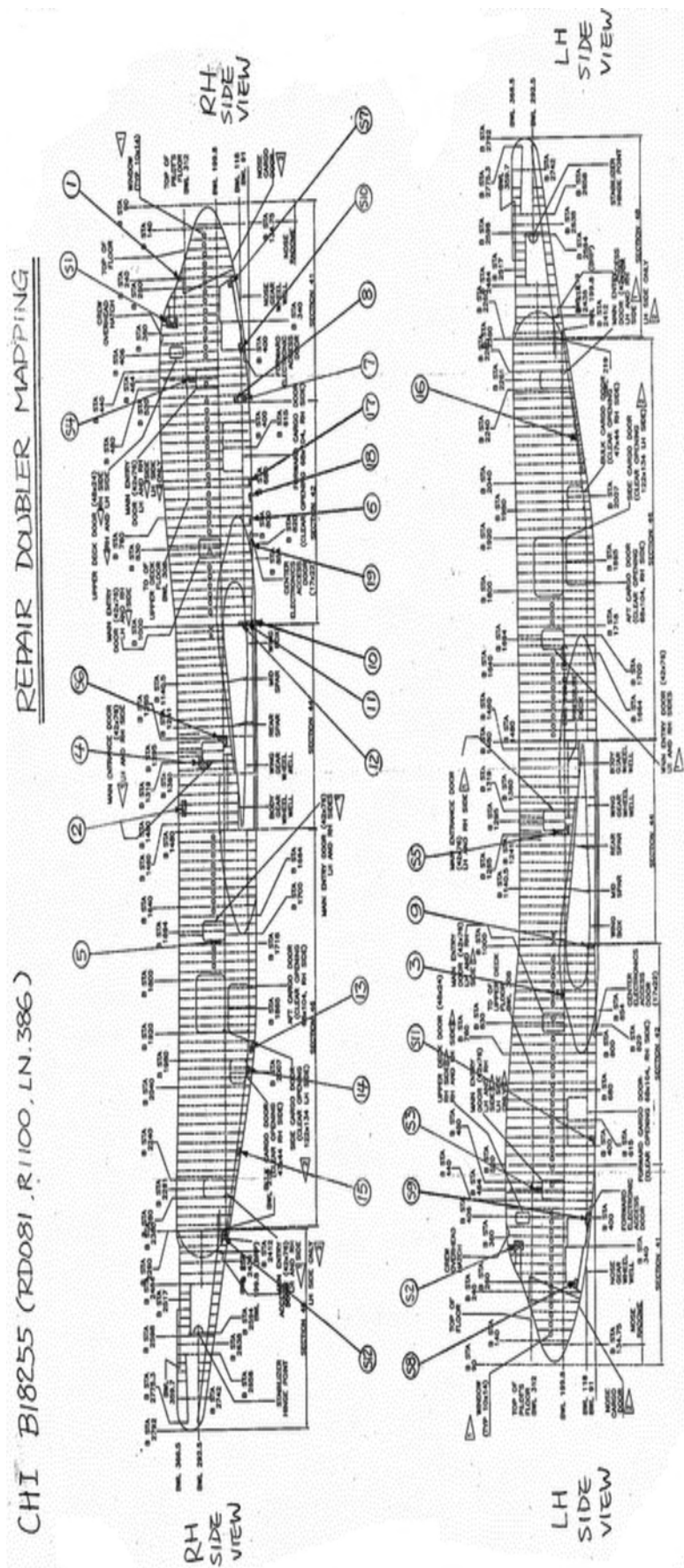


圖 1.6-7 加壓艙補片對應圖

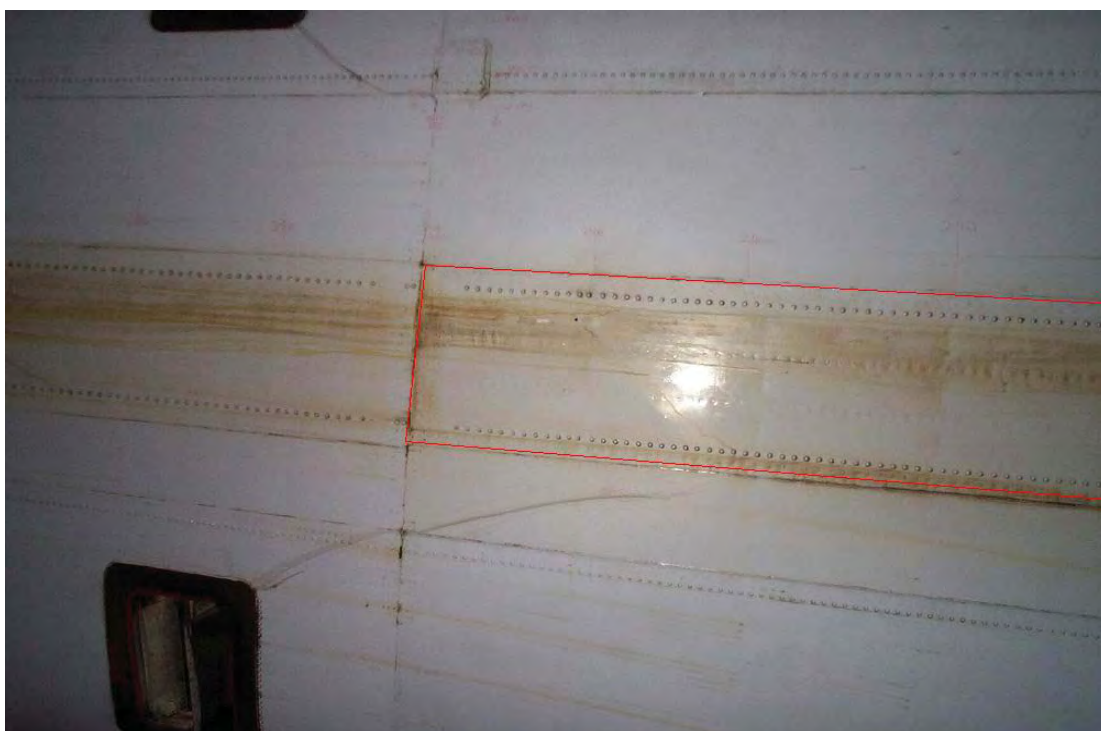


圖 1.6-8 第 16 號補片後段 (攝於民國 90 年 11 月 26 日)



圖 1.6-9 第 16 號補片前段 (攝於民國 90 年 11 月 26 日)

1.6.7 噴漆作業

依華航 B-18255 之維修紀錄，噴漆工廠於民國 82 年對該機執行事故前最後一次全機重新噴漆作業，據華航 82 年之重新噴漆程序，該作業首先須用除漆劑將舊漆軟化剝離後，更換封膠，再進行底漆及面漆噴塗作業，其中更換封膠係為排除除漆劑造成之污染。華航另於 85 年對該機執行事故前最後一次全機打磨表面及噴漆作業。

據華航民國 85 年之表面噴漆程序說明，該作業須先打磨面漆之光滑表面，再進行底漆及面漆的噴塗作業。

第 16 號補片表面邊緣之鉚釘周圍有許多凹陷，且於補片表面邊緣上，部分區域之封膠已不存在，僅存油漆（詳圖 1.6-10）。本會於編號 640 殘骸補片拆解之過程中，去除補片表面邊緣之油漆後發現，封膠依然存在（詳圖 1.6-11）。

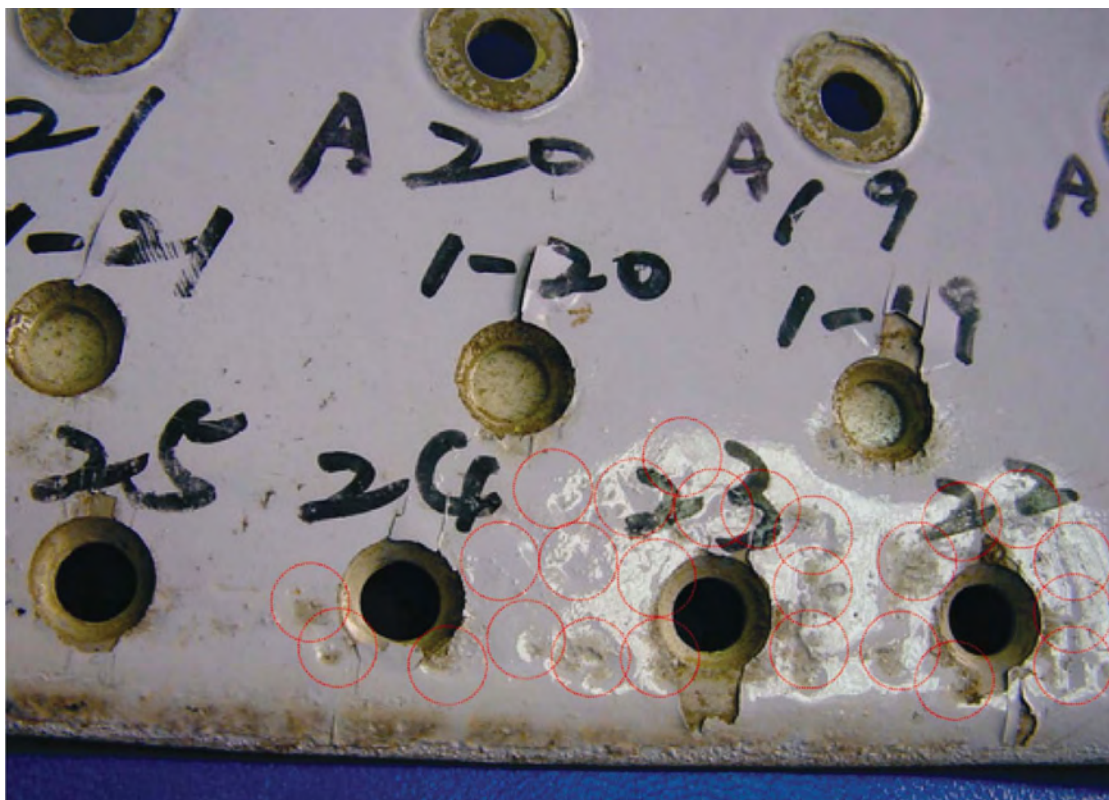


圖 1.6-10 補片表面邊緣之鉚釘周圍有許多凹陷，補片表面邊緣上部分區域之封膠已不存在，僅存油漆

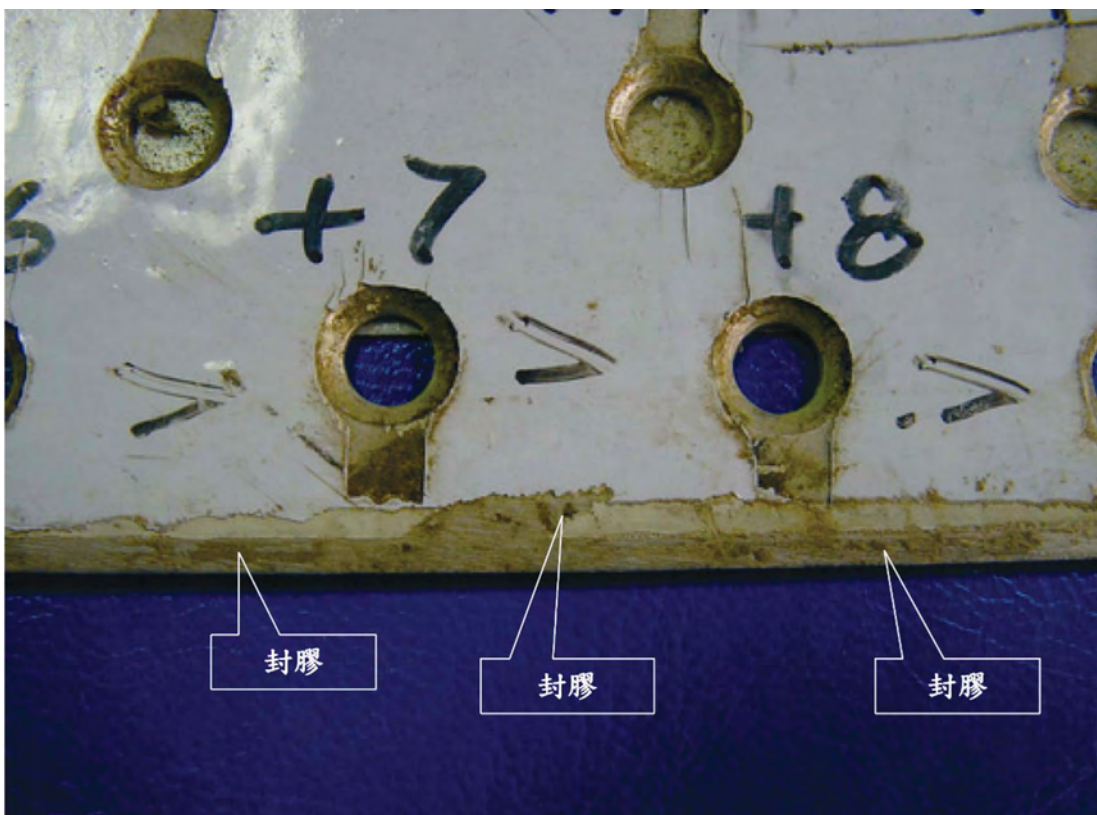


圖 1.6-11 補片表面邊緣油漆於拆解過程中被去除，封膠依然存在

1.6.8 艙底檢查—清潔前後

本會於華航定期機身內部艙底維修檢查時，進行目視評估其艙底於防銹劑與沉垢清除前與清除後之情形。評估對象為一架 B747-200 全貨機及另一架 B747-400 客機。評估目的為瞭解民國 87 年 12 月 24 日執行機身第 1920 至 2160 站目視檢查時，艙底防銹劑是否被清除對檢查效果之影響。

圖 1.6-12 顯示一 B747-200 貨機散貨艙底清潔後情形；圖 1.6-13 顯示一 B747-400 客機散貨艙底防銹劑及污垢清除前情形，污垢在散貨艙底部沉積，覆蓋部分蒙皮，該沈積係由兩鄰近隔熱棉接合而產生。



圖 1.6-12 華航 B747-200 貨機散貨艙底防銹劑及污垢清除後情形



圖 1.6-13 華航 B747-400 散貨艙底防銹劑及污垢清除前情形

1.7 天氣資訊

以下為中正機場及馬公機場之地面天氣觀測資料：

中正機場

1500 時：類型—飛航定時天氣報告；風向 070°，風速 12 浬/時；能見度大於 10 公里；稀雲 4000 呎、裂雲 8000 呎；溫度 28°C，露點 15°C；高度表撥定值 1010 百帕；趨勢預報—無顯著變化。

馬公機場（位於事故地點西南方約 23 浬）

1530 時：類型—飛航定時天氣報告；風向 020°，風速 16 浬/時；能見度 9 公里；稀雲 1800 呎、裂雲 8000 呎；溫度 27°C，露點 22°C；高度表撥定值 1009 百帕；趨勢預報—無顯著變化。

0800 時及 1400 時之地面天氣圖顯示有一冷鋒離開台灣，台灣地區為東北季風天氣型態。由 0800 時 300 百帕（距海平面高度約 30,000 呎）及 200 百帕（距海平面高度約 39,000 呎）高空天氣分析圖顯示，有一道噴射氣流位於日本。台灣海峽中部之風向風速分別約為 260°，25 浬/時及 260°，30 浬/時。

依據 1500 時及 1600 時之衛星雲圖，台灣海峽中部雲頂高約為 15,000 呎至 18,000 呎。都卜勒氣象雷達資料顯示事故地點附近無降水回波。

由 MM5¹³數值模式計算事故地點附近，1530 時之高空風及溫度資料詳附錄 8。

1.8 助、導航設施

CI611 班機航程期間，助、導航設施無故障報告。

¹³ MM5 (The fifth-Generation NCAR/Penn State Mesoscale Model) 係為美國賓州州立大學與美國國家大氣科學研究中心共同開發之第五代中尺度數值模式，可模擬或預測中尺度大氣環流。

1.8.1 初級與次級雷達說明

雷達發射電信訊號後，用天線接收物體之反射訊號，以偵測物體位置，此類反射訊號稱為初級回波（Primary Returns），利用雷達訊號傳送速度以及訊號發送及接收之間隔時間，即可得知雷達與被偵測物體間的距離，稱之斜距（Slant Range），而由雷達訊號發射之方向，即可得知被偵測物體與雷達之相對方位，稱之方位角（Azimuth）。由斜距與方位角即可定義出該物體之位置。

一般而言，由初級回波無法得知被偵測物體之高度，部分軍用雷達系統具備測高功能，但民航局之雷達系統無此功能。

被偵測物體之反射訊號強度或品質取決於被偵測物之距離、尺寸大小及形狀以及大氣條件等因素。除此之外，任何物體都有可能反射雷達之訊號波，而反射訊號並不包含所偵測物體之識別資訊。因此僅以初級回波區別個別航空器與其他物體（如鳥群），不確定性高且不可靠。

目前航空器均裝置雷達回波器（Transponder）以感測並回應次級監控雷達（Secondary Surveillance Radar, SSR）之詢問訊號。因此，當初級監控雷達（Primary Surveillance Radar, PSR）無法辨識微弱之初級回波時，仍可利用雷達回波器訊號確定航空器位置。雷達回波器訊號包含之訊息包括航空器指定代碼及航空器壓力高度（稱為 Mode-C 高度）等。雷達回波器訊號亦稱為次級回波（Secondary Returns）。CI611 當時的航空器指定代碼為 2661。

1.8.2 CI611 雷達航跡

共有五座雷達偵測到 CI611 之航跡，包括：中正、馬公、樂山、嵩山及廈門。

一般提供航管人員航空器位置及航跡資料之航管雷達，可依航空器高度與活動範圍，區分為航路監控雷達（Air Route Surveillance Radar, ARSR）與機場終端監控雷達（Airport Surveillance Radar, ASR）。

ARSR 係長程雷達，搜索範圍 250 哩，可追蹤飛越終端空域之航空器。ARSR 天線每分鐘旋轉 5 至 6 周，即每 10 秒至 12 秒接收一次雷達回波。同一空域可能有多座 ARSR 雷達涵蓋，所有雷達資料由民航局中央工作站彙整後，轉換為經、緯度及高度資料。

轉換後之資料顯示於台北區域管制中心之雷達顯示器中，並以國家航跡分析程式電子檔格式（National Track Analysis Program，NTAP）儲存。因此當數座 ARSR 偵測到同一架航空器時，雷達管制員在顯示器上只會看到一個雷達回波，且僅有一組位置資料會以 NTAP 格式被儲存。ARSR 之原始資料並未以 NTAP 格式儲存，僅有彙整計算後之位置資料會被記錄。

民航局 ASR 係短或中程雷達，搜索範圍約 60 至 140 哩，提供終端空域內之飛航管制服務。民航局將 ASR 原始資料以連續記錄之電子檔格式（Continuous Data Recording，CDR）儲存。

在中國大陸廈門之雷達系統僅有 CI611 之次級回波資料，該雷達資料僅能以錄影方式記錄及播放。

1.8.3 時間同步

本會使用資料數值分析工具與編輯器（DANTE）¹⁴軟體處理雷達資料，計算航空器性能之相關參數（如地速、航跡角、爬升率等）。所有 CI611 雷達資料均以台北區域管制中心馬公雷達站之時間為同步基準。台北區域管制中心之時間系統係根據中華電信公司時間系統校正。

1.8.4 次級監控雷達資料

台北區域管制中心有兩套雷達記錄與播放系統，一為航管自動化系統（ATC

¹⁴ Data Analysis Numerical Toolbox & Editor（DANTE）：由美國 NTSB 研發以個人電腦為平台之飛航資料分析系統，可簡化與自動化 DFDR 及雷達資料方面之航空器性能分析。

Automation System, ATCAS), 只記錄次級回波資料。另一為 Micro-ARTS, 可播放樂山及松山雷達之初級與次級回波資料。五座追蹤 CI611 航跡 (紅色線條) 之雷達站及殘骸分佈區域 (綠色圓圈) 如圖 1.8-1。

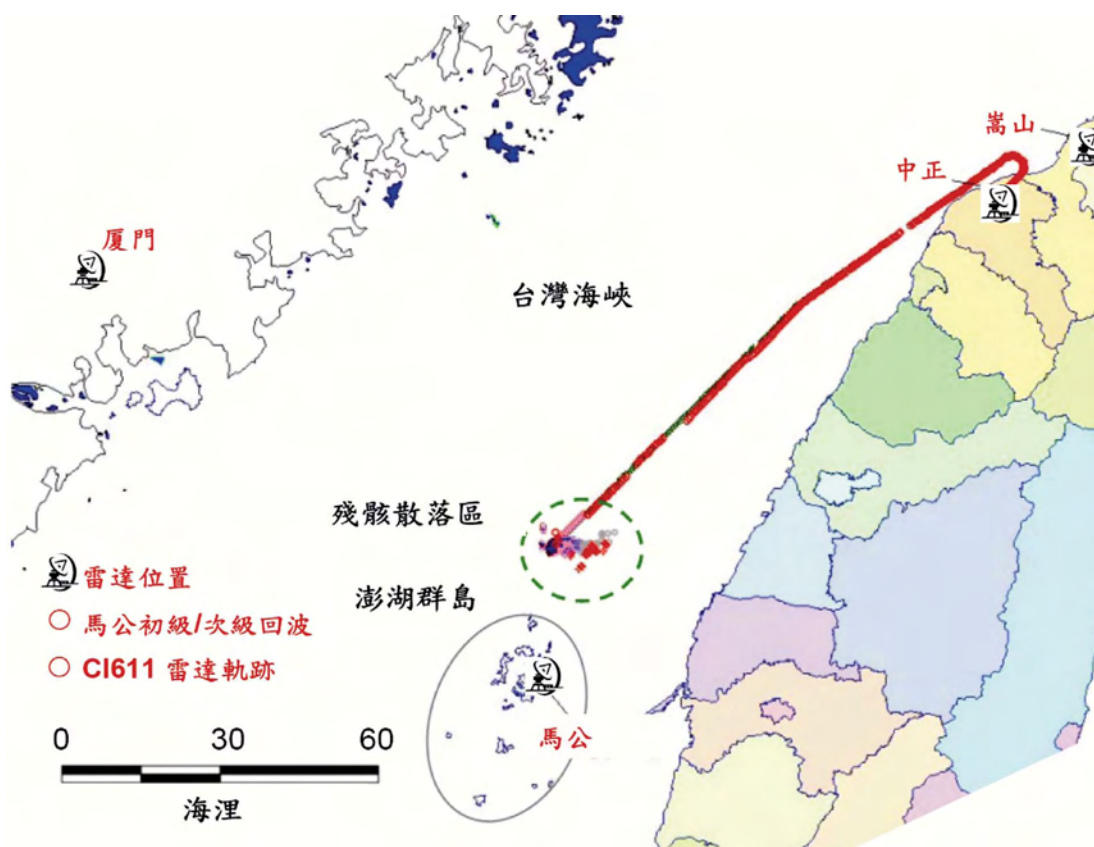


圖 1.8-1 五座雷達站、CI611 航跡及殘骸碎片區域

本會以數位錄影方式擷取台北區域管制中心之雷達播放資料後，對特定之畫面進行處理。根據台北區域管制中心之雷達資料，馬公雷達所接收之最後一筆 CI611 次級回波為 1528:03 時，高度為 34,900 呎。1529:15 時 CI611 次級回波消失後，雷達顯示器出現「CST¹⁵」符號如圖 1.8-2。之後，馬公雷達持續記錄 CI611 之初級回波。

¹⁵ Coast, 雷達數據脫離目標光點。

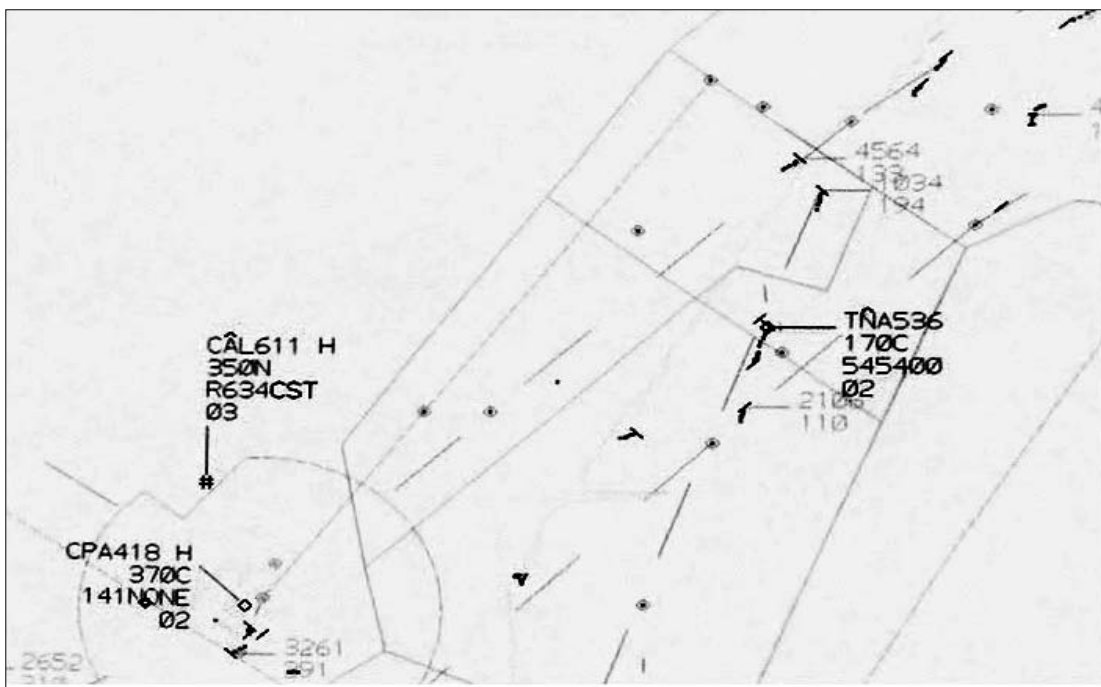


圖 1.8-2 1529:15 時 CI611 次級回波消失後之雷達顯示

圖 1.8-3 顯示馬公雷達於 1528:03 至 1529:31 時期間之初級回波紀錄。圖中除 SWORD 及 KADLO 兩個航點外，其餘黑點則為 CI611 之初級回波資料。

馬公雷達站於 1528:03 時收到最後一筆 CI611 次級回波後，廈門雷達繼續收到三筆次級回波資料如下¹⁶：

- 1528:04 34,613 呎；
- 1528:09 34,777 呎；
- 1528:14 34,843 呎。

¹⁶ 資料已與馬公雷達時間系統同步。

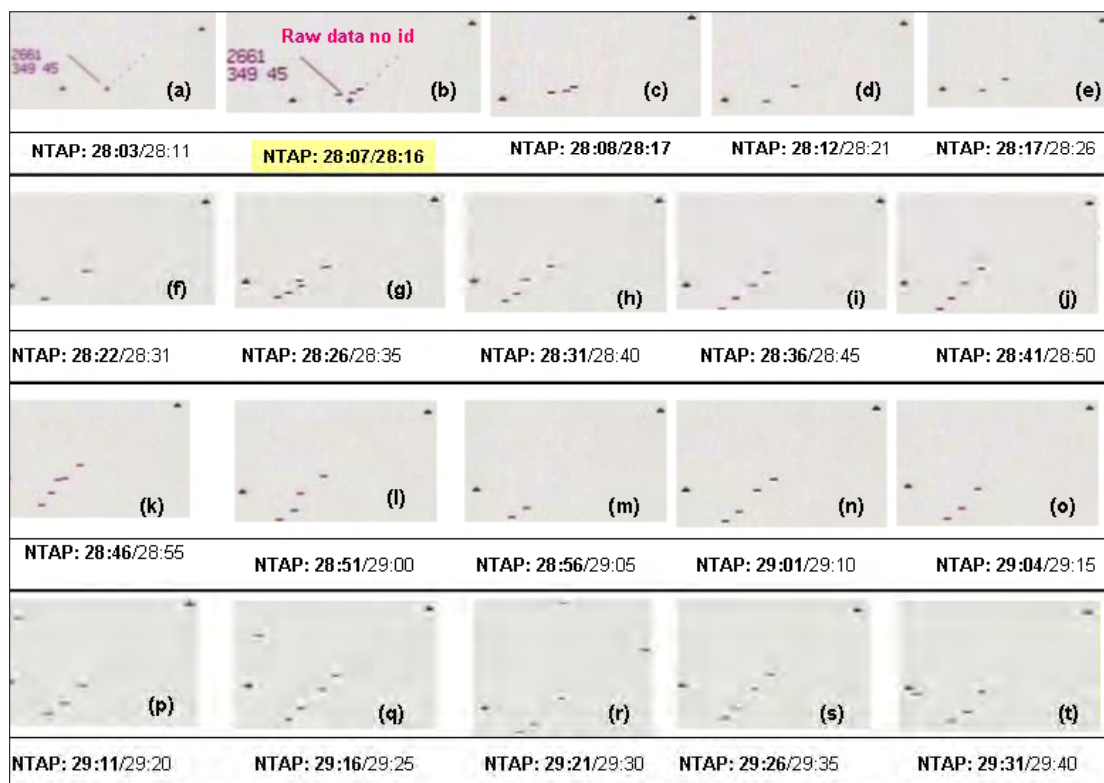


圖 1.8-3 馬公雷達於 1528:03 至 1529:31 時期間之初級回波紀錄

1.8.5 Mode-C 高度與飛航資料紀錄器高度

圖 1.8-4 顯示 CI611 自 33,000 呎至最後一筆之 Mode-C 高度資料與飛航資料紀錄器 (Flight Data Recorder, FDR) 高度資料之同步結果；CI611 之飛航資料紀錄器於 1527:59 時停止記錄。而台北區域管制中心雷達之最後一筆次級回波資料為 1528:03 時，廈門雷達所接收之最後一筆次級回波資料則為 1528:14 時，多接收 11 秒之次級回波資料。

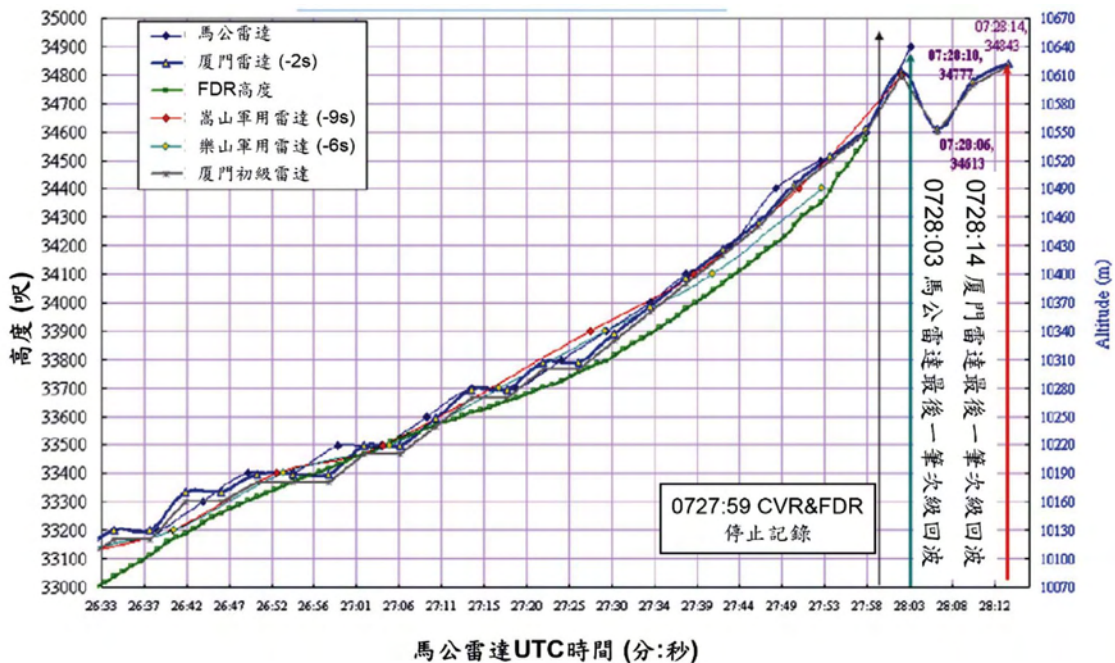


圖 1.8-4 CI611 Mode-C 高度與飛航資料紀錄器高度資料

1.8.6 初級監控雷達資料

根據馬公雷達接收之初級回波資料，第一筆 CI611 之初級回波紀錄出現於 1528:08 時，之後持續出現至 1551:35 時，在此期間，初級回波分為四群。圖 1.8-5 顯示 CI611 雷達軌跡及初級回波之時間變化，圖 1.8-6 顯示最後 6 筆次級回波資料以及三分鐘之初級回波資料，兩圖皆以 UTC 時間為準。

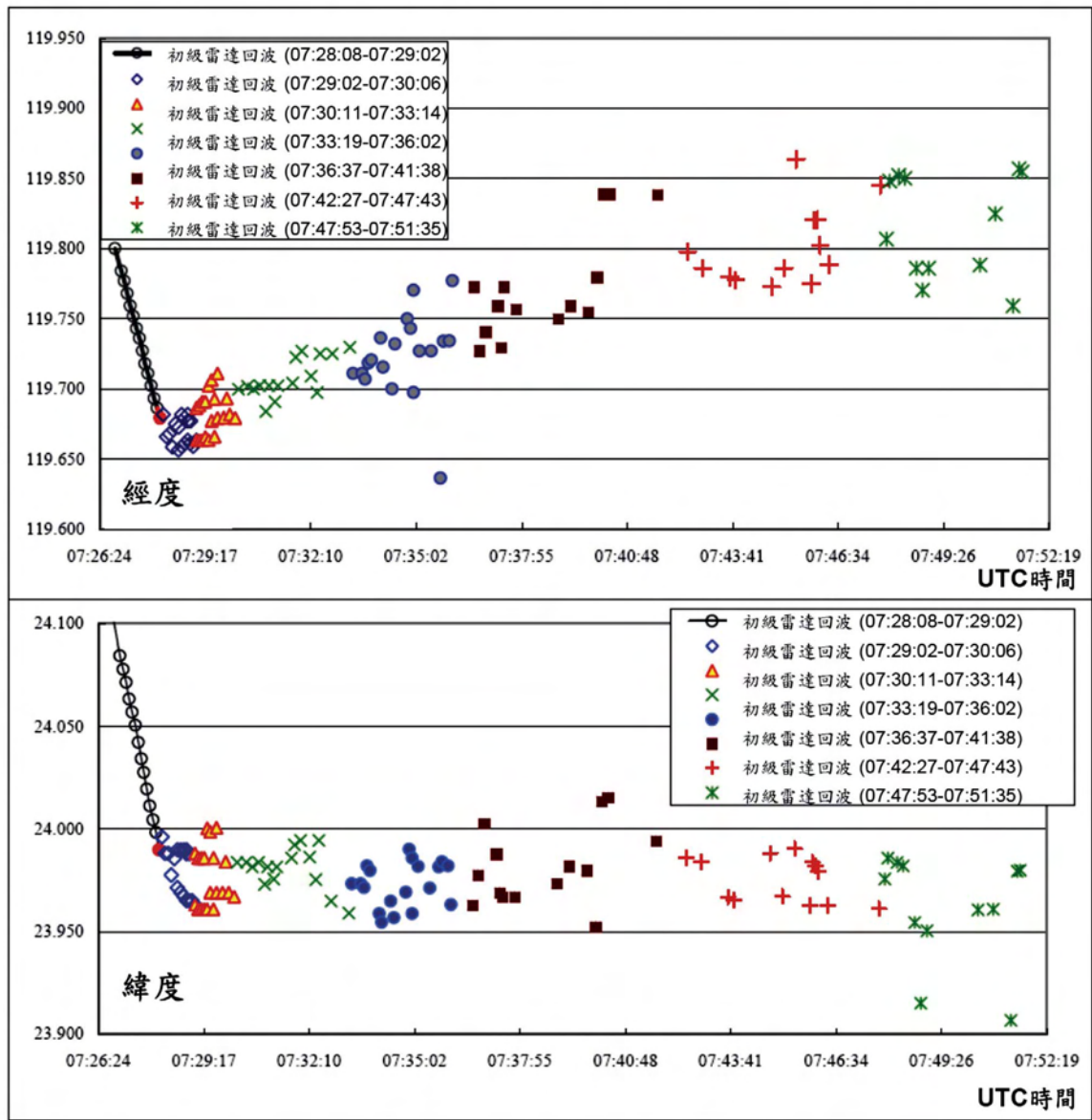


圖 1.8-5 CI611 之初級與次級回波套合圖

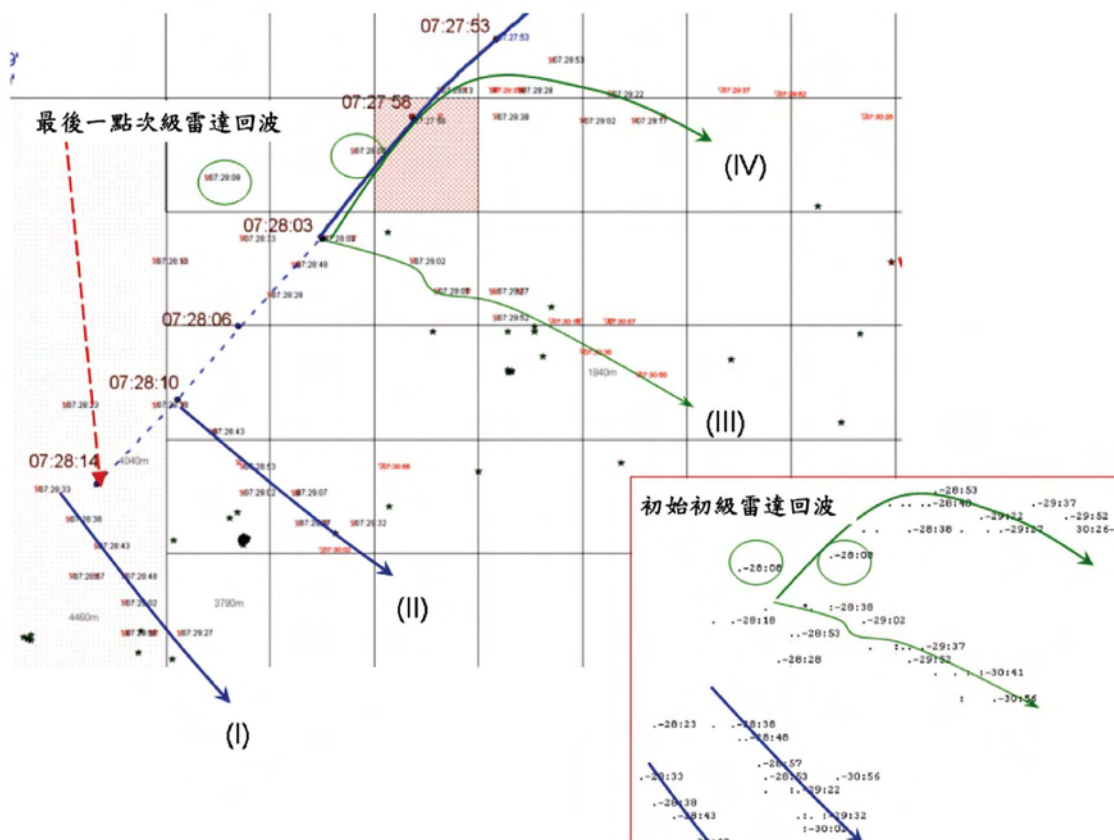


圖 1.8-6 CI611 班機的雷達軌跡、初級雷達回波與殘骸散布區域

1.9 通信情況

CI611 與相關航管單位間之陸空通信無故障報告。

1.10 場站資料

不適用。

1.11 飛航紀錄器

事故航機依規定裝置座艙語音紀錄器 (Cockpit Voice Recorder, CVR) 及飛航資料紀錄器 (Flight Data Recorder, FDR)。此二具紀錄器安裝在後段加壓艙內，靠近 5 左機門的後上方。

1.11.1 座艙語音紀錄器

事故航機裝置磁帶式座艙語音紀錄器，廠牌型號及序號分別為 Fairchild A100A 及 60156。座艙語音紀錄器在民國 91 年 6 月 18 日於台灣海峽撈起，位置為北緯 23°58'58.61"，東經 119°41'36.74"，為防止從海裏撈起的座艙語音紀錄器受到損傷，運送中紀錄器一直浸泡於清水中（如圖 1.11-1）。座艙語音紀錄器於翌日上岸後，即送往本會調查實驗室解讀。解讀後發現此紀錄器之錄音品質良好，錄音長度總共 31 分 51 秒，完成之錄音抄件詳如附錄 9。



圖 1.11-1 撈起之受損座艙語音紀錄器浸於水箱內

錄音帶記錄四個軌道之語音，包括來自座艙區域麥克風（Cockpit Area Microphone, CAM）、正駕駛員、副駕駛員及飛航機械員等麥克風之聲響。

錄音始於 1456:12¹⁷，持續至 1528:03 停止。最後三秒 CAM 軌道之錄音聲紋分析圖如附錄 10。

¹⁷ 時間參考乃基於馬公雷達時間。

1.11.2 飛航資料紀錄器

事故航機裝置磁帶式飛航資料紀錄器，廠牌型號、件號及序號分別為 Lockheed 209F、10077A500-107 及 2537，共記錄 21 項飛航參數，參數列表如附錄 11。飛航資料紀錄器在民國 91 年 6 月 19 日於台灣海峽撈起，位置為北緯 23°58'58.46"，東經 119°41'17.71"，並送往本會調查實驗室解讀。為防止運送過程中受到侵蝕，紀錄器撈起後立刻置於裝滿清水之水箱中。外殼受損之飛航資料紀錄器如圖 1.11-2，打開防撞外殼後，發現部分磁帶不在正常軌道及捲盤上（如圖 1.11-3），展開磁帶後發現有 6 處明顯折痕損傷（如圖 1.11-4）。

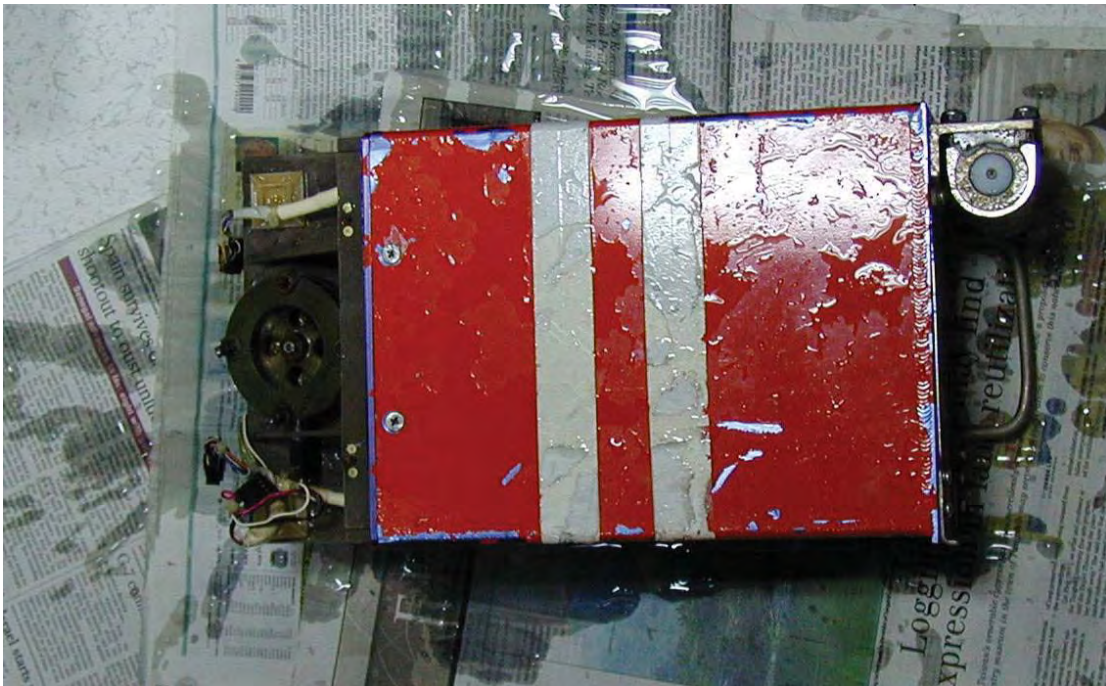


圖 1.11-2 受損之飛航資料紀錄器

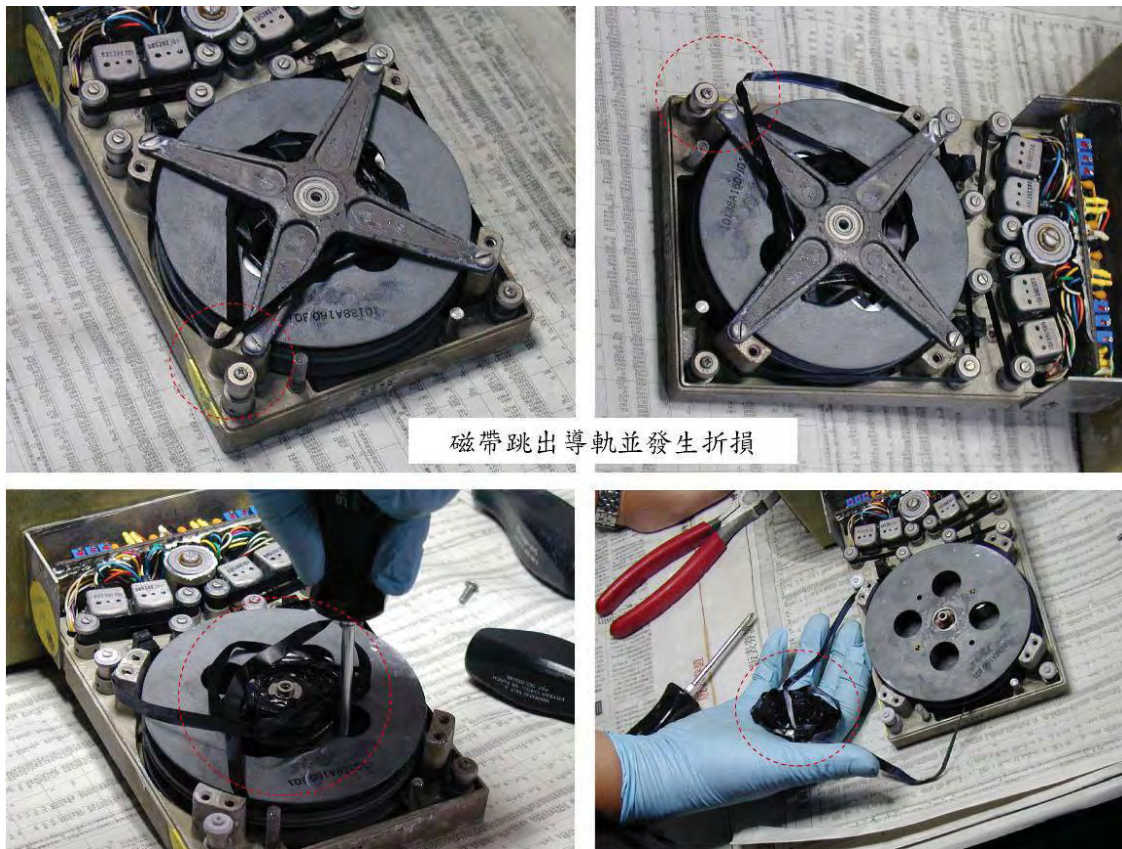


圖 1.11-3 打開飛航資料紀錄器防撞外殼後發現之受損磁帶

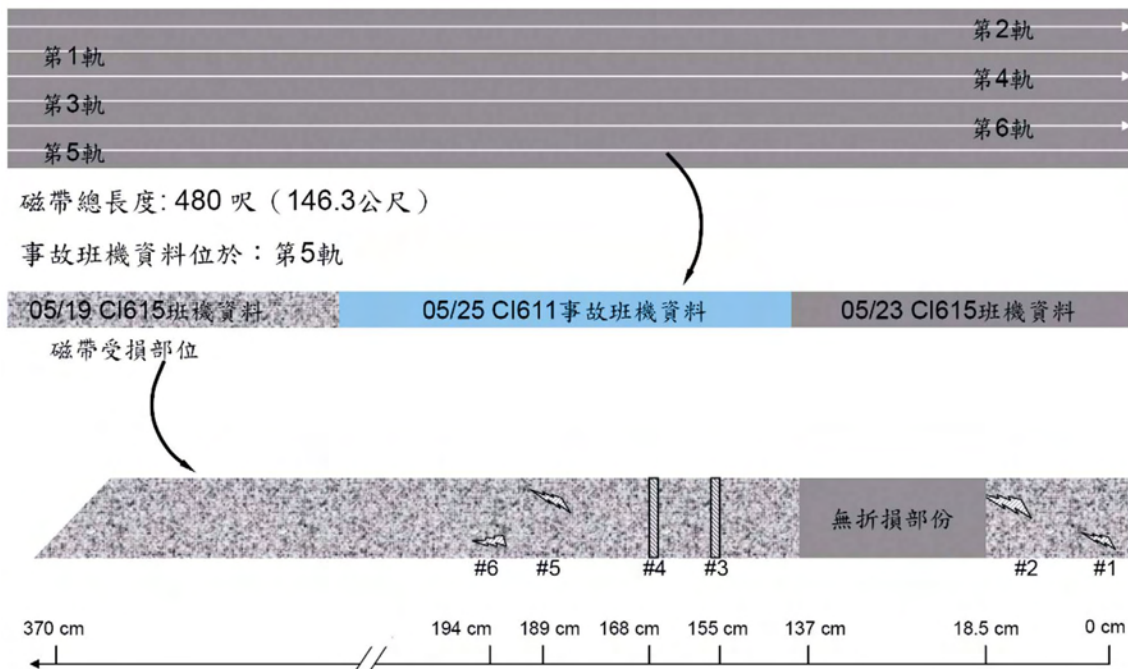


圖 1.11-4 磁帶受損位置示意圖

雖然飛航資料紀錄器受到撞擊造成外部及部分磁帶損傷，但內部資料仍可解讀。檢查記錄資料發現關於 CI611 事故之飛航資料均正常記錄，本事故約解讀出 32 分鐘之飛航資料。

飛航資料數位化後記錄在 0.25 吋磁帶上，此紀錄器可記錄 25 小時之飛航資料，早期資料會被後續資料覆蓋。此 6 軌雙向運轉之飛航資料紀錄器，每軌記錄約 4.17 小時，每軌記錄至盡頭自動跳至另一軌再反轉記錄。此種記錄方式，磁帶上奇數軌朝同一方向，偶數軌朝另一方向。

事故航機之飛航資料紀錄器從發動機啓動至記錄終止約 32 分鐘(1456:26 時至 1527:58 時)，整個航次飛航資料解讀完成，並列表及繪圖供專案調查小組使用，部分參數繪圖如附錄 12。

1.11.3 其他航班之風速風向資料

事故航機飛航資料紀錄中無風速及風向資料，本會取得在事故發生前後，其他航空器經過事故空域之飛航資料紀錄器資料，並與地面天氣資料 (MM5) 比較，結果發現二者之風速與風向資料大致相同。

1.12 殘骸及撞擊資料

1.12.1 說明

CI611 殘骸分別於台灣海峽海面及海底撈獲，海底之殘骸依撈獲地區分為紅區、黃區、綠區及藍區。顏色是為打撈計畫與區別不同打撈位置而定。打撈區域詳如圖 1.12-1。

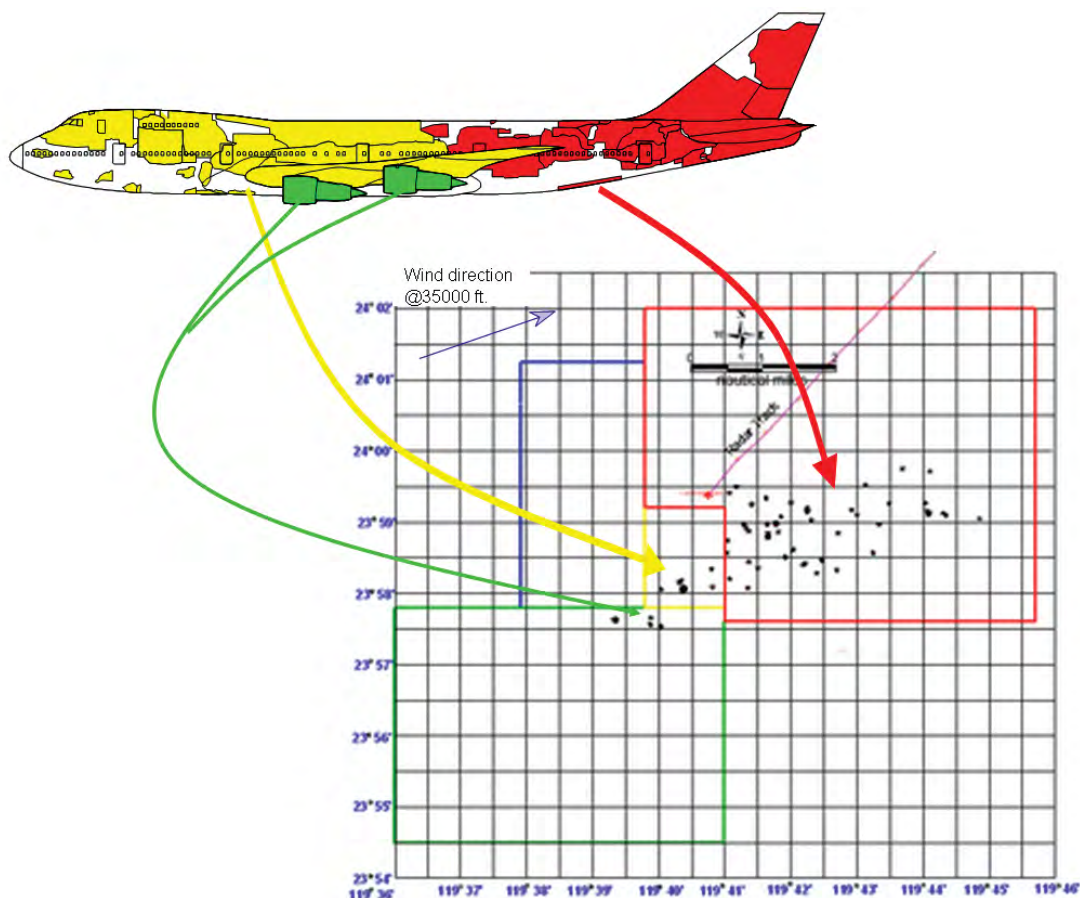


圖 1.12-1 殘骸打撈區域圖

當殘骸尋獲時，不論是在海面或是由海底撈獲，皆依打撈順序編號，如 640C 號即表示為第 640 次撈獲之殘骸。英文字母「C」代表該殘骸因測試、運送或儲存之目的而由編號 640 殘骸切割下來之意。有些號碼計劃預留給小型殘骸使用，後因其無法辨識亦未被標示出水位置，且與調查相關性小，故號碼未曾使用。

總計有 1,448 件殘骸被登入編號並儲存於飛安會 CI611 資料庫，詳如附錄 13。

1.12.2 前機身 41/42/44 段

本節描述 41/42 段（機翼以前之機身結構），及 44 段（機翼及主輪艙附近之機身結構）殘骸。41/42 及 44 段殘骸多數在黃區之主殘骸區撈獲，殘骸分佈相當集中。

且較完整。除右機身起落架在綠區撈獲外（可能被漁船拖曳到綠區）¹⁸，所有起落架皆於黃區撈獲，右機身起落架支撐結構及其鄰近之機身第 1480 站艙壁附近結構殘骸亦在綠區撈獲。中段機翼及中段機身亦於主殘骸區撈獲。許多撈獲之 41/42 段機腹部位細碎殘骸並未一一登錄，亦未在圖 1.12-2 中顯示。

機翼殘骸、四具發動機及 41/42/44 段機身殘骸之檢查已列入民國 92 年 6 月 3 日公布之事實報告，在此不再贅述。

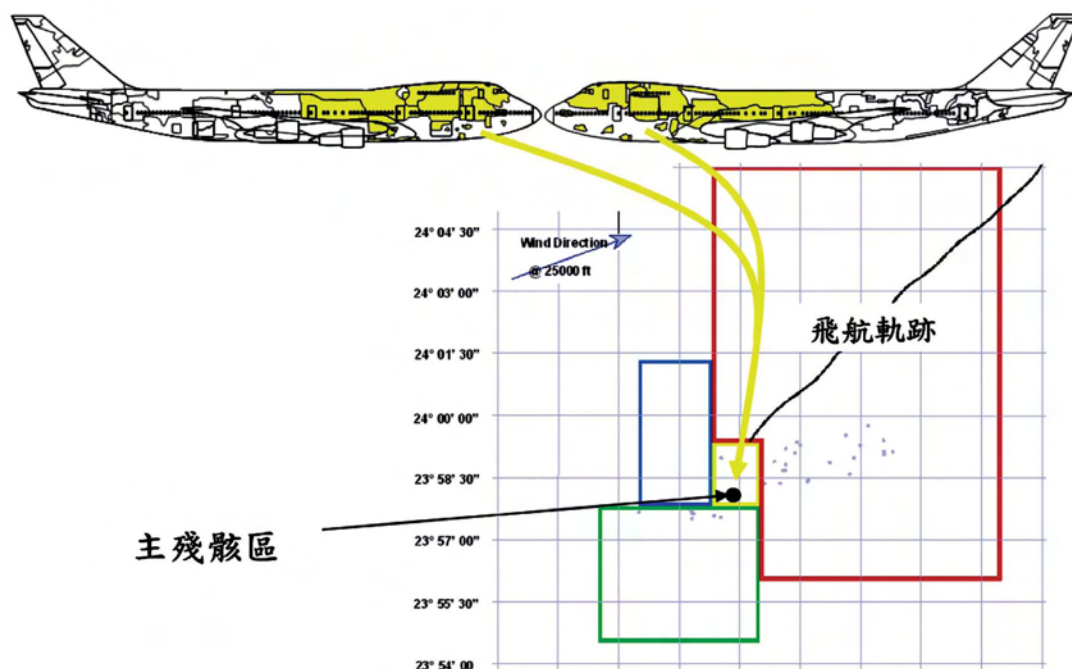


圖 1.12-2 大部分 41/42/44 段機身殘骸於黃區撈獲

1.12.3 機身 46 段殘骸

大部分之機身 46 段結構，包括主輪艙及機翼後方之機身皆於紅區撈獲，唯有兩片由 44 段延展至 46 段之大型殘骸（編號 626 及 659）於黃區撈獲。機身 46 段殘骸呈東西向分佈，前後距離超過 4 哩，如圖 1.12-3。詳細說明如下：

¹⁸ 該殘骸有漁網包覆於上。

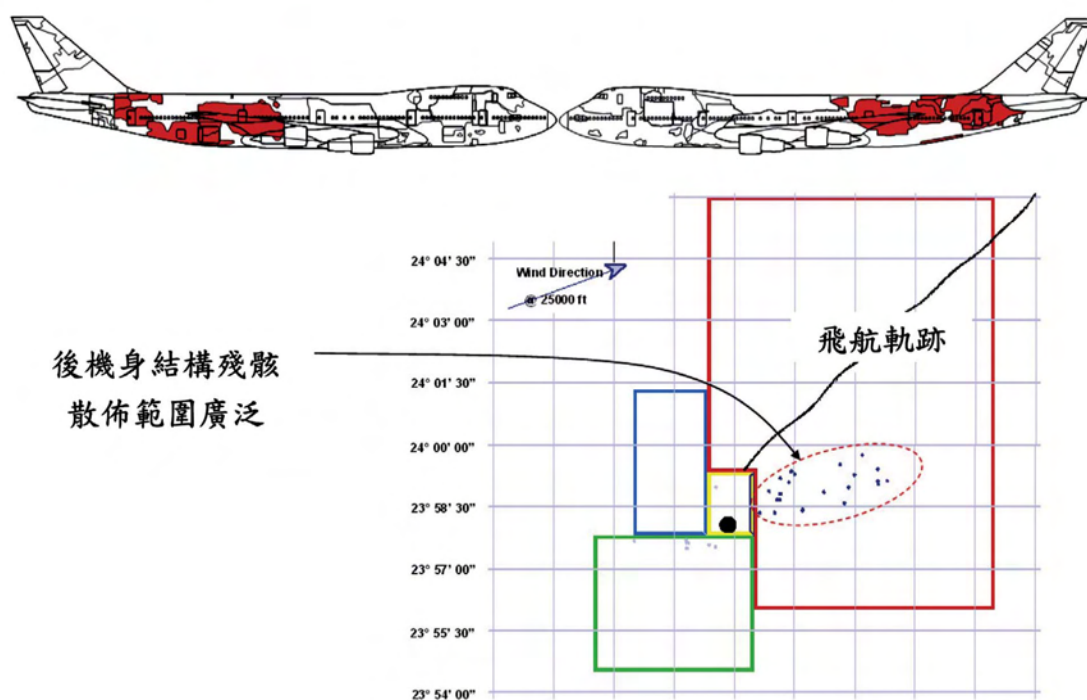


圖 1.12-3 機身 46 段殘骸分佈圖

1. 後貨艙門

在紅區撈獲之後貨艙門分解成三大塊。後貨艙門上部結構(編號 723, 圖 1.12-4 左)撈起時絞鏈完整,制動器在關閉位置。後貨艙門下部(編號 741, 圖 1.12-4 右)包括三對前部門門,保持在關閉且鎖住位置,只有少量蒙皮及縱桁連接在橫樑結構上。後貨艙門下後部分包括後部幾組門門(編號 2019, 如下圖 1.12-5),門扣脫離。後貨艙門下方蒙皮往外彎曲約 45 度。檢視絞鏈、門門及艙門之機械結構顯示後貨艙門在解體前為拴扣狀況。



圖 1.12-4 編號 723 殘骸（左圖），編號 741 殘骸（右圖）



圖 1.12-5 編號 2019 殘骸

2. 半硬殼式結構（Semi-Monocoque Structure）

僅部分 46 段半硬殼式結構之蒙皮、橫框及縱桁被撈獲，此部分之殘骸以二維方式重建，協助面板斷裂及變形之評估。

3. 編號 640 殘骸

編號 640 殘骸（圖 1.12-6）包括一修理補片，此補片位於機身第 2060 至 2180 站，約從縱桁 S-48L 與 S-49L 之間至縱桁 S-50R 與 S-51R 之間（圖 1.12-7）。本會於殘骸檢查時，於縱桁 S-49L 附近之蒙皮邊緣發現平整斷裂面，顯示緩慢裂紋生長型態。編號 640C1 及 640C2 殘骸係由編號 640 殘骸切割下來後，送中山科學研究院（簡稱中科院）及波音材料實驗室進行金相分析，分析結果見 1.16.3 節，完整報告詳如附錄 15 及附錄 16。

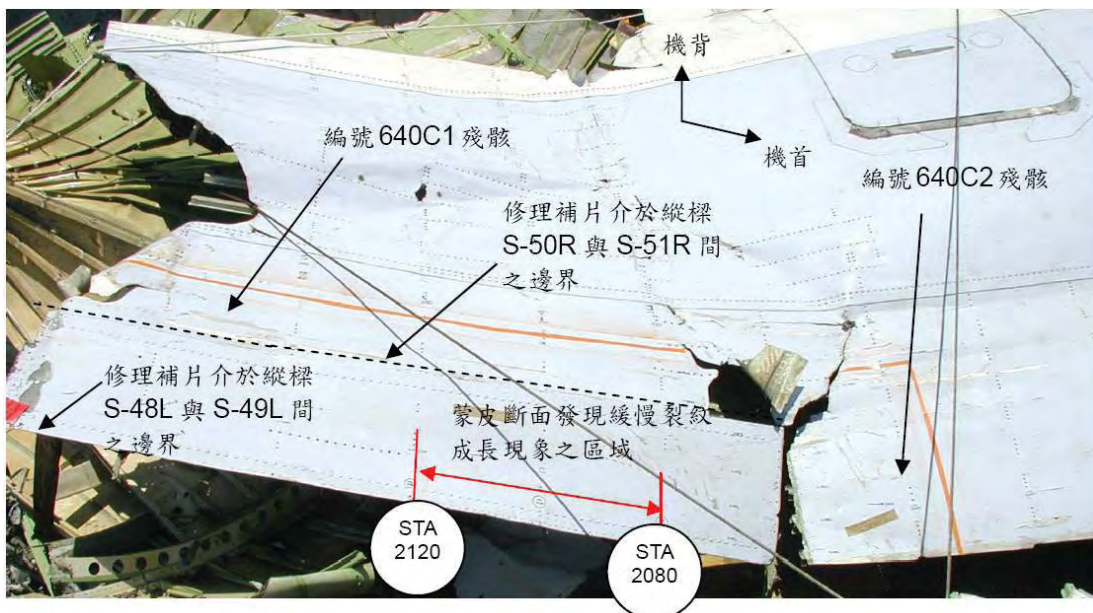


圖 1.12-6 編號 640 殘骸

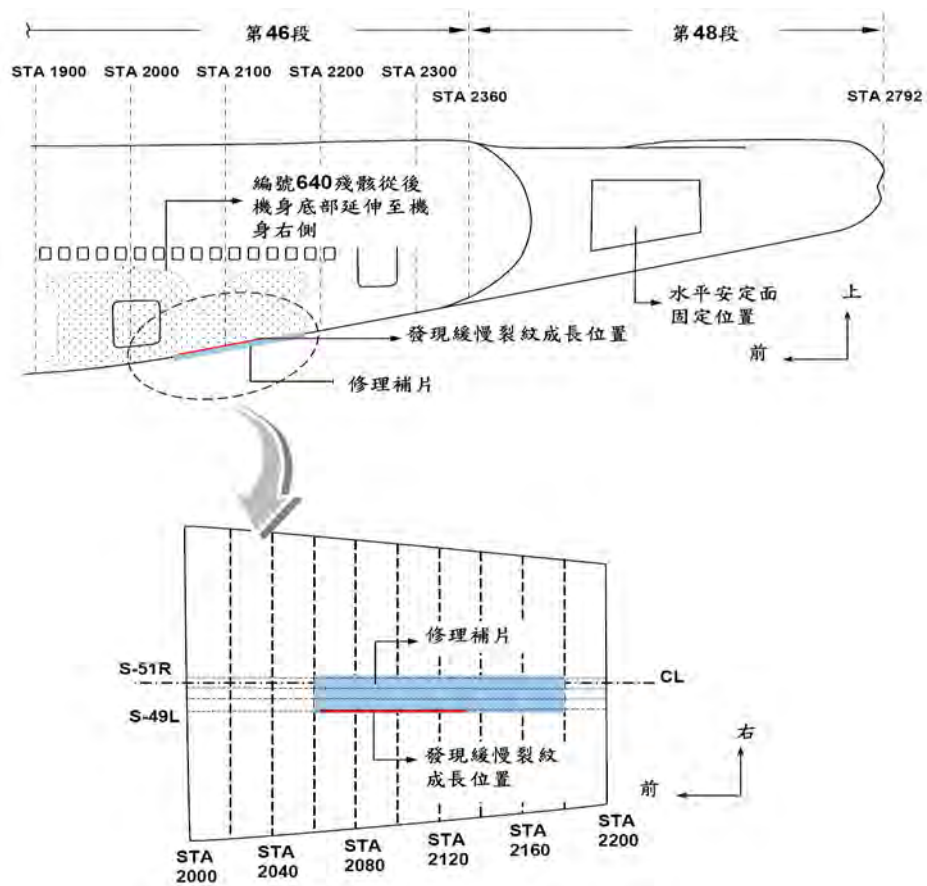


圖 1.12-7 編號 640 殘骸及修理補片

編號 640 殘骸亦包含散貨艙門。此門撈獲時為關閉且拴住，散貨艙門下方之橡膠門封由門與門檻間縫隙突出。

編號 640 殘骸另包含部分後貨艙門開口框架後段部分，其中下門門組件處變形。

1.12.4 機身 48 段及尾部結構

機身 48 段及尾部結構為後加壓艙隔框及其後方結構，此結構殘骸均於紅區撈獲（圖 1.12-8）。包括水平安定面、蒙皮、橫樑、縱桁、加壓艙隔框及垂直安定面下半部三分之一等，均完整連結但有輕微損傷（編號 630 殘骸如圖 1.12-9）。部分垂直安定面上部結構包括其前緣結構及垂直安定面頂蓋（編號 22、23 及 960）於水面漂浮時撈獲。垂直安定面上部及方向舵與編號 630 殘骸係於不同位置尋獲。

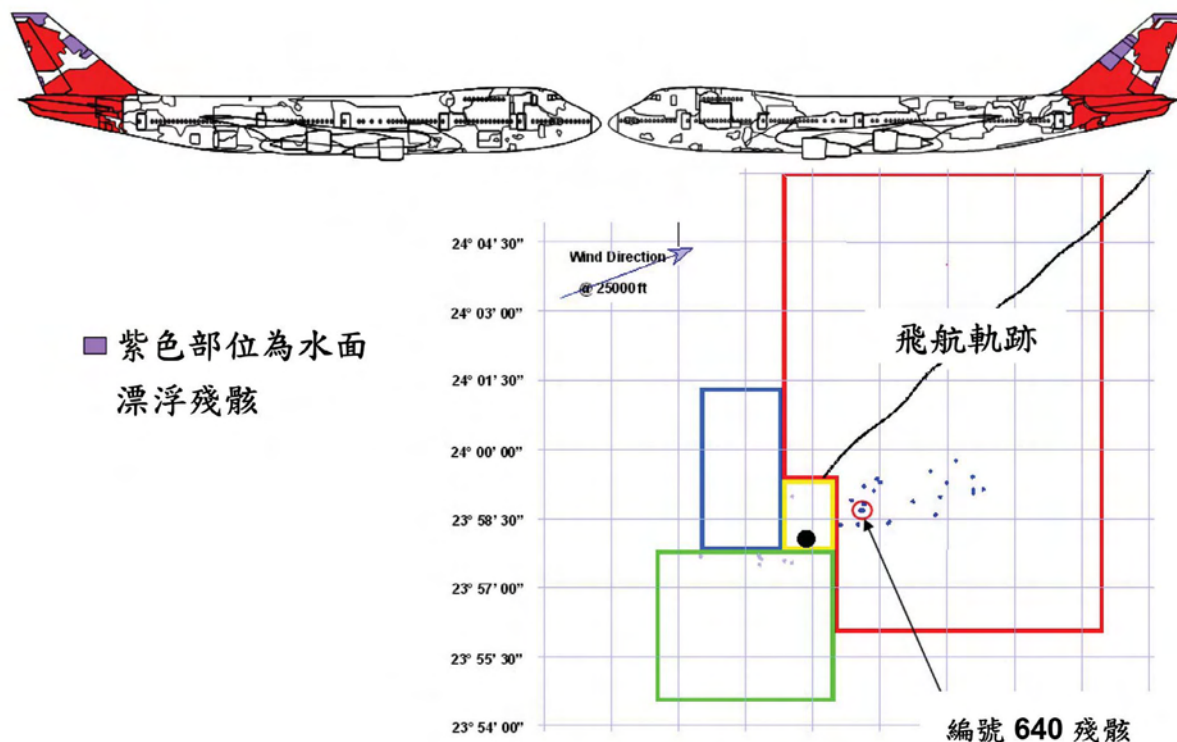


圖 1.12-8 機身 48 段及尾部結構在紅區撈獲位置示意圖



圖 1.12-9 編號 630 殘骸

1. 水平安定面

右水平安定面損傷較左水平安定面嚴重。距離右水平安定面前緣根部 10 呎處有明顯撞擊損壞，且其週遭結構往上變形。有一小片座椅支撐結構於左側水平安定面下蒙皮之穿孔內尋獲。一小段機身縱桁插陷於右升降舵（圖 1.12-10 左下）。右水平安定面前緣穿孔內發現一客艙行李箱之固定螺釘及墊片（圖 1.12-10 右）。

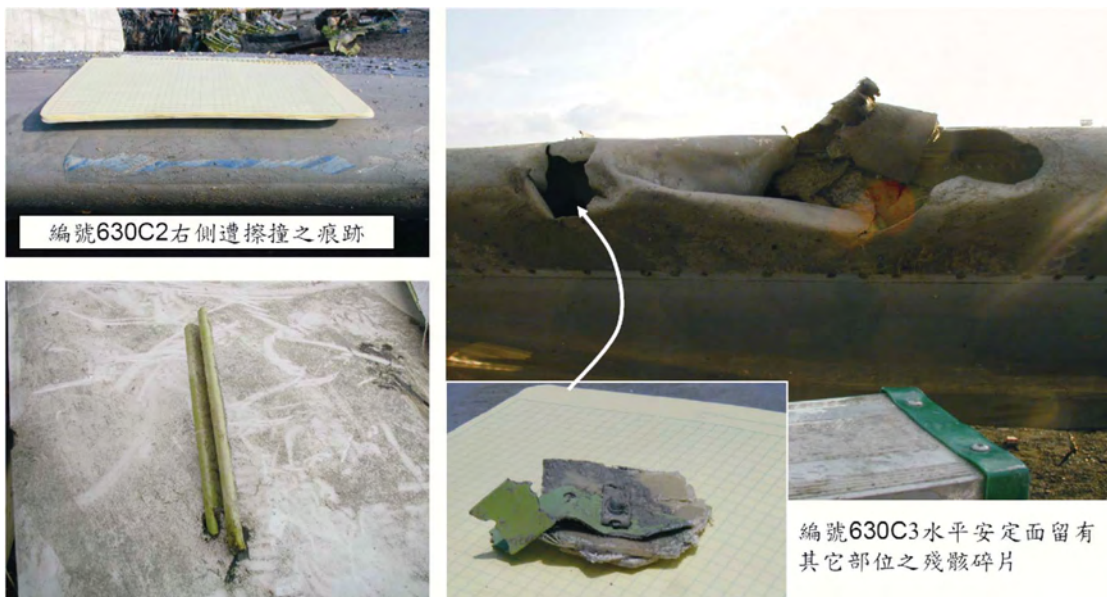


圖 1.12-10 一小段機身縱桁插陷於右升降舵（左下圖），右水平安定面穿孔內發現行李箱支撐零件（右圖）

2. 垂直安定面

大部分垂直安定面上半部殘骸（編號 2035，如圖 1.12-11）與 48 段其他殘骸分離，但亦於紅區尋獲。編號 2035 垂直安定面前緣往左變形，其下緣亦呈現向左彎曲及分裂現象，其上部前緣顯示由前到後，由右到左之撕裂損傷。

垂直安定面中間前緣部分之漂浮殘骸，包括編號為 22（圖 1.12-11）、23、170、350 及 392。垂直安定面之頂蓋殘骸（編號 960）亦為漂浮時撈獲。

垂直安定面底部結構撈獲時仍與機身 48 段連結，為方便陸運，將其沿著底端切開與 48 段分離，編號為 630C1（如圖 1.12-12）。在右垂直安定面兩個穿孔附近之垂直安定面內部發現兩小段縱桁結構，此兩段縱桁（編號 630C4，630C5）原位於 46 段機腹蒙皮結構。編號 630C4 縱桁的位置確認為第 2170 站之 S-38R 縱桁。編號 630C5 縱桁則可能來自於第 2170 站之 S-42R 或 S-44R 縱桁。縱桁前端斷面之殘餘物顯示係由前端插進垂直安定面。編號 630C1 殘骸斷裂及週遭蒙皮變形情況，與垂直安定面上部遭受撞擊向左彎曲變形情形吻合。

垂直安定面底部（編號 630C1）、垂直安定面上部（編號 2035）以及部分漂浮在水面之垂直安定面（編號 22），皆顯示在右側部位遭到撞擊。

尾部由機身 46 段後艙壁第 2360 站處分離，機身 48 段殘骸大部分為後加壓艙隔框後之結構，包括編號 630-632、641、644、646-648、765、766、772、773、938、939、943、944 及 2013 等，均於紅區發現，撈獲位置非常接近。後加壓艙隔框艙壁下半部向上擠壓變形，後加壓艙隔框艙壁至水平安定面千斤螺桿間之橫框向後壓擠變形破裂，右水平安定面尤為明顯。

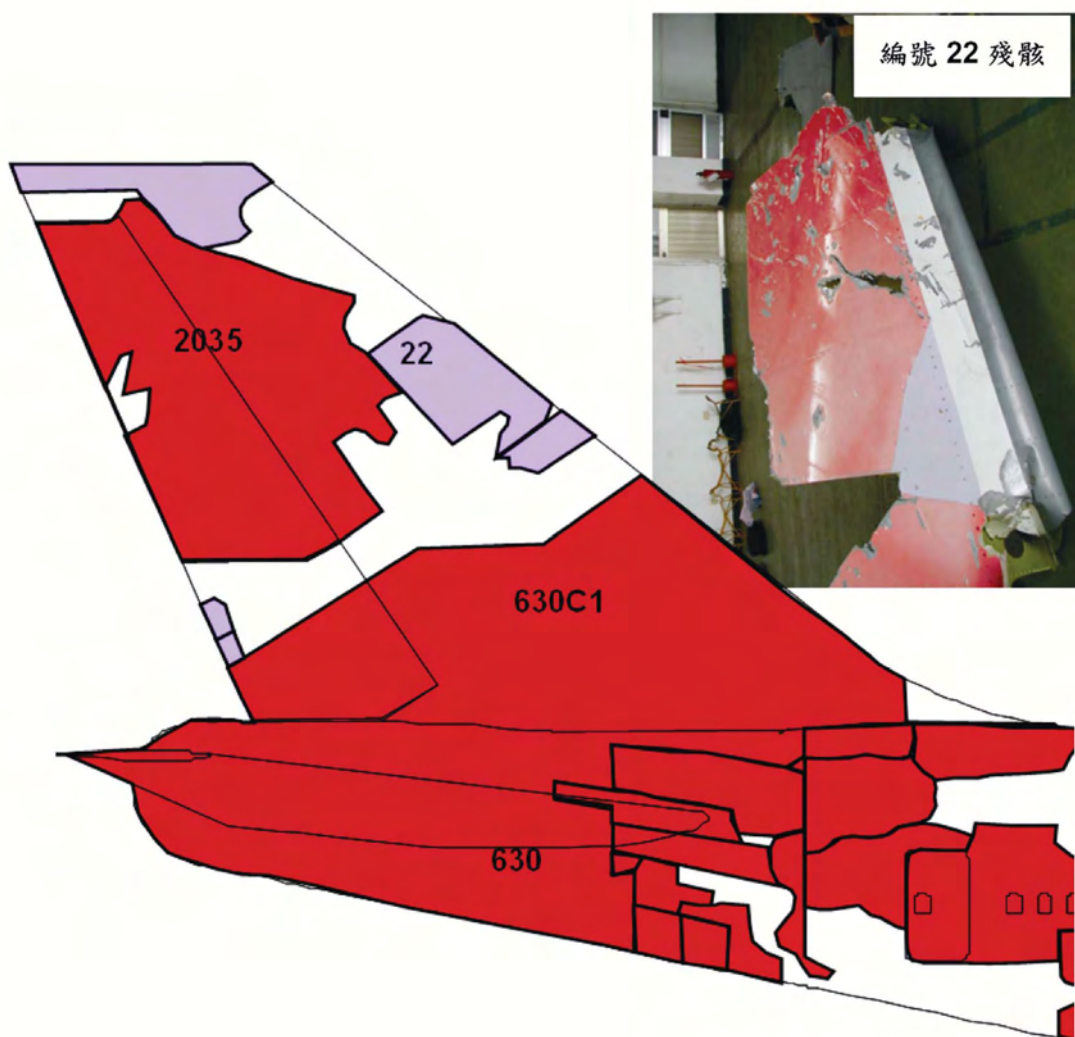


圖 1.12-11 垂直安定面上半部及編號 22 殘骸

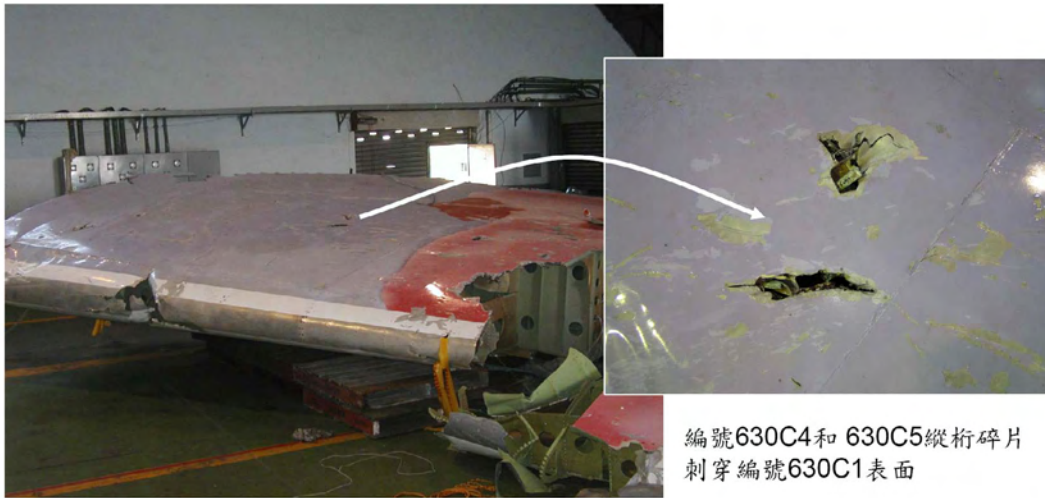


圖 1.12-12 編號 630C1 殘骸

3. 機身 48 段機腹區域

殘骸編號 630 為機腹區域，於機身第 2484 至 2658 站處有兩片相鄰之補片，本會將其拆除以進行該區域之檢查（圖 1.12-13）。



圖 1.12-13 機身 48 段之修補區域

B-18255 航空器經歷簿記載機腹蒙皮自第 2578 到 2638 站間有嚴重磨損。檢視 48 段機身兩塊補片，一號補片¹⁹（第 2484 到 2598 站）覆蓋之蒙皮上有沿機身前後方向之縱向刮痕，在橫框及縱桁等結構支撐處損傷情形最為嚴重，損傷區域未經切割或清除，但有打磨痕跡。二號補片（第 2598 到 2658 站間）覆蓋之蒙皮已遭切除，如圖 1.12-13 所示。

一號補片存在類似編號 640 殘骸之刮痕，刮痕最深處位於機身第 2552.4 站靠近 S-51L 縱桁處，其深度為 0.0083 吋，圖 1.12-14 為整區域之損傷示意圖。主損傷區域之一號刮痕（Scratch-1）是從機身第 2484 站沿縱桁 S-51L 開始，其寬度為 7 吋，至機身第 2575.5 站，寬度縮減為 3 吋，直至第 2598 站止。二號刮痕（Scratch-2）則沿縱桁 S-49L 起始於機身第 2535 站，長度為 42 吋，此區域未發現裂紋。於第 2567 及 2610 站蒙皮各有凹陷一處，為搬運過程所造成。

二號補片覆蓋之蒙皮上仍存在原本面漆與底漆。

¹⁹ 此處對這兩片補片予以編號，和之前華航對加壓艙執行 RAP 準備工作時的補片編號並不相同。

1.12.5 發動機與支撐結構

四具發動機撈獲位置相對比較集中，如圖 1.12-15 所示。大部分的支撐結構仍與發動機連結，所有安全銷仍然完整。發動機與支撐結構檢查已列入事實報告，在此不再贅述。

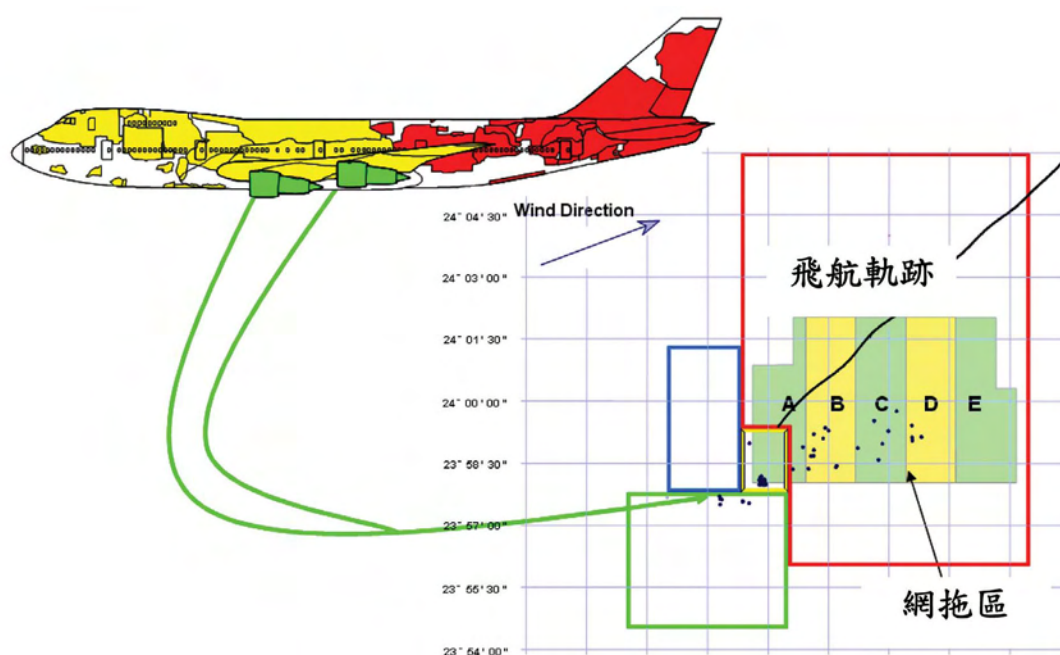


圖 1.12-15 四具發動機撈獲位置

1.12.6 系統組件殘骸

本節敘述之系統組件殘骸包括：

1. 飛航機械員操控面板及儀表；
2. 客艙地板通氣閥（Dado Vent Modules）。

撈獲之駕駛艙尚稱完整（如圖 1.12-16），駕駛員及飛航機械員儀表板與散落之線束仍在駕駛艙內，駕駛艙上岸後才將儀表板自駕駛艙取出。



圖 1.12-16 駕駛艙部分

1.12.6.1 飛航機械員操控面板及儀表

撈獲之飛航機械員操控面板如圖 1.12-17。

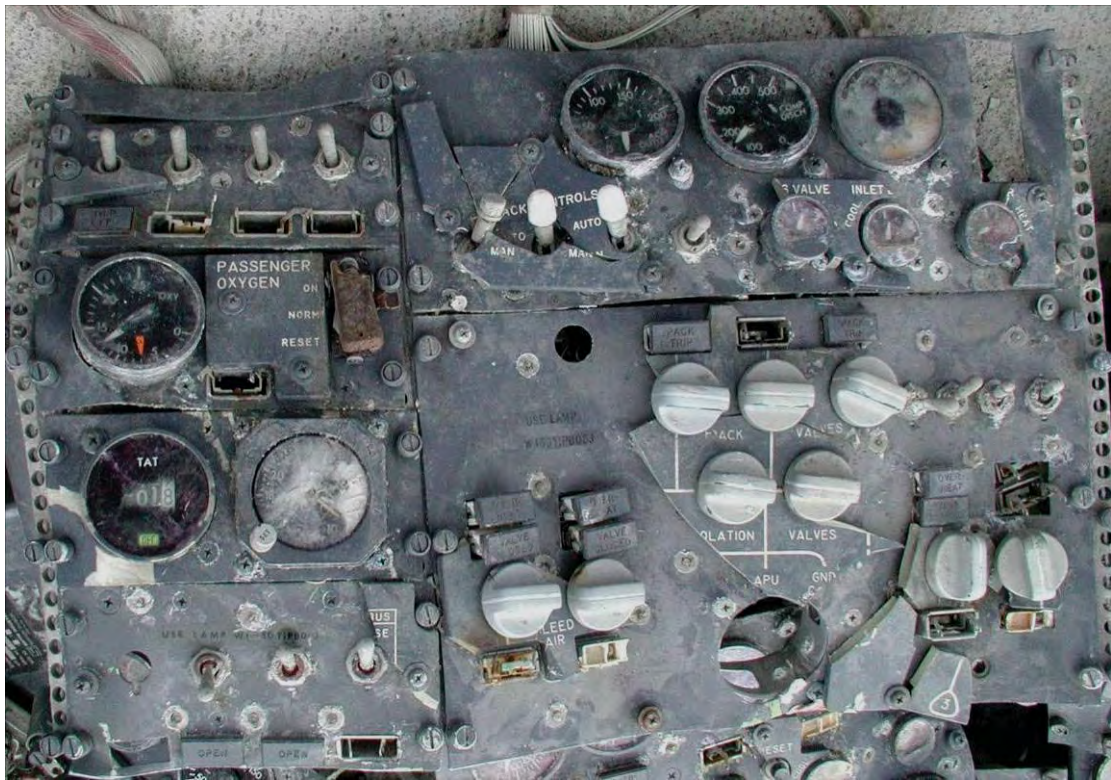


圖 1.12-17 飛航機械員面板

相關儀表發現如下：

輔助動力單元操控面板 (APU Panel)

分氣閥開關位於「開」位置。

艙壓高度控制面板

- 座艙垂直速率表指示爬升率 500 呎/分；
- 艙壓高度指針位於 9 點鐘位置；
- 艙壓高度視窗指示：3000；
- 差壓指針指示為 0.0 psi。

艙壓控制選擇面板

- 模式選擇旋鈕位於「手動」位置；

- 高度顯示窗變形且部分組件遺失；
- 兩只艙壓調節閥（Out Flow Valve）位置指示器指針鬆脫。

空調面板

- 三只客艙空調進氣閥（Pack Valves）旋鈕位於「關」之位置；
- 一號及二號發動機分氣閥旋鈕位於「關」之位置；
- 三號及四號發動機分氣閥旋鈕位於「開」之位置。

氧氣控制面板

- 乘客氧氣（Passenger Oxygen）指針指示 700 psi；
- 控制開關位於「正常」位置；
- 控制開關之保險絲損壞；
- 控制開關之護蓋變形損壞，開關根部部分遺失。

時鐘

- 時鐘指示為 0722。

1.12.6.2 客艙地板通氣閥

客艙地板通氣閥係安裝於客艙兩側之地板（圖 1.12-18），各組件均具柵狀式有鉸鍊之通氣門，下方為一囊狀空間，通氣門由彈簧操作，正常狀況下係由過中心之機械裝置將其保持於關之位置（圖 1.12-19）。艙壓正常情況下，客艙空氣係經由柵門進入囊狀空間。囊狀空間下方如發生洩壓情形，客艙壓力將與下艙板間產生壓差，壓差如大於 0.2 至 0.5psi，則進氣門將因壓差而開啓，鉸鍊門一旦開啓，須以手動方式將其復位。

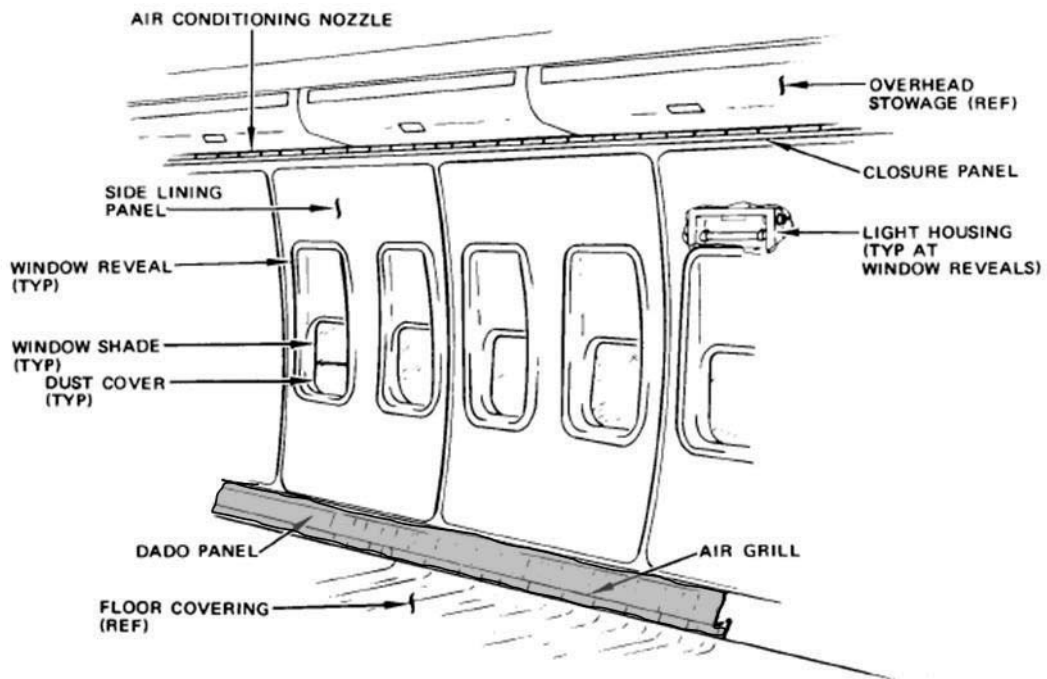


圖 1.12-18 客艙地板通氣閥位置圖

事故航機安裝之客艙地板通氣閥共計 65 只，撈獲 19 只（約 29.2%）。表 1.12-1 為撈獲組件之位置及狀況分佈說明。

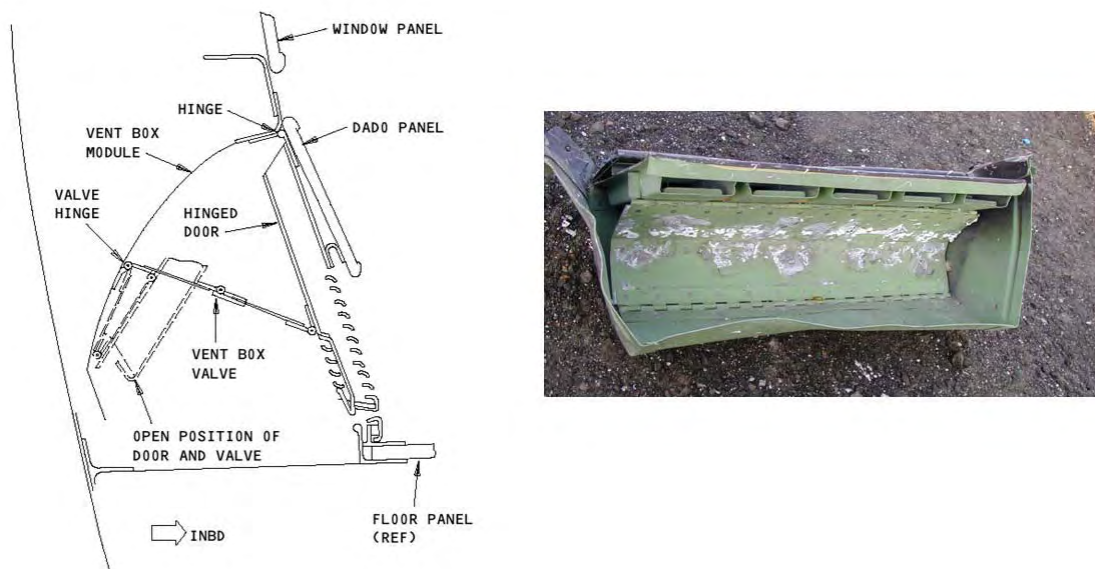


圖 1.12-19 客艙地板通氣閥

表 1.12-1 客艙地板通氣閥分佈說明

安裝位置	A 區	B 區	C 區	D 區	E 區
總安裝數	9	11	8	12	25
總撈獲數	5	4	4	2	4
呈關閉狀態		4	4		
呈開啓狀態				2	2
無法判斷狀態	5				2
撈獲百分比 (%)	55.6%	36.4%	50.0%	16.7%	16.0%

1.13 醫學與病理

事故航機駕駛艙設有 3 個飛航組員座位及 2 個觀察員座位（本班次未載觀察員）；客艙有 16 個組員座位；頭等艙有 22 個座位，商務艙有 30 個座位，經濟艙有 288 個座位；上層另有商務艙 16 個座位。客艙共分為六區：A、B、C、D、E 及上層之 UD 區。

乘客座位資料係據華航提供之艙單而定。因客艙未滿座，有些乘客登機後可能更換座位。駕駛艙組員按規定就其座。16 位客艙組員座位資料為華航提供。華航表示事故前，客艙組員可能離位執行空服作業。乘客座位分佈圖如圖 1.13-1。

1.13.1 罹難者之尋獲、檢驗與辨認

罹難之乘客與組員共 225 位，遺體經尋獲且已辨認者有 175 具。遺體分由附近船艦或打撈船尋獲。最先尋獲漂浮在水面之 82 具遺體，係由漁船、海巡署及海軍船艦撈起，後續航空器殘骸及遺體之打撈則由打撈船擔任。

遺體依送達臨時殯儀館之順序加以編號（首具送法醫檢查編為 1 號）。本會按座位表登錄遺體資料。遺體經拍照後，其衣著及個人遺物予以分辨後即歸還家屬，遺體則經一般（目視）檢查、遺物特徵、指紋、齒科檢驗及基因檢測加以辨認。

三位飛航組員遺體經法醫解剖檢視。乘客及客艙組員未作解剖，本會無法定權力向地方檢察官要求進行遺體解剖。

共十具乘客及客艙組員遺體及少數殘缺遺體在臨時殯儀館接受 X 光檢驗。

1.13.2 飛航組員毒物檢測

法醫及牙醫團隊在馬公採集正副駕駛員及飛航機械員之檢體樣本，經台北法醫研究所檢驗，未發現有毒物及藥物反應。

1.13.3 罹難者受傷型態

罹難者之受傷資料，尋獲資料及座位號碼均列入紀錄。罹難者紀錄包括人體說明圖、受傷部位圖、遺體照片、尋獲資訊及各遺體辨認資料等，均加以檢視。

部分遺體有肺部組織膨脹，皮下氣腫及口鼻出血等情形。遺體及衣物並無碳積存情況，無火燒及爆炸傷害。多數遺體之傷害屬多重性，可分為頭部傷害、四肢骨折、背部擦傷、左右側傷害、骨盤傷害及其他嚴重創傷。一般言之，遺體尋獲時除骨折外，大多完整。

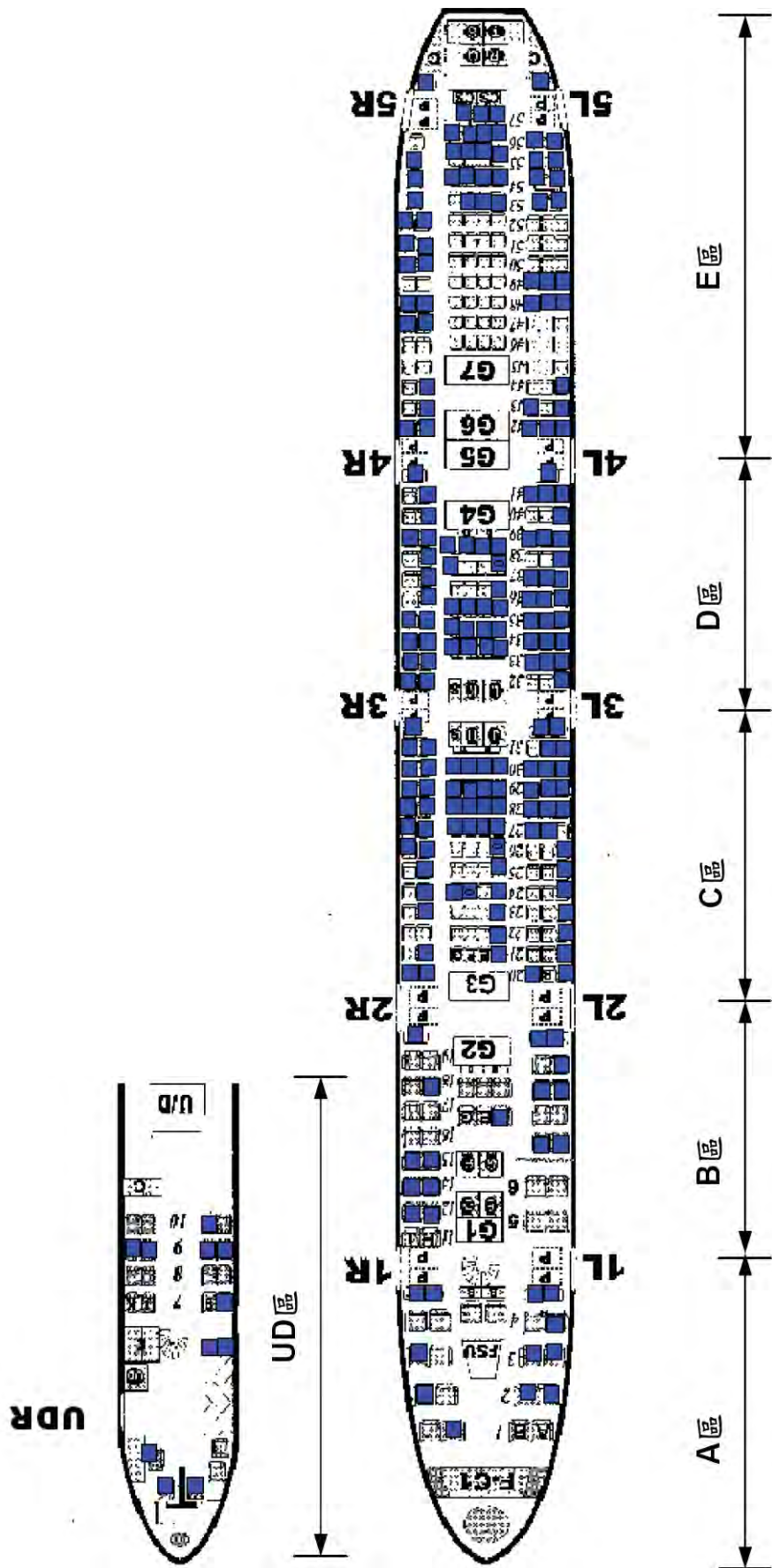


圖 1.13-1 客艙分區及乘客座位分佈圖

1.14 失火

本次事故無失火跡象。

1.15 生還因素

本次事故無人生還。

1.16 測試與研究

1.16.1 資料蒐集之測試模擬飛航

為進行事故班機座艙語音記錄聲紋比對，本會於民國 91 年 6 月 28 日以華航 B747-200 貨機由台北飛香港之航班進行資料蒐集，以獲得駕駛艙內相關操作之聲音樣本。此次飛航為正常飛航，過程中並未進行特別測試，蒐集之資料用於聲紋分析之樣本。調查小組為瞭解在爬升中艙壓超壓時，超壓釋放閥作動聲音在座艙語音紀錄器上之顯示。本會復於 93 年 1 月 13 日在另一華航之 B747-200 貨機，進行艙壓超壓測試飛航並蒐集座艙聲音資料。當該機爬升至接近 25,000 呎，空速約 300 哩，機內機外差壓約在 9.2 psid 時，其中一個釋放閥作動打開，另外一個仍保持關閉。當釋放閥打開時，測試人員無法聽見釋放閥作動聲音，但當場可以感覺出駕駛艙內氣流之改變。

1.16.2 系統組成件之測試與研究

事故航機 7 件系統殘骸於民國 91 年 11 月 2 日空運至美國華盛頓州西雅圖波音飛機公司之裝備品質分析實驗室 (Equipment Quality Analysis Laboratory) 進行詳細之檢視。參與人員除本會人員外，尚包括波音飛機公司、美國國家運輸安全委員會及華航之代表，主要測試之組件包括：

- 艙壓控制選擇面板 (Cabin Pressure Control Selector Panel, 模組號碼: M181)；
- 空調面板 (Air Conditioning Panel, 模組號碼 M170)；

- 艙壓高度面板 (Cabin Altitude Pressure Panel, 模組號碼 M170) ;
- 氧氣控制面板 (Oxygen Control Panel, 模組號碼 M183) ;
- 大氣溫度表及時鐘 (模組號碼 M184) ;
- 直流匯電條隔離面板 (LDC Bus Isolation Panel, 模組號碼 M557) ;
- 艙壓釋放閥 (Pressure Relief Panel)。

上述系統件測試工作天為三日，測試結果報告如附錄 14。

1.16.3 編號 640 殘骸之金相檢驗

經過現場殘骸檢驗後，編號 640C1 及 640C2 殘骸先後被送往中科院及波音飛機公司材料科技 (Boeing Materials Technology, BMT) 實驗室，進行進一步的測試與檢驗。

殘骸在中科院進行初步分解與檢驗，本會調查小組、波音飛機公司、民航局以及華航等皆指派代表參與全部檢驗過程。整個檢驗工作自民國 91 年 7 月 31 日持續至 9 月 5 日，檢驗報告如附錄 15。

為進一步驗證中科院測試結果，編號 640C1 與 640C2 殘骸於同年民國 11 月 2 日送往 BMT 實驗室。曾參與中科院檢驗過程的各方代表再次共同參與此次檢驗工作，整個工作自 91 年 11 月 2 日持續至 11 月 24 日，檢驗報告如附錄 16。93 年 9 月 14 日中科院針對修理補片內表面蒙皮斷裂面邊緣之磨擦痕跡 (第+16 號孔²⁰至第 49 號孔) 進行檢驗，民航局、華航及本會代表皆共同參與 (波音飛機公司及美國國家運輸安全委員會婉拒參加)，檢驗報告如附錄 17。

針對上述之測試與檢驗結果摘要說明如下。

²⁰ 為記錄參考之便，延斷裂面邊緣之鉚釘與鉚釘孔分別以編號+17 至編號 93 標示，詳圖 1.16-12 及圖 1.16-13。

1.16.3.1 蒙皮檢驗

編號 640C1 殘骸為編號 640 殘骸之一部分，範圍介於第 2060 至 2180 站以及縱桁 S-49L 至縱桁 S-49R（圖 1.16-1），其上貼附一寬 23 吋、長 125 吋之修理補片，修理補片周圍以兩排沉頭鉚釘（Countersunk Rivets）與蒙皮固定；修理補片與縱桁 S-51R 及 S-49L 間以圓頭鉚釘（Universal Head Rivets）固定；與縱桁 S-50L 及 S-51L 間則是以沉頭鉚釘固定。



圖 1.16-1 編號 640C1 殘骸之外表面（上）與內表面（下）

檢驗人員在修理補片包覆之蒙皮表面，選擇 5 處呈現主要刮痕損傷的部位進行刮痕形狀與深度的測量（圖 1.16-4），各部位所量得之最大深度如表 1.16-1 所示。

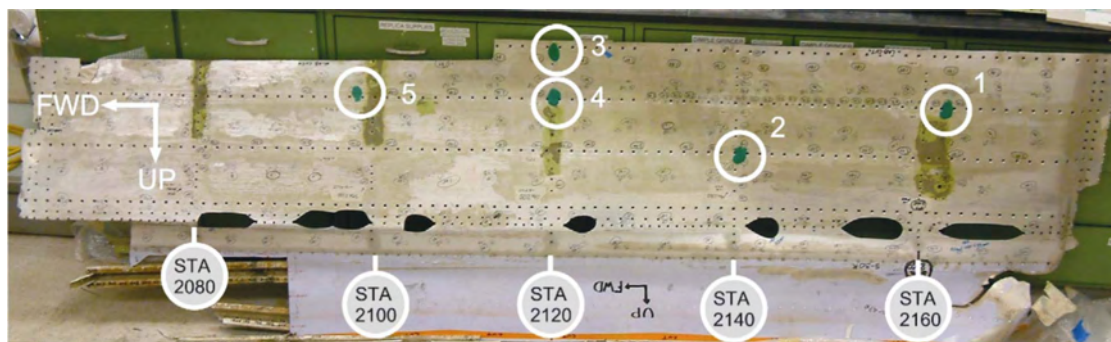


圖 1.16-4 選擇進行刮痕深度量測之部位

表 1.16-1 所選部位之最大刮痕深度

位置	最大刮痕深度 (吋)
1	0.0072
2	0.0081
3	0.0067
4	0.0096
5	0.0066

在幾處蒙皮內表面與剪力連結片連接之部位發現腐蝕損傷，某些腐蝕損傷完全穿透蒙皮，圖 1.16-5 顯示第 2100 站附近之腐蝕損傷情形。由腐蝕特徵與蒙皮狀況可看出，這些腐蝕並非事故後殘骸在海水中久浸所致。表 1.16-2 顯示在編號 640 殘骸上所發現之所有腐蝕損傷現象。

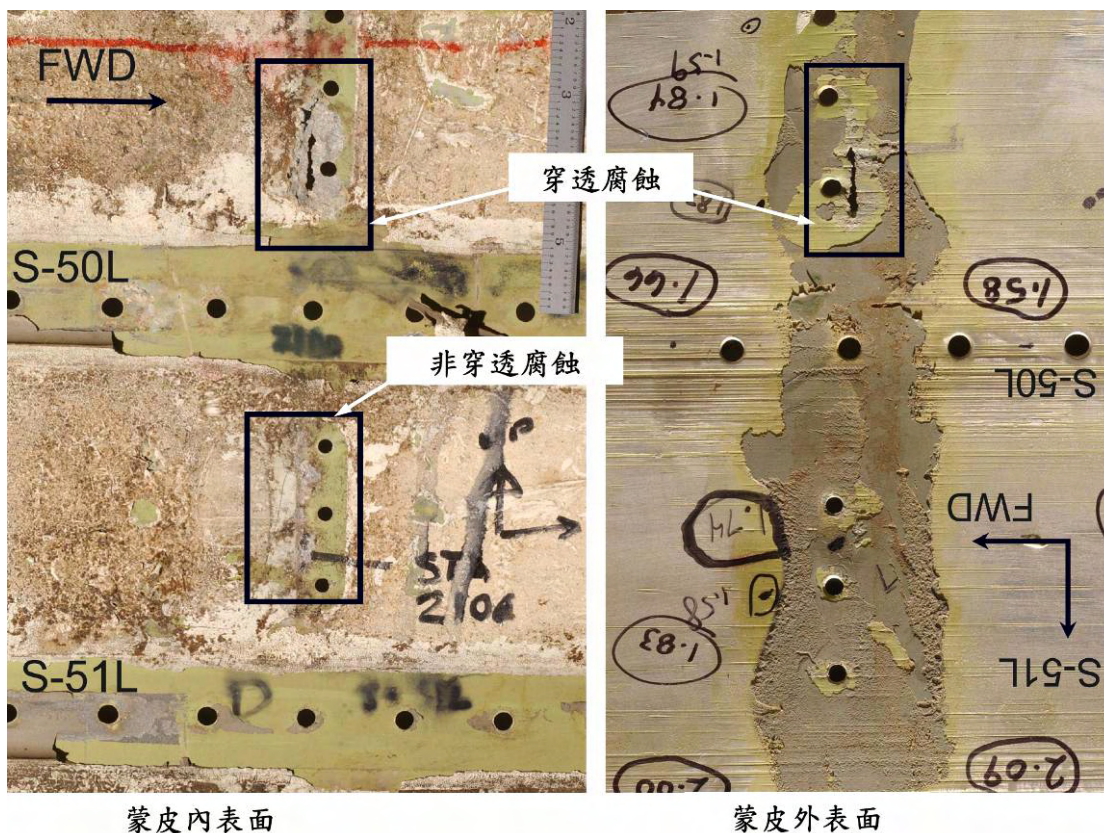


圖 1.16-5 第 2100 站附近之腐蝕損傷情形

表 1.16-2 編號 640C1 蒙皮內表面腐蝕損傷情形

站	縱桁	穿透蒙皮與否	面積估算 (平方呎)
2080	49L-50L	否	0.24
2080	50L-51L	是	0.44
2100	49L-50L	是	1.44
2100	50L-51L	否	0.64
2160	50L-51L	是	2.28

此外，從化學頻譜分析、硬度測試與導電性量測等結果判斷，編號 640 殘骸蒙皮與修理補片之材質皆為 2024-T3 鋁合金。

1.16.3.2 修理補片檢驗

在修理補片內表面靠近縱桁 S-49L 之蒙皮斷裂面邊緣，發現一層淡色沉澱物（圖 1.16-6），將此沉澱物置於低倍數光學顯微鏡下觀察，發現其外觀與修理補片外表面之藍色塗漆相似。進一步利用傅利葉轉換紅外線光譜分析（Fourier Transform Infrared Spectroscopy, FT-IR），沉澱物所呈現之光譜反應與修理補片外表面之藍色塗漆光譜反應相吻合（圖 1.16-7）。



圖 1.16-6 修理補片內表面邊緣之淡色沉澱物

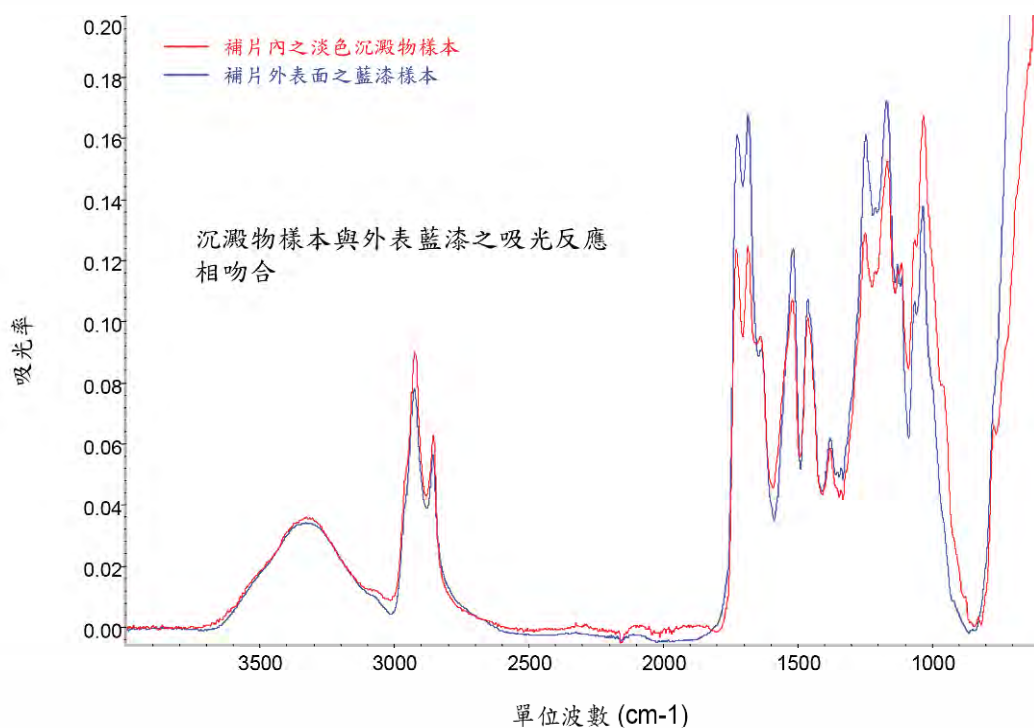


圖 1.16-7 FT-IR 分析結果

同樣在修理補片內表面靠近縱桁 S-49L 之蒙皮斷裂面邊緣，多處小範圍之擦痕呈現局部磨擦現象（圖 1.16-8），有關此磨擦痕跡之特徵描述如下：

- 由低倍數光學顯微鏡觀察以及損傷方向判斷，此磨擦損傷為機身環狀方向之運動（Hoop-Wise Movement）造成；
- 在修理補片上分佈自第 2061（第+16 號孔）至 2132 站（第 49 號孔）之磨擦損傷，大多發生在鉚釘孔位置。最明顯之磨擦損傷介於第 8 號孔及第 43 號孔之間；
- 第 32 號孔附近之磨擦痕跡以及接觸區域之局部放大如圖 1.16-9，該圖顯示在接觸區域呈現出多層顏色及環向之刮痕痕跡（箭頭方向所示）；
- 在接觸區域上，對上述刮痕進行橫切面觀察，圖 1.16-10 及 1.16-11 為兩橫切面之顯微放大圖，分別以取樣切面 #1 及#2 標示之，可發現在刮痕之溝槽內有其他物質覆蓋或填入。

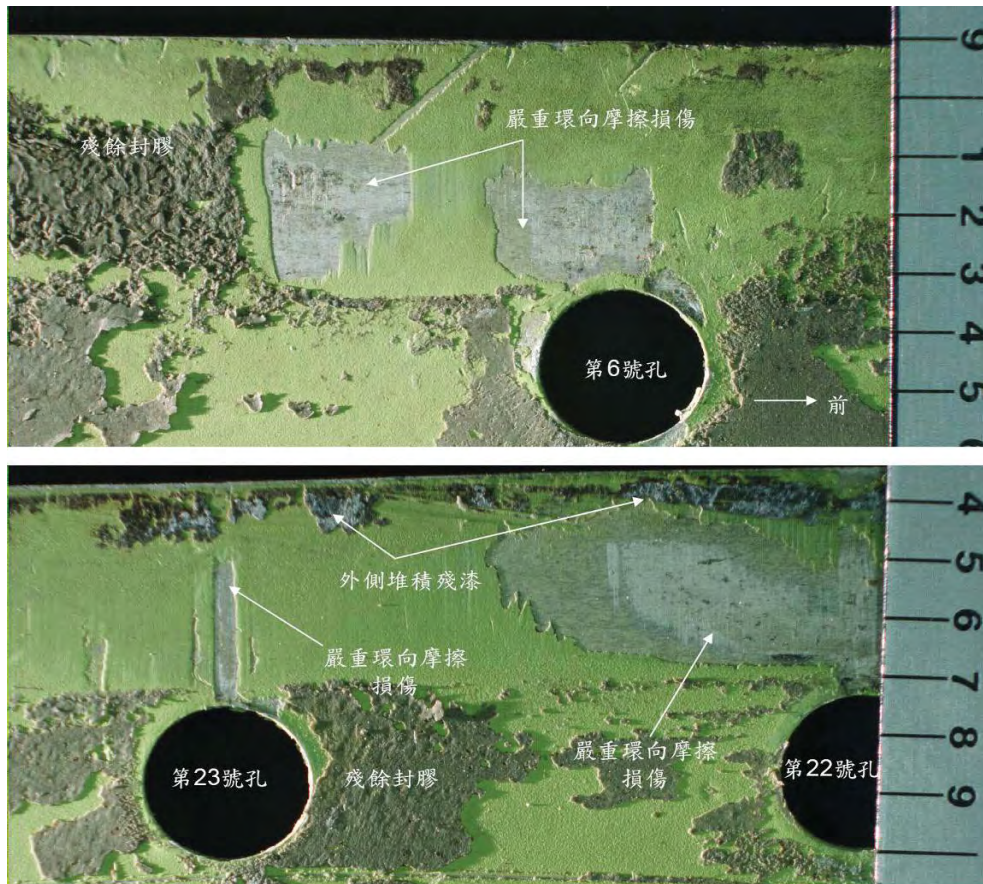


圖 1.16-8 修理補片內表面邊緣之磨擦痕跡放大圖

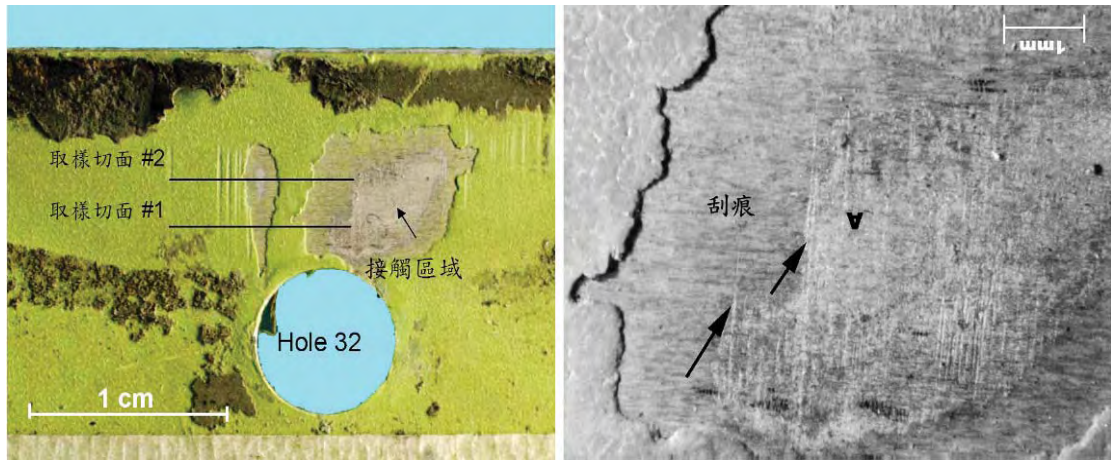


圖 1.16-9 第 32 號孔之接觸區域呈現多層顏色 (左) 及刮痕 (右)

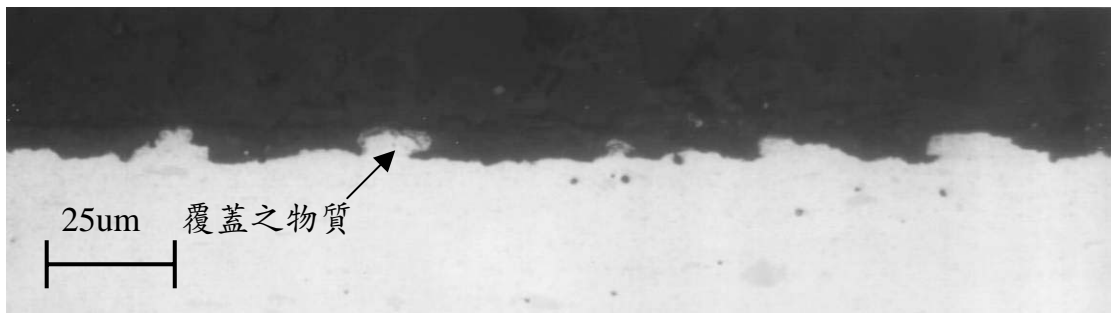


圖 1.16-10 圖 1.16-9 之取樣切面 #1 顯微放大圖

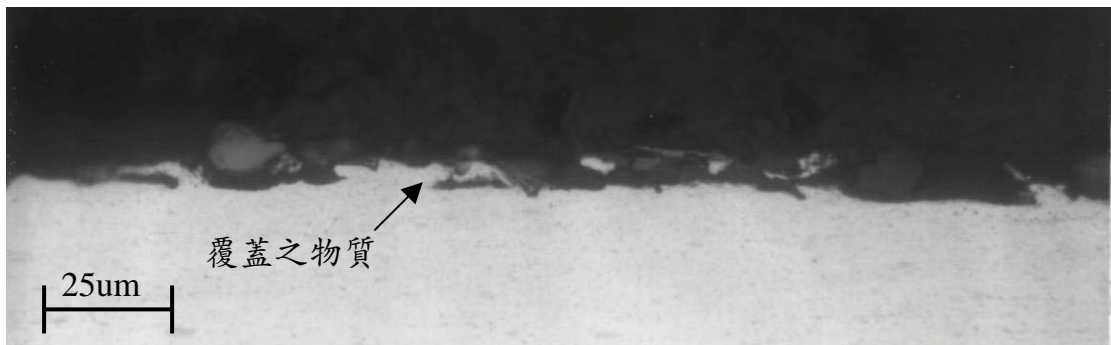


圖 1.16-11 圖 1.16-9 之取樣切面 #2 顯微放大圖

BMT 報告另外指出編號 640 殘骸修理補片上大部分鉚釘有施力過大 (over driven) 之情形。在發現之 402 個鉚釘中，有 267 個 (66%) 鉚釘施力過大，15 個 (4%) 鉚釘施力過小 (underdriven)；而其他 120 個 (30%) 鉚釘施力正常。

1.16.3.3 蒙皮斷裂面檢驗

縱桁 S-49L 第二排鉚釘邊緣蒙皮斷裂面，經過鬃刷與丙酮清潔後，先後以目視方式、低倍數顯微鏡(30倍)、高倍數顯微鏡(1000倍)及掃瞄式電子顯微鏡(Scanning Electron Microscopic, SEM) 檢視。為記錄參考之便，延斷裂面邊緣之鉚釘與鉚釘孔分別以編號+17 至編號 93 標示(詳圖 1.16-12 及 1.16-13)，經實驗室觀察，在斷裂面上發現多處疲勞裂紋²¹。

除第+11 號孔後方、第 33 號孔後方及第 34 號孔後方之微小疲勞裂紋為 BMT 實驗室檢測時方才發現外，其餘斷裂面上之多處疲勞裂紋(詳如表 1.16-3)皆為中科院及 BMT 實驗室共同發現並經所有參與人員確認。大部分所發現的疲勞裂紋斷面呈現平坦外型，裂紋貫穿蒙皮方向由外而內成長，主要裂紋以第 2100 站為中心，長 15.1 吋，且貫穿蒙皮，自第 10 號孔延伸至第 25 號孔。其餘鄰近較小之疲勞裂紋稱作多處損傷(Multiple Site Damage, MSD)，分佈範圍為自第+14 至第 51 號孔。包括主要疲勞裂紋在內，所有疲勞裂紋累積之長度約為 25.4 吋。疲勞裂紋分佈情形詳如圖 1.16-12 及圖 1.16-13。

除疲勞損傷外，另一種在斷裂面上發現之損傷現象為超過結構受力極限之強制破壞模式，此破壞模式沿平行縱桁 S-49L 之破裂面，自第 10 號孔開始向前傳遞及自第 25 號孔開始向後傳遞。

²¹ 疲勞裂紋為材料結構在操作應力反覆循環作用下，漸進產生永久性之結構改變。

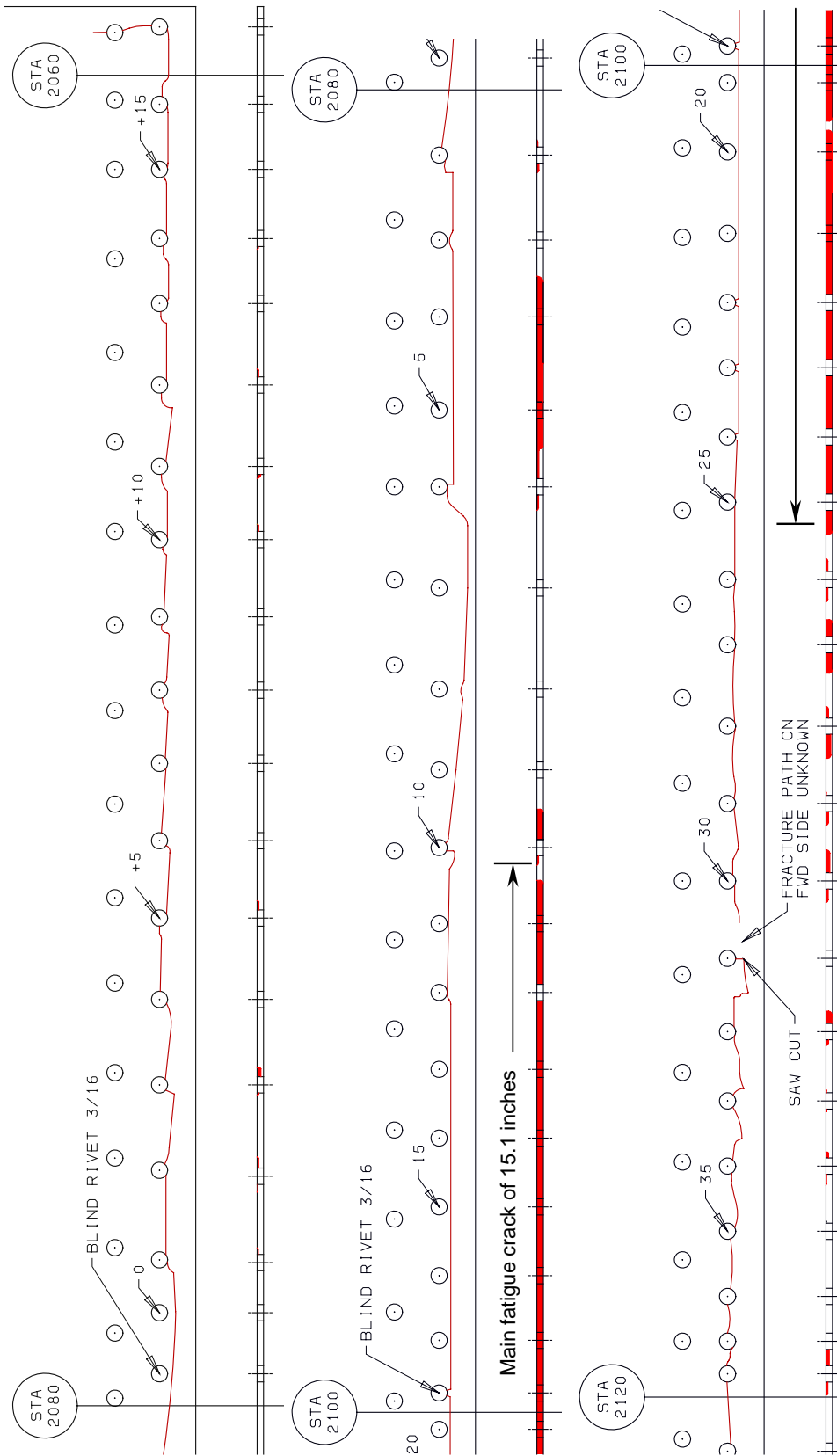


圖 1.16-12 斷裂面邊緣之卸釘/卸釘孔編號及疲勞裂紋分佈情形 (第 2060 至 2120 站)

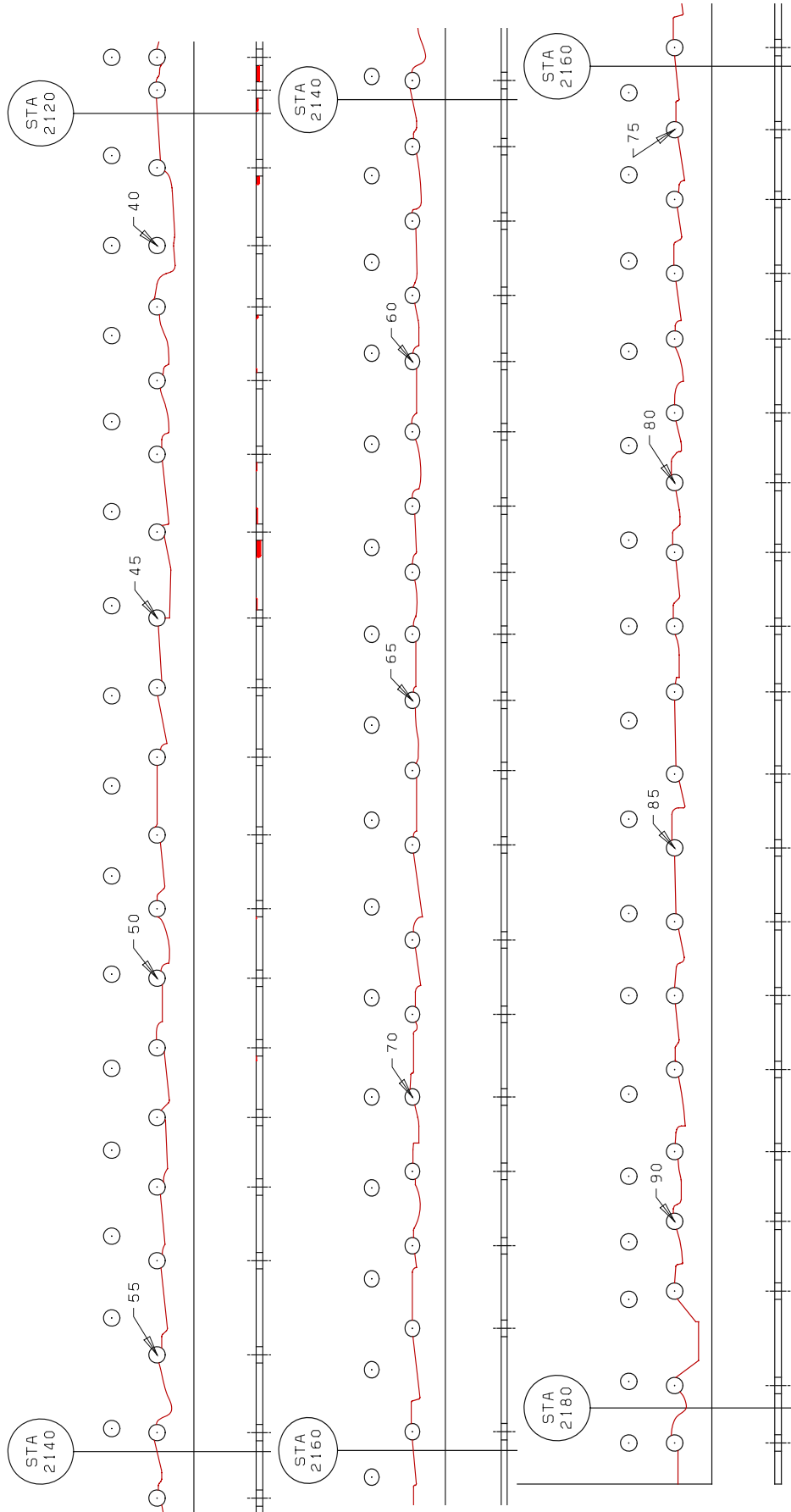


圖 1.16-13 斷裂面邊緣之鉚釘/鉚釘孔編號及疲勞裂紋分佈情形 (第 2120 至 2180 站)

表 1.16-3 延縱桁 S-49L 之斷裂面疲勞裂紋長度及深度

	位置	長度 (吋)	深度 (%)
1	+14 號孔後方	0.04	20
2	+12 號孔前方	0.12	25
3	+11 號孔後方	0.06	60
4	+10 號孔前方	0.11	25
5	+5 號孔前方	0.14	30
6	+3 號孔前方	0.14	60
7	+3 號孔後方	0.03	30
8	+2 號孔前方	0.17	25
9	+2 號孔後方	0.12	10
10	2 號孔前方	0.11	15
11	2 號孔後方	0.15	30
12	4 號孔前方至 6 號孔後方	3.50	25-100
13	10 號孔前方	0.47	100
14	10 號孔後方	0.15	25
15	11 號孔前方至 25 號孔後方	15.14	*95-100
16	26 號孔前方	0.20	30
17	26 號孔後方	0.22	30
18	27 號孔前方	0.26	100
19	27 號孔後方	0.39	100
20	28 號孔前方	0.18	40
21	28 號孔後方	0.37	75
22	29 號孔前方	0.03	5
23	29 號孔後方	0.21	40
24	30 號孔前方	0.26	60
25	30 號孔後方	0.21	35
26	32 號孔前方	0.22	90
27	32 號孔後方	0.09	40
28	33 號孔前方	0.04	10
29	33 號孔後方	0.04	10
30	34 號孔前方	0.09	40
31	34 號孔後方	0.17	10
32	35 號孔前方	0.02	5
33	37 號孔後方至 38 號孔前方	0.50	50-60
34	38 號孔後方	0.09	30
35	39 號孔後方	0.14	50
36	41 號孔前方	0.05	30
37	42 號孔前方	0.06	10
38	43 號孔後方	0.13	10
39	44 號孔前方	0.23	20
40	44 號孔後方	0.26	70
41	45 號孔前方	0.49	15
42	49 號孔後方	0.02	2
43	51 號孔後方	0.07	5
*20 號孔前方之疲勞裂紋深度為 5%			

1.17 組織與管理

1.17.1 華航修護工廠

華航修護工廠經我國民用航空局認證，負責華航航空器及零組件維修，設於中正國際機場。該廠獲得美國及歐洲民航主管機關認可執行 B727、B737、B747、A300 及 MD-11 型機維修驗證。修護工廠包括各一座二機及三機棚廠，負責廣體航空器維修工作，及一發動機翻修廠，員工總人數約 2,000 人。

1.17.1.1 建廠經過

華航修護工廠於民國 49 年設於台北松山機場，66 年開始 B747 型機維修作業。68 年 2 月維修廠遷移至桃園中正國際機場，同年 5 月建制完成 B747-200 C 級維修能量。

民國 69 年時，修護工廠組織包括：停機線修護部、專業修護部、顧客服務部、總工程師室、品管室、行政室、會計室及安管室等九個部門，員工人數約 1,250 人。修護工廠計負責 1 架 B747-100，2 架 B747-200，1 架 B747-SP，4 架 B707，3 架 B737-200 及 4 架 B727-100 等 15 架航空器維修工作。修護工廠於 69 年與美國航空公司修護部門簽訂 B747-200 D 級維修合約，並預劃同機型機身、發動機及零組件之修護，同時期亦預劃建立 B747-200 機身、發動機及專業修護能量。

民國 71 年華航修護工廠由松山機場遷至中正國際機場。

民國 72 年華航修護工廠完成 B747 型機檢查及維護四階段計畫及工作單工作單等作業，74 年建立該型機 D 級修護能量，75 年建立 B747 貨機 D 級維修及 B747 和 A300 型機之翻修能量。

民國 76 年除建立精密複合材料能量外，修護工廠另引進品質督察系統，以確保檢查品質。

民國 80 年 6 月，修護工廠改組，將一個部門分成修護及技術補給二個部門。

民國 82 年修護工廠申請歐洲航空總署（Joint Aviation Authority，JAA）執照及驗證。品保室成爲獨立單位，直屬機務總廠長，編制內計有飛機檢驗組、工廠檢驗組、品保程序/紀錄/分析組、裝備補給組及非破壞性檢驗五組共 85 人。

民國 84 年華航開始執行增進飛安之「自強專案」，修護工廠經由改組又將二個部門還原爲一個部門，修護工廠與品保合併並同屬機務總廠長管轄，下分 13 個不同組、室、中心。品保室同時負責 ISO9000 業務。修護工廠於 85 年取得 ISO9002 認證以及歐洲航空法規（Joint Aviation Regulations，JAR）JAR145 維修廠執照，同年該工廠獲得我國家校正實驗室證照。

民國 87 年華航完成修護部門重組工作，並建立了內部技術人員檢定及授權系統。

民國 88 年「自強專案」結束後，修護工廠建立維修人員資格授證制度以符合 JAR-66 及 FAR-66 要求，增加主管訓練課程，並完成內部證照及授證作業。

民國 89 年由品保稽核員擔任專業修護及發動機修護之品質檢驗工作。

1.17.1.2 華航修護工廠組織架構

除營業、服務、行政、航務部門外，修護工廠是華航五大部門之一。根據該公司品質手冊，修護工廠行政組織編制包括不同部、組等單位，由修護副總負責督導修護工廠。

修護工廠包括航空器修護、專業修護、補給及品質管理等部門，除品保部經理直屬修護工廠總廠長外，其他各部門均由協理負責向總廠長報告。

1.17.1.3 飛機修護部

飛機修護部下分四個單位：停機線修護部、場站修護部、裝備修護部及顧客服務部，各部門協理向總廠長負責。

該部門負責建立及發布修護程序，人員及工作符合維修標準及最佳適航認證要求，以及維修紀錄之妥善保管。

1.17.1.3.1 場站修護部

場站修護部負責與大修或結構修理、電氣、無線電、器材維修、客艙及零組件修護有關之編組、專業技術及人力有關之工作，此外，場站修護部負責 B、C、D 級修護、重大修護及超出停機線修護能力之各項修護。場站修護部有六個單位：場修中心、工程計畫組、結構維護組、客艙維護組、基地維護組及專業維護組。場站修護部經理表示，這六個單位，除工程計畫組負責重大維修時程計畫，場修中心負責計畫流程及現況之監控外，其他四個部門是實際執行單位。

1.17.1.4 專業修護部

專業修護部單位主管為協理，下設總工程師室、訓練部、發動機修護部及專業修護部等四個單位。依協理所述，總工程師室負責所有與修護計畫有關之修護資料，包括計畫施行、發工作單、機隊計畫、技術支援及專案研究。訓練部負責法規、人為因素、語言及機種訓練。發動機修護部負責場外發動機維修，專業修護部則負責零組件之修理。

該部門協理表示，品保部定期及不定期稽核發動機及專業修護部門。在維修過程中，凡需要確認檢查的項目均由品保稽核人員執行。品保部亦會針對維修過程、程序及工作單執行抽檢。同時修護工廠內各單位每半年依規定執行內部自我督察，且依據自我督察檢查表，修護工廠以下之 13 個部門亦須執行交互檢查。

1.17.1.4.1 總工程師室

總工程師室主要負責修護計畫之建立與維護，評估航空器有關之 AD、SB、OEM (Original Equipment Manufacturer) 文件及各項法規，以及依據華航目前之可靠度控管計畫執行可靠度控管業務。

總工程師下有 5 組，動力組、系統組、電子組、結構組及計畫與文件組。總工程師表示，該部門除負責將廠家維護計畫轉換為機種維護計畫外，亦負責 AD/SB 評估後之工作單製作，同時針對特別的計畫，例如 RAP、CPCP 計畫及與高齡航空器有關之議題進行評估。

1.17.1.4.2 專業修護組

專業修護組除負責零組件之維修及翻修，也執行檢驗、測量儀器之校正及量測等。該組負責與持續適航檢查有關之授證，以及與簽放有關之作業。專業修護組下計有七個部門：管制組、量具校驗工場、電氣工場、航電工場、液氣壓工場、航儀工場及輪煞工場。非破壞性檢驗小組原屬品保部門，現改屬輪煞工場。

非破壞性檢驗小組

非破壞性檢驗小組負責航空器及零組件之非破壞性檢查，非破壞性檢驗工程師表示，目前該部門較常使用的非破壞性檢驗作業為磁性、液體滲透、渦電流、超高音頻及放射性檢查等五種方法。

非破壞性檢驗工程師表示，當總工程師室認為有需要執行非破壞性檢驗時，會在工作單上註明。若總工程師室無法決定適合之檢驗方法，會先向該小組諮詢。

目前該小組在非破壞性檢驗中最常使用的方法（除目視檢查外）為高頻率渦電流檢驗。

1.17.1.5 機務品保部

機務品保部負責與品保有關之法規及稽核，確保航空器、發動機及零組件均符合各驗證單位之適航要求、規定程序、技術規範，及目前航空器標準及完善之作業。品保經理直屬總廠長，依據華航品質手冊，其業務職掌包括：

- 在總廠長之督導下建立獨立品保制度，以確保及提昇維修品質；
- 建立、實施並監控品保部之日常作業確按公司之政策及程序；

- 執行品保稽核及程序；
- 與各部門協調以確保符合 JAA、FAA、CAA 對航空器、發動機及零組件之維修要求；
- 確保強制修改計畫、AD、Alert Service Bulletin 於時限內完成；
- 依人員授權制度核准維修人員資格授證，並據以執行工作；
- 負責稽核制度；
- 負責向主管機關呈報所發現之可能未授權零件。

根據華航可靠度控管計畫（Reliable Control Program, RCP）手冊，品保之功能為確保所有的航空器，包括發動機及零組件均符合 CAA 及美國聯邦航空總署之要求。可靠度控管計畫是一個完整的循環程序，由可靠度控管委員會掌理以確保機隊運作之安全、可靠性及經濟效益。

品保部分四個單位：稽核組、法規組、飛機檢驗組與工場檢驗組。

法規組負責規劃符合各國要求之品保系統，包括與相關主管機關溝通協調，並呈送華航機隊維修困難報告至相關機關、廠家及客戶。

稽核組負責研發品質稽核系統，包括監控系統運作及評估品質稽核報告。

飛機檢驗組負責執行過夜機之定期維修檢查、缺點改正及大修等之品保檢驗。該單位同時負責必須檢驗項目（Required Inspection Item, RII）之執行，及航空器完成 A、B、C、D 檢查後之放飛許可。

工場檢驗組負責工場維修及發動機有關之測試、維修、改裝及大修後之品保抽檢。

民國 92 年 10 月 16 日，品保部門由修護工廠分離出來，更名為工程及維修品質管理室，直接向維修資深副總報告。

1.17.1.5.1 檢查程序

華航合格維修人員在缺點改正工作執行後，確認該維修工作係遵循核可之維護手冊，並通過規定之檢驗與測試，簽放該項維護工作。

倘若維護工作為必須檢驗項目，則須由飛檢組檢驗員執行下列檢驗項目：

- 文件（表格、內容與版本別）；
- 工具與設備（適用性、認可、情況）；
- 料件（適用性與堪用情況）；
- 程序及方法（適用性與堪用情況）；
- 執行初始檢驗之維修人員其核可授權情況（維修人員核可規定與實際情況）；
- 結果（須對應其工作要求）。

依據華航品質手冊，如航空器機體、發動機或其他組件於發生事故或損傷後，則其檢驗範疇不侷限於明顯之損傷區域，而應包含損傷區域鄰近部位之結構，於相似材料或設備之系統或結構區域執行徹底檢視。此項檢驗依該機運作歷史、相關故障報告、技術通報及適航指令等相關考量而定。檢驗員須列出受損區域所有缺點，並於工作單上簽註，所有修理工作結束後，方可簽放該航空器。放行前，檢驗員須檢查整個工作包，確保該區域工作必要之檢驗程序均已執行。

此認可須經由授權人員檢驗完成後決定。所有檢查報告須保存至少兩年。

1.17.1.6 民國 69 年華航之維修及檢查程序

本會無法獲得民國 69 年任何關於華航維修及檢查程序之文件。依據數位華航資深管理人員表示，22 年前該公司在維修及檢查程序上，對於清除蒙皮刮痕區域作業和目前作法有相當大的差異。但一般而言，機務人員會依手冊執行，當維修手冊無相關指令時，則會依循原廠指示或在有經驗的工程師指導下執行。當時雖有品管系統，但由於華航未保存舊版之品質程序文件，而無法考證當時的品管程序。

1.17.2 波音技術代表

民國 91 年波音在華航共派駐三位技術代表提供技術支援，辦公室位於中正機場華航棚廠。依波音技術服務手冊所述，技術代表職責如下：

- 擔任波音飛機公司派駐該公司之技術諮詢及服務代表；
- 瞭解業者營運環境，減少業者負擔並增加安全及效率；
- 與業者營運團隊合作，提供業者主管關切議題之解決方案；
- 充分配合波音總公司之意向，運用其技術及專業協助業者使用及選擇該公司產品及服務。

除資訊彙集及依要求提出報告外，技術代表應預測及主動解決業者的問題。

手冊中同時明訂技術代表之權限範圍，技術代表應了解其建議僅為諮詢及參考性質，最後之決定權或權責仍在業者身上。技術代表尤其應避免擔任核可業者航空器重大修改技術工作或改裝之角色，主要仍以提供諮詢為主。

波音技術代表表示，當交機後，技術代表即負起技術支援的工作。通常結構修理手冊（SRM）、線路圖手冊及其他維修手冊等均會提供業者相關之標準維修指導，可供業者執行一般性維修；如果某項維修超出手冊內容範圍，則技術代表可依要求參與修護諮詢。

波音技術代表表示，若維修手冊涵蓋維修問題，技術代表可提供解決方案之建議；但如該維修方式未列於手冊內，技術代表會將技術資訊傳至波音飛機公司以解釋問題，取得波音的同意，技術代表並不能代波音飛機公司核准或代為設計維修方式。一旦成為技術代表，無論該員背景為何，均無權在維修現場指導業者，而僅只擔任公司與業者之協調者及橋樑。

1.17.2.1 溝通程序

外部客戶與波音飛機公司間之溝通工具包括電傳、電話或電子郵件，但正式溝通則必須利用該公司電傳（BOECOM）作資訊交換。依據波音技術代表手冊，

BOECOM 電腦系統為該公司專用於業者、遠距技術代表及波音總公司之溝通工具。

當技術代表收到華航工程師提出無法依維修手冊解決之問題時，技術代表會先建議工程部門做一必要之研究，如果與結構相關，工程師必須先行繪圖及提供相關資訊。這些工作須由業者自行完成，此時技術代表會將業者的要求轉總公司研究，獲得公司回應後，技術代表會先行檢視是否適當及完整，並答覆相關人員。

1.17.2.2 結構修理評估計畫之指導原則及諮詢

當問及波音技術代表與結構修理評估計畫 (RAP) 之間的關係時，技術代表表示，RAP 計畫是業界共同努力的成果。依據美國聯邦航空總署頒布的指令，波音飛機公司提供應業者有關 RAP 計畫施行方式之建議。

技術代表表示，RAP 計畫牽涉甚廣，且發展已有一段時日。由於華航尚未開始執行該計畫，且該計畫之內容可能因語言問題，致有些部分對非英語系國家人員不易瞭解，華航工程部門人員曾與技術代表就計畫內容討論。由於計畫僅為一指導原則，主要用以提供業者如何擬訂公司 RAP 計畫之參考，如果業者向波音飛機公司諮詢有關該計畫之內容時，必須提出正式申請。波音飛機公司無權核准業者之 RAP 計畫。

1.17.2.3 民國 69 年波音技術代表

依據波音民國 69 年 9 月版有關波音技術代表職責之文件，其職責如下：

波音技術代表之責任是協助業者解決影響波音飛機運作之問題，如訓練、有效的備用組件、地面支援裝備等方面，在履行任務時，必須：

1. 提供關於波音製造/設計之航空器，組件及設備的功能測試、維修及修理等問題之建議予客戶；
2. 協助客戶共同解決問題，或是將硬體安裝於波音的飛機上；

3. 協助客戶透過適當之管道採購適合飛機維修的備用件以及相關的設備；
4. 與總公司支援小組協調業者建議之修正或改變；
5. 調查與報告波音航空器所遭遇之技術問題，與總公司支援小組協調分析技術與運作問題，以決定維修程序、運作程序，或是改變設計來修正問題。引用維修及運作程序的改變以因應過渡時期，直到改變設計為止；
6. 為提昇波音航空器維修作業提供想法與建議；
7. 定期提報關於業者高階主管之見解，並不侷限於運作或維修困難等，任何可能對波音飛機產生嚴重的衝擊之項目都應該報告。

1.17.2.3.1 民國 69 年波音技術代表參與機尾觸地事件之情形

民國 69 年，波音派一位技術代表進駐華航，以下為曾參與 69 年機尾觸地事件之波音代表訪談紀錄摘要：

技術代表表示，該機於香港發生機尾觸地事件後，即飛渡回台北執行暫時性修理。當時技術代表與總工程師共同決定航空器受損之蒙皮需要更換，且須依據結構修理手冊完成永久性修理，當時之工程指令是要求華航應更換蒙皮，或是依據結構修理手冊於六個月內完成永久維修工作。

技術代表表示，他在閱讀過工程備忘錄後即同意華航之做法，而備忘錄之內容是在描述造成損傷的原因、損傷的位置、暫時性修理所需之物品，以及永久性修理的方法是應更換蒙皮，或依據結構修理手冊，詳細修理方法之描述不需要通知波音飛機公司。

技術代表表示，依據結構修理手冊，永久性修理應切掉受損之蒙皮、加裝填充物填平，以及以補片遮住損傷之區域，補片之尺寸至少應大於填充物三排鉚釘的範圍，若是縱桁受損則也應依據結構修理手冊來處理。

技術代表表示，通常暫時性修理只是在受損區域的外部加裝補片（並不會切掉受損區域），因為他並未實際看到華航的維修作業，所以並不清楚華航是否曾執行永久性修理；且當執行該項修理時，也未收到華航的通知。技術代表表示，由於華航有其品管系統去監控維修作業，故於修理作業時並不需要波音技術代表在場，當華航完成永久性修理後也未知會波音，且華航也沒理由知會波音技術代表，而是向其品管報告。

技術代表表示，技術代表並不為華航處理業務，因此，華航也沒有向波音報告的責任，技術代表只是於維修上提供技術協助予業者，以及波音航空器運作上之諮詢顧問等。

當航空器發生事故時，技術代表應當向波音報告，若波音同意航空公司提出之維修計畫，則波音不需作回應。技術代表表示，當他向波音報告華航在機尾觸地損害處理計畫時，若波音有任何意見（例如，如果波音認為六個月太長）會將其觀點表達出來，而波音在當時無意見。

技術代表表示，永久性修理華航可以不知會技術代表，如果於維修時遭遇任何困難，華航會於技術議題上向技術代表提出諮詢，否則華航不會與代表接觸，而代表也相信永久性修理應該不會有任何問題，若有問題，華航會與代表接觸，況且此項修理不是複雜的修理，而且若維修都是依據結構修理手冊實施，不需與代表聯繫，因此維修當時華航並未與代表聯絡。

1.17.3 交通部民用航空局

1.17.3.1 民航局歷史沿革

我國民用航空事業自民國 8 年設航空主管官署主管航空業務。38 年政府遷台後，為配合業務需要，61 年修訂民航局組織條例。至 76 年政府開放天空政策後，為因應航空事業之蓬勃發展，乃再積極進行修訂該局組織條例，嗣於 87 年 6 月奉准公布實施。

1.17.3.2 民航局組織

現今，民航局隸屬交通部，置局長 1 人，另設副局長 2 人、主任秘書 1 人。局下設企劃、空運、飛航標準、飛航管制、場站、助航、供應等 7 組及資訊、秘書、會計、人事、政風等 5 室。

目前民航局及所屬機構現有員額約 2,400 人。

1.17.3.3 民航局督導系統

依據民用航空法規之各項規定，民航局為管理與輔導民用航空事業之機關。其查核工作主要分航務及適航二大類，旨在確保飛航組員資格、訓練及簽派、航機操作皆能符合法規規定，以及航空器定期維護、修理均能達到適航標準。各項查核若發現缺點，均立即通知航空公司改進，並追蹤複查，直到確實改善為止。

1.17.3.4 查核系統

民國 84 至 86 年間，民航局重新調整其航空安全查核系統以符合國際民航組織之標準，目的為建立各項所需之法規、查核人力及訓練標準等。

民航局轄下所屬飛航標準組，係依據民航法執行航務及適航之查核以保障飛航安全；此外，該組也負責航空人員考驗、檢定、給證、登記、飛航安全相關政策之研擬與規劃及民航訓練機構之督導等業務，並即時更新民航法規以符合國際民航組織之標準。

航務/適航查核係依年度查核計畫實施，目的在確認航空公司運作遵守民航法規，每一項檢查均依其程序實施，例如停機坪檢查、工作場檢查、紀錄檢查等。

航空器維護計畫係為維持航空器處於適航狀態之維護需求，民航局對航空公司持續適航維護計畫之審核，係依航空器飛航作業管理規則與航空器適航檢定給證規則執行。依法每一航空公司都應遵照民航局核准之維護計畫執行航空器維護，民航局對航空公司維護工作之查核採取定期與不定期抽查方式實施，於查核期間若發現

違反規定時，則依法採取強制執行措施。

飛航標準組下之適航科負責航空器適航事務。

1.17.3.5 適航科之主要任務

民國 85 年以前，適航查核是依據民航局飛航安全查核要點（07-01B）實施，其主要檢查程序包含如下：

- 航空器適航查核：按機務查核紀錄表，於航空器申（換）領適航證時實施；
- 航空器工廠維護查核：按查核項目於航空器翻修、大修、改裝或三級以上檢查時實施；
- 航空器停機線查核：在各航空站對使用之航空器維護情況不定期予以抽查；
- 航空器修理廠所檢定查核：按「民用航空器修理廠所設立檢定規則」之規定辦理。

民國 85 年國際航空安全評鑑（International Aviation Safety Assessment，IASA）實施以後，民航局參考美國聯邦航空總署檢查標準，制定檢查員手冊供民航局檢查員參考使用，這些具體的工作項目包括：

技術管理

- 評估機件故障或差異報告；
- 提供技術協助；
- 失事調查；
- 事故調查；
- 抱怨調查；
- 違規調查。

檢定給證/核准

- 民用航空運輸業檢定；

- 民航局登記航空器維護計畫之核准；
- 航空公司航空器/發動機監控計畫之核准；
- 地面機機械員之檢定；
- 地面機機械員考試官之委任；
- 進場類別 CAT II/III 維護計畫之核准；
- 雙渦輪引擎航空器延展航程作業計畫之核准；
- 垂直高度隔離縮減計畫之核准；
- 維修授權之核准；
- 載重與平衡控制計畫之核准；
- 最低裝備需求手冊之核准；
- 手冊與後續修正版之核准；
- 技術文件之核准；
- 變異申請之核准；
- 持續分析與監控計畫之核准；
- 維修訓練計畫之核准；
- 航空器驗證飛行之實施；
- 緊急撤離/水上逃生程序核准；
- 航空器租賃契約之評估；
- 運渡飛航之授權；
- 適航證之更新給證。

監理/監督

- 主要基地設施檢查；
- 次要基地設施檢查；
- 過境場站檢查；
- 工作場檢查；
- 手冊檢查；

- 委託維護廠所檢查；
- 加油設備檢查；
- 停機坪檢查；
- 維護現場檢查；
- 訓練計畫檢查；
- 重量與平衡檢查；
- 結構檢查；
- 駕駛艙航路檢查；
- 適航指令檢查；
- 特殊工具以及測試裝備檢查；
- 維護檢查計畫檢查；
- 最低裝備需求手冊/廠家最低裝備需求手冊檢查；
- 機械員/檢驗員之檢查；
- 檢驗員紀錄檢查；
- 維護紀錄簿檢查；
- 委託維護場所設施檢查；
- 自我督察計畫檢查；
- 可靠性計畫檢查；
- 重大修理與改裝檢查；
- 地面除冰/防冰檢查；
- 短期維護時距展寬檢查；
- 保養困難報告系統；
- 發動機試車台檢查；
- 業者深度檢查。

1.17.3.6 民國 68 年至今民航局查核系統之演進

本會無法取得民航局於民國 85 年以前有關查核系統之相關文件及紀錄，根據

民航局政策，查核紀錄只保存兩年，而在 69 年代時任職於民航局的檢查員都已退休。

該局表示，當時（從民國 68 年至 85 年）航空法規並不如現在完整，航空安全查核系統在建置初期也不若現今系統完善，69 年時該局並沒有明確查核系統或查核計畫。此外，檢查員也缺乏工作手冊及訓練以執行飛安查核任務。

美國聯邦航空總署與民航局並無正式官方往來，民航局表示，美國聯邦航空總署發布適航指令時，適航驗證中心受民航局委託將其轉布為我國適航指令。航空器適航檢定給證規則第六條規定航空器使用人必須遵照航空器製造廠商及我國所發布之適航指令執行。

美國聯邦航空總署與民航局間之合作關係是透過各種協議管道進行，美國聯邦航空總署於民國 85 年對民航局進行國際航空安全評鑑以評鑑民航局對於國際民航組織標準及建議措施 (Standards and Recommended Practices, SARPs) 之符合程度，民航局被評為第二級。由於 85 年 IASA 評鑑結果，該局引進並仿效美國聯邦航空總署之查核系統，招聘檢查員、建立檢查員訓練計畫及檢查員手冊等，美國聯邦航空總署於 86 年覆評該局為第一級。

民國 85 年以前，由於民航局沒有適當之教官訓練檢查員，因此派遣不同領域之檢查員至奧克拉荷馬之美國聯邦航空總署訓練學院接受訓練。民航局於受國際航空安全評鑑之後，即聘請數位美國聯邦航空總署退休之專業人員擔任顧問協助建立檢查系統與提供檢查員初、複訓課程，同時民航局也依其訓練計畫派遣檢查員至美國聯邦航空總署接受在職訓練及其他專業訓練。

民國 86 年後，民航局派遣 4 位適航檢查員，其中 2 位負責維修，另 2 位負責航電，執行華航例行性檢查工作。檢查員皆募自航空公司，且取得民航局與美國聯邦航空總署維修人員執照，並於工作前接受民航局顧問授予之訓練。

美國聯邦航空總署對民航局進行國際航空安全評鑑前，民航局有航務檢查員

10 名及適航檢查員 11 名，目前航務檢查員已增至 28 人（包括客艙安全及危險品檢查員），適航檢查員為 24 人。

1.17.3.7 民航局與國際溝通之管道

由於我國並非國際民航組織的會員國，當詢問如何更新相關之國際航空法規時，民航局表示，該局設有法規與政策小組提供民航局及航空業者法規之修正版本及程序。一般來說，民航局是經由國際民航組織的 ESHOP 及 IHS AV-DATA 線上搜尋系統維持 FAR、JAR 及 ICAO 標準及建議措施（SARPs）的最新版本。再者，該局各組室也負責監控國際民航公約之各項附約所涵蓋的 SARPs，同時檢視國際民航組織附約之相關法規，並視需要每年修訂一次本國相關法規。民航局無法參與國際民航組織的工作團隊，或是與其工作人員討論台灣飛安之相關問題。

過去幾年中，國際民航組織已對其會員國針對第 1 號附約（人員檢定）、第 6 號附約（飛航作業）、第 8 號附約（適航）等規定之遵守情形進行評鑑²²，幾乎所有的會員國至少接受一次評鑑，也就是評鑑該國是否具備特定附約 SARPs 中之飛安監理能力。由於我國並非國際民航組織的會員國，因此，國際民航組織不對中華民國進行航空安全之評鑑。

1.17.3.8 民航局高齡航空器計畫

民航局表示，依據飛航作業管理規則第一百三十七條規定，航空業者應向飛機原製造廠獲取後續適航資訊，並採取必要措施；同時該局也會至美國聯邦航空總署或波音飛機公司網站蒐集高齡航空器之相關資訊。有關結構修理評估計畫之相關資料最初是由華航獲得。民航局於民國 90 年 5 月 28 日依據波音結構修理評估指引（Repair Assessment Guideline）核准華航 RAP 計畫。

事故發生後，民航局於民國 91 年 10 月 15 日參照法國民航局做法發布關於 RAP

²² 全球安全監理評鑑計畫（Universal Safety Oversight Audit Program, USOAP）。

之適航指令（AD 2002-09-02，Repair Assessment of Pressurized Fuselages）實施 RAP，適用機種包括：B737、B747、MD DC-9/MD-80 以及 A300-B4-200。此外，民航局也發布民航通告（AC 120-020，Damage Tolerance Assessment of Repairs to Pressurized Fuselages）要求航空器使用人採用經美國聯邦航空總署核准之結構修理評估指引，並將其納入維護計畫中。

1.17.3.9 主管機關對華航機務維修之監理

民航局對航空業者及其維護組織與合約廠商執行定期查核，以查驗航空器維護作業是否符合法規規定。民航局針對例行性機務維修檢查訂有年度檢查計畫，並制訂適航檢查員手冊，提供檢查員工作之指引。

民航局檢查員檢查航空業者維修運作，在於維修程序、設施、裝備、人員訓練、技術資訊、航空器/組件及紀錄是否適宜，且依據年度檢查計畫實施。民航局法規也同時要求航空公司管理階層須接受相關法規及公司的手冊訓練。自 86 年起，民航局指派 4 位適航檢查員負責華航維修作業之查核，檢查業務是依據檢查員手冊中之指引排定年度檢查計畫並據以執行，檢查之目的在確保維修人員確實遵守法規、公司政策及維修手冊等。此外，檢查員亦依法審核航空業者編訂並送審之手冊；如航空器維護計畫、特殊作業計畫、訓練計畫以及標準作業程序等。

除卻民航局查核外，華航也接受 FAA 以及 JAA 之查核，包括遵守 FAR 129、145 及 JAA 145 程序、設施、裝備、人員訓練、技術資訊、航空器/組件及紀錄等，此國際性查核與民航局之查核並行。

1.18 其他資料

1.18.1 殘骸打撈

1.18.1.1 說明

確認 CI611 事故發生後，政府立即在馬公機場航廈二樓設立空難中央緊急應變中心，由交通部部長擔任現場指揮官，民航局局長擔任副指揮官，本會亦同時在馬

公空軍基地成立指揮中心。搜救作業早期，空難中央緊急應變中心與本會協力搜尋罹難者遺體及飛航紀錄器水下定位發報器訊號，直到 Jan Steen 號打撈船抵達，現場指揮權由空難中央緊急應變中心轉移至飛安會，持續海底遺體及殘骸之打撈作業。

殘骸打撈作業分為四個階段，有些階段於時程上有所重疊：

第一階段（民國 91 年 5 月 25 日至 6 月 10 日）

海軍及海巡署船艦打撈漂浮殘骸及遺體，搜尋飛航紀錄器水下定位發報器（Underwater Locator Beacon，ULB）訊號及散佈海底之殘骸。

第二階段（民國 91 年 6 月 2 日至 7 月 3 日）

亞太公司船隻打撈遺體及殘骸。

第三階段（民國 91 年 6 月 14 日至 9 月 16 日）

Jan Steen 號打撈船進行遺體、殘骸打撈作業。海軍救難大隊及 Jan Steen 撈獲紀錄器。

第四階段（民國 91 年 9 月 16 日至 10 月 17 日）

拖網式殘骸打撈。

該四階段之打撈作業說明如下述，民國 91 年 5 月底至 10 月初事故地區之環境條件如下：

- 風速 3 至 5 級，最大陣風 8 級；
- 風向 北風及西南風；
- 水下洋流 2 至 5 節；
- 洋流方向 西北；
- 浪高 1 至 2 公尺。

殘骸散佈區域深度約 50 到 70 公尺，海底為平坦沙地。

殘骸打撈期間有三個颱風經過事故地區，每次颱風經過皆耽誤打撈作業約 6 至 8 天。

1.18.1.2 第一階段作業情形

第一階段打撈作業於事故當天下午，搜救直升機發現漂浮殘骸、燃油痕跡及罹難者遺體開始。此階段作業包括三項任務：搜尋並打撈漂浮殘骸及遺體、繪製殘骸分佈圖及搜尋紀錄器水下定位訊號。

1.18.1.3 第二階段作業情形

與華航簽約之亞太公司負責初期遺體及殘骸打撈作業，亞太公司使用 1,254 噸駁船（見圖 1.18-1 左），一具 250 噸起重機及 15 名潛水員，船上備有減壓室，船隻本身無動力，潛水作業前需以平台船協助錨泊。潛水員兩人一組，在 65 至 70 公尺深海床工作，作業時間（包括由海面到海底時間）不能超過 30 分鐘。依據海況，潛水員需在不同深度停留進行自然減壓，自然減壓可減少在減壓室停留之時間，否則必須直接進入減壓室進行減壓。亞太公司在本階段之打撈過程中撈起一號及四號發動機、第 526 號殘骸、右翼上蒙皮、第 487 號殘骸（上部甲板）、第 546 號殘骸、連著 L3 號門之左起落架，並撈獲 15 具遺體。亞太公司於民國 91 年 7 月 3 日解約。

打撈初期，撈獲殘骸暫置於空軍馬公基地棚廠，後因撈到之殘骸體積龐大，空軍馬公基地棚廠無法容納，故後續撈獲之殘骸皆暫置海巡署第三號碼頭（見圖 1.18-1 右）。



圖 1.18-1 亞太公司打撈作業用 1,254 噸駁船（左），海巡署第三號碼頭（右）

1.18.1.4 第三階段作業情形

民國 91 年 6 月 12 日，指揮中心遷至高雄港務局馬公辦事處大樓五樓。指揮中心負責整體作業之指揮、管制與協調連繫，包含打撈船、殘骸偵測船、海巡署船隻及平台船之調度。

與華航簽約之環球企業公司打撈船 Jan Steen (見圖 1.18-2)，於民國 91 年 6 月 14 日抵達馬公，該船備有二套動態定位系統、飽合潛水室、16 位潛水員及 100 匹馬力遙控作業載具 (Remote Operating Vehicle, ROV)，該載具備有聲納、兩具 180 度水下攝影機及兩隻機械手臂。若天氣狀況允許，該船潛水仗及 ROV 可 24 小時持續工作，然因海流影響，每日打撈作業約為 12 至 16 小時。



圖 1.18-2 Jan Steen 打撈船

參與紀錄器打撈作業團隊有二：海軍救難大隊與 Jan Steen 潛水員，座艙語音紀錄器由 Jan Steen 潛水員於民國 91 年 6 月 18 日撈獲，而飛航資料紀錄器由海軍救難隊潛水員在 91 年 6 月 19 日撈獲。

兩具紀錄器大約相距 610 公尺，相對位置詳圖 1.18-3。

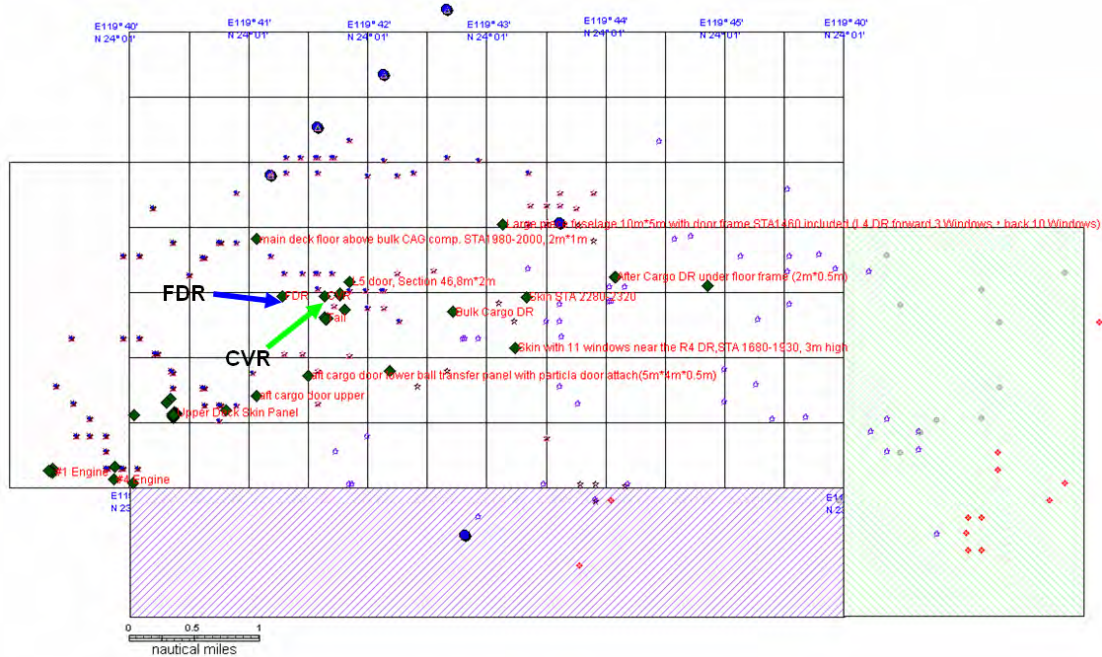


圖 1.18-3 兩具紀錄器與其他殘骸分佈圖

經長時間海底掃描作業，目標定位日益精準，殘骸分佈範圍分四個區域，分別以紅色、黃色、綠色及藍色標示如 1.12 節所述。搜尋區域以及各區域撈獲主要殘骸列於表 1.18-1。

表 1.18-1 搜尋區域及撈獲主要殘骸一覽表

區域	位置	發現
紅區	N 24 02' 00" E 119 47' 00" N 24 02' 00" E 119 39' 48" N 23 59' 12" E 119 39' 48" N 23 59' 12" E 119 41' 00" N 23 56' 00" E 119 41' 00" N 23 56' 00" E 119 47' 00"	紅區所包含之範圍約 73 平方哩 (10.1 哩 X 7.2 哩) 此區域所撈獲之航機殘骸，包括早期沿著飛航軌跡散落的部分。 紅區所撈獲之殘骸：機尾、機身 48 段、後加壓艙隔框、大部分之機身 46 段、飛航資料紀錄器、座艙語音紀錄器、後段之廚房、46 段之機門、後貨艙門、散貨艙門、貨艙地板、及後段與散貨艙隔框。
黃區	N 23 59' 12" E 119 39' 48" N 23 59' 12" E 119 41' 00" N 23 57' 48" E 119 41' 00" N 23 57' 48" E 119 39' 48"	黃區所包含之範圍約 1.8 平方哩 (1.5 哩 X 1.2 哩)。此區域一般被稱為主殘骸區。 黃區所撈獲之殘骸：機身 41 段、42 段、44 段、部分之 46 段機身、駕駛艙及儀表面板、左、右機翼、飛操系統、機翼中段、鼻輪與機翼起落架、左主起落架、前貨艙門、四個部分的機翼支撐結構，大部分沉入海底之罹難者遺體皆於此區撈獲。
綠區	N 23 57' 48" E 119 41' 00" N 23 57' 48" E 119 36' 00" N 23 54' 30" E 119 36' 00" N 23 54' 30" E 119 41' 00"	綠區所包含之範圍約 13.5 平方哩 (3.3 哩 X 4.1 哩)。此區域位於飛航軌跡之前方。 綠區所撈獲之殘骸：四個發動機及發動機之支撐結構、發動機排氣罩及各式發動機組件。右主起落機於此被漁網網住。

區域	位置	發現
藍區	N 24 01' 15" E.119 38' 00" N 24 01' 15" E.119 39' 50" N 23 57' 48" E 119 39' 50" N 23 57' 48" E 119 38' 00"	藍區所包含之範圍約 6.5 平方浬 (3.6 浬 X 1.8 浬)。此區域位於紅區西邊且緊鄰紅區。 雖然於早期在藍區有目標被定位，但並未從此區撈獲任何殘骸。

於本階段另撈獲有 78 具遺體及發現 401 處殘骸潛在位置。

1.18.1.5 第四階段作業情形

第三階段中，Jan Steen 利用 ROV 聲納偵測到部分殘骸，包括未於先前偵測作業中被發現之殘骸。然在大型殘骸打撈作業完成後，使用潛水員及 ROV 打撈剩餘小型殘骸變得困難且效果不佳。海床上泥沙移動、潮汐、海流與颱風造成許多小片殘骸被埋在泥沙中。經過仔細考量，本會決定以拖網方式進行剩餘之殘骸打撈。

拖網作業由中科院提供技術支援，該院在拖網船上安裝整合型導航系統，配有全球定位系統 (Global Positioning System, GPS)、軌跡記錄、拖網路線管理以及即時位置回報等功能，協助拖網船之導航，並提供指揮中心監控拖網船位置及軌跡之資訊。

Jan Steen 打撈船持續作業至 9 月 16 日本階段開始後才停止任務。網拖作業從 9 月 16 日起至 10 月 17 日，共雇用 5 艘拖網船，計劃工作 7 天，每天 24 小時連續作業。所有拖網船裝有起重 2,000 公斤之絞盤，另雇用一駁船及平台船作為殘骸暫存及運送任務。

拖網作業期間，東北季風已開始影響澎湖地區天氣，致拖網作業中斷數次。拖網作業總共撈獲 97 片殘骸，大部分是機體結構件及系統零件，殘骸打撈作業於民國 91 年 10 月 17 日結束。

1.18.1.6 殘骸處理與運送

考慮後續殘骸檢驗及集中保存需要，CI611 殘骸由馬公港兩處放置地點經駁船運至桃園竹圍漁港，再由拖車運往空軍桃園基地 1 號及 2 號棚廠，紅色區域撈獲之

殘骸包括 46 段結構殘骸置於 2 號棚廠，其餘殘骸存放在 1 號棚廠。

1.18.1.7 殘骸編號

殘骸打撈上岸運至馬公，大型殘骸均被編號識別，並掛上標籤。紅區撈到殘骸被歸為另一類。主殘骸區撈起之小型殘骸用裝箱保存並共用一編號，經檢查後再個別標示。每一標籤註明殘骸編號及撈獲處經緯座標。打撈初期，曾使用多種材質標籤，後因耐久考量選擇被膠帆布材質標籤。標籤分成紅、黃、綠及藍色，視殘骸撈獲區域而定。白色標籤代表其打撈位置不詳，如被附近作業漁船撈到之殘骸。

在空軍桃園基地棚場進行殘骸檢驗時，部分殘骸因特別原因亦予以標示，例如在運送過程中碎裂的殘骸繼續分解斷離等。

拖網期間撈獲殘骸之標示作業於馬公港進行，因拖網作業特性之故，殘骸撈獲地點座標無法得知，代之以打撈日期及船隻編號標示於標籤上。因拖網船於特定區域作業，以船隻編號即可對應打撈區域。當需要時，亦可查詢標籤內容，可能縮小殘骸撈獲區域之範圍。

1.18.1.8 殘骸資料庫

殘骸資料庫係利用 Excel 分頁表平台建立，包含所有殘骸標籤上之紀錄資料。每一殘骸資訊皆作多項分類以利調查時之分類查詢並與資料庫整合。主殘骸資料庫包含撈獲之 719 件大件殘骸（詳見附錄 13）。

1.18.1.9 結論

整體而言，CI611 事故調查之殘骸打撈作業持續將近 5 個月，撈獲約 1,500 片殘骸與 175 具遺體。結合所有海底量測資料與殘骸撈獲位置，整理出殘骸分佈圖（詳如圖 1.18-4），尚有 50 具遺體與大部分 46 段殘骸未被發現。

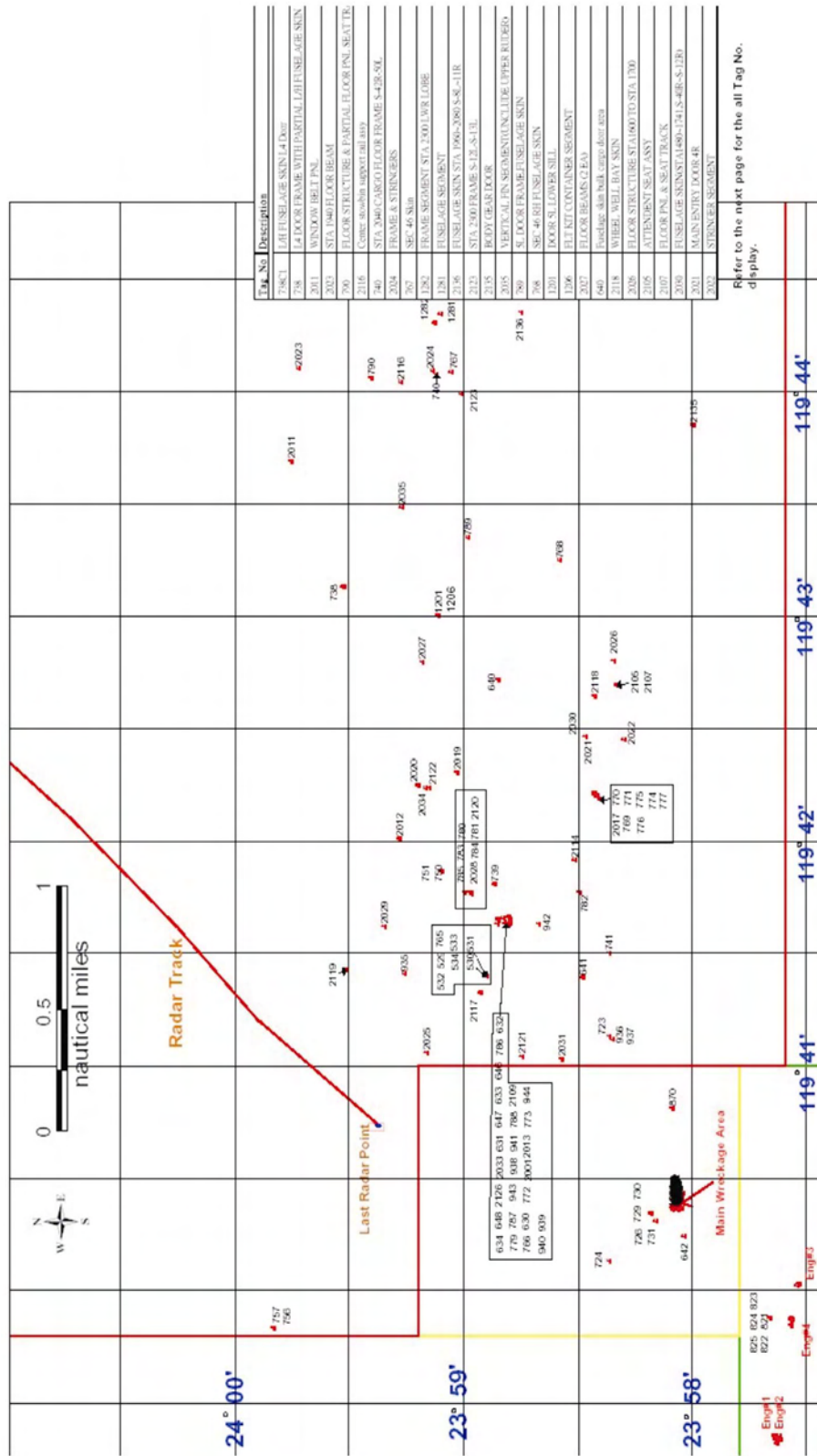


圖 1.18-4 殘骸分佈圖

1.18.2 保安

經檢視所有相關紀錄包括：出境航空器清艙檢查記錄表、組員申報表、旅客艙單、貨物艙單、貨主出口報單、旅客投保紀錄查覆結果、旅客身分背景清查表，未發現與事故航空器保安相關證據。

1.18.3 結構修理評估計畫 (RAP)

1.18.3.1 背景

民國 77 年，一架美國客機因結構失效失事，引起社會大眾及航空業界對高齡航空器適航議題之嚴重關切。同年，美國國會通過航空安全研究法案 (Aviation Safety Research Act)，以增加美國聯邦航空總署之工作範疇，包括促進維修技術之研究，及偵測航空器結構之裂紋裂紋、脫層 (de-lamination)、及銹蝕之起源等。

美國聯邦航空總署曾召開數次會議討論高齡航空器議題，第一次會議於民國 77 年 6 月舉行，同年 8 月設立確保適航任務編組 (Airworthiness Assurance Task Force, AATF)，此編組為美國聯邦航空總署研究及工程暨發展諮詢委員會轄下之團體，成員包括航空器使用人代表、航空器製造廠、主管機關及其他航空團體。AATF 設置 6 個研究要件，目的為保持高齡航空器機隊之安全。

這些要件為：

- 結構修改計畫 (Structural Modification Program)；
- 腐蝕預防及控制計畫 (CPCP)；
- 結構維護計畫指引 (Structural Maintenance Program Guidelines)；
- 檢視及更新結構補充檢查文件；
- 修理之容損 (Damage Tolerance of Repairs)；
- 防止廣泛疲勞損傷計畫。

民國 80 年 1 月，美國聯邦航空總署成立航空法規制定諮詢委員會 (Aviation Rulemaking Advisory Committee, ARAC)，提供美國聯邦航空總署在安全相關法規

制定之方向及建議。81年11月，AATF改隸ARAC，並重新命名為確保適航工作小組（Airworthiness Assurance Working Group，AAWG），AAWG任務之一為判定那些高齡航空器需要開始及強制執行結構修理評估計畫，而波音B747-200型機被認定為高齡航空器之機型之一。

最初由航空器製造廠準備特定機種之結構修理評估指引，向航空器使用人提出並徵詢業者改善建議。此期間，AAWG主導兩項調查，涵蓋已由營運使用中退役之65架航空器，共1,051次維修。85年12月公布兩項調查結果，發現約有40%維修係屬適當，而剩下的60%則需要額外檢查。AAWG建議，機身結構修理評估運作規則應針對所有高齡航空器機型，包括機身蒙皮、機門蒙皮及隔框腹板等機身加壓區之修理須執行容損評估（Damage Tolerance Assessment）。

民國86年12月，美國聯邦航空總署發布以結構修理評估為主題之NPRM 97-16（Notice of Proposed Rulemaking，NPRM），正式法規於89年4月25日公布，生效日為同年5月25日，通過之新法規包括14 CFR 91.410；121.370；125.248及129.32。法規闡明，航空器使用人對於特定型別之航空器須於規定之起降次數內或於90年5月25日以前，將結構修理評估計畫指引併入航空器維護計畫且修訂航空公司營運規範，否則該航空器（包括B747-200機型）不能運作。

B747型機執行結構修理評估計畫之執行門檻為15,000個起降次數。

1.18.3.2 早期修理相關議題

高齡航空器之修理受到關切，係因其於使用期間可能產生金屬疲勞、銹蝕或其他損害。此種損害可能發生於修理部位或其鄰近結構區，最後可能導致結構失效。航空器結構修理評估計畫之目的在確保修理後，該修理部位及其鄰近結構之完整性。

依據美國聯邦航空總署研擬法規制定通告NPRM 97-16，修理後之結構面臨較原始結構更大之挑戰，因每一個修理都是獨特的，且針對特定損害而設計。原始結

構特性可藉由實驗及其他航空器運作經驗預測之，然結構修理後之特性及其對疲勞特性之影響是否與未維修過之結構相同，則不確定。

NPRM 97-16 亦闡釋，依航空器使用紀錄及針對使用中與停用之航空器所做之調查顯示，目前航空器維修後之狀況良好。航空器使用年限愈久，修理數量與修理後使用時間持續增加，隨之而來的是對修理間相互影響之不可預知，以及自發性的失效，或於修理區域之其他損害。持續飛安運作需仰賴完善之維護計畫（適時、適所以及使用適當技術執行及檢查）。此外，航空器製造廠結構修理手冊中某些修理敘述非依現今之標準設計。根據結構修理手冊早期版本執行之維修工作，依現今方法評估，可能需要額外檢查以確保結構之安全性。

1.18.3.3 結構修理評估計畫執行情序

結構任務小組成立之目的在發展所有高齡航空器機種之共同計畫，業界同意分三階段執行結構修理評估。

第一階段透過目視檢查蒐集修理資料，由航空業者確認可能需要執行補充檢查之航空器結構修理區域。第二階段使用第一階段所蒐集資料，判定修理之類別。第三階段決定結構修理之需求。

需要補充檢查或更換修理時，航空器使用人須依當初修理日期訂定檢查之門檻。

1.18.3.4 結構修理評估門檻及寬限期

制定強制性持續適航規定時，就如結構修理評估計畫，牽涉到執行門檻及寬限期之決定。此種檢查計畫是由航空器製造廠擬定，並經航空器設計國核准，而由航空器登記國決定是否強制執行。

依據美國聯邦航空總署適航指令手冊，決定強制性持續適航規定時限時，執行門檻與寬限期之時間係兩項必須考量之要素。

執行門檻代表航空器於某使用期限內應執行某種行動以偵測或預防不安全狀況發生。執行門檻可使用起降次數、歷日時間或飛航小時等，依據何種因素對於某特定問題影響較大來決定。

寬限期是對航空器、組件或發動機等，在發布持續適航要求時已超過執行門檻提供緩衝。寬限期之目的在避免航空器不必要之停機。在決定適當寬限期時，必須同時考量不安全狀況之急迫程度、執行必要工作所需時間、必要更換組件之取得、航空業者例行維修時間表、及其他影響業者遵守該要求因素等取得平衡。有時可能需將航空器停飛，但大部分情況，寬限期可避免航空器被停飛或是干擾正常維護計畫。

1.18.3.5 FAA 核准之波音 747 結構修理評估指引

依據波音 747 結構修理評估指引，文件編號 D6-36181，修理檢視須依圖 1.18-5 流程圖執行：

在法規生效日民國 89 年 5 月 25 日，航空器之起降次數若少於 15,000 時

在航空器到達 15,000 個起降次數，或法規生效日後一年內，兩者中較晚達到者，須將結構修理評估指引納入維護計畫中。並於航空器將結構修理評估指引納入維護計畫後之下次重大檢查前（D Check 同等級），但不超過 22,000 個起降次數，開始對航空器進行評估程序（至少完成修理檢視）。

在法規生效日民國 89 年 5 月 25 日，航空器起降次數若大於 15,000 但小於 20,000 個起降次數時

在航空器到達法規生效日後一年內，須將結構修理評估指引納入維護計畫中。並於航空器將結構修理評估指引納入維護計畫後之下次重大檢查前（D Check 同等級），但不得超過 22,000 個起降次數，開始對航空器進行評估程序（至少完成修理檢視）。

在法規生效日民國 89 年 5 月 25 日，航空器起降次數若大於 20,000 時

在航空器到達法規生效日後一年內，必須將結構修理評估指引納入維護計畫中。並於航空器將結構修理評估指引納入維護計畫後，在航空器到達 22,000 個起降次數，或是在繼續飛航 1,200 個起降次數之內，兩者中較晚達到者，開始對航空器進行評估程序（至少完成修理檢視）。

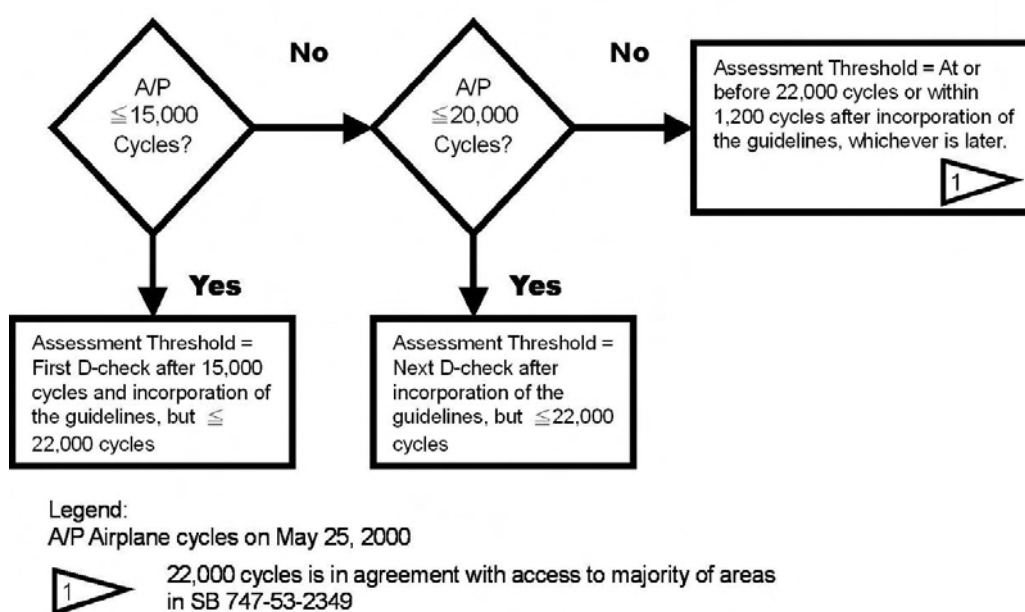


圖 1.18-5 FAA 核准之波音 747 結構修理評估指引流程圖

1.18.3.6 決定評估門檻之背景

依據美國聯邦航空總署核准之結構修理評估指引，採用 22,000 個起降次數為評估門檻之原因係因 22,000 個起降次數與 SB 747-53-2349²³所訂定之門檻值一致。該 SB 顯示，22,000 個起降次數係 747 結構工作小組（Structure Task Group）之決定。

²³ 重複檢查機身內部結構以找出裂紋，該 SB 係與高齡航空器相關之服務指引，與 RAP 無直接相關。

對本會詢問結構修理評估指引（Repair Assessment Guideline，RAG）D6-36181 文件中，為何決定採取 SB 747-53-2349 之實施期限作為 RAP 實施期限，波音表示：

波音曾檢視結構工作小組對實施期限之相關文件，但無法找到其與業界/監理機關對實施期限之討論紀錄。然在相關文件序言中指出，文件之產生與檢視皆出自結構任務小組。

航空器超過 15,000 個起降次數後，選擇 22,000 個起降次數作為航空器結構修理評估門檻，原因有二：

1. 技術理由

公布於 SB 747-53-2349 之疲勞測試結果，及機身蒙皮及其週邊接合處進行測試之 SB 747-53-2367 測試結果顯示，每 22,000 個起降次數須檢查外部接合處一次。蒙皮接合處之構造與 SRM 中蒙皮修理後狀況幾乎相同。因此，對蒙皮接合處 22,000 個起降次數之檢查門檻，亦可同樣運用於蒙皮修理。

2. 運作考量

如前述 22,000 個起降次數之門檻與 SB 747-53-2349 中強制重大維修要求一致。該公告要求由內部檢查大部分機身結構，而 RAP 中之一項目標即要求於航空器超過設計使用年限後，不得晚於下次重大維修前完成評估。SB 747-53-2349 中現存強制檢查方法符合該目標。

為何 747 結構工作小組決定以 22,000 個起降次數為實施期限，波音表示：

結構工作小組在評估門檻時，將焦點放在 15,000 個起降次數，乃依據結構修理手冊維修後，極多次的耐力分析而來。選擇 22,000 個起降次數之最大評估門檻係依循 SB 747-53-2349 中現存強制內部檢查要求。而依 SB 747-53-2367 理念，此門檻亦可被接受。SB 747-53-2349 內部結構

檢查及 SB 747-53-2367 蒙皮接合處之檢查要求，係根據大量的疲勞測試，且經與 RAP 不同之獨立結構工作小組檢視。在裂紋產生與疲勞發展測試中，蒙皮接合處（與典型之 SRM 蒙皮修理細節相同）被密切監視，該測試資料則作為建立門檻之基礎。

1.18.3.7 華航之結構修理評估計畫

華航 B747 型機隊包括 B-18255 在內，皆在 RAP 涵蓋範圍。該公司遵守美國聯邦航空總署法規 FAR-129²⁴規定，編寫結構修理評估手冊。

華航總工程師室結構組為 RAP 評估及導入之單位。結構組組長表示，該組於民國 89 年時收到波音關於 RAP 之訓練電報，由於該公司有數架航空器機齡超過 20 年，因此選派兩名工程師至波音接受 RAP 訓練，並開始計劃 RAP 實施等工作。

依據華航文件，收到波音結構修理評估指引 D6-36181 後，系統工程部門於民國 90 年 2 月 21 日發布 EO 740-53-00-0003（於特定維修狀況下機身加壓區蒙皮檢查），並發布 QP08ME119（結構修理評估實施程序），民航局於 90 年 5 月 28 日核准華航之結構修理評估手冊。

1.18.3.7.1 B-18255 之結構修理評估計畫

紀錄顯示，B-18255 於民國 89 年 5 月 25 日累積達 19,447 個起降次數，90 年 5 月 25 日則為 20,402 個起降次數。根據波音 RAG D6-36181，B-18255 於結構修理評估指引納入維護計畫後之下次重大檢查前（D Check 同等級），但不得超過 22,000 個起降次數，應進行評估程序（至少已完成修理檢視）。該公司修護工廠部門包括品質管制、修護管制、生產管制、結構維護、場站維護、總工程師室以及非破壞性檢驗等單位，於 90 年 10 月 2 日召開 B-18255 RAP 實施評估會議。依據結構組組

²⁴ FAR-129 規範飛航美國之外國航空公司運作。

長訪談及會議紀錄，B-18255 結構修理評估訂於 7C 檢查時（91 年 11 月）執行。訂於 7C 檢查是因 B-18255 補片修理紀錄不足，因此會中決定於 6C 檢查期間建立維修文件，如此 7C 檢查時對完成結構修理評估所須時程會有較好的掌握。

如 1.6 節所述，華航結構工程師於民國 90 年 11 月，即 B-18255 6C 檢查期間完成補片繪圖工作。

1.19 殘骸重建

CI611 事故調查中共使用三種殘骸重建方式，包括：二維硬體重建、三維硬體重建及三維軟體重建。

1.19.1 二維硬體重建

為對撈獲殘骸進行有效且系統性之檢驗，並進一步探討 CI611 事故航機結構解體順序，本會先在空軍桃園基地二號棚廠進行機身 46 段殘骸之二維重建。二維重建係將殘骸依其於航空器之相對位置放置（如圖 1.19-1），只有 46 段機身殘骸被選擇重建，並按其在航空器之相對站及縱桁編號排列於二號棚廠地面，排列時以機腹中線為中心，機首朝向大門，將殘骸對稱鋪排於中心線兩側。二維硬體重建情形詳如圖 1.19-2。

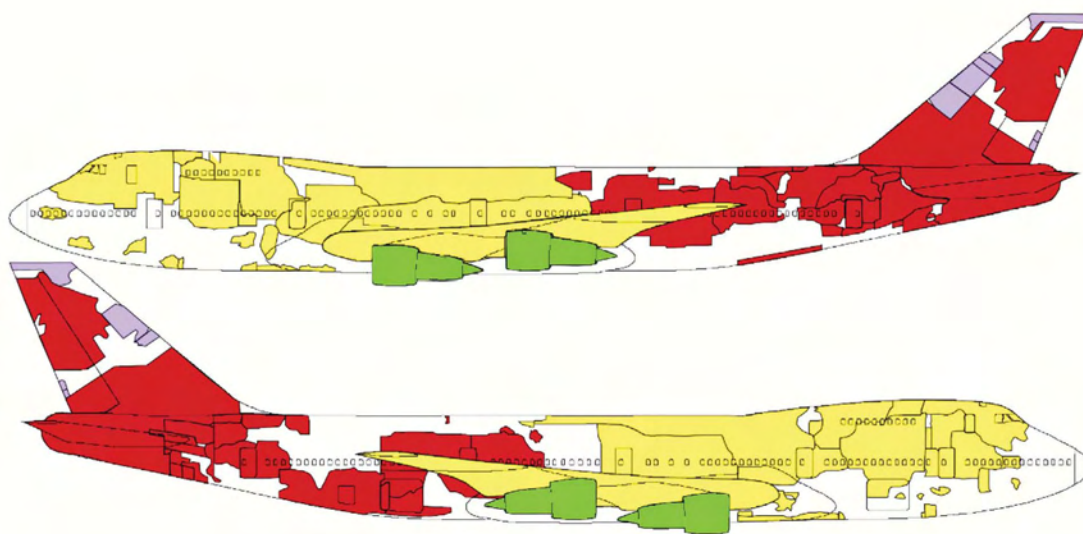


圖 1.19-1 殘骸於航空器之相對位置



圖 1.19-2 位於空軍桃園基地二號棚廠之二維硬體重建

1.19.2 三維硬體重建

三維硬體重建之目的在提供調查員以立體角度，觀察各殘骸實際大小、外型及相互間之相對位置，藉此檢驗事故航機解體時應力傳遞情形，並提供調查員殘骸間相互關係之目視立體環境，以助瞭解航空器解體時各殘骸之相互關係。三維硬體重建範圍為自機身第 1320 站至後加壓艙隔框，包含 44 段部分殘骸、46 段所有殘骸以及 48 段部分殘骸。總計固定在結構模型框架上共 34 片殘骸。此三維硬體重建於民國 91 年底開始，92 年 4 月 17 日完成。完成之三維硬體重建結果如圖 1.19-3 及圖 1.19-4。



圖 1.19-3 三維硬體重建（機身右側）



圖 1.19-4 三維硬體重建（機身左側）

1.19.3 三維軟體重建

三維軟體殘骸重建及展示系統（3D Software Wreckage Reconstruction and Presentation System, 3D SWRPS）為一虛擬之重建系統，目的在協助 CI611 以及未來類似之空中解體事故調查。本系統需結合之資訊包括殘骸資料、三維雷射掃瞄技術以及本會調查實驗室所研發之圖形應用技術等。

在開發 3D SWRPS 計畫所使用之相關資料如表 1.19-1。

表 1.19-1 3D SWRPS 所蒐集資料

項目	資料描述	模型種類	日期
1	參考模型	B747-200 CATIA 模型（高解析度）	91/11/25
2	參考模型	B747-200 動畫模型（低解析度）	91/11/2
3	實機掃瞄模型	華航 B747-200 貨機	91/12/16
4	殘骸掃瞄	161 片殘骸	92/1/20

為快速並精確建立 CI611 機身 44、46 及 48 段殘骸之模型，本會使用長距離之三維雷射掃瞄器，將桃園棚廠內之殘骸數位化。該系統之架構及施作流程介紹如下：

- 三維殘骸物件數位掃瞄：以雷射掃瞄器掃瞄各個殘骸後，殘骸物件即可數位化，掃瞄後之殘骸物件，以雷射掃瞄器及其他光學系統常用之點雲圖（point clouds）格式儲存（圖 1.19-5）；
- 多組物件資料組合（aligning）：在數位化各個殘骸物件時，必須轉動殘骸或移動掃瞄器，以獲得殘骸不同方位之表面資料。得到多組殘骸之表面資料後，將各個表面資料組合在同一座標上，成為一完整之三維物件；
- 多組物件資料重建（merging）：三維虛擬重建可依調查人員需求，將組合後之三維殘骸物件，放置於電腦參考模型上之正確位置，參考模型乃由波音原型機之 CATIA 模型轉換而來，此步驟亦以平均化重疊部分以刪除雜點（圖 1.19-6）；

- 網格編輯及尺寸縮減：為考量電腦之記憶體空間，此步驟利用網格化工具縮減三維模型檔案尺寸；
- 手動編輯表面：某些不規則之物件表面仍需以手動方式編輯，以免物件資料流失；
- 表面貼圖：若有需要，調查人員可利用原殘骸之彩色照片，為殘骸物件建立表面貼圖；
- 空中解體動畫：此模型最主要之功能係能與雷達資料、彈道分析、風向風速等資料結合，模擬空中解體之順序。

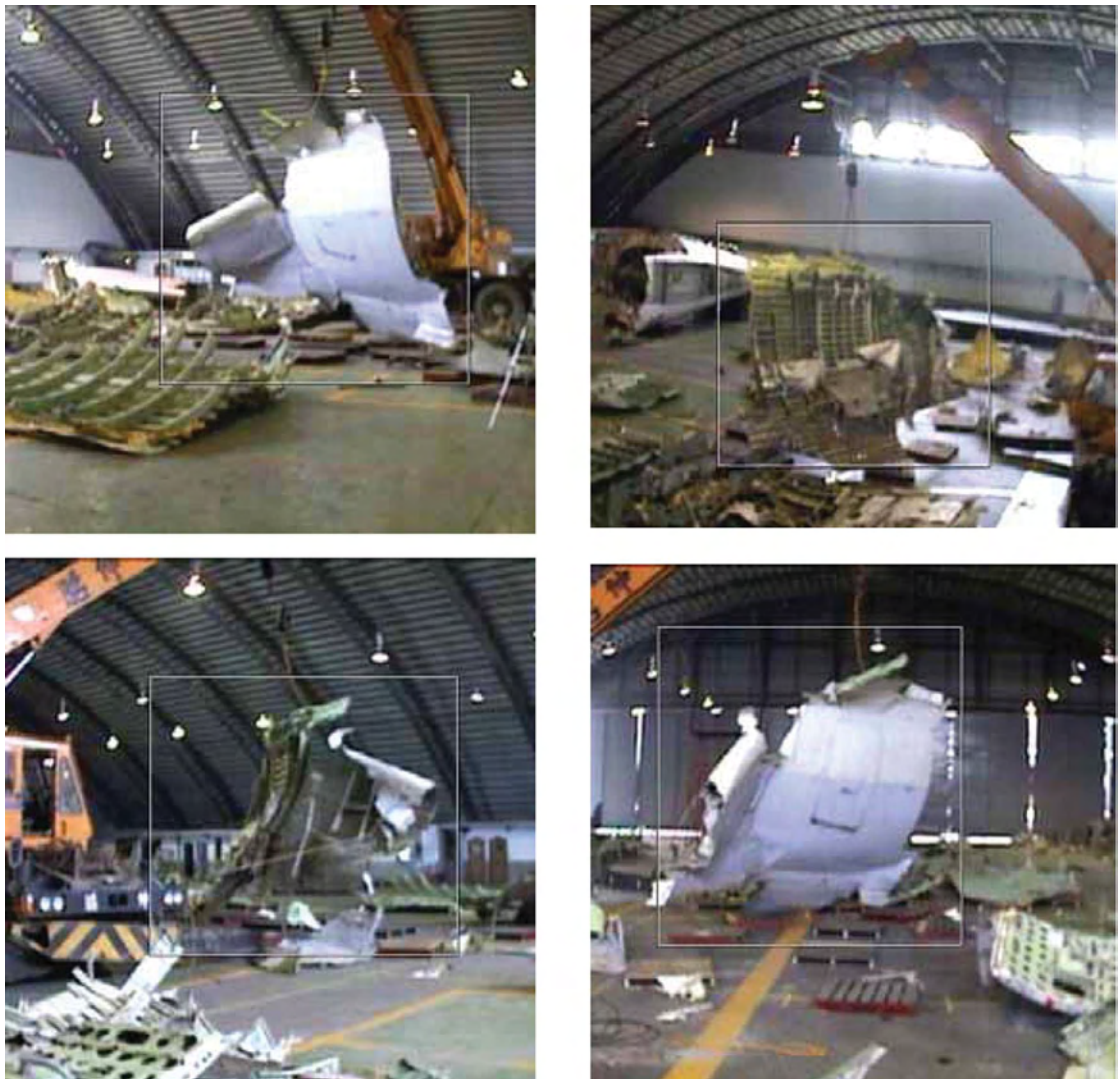


圖 1.19-5 殘骸數位化過程 (編號 640 殘骸)

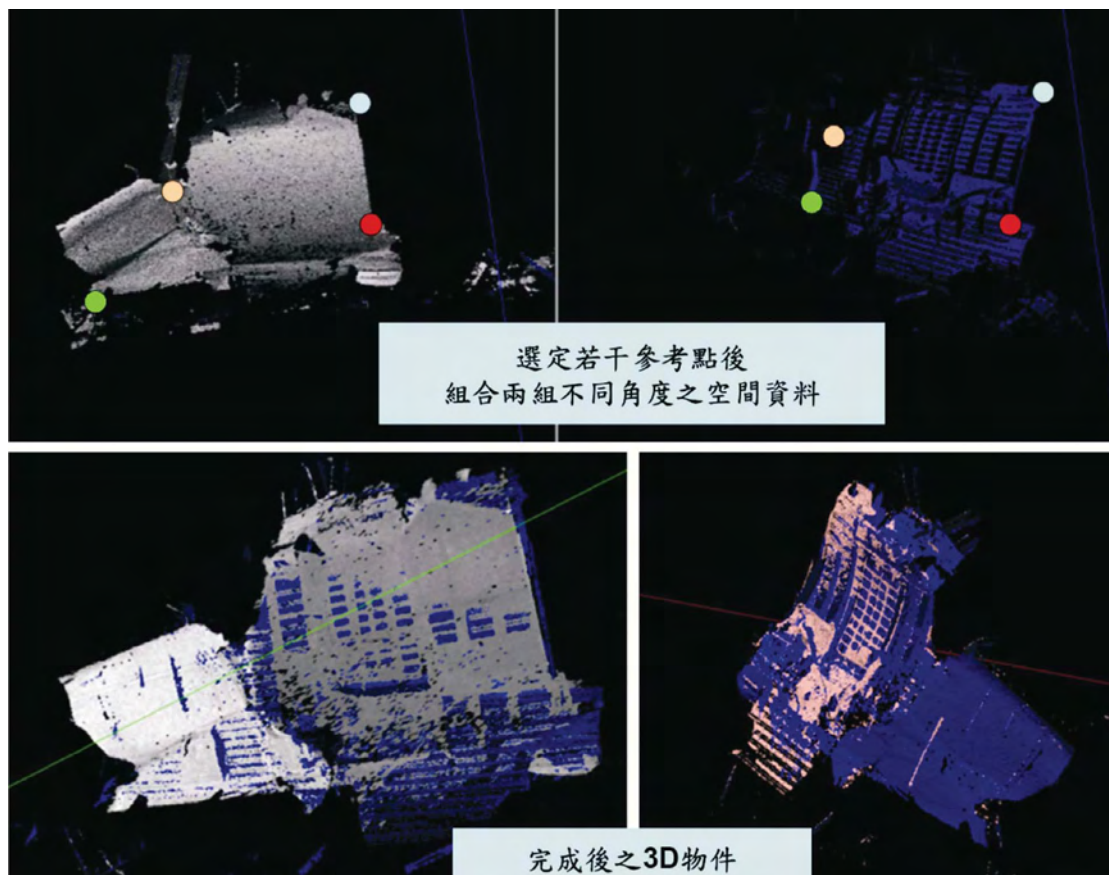


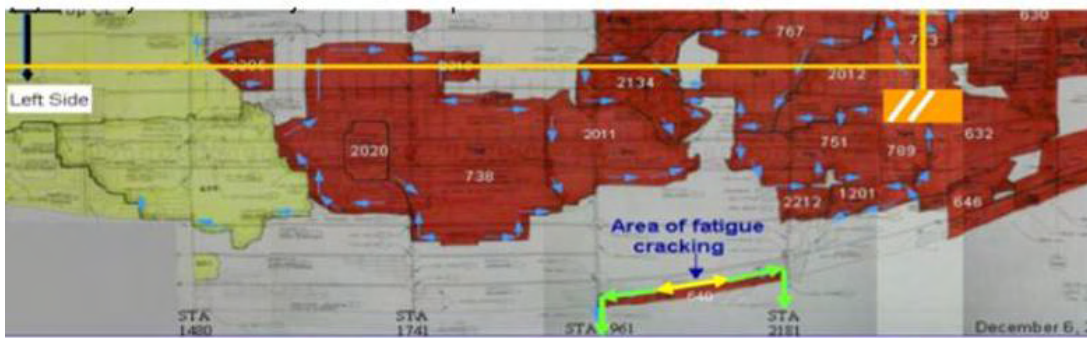
圖 1.19-6 多組物件資料結合示意 (編號 640 殘骸)

圖 1.19-7 為最後三維軟體重建與二維平面圖之比較(機身 46 段左側), 圖 1.19-8 則為三維硬體重建及軟體重建之比較。

可歸納三維軟體殘骸重建及展示系統之主要優點如下：

1. 無殘骸存放問題；
2. 重複使用性高：本系統一旦建置完成，可重複使用於其他事故調查；
3. 費用約為硬體重建一半；
4. 具備與動畫模擬系統結合之彈性，以利後續之分析工作。

(a) 2D layout with body fracture sequences



(b) 3D software reconstruction with reference frame

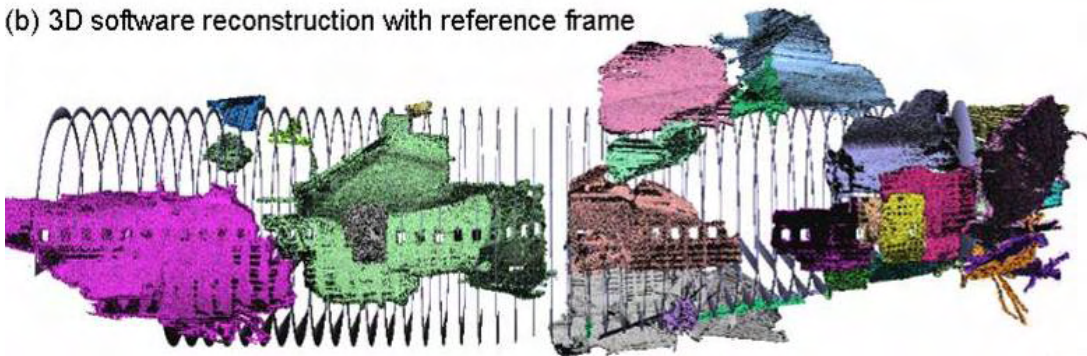


圖 1.19-7 二維平面圖與三維軟體重建之比較 (機身左側)

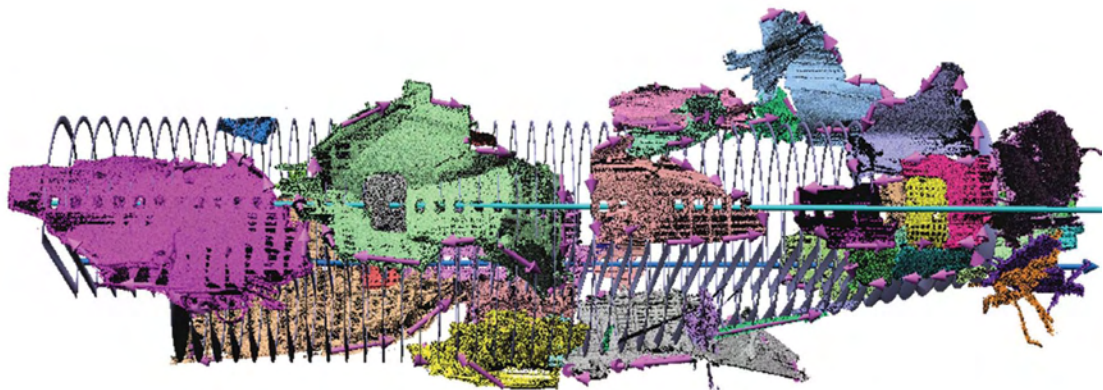


圖 1.19-8 三維硬體及軟體殘骸重建之比較

本頁空白

第二章 分析

本章針對第一章所述資料進行分析，澄清並發掘與事故可能肇因相關之調查發現，同時亦對調查期間所發現，或許和本事故無直接關聯，但可能危及飛安之缺失進行探討。藉著突顯與可能肇因相關之調查發現及其他風險及缺失，以保障社會大眾權益。對於調查期間所有對事故預防與降低風險有所助益之經驗，本會將本促進飛安之職責，完全對外公開。

本章內容大綱如下：第 2.1 節為一般性描述，及根據事實資料而排除之可能肇因，並陳述在事故航機解體前飛航資料紀錄器所記錄之現象。

2.2 節描述該事故航機空中解體最有可能之原因。本會認為此一空中解體事故是因該機後機身之結構失效而造成。

2.3 節分析該機於民國 69 年機尾觸地事件後之維修作業。2.4 節討論維修相關議題，包括和事故相關的組織與管理因素，及有關的風險等。2.5 節陳述由殘骸檢測所發現之金屬疲勞對結構失效之影響。2.6 節為座艙語音紀錄器頻譜分析。2.7 節分析該航機飛航機械員操控面板艙壓及供氣系統控制鈕位置之異常現象，及客艙超壓的可能性。2.8 節為人員傷亡之狀況。2.9 節為以彈道力學分析該航機解體後之殘骸軌跡，和事故航機雷達回波、殘骸雷達回波、及打撈到之殘骸分佈位置比對結果。

2.1 概述

CI611 飛航組員皆具備合格之駕駛員資格及適當證照，符合民航局及該公司要求，客艙組員皆符合該公司訓練要求。

本會認為此事故之發生與相關航管儀器設備及人員操作無關。根據飛航紀錄器資料顯示，飛航及客艙組員操作無任何和此事故相關之異常狀況。

根據第 1.8 節雷達資料顯示，事故航機於尚未達到 35,000 呎之巡航高度前解體。本會曾考量下列九種空中解體之可能性：

1. 空中相撞；
2. 發動機失效或脫離；
3. 天氣或自然現象；
4. 爆裂物；
5. 油箱爆炸；
6. 貨艙門開啓；
7. 客艙超壓；
8. 危險貨品；
9. 結構失效。

根據第一章之事實資料及本章之分析，本會認為該機之空中解體是因結構失效而造成。以下為依排除法所排除之其餘可能性。在仔細觀察飛航資料紀錄器資料後，本會亦對垂直及水平加速度資料所顯示的現象加以分析。

2.1.1 空中相撞

追蹤 CI611 飛航軌跡之雷達站共有五座；其中兩座為初級雷達，三座為次級雷達。這五座雷達分別由北、東南及西南三個方向追蹤 CI611 航機，在 CI611 事故發生前後並未偵察到附近空域有任何接近之其他航機，或飛行物體。初級雷達資料僅偵測解體後之殘骸碎片，而未顯示有任何在該航機解體前向其靠近之其他物體，亦無任何其他航機消失的報告。在所撈起之物件中，除了事故航機碎片之外亦未發現任何不屬於該航機之可疑物件。因此，本會排除因其他航機或飛行體與 CI611 航機空中相撞之可能性。

2.1.2 發動機失效或脫離

CI611 航機之四具發動機及其部分連結支架均被撈起（1.12 節）。第一、三、及四號發動機之安全銷及部分連結支架仍附著於機翼之裝配接桿，二號發動機之

安全銷仍與左翼之斜向支柱（diagonal brace）相連，因此，本會認為可排除因發動機脫離而造成機身解體之可能性。

在航機解體前飛航紀錄器資料中無任何發動機失效或不正常之跡象，二號及四號發動機壓力比參數（EPR）在發生事故前曾小幅上升，但其上升幅度仍在發動機正常操作之範圍內。經詳細檢測四具發動機，並無發現任何非包覆性之發動機失效（uncontained engine failure）徵象。所有發動機及零組件之損壞均因撞擊造成。因此，本會排除發動機失效或脫離為該機解體之可能原因。

2.1.3 天氣或自然現象

第 1.7 節中所陳述之天氣資料顯示，在事故發生時並無惡劣天氣狀況。由飛航資料紀錄器參數計算出之風速與風向顯示事故航機未曾遭遇亂流，組員談話中亦無遭遇晴空亂流之徵象。在當時事故航機所航行之 A1 航路上，數架其他航班亦未遭遇到任何不尋常之天氣狀況。

在殘骸檢視過程中，未發現有任何遭外物撞擊，或雷擊之徵象。因此，本會排除天氣或其他自然現象為造成此事故之原因。

2.1.4 爆裂物

殘骸檢視過程中未發現高能量爆裂損壞之跡象。唯一可疑之處為在編號 738 殘骸碎片下方發現有「鋸齒」型（spike tooth）之撞裂痕，在 TWA800²⁵後機身殘骸上亦曾發現與此鋸齒撞裂痕類似之處。此一發現於 TWA800 及 CI611 機身上的鋸齒型撞裂痕被認為是因解體時飛出之殘片所造成，而非因高能量之爆裂所造成。因此，本會排除爆裂物為造成此事故之可能原因。

²⁵ 民國 85 年 7 月 17 日環球航空公司 TWA800 失事事件。

2.1.5 油箱爆炸

因民國 85 年 TWA800 事故之可能肇因為油箱超壓引起爆炸所造成，因此本會亦特別注意此一可能性。殘骸檢視顯示 CI611 航機之中央油箱撞擊水面後仍呈完整狀態。詳細檢視機翼、中央油箱之殘骸及其他殘骸碎片未發現在燃油氣管中（fuel vapor vent stringer channel）有任何火燒殘餘物或高溫造成的損壞。而中央及機翼油箱均與 41、42 及 44 段主殘骸一併撈獲。和 TWA800 相較，CI611 之殘骸分佈狀況有明顯的不同。本會曾考量因中央油箱超壓（第 1000 至 1241 站之間）而造成龍骨（keel beam）下移，進而形成加壓艙在第 1350 站失效之因素，果真如此，則機翼之上下端蒙皮在中央油箱處，將因翼展樑（span-wise beam）與機翼主樑（spar）結構之破裂而造成相對移位。但經仔細檢視該處之殘骸，發現在翼展樑及機翼主樑結構下端面板變形之形狀，顯示內樑及機翼主樑結構仍然完整並制止了下端面板因與水面撞擊而向上移位。因翼展樑及機翼主樑結構沒有裂痕，故龍骨應無可能因超壓而向下移動。

因此，本會排除油箱爆炸為造成本次事故之可能原因。

2.1.6 貨艙門開啓

殘骸檢視顯示貨艙之前、後及散貨艙門均仍保持關閉並相當完整，故本會排除貨艙門開啓為造成本次事故之可能原因。

2.1.7 客艙超壓

第 2.7 節中陳述因艙壓及供氣系統控制鈕之不正常位置，而探討是否有客艙超壓之可能性。雖然這些控制鈕的不正常位置有可能是因飛航機械員之動作而造成，但本會無法確認其可能性。較可能的解釋應為控制鈕位置異常是因航機解體時，或撞擊水面時之力量而造成，亦有可能是在打撈及搬運過程時造成。再加上座艙語音記錄中之組員對話完全未提到在爬升過程中遭遇壓力不正常之問題，因此本會亦排除客艙超壓為造成本次事故之可能性。

2.1.8 危險物品

經查貨物清單後顯示該航機未裝載危險物品，殘骸及遺體檢視亦未發現任何與危險物品相關之化學物質，因此本會排除危險物品為造成此事故之可能原因。

2.1.9 結構失效前垂直加速度值之變化

經詳細檢視飛航資料紀錄器所記載之參數值中發現，在飛航資料紀錄器喪失電力前 10 秒，所記載之垂直及側向加速度值均緩慢的增加（圖 2.1-1）。經比較 B-18255 之最後三班航程（包括 CI611），航機在接近巡航高度 35,000 呎前之側向及垂直加速度值發現，側向加速度之震動幅度及狀態均為相似，但事故航班之垂直加速度值則比另兩航班有明顯之增加（圖 2.1-2），此一現象引起在紀錄器失去電力前，CI611 之結構可能已經開始失效之懷疑。此懷疑係因航機結構在俯仰軸向之彎曲鋼度較低，因此垂直方向加速度值之變化可能是因結構失效而造成。

波音 747 航機之加速儀係裝置在第 1310 站機身水線面之下，接近航機之重心。加速儀之主要用途為量測航機因操作或亂流所造成的加速度變化，並無法精確的記錄結構震動頻率。因此，本會無法根據此一有限之資料認定何種現象導致該垂直加速度值之增加。

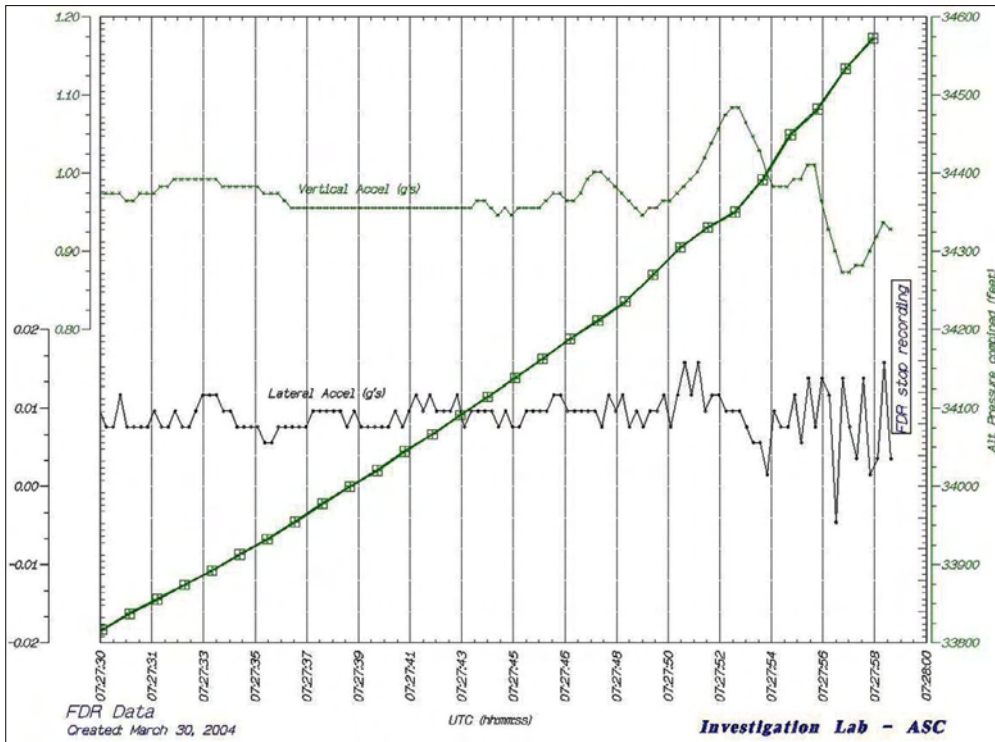


圖 2.1-1 CI611 垂直及側向加速度值 (紀錄器失去電力前 30 秒)

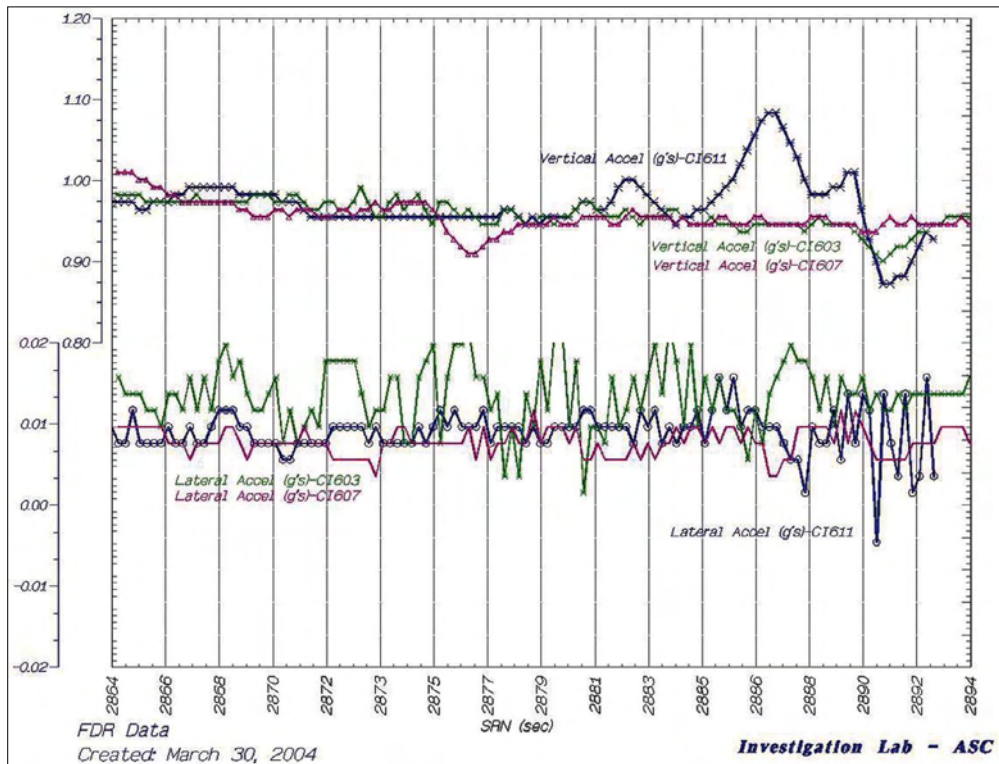


圖 2.1-2 垂直及側向加速度值之比較

2.2 結構失效分析

本會於本節中歸納 CI611 空中解體事故最可能之發展過程。據事實資料與分析結果，本會認為該機解體很可能導因於機身後段底部（機身 46 段）之結構失效。但因部分機身 46 段的殘骸未尋獲，因此本會並無法肯定指出此一結構失效的起源。然而，根據編號 640 殘骸斷裂面的檢驗及第 2.5 節中之結構強度分析，本會相信此結構失效很可能起始於第 2100 站及縱桁 S-49L 附近所發現的多處疲勞裂紋，此疲勞損傷與民國 69 年該機機尾觸地事件之修理有關，以下即為對此推論之相關分析。

2.2.1 飛航紀錄器及雷達資料斷電比較

1527:59 時，該機之座艙語音紀錄器與飛航資料紀錄器同時停止記錄；4 秒後（1528:03 時），馬公雷達收到最後一筆該機之次級雷達訊號；15 秒後（1528:14 時），廈門雷達收到最後一筆次級雷達訊號，較馬公雷達多接收三筆 Mode-C 訊號²⁶。1528:08 時，初級雷達偵測到第一筆該機解體碎片之回波訊號，初級雷達天線每 10 至 12 秒旋轉一周。根據飛航紀錄器資料及初級雷達資料研判，該機應是在 1527:59 時與 1528:08 時之間開始解體。

座艙語音紀錄器及飛航資料紀錄器安裝於後機身加壓艙內的 E8 架上，其電源線自座艙內 P6 儀表板，經過機身 41、42、44 及 46 段加壓區之上方隔間，到達後艙 E8 架，根據第 2.6.1 節之分析，座艙語音紀錄器和飛航資料紀錄器係同時斷電，因此極可能因發生於加壓區內的結構解體，造成座艙語音紀錄器及飛航資料紀錄器電源線同時切斷後，兩者同時停止記錄。

²⁶ 在事故航機第 530 站位之上方及第 570 站位之下方，各裝有一具雷達回波器天線，兩天線皆在 1 號艙門之後，雷達回波器傳送訊號時無法由兩具天線同時傳送，而是在比較訊號接收強度後，由訊號較強之天線傳出，如因航空器滾轉角度過大，可能造成其中一具天線被遮蔽而無法作用，形成傳遞方向受到限制，此現象或許可解釋為何馬公雷達無法收到廈門雷達所接收之最後三筆資料。

座艙語音紀錄器與飛航資料紀錄器之主要電源來自 4 號發電機之主交流電匯流排 (Essential AC bus)，一旦 4 號發電機失效，主交流電匯流排會自動切換而由同步匯流排 (Sync bus) 繼續供電，因此，任何單一的失效或發生於加壓區外的結構解體皆無法造成座艙語音紀錄器及飛航資料紀錄器同時斷電。本會認為座艙語音紀錄器及飛航資料紀錄器之同時斷電極可能起因於加壓艙內的結構解體。

座艙語音紀錄器與飛航資料紀錄器安裝於機身後段，5L 號艙門上方位置；而雷達回波器之兩具天線則安裝於機身前段，1 號門後方 (如圖 2.2-1)，當座艙語音紀錄器與飛航資料紀錄器於 1527:59 時同時斷電後，雷達回波器卻繼續作動達 15 秒之久，因此，機身解體應發生在發動機與紀錄器之間。

本會認為，航空器開始解體時，機身後段加壓艙內之電源線被切斷，造成座艙語音紀錄器與飛航資料紀錄器斷電，此時機身前段之雷達回波器仍維持供電，持續作用達 15 秒。

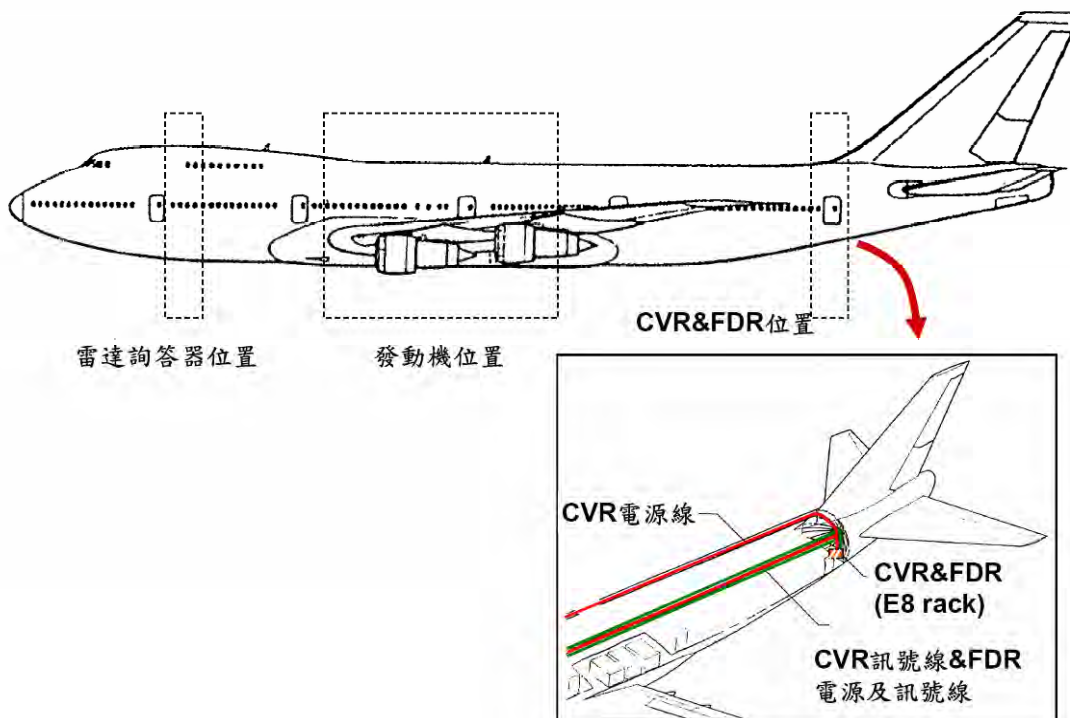


圖 2.2-1 飛航紀錄器、發動機及雷達回波器天線位置

2.2.2 客艙地板通氣閥

客艙地板通氣閥安裝於客艙兩側地板上方，分佈於整架航空器之特定位置，各組件均由通氣板及百葉格組成彈簧鉸鍊制動之通氣門，正常情況下，通氣門由一過中心之閥門機械裝置將其保持於關閉位置，但若機身下方發生快速洩壓情形，客艙與機身下方之壓差將導致通氣門向艙內方向開啓，以提供更多空氣流通管道，防止地板結構失效，通氣門一旦開啓將一直保持開啓狀態，須待航空器落地後以手動方式將其關閉。

該機總計安裝 65 個通氣板，共尋獲 19 個，其中 7 個通氣板之開關狀態無法判斷；8 個屬於機身前段（B 及 C 區²⁷）之通氣板在尋獲時均為關閉狀態；另外 4 個屬於機身後段（D 區及 E 區各 2 個）之通氣板在尋獲時為開啓狀態。由尋獲之通氣板開啓狀態顯示，該機之機身後段底部曾經歷快速洩壓情形，該處之通氣板為平衡底部較低的壓力而開啓。

2.2.3 座艙語音紀錄器聲紋

座艙語音紀錄器記錄資料顯示，當時座艙內飛航組員間之對話無任何異常，但在座艙語音紀錄器停止前 130 毫秒的聲音中，卻包含獨特之聲紋訊息。

由於聲波透過空氣與航空器結構傳遞時速度不同，因此在航空器上特定的聲源經由空氣或機體結構傳遞到達航空器另一個特定點的時間也會不同，此一座艙語音紀錄器所記錄之時間差可稱之為前兆（precursor）。當聲源與座艙相隔一段距離時，前兆之到達時間往往比事件聲音快，因為聲波透過金屬結構傳遞的速度遠大於透過空氣所傳遞的速度。圖 2.2-2 為 CI611 座艙語音紀錄器紀錄之前兆與事件聲音聲紋。經由前兆與事件聲音聲紋的比較，可判斷出聲波可能之傳播路徑。

²⁷ 各區定義請參考圖 1.13-1。

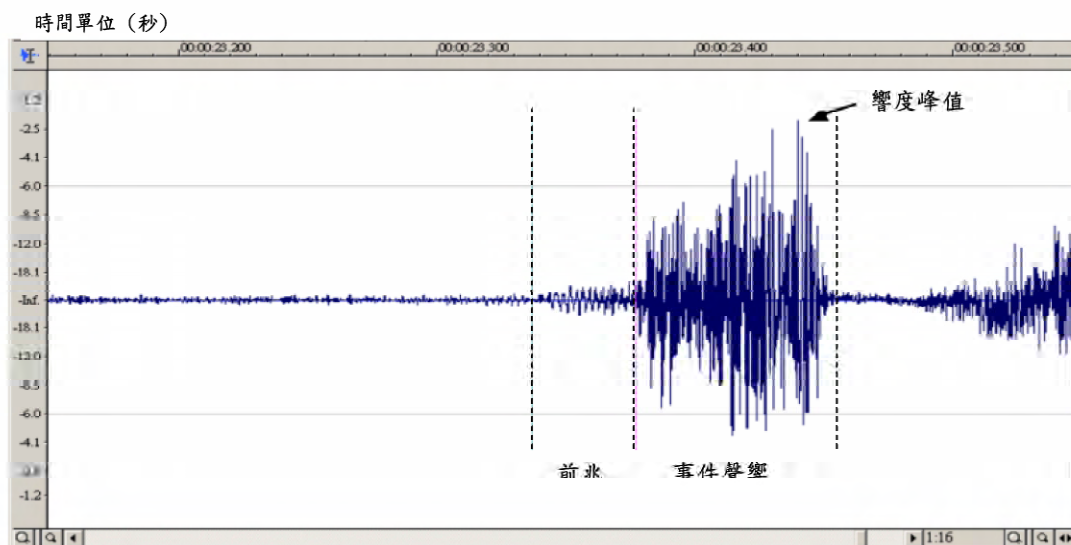


圖 2.2-2 前兆與事件聲音聲紋

當聲波在傳遞時，特定的傳播媒介會對前兆與聲音之響度產生不同的影響。當事件聲音透過機身結構傳遞至機身內部，再由內部空氣傳至區域麥克風（Cockpit Area Microphone, CAM），與僅透過空氣傳遞至 CAM 之效果相比，其響度將大幅降低。換句話說，如果解體事件發生在非加壓區（聲波必須透過機身結構傳至 CAM），機身結構會如隔音板一般減低聲音的響度，因此，事件聲音的響度甚至會比前兆為小。然而，在 CI611 調查案中，解體事件之聲音響度遠大於前兆之響度，根據以上推論，本會認為該機之結構解體應發生於航空器之加壓區，詳細之座艙語音紀錄器聲紋分析請見第 2.6 節。

2.2.4 殘骸分佈與檢驗

圖 2.2-3 顯示 CI611 事故航機殘骸分佈相對位置，其分佈模式與初級雷達偵測到的四大殘骸散落區相符合。

殘骸分佈資料顯示，該機機尾部分殘骸（機身 48 段及垂直尾翼下半部）與西邊之機身前段主要殘骸相距 1.5 哩，與最東邊水下撈獲之殘骸（機身 46 段）則相距有 3 哩。

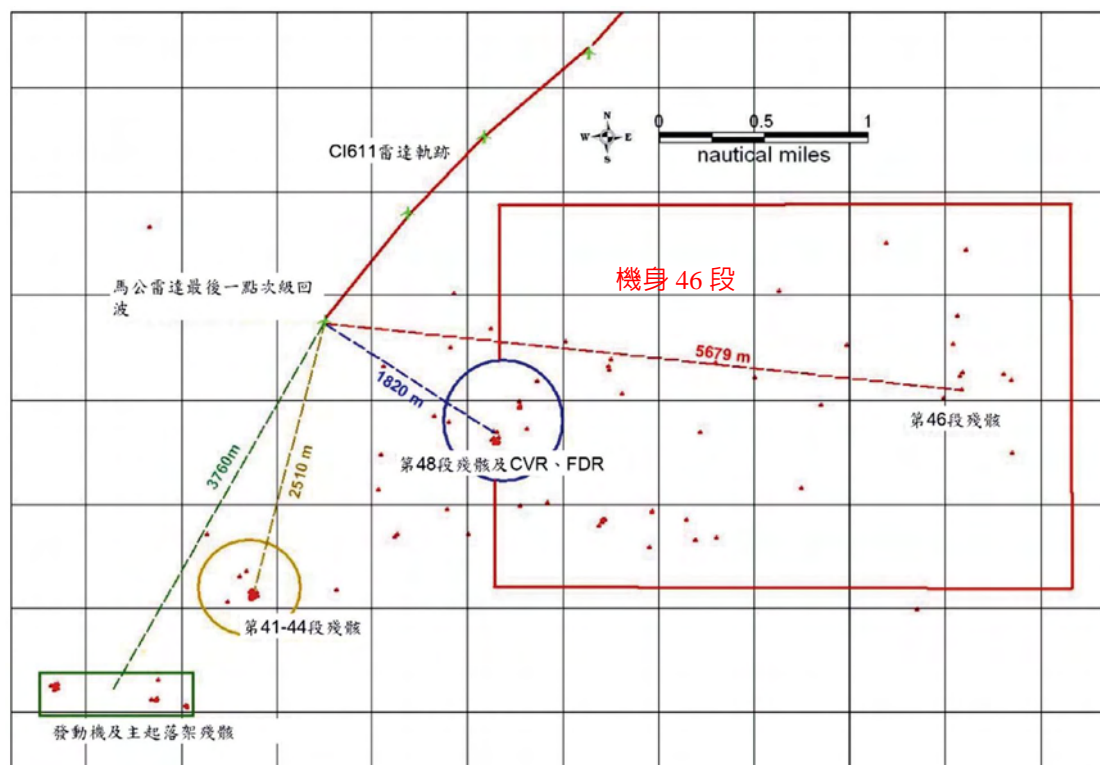


圖 2.2-3 殘骸分佈之相對位置

依該機自台北飛往香港之航向及機身站重繪殘骸分佈情形（圖 2.2-4），可發現座艙、發動機、機翼、起落架、41、42、44 段等部位之殘骸分佈相當集中；相較之下，46、48 段及尾部殘骸則散落範圍較為廣。

該圖同時顯示，機身前段與後段殘骸分佈有明顯落差，第 1480 站（後輪艙隔框）以後之 46、48 段殘骸遠離機身其他部分的殘骸。

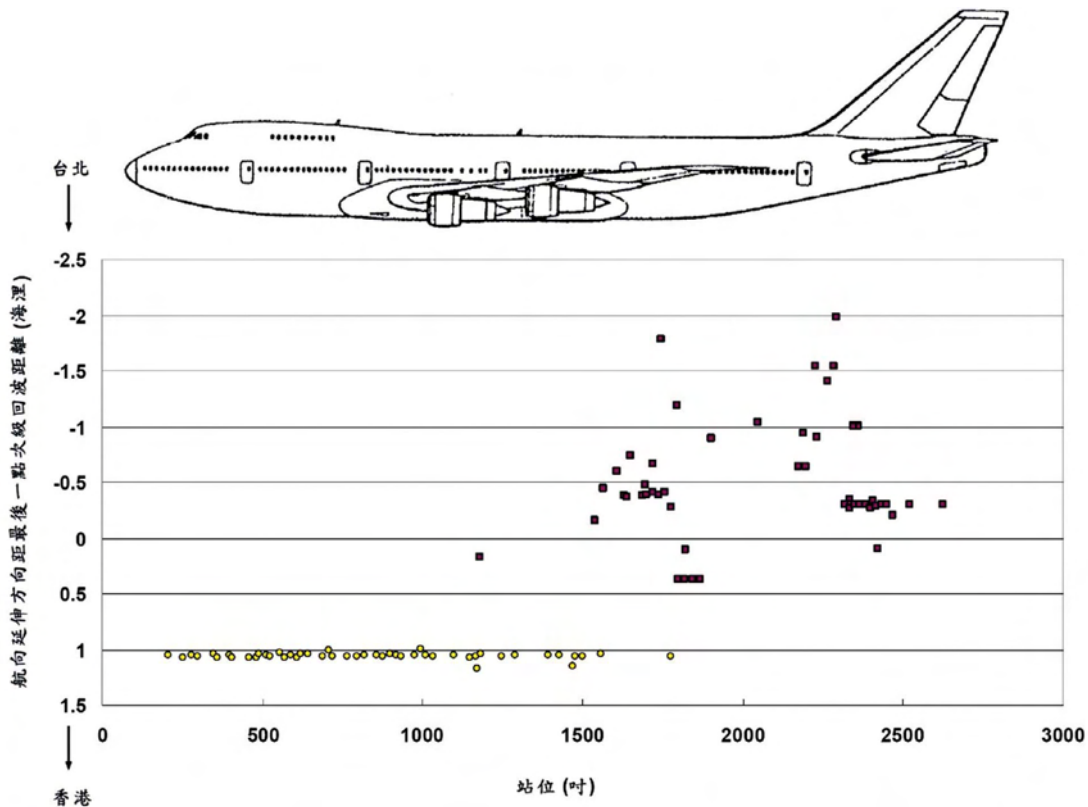


圖 2.2-4 以飛航方向及機身站為座標之殘骸分佈情形

檢視機身後段及尾部殘骸時發現，垂直尾翼前緣中央曾遭來自右半部機身殘骸嚴重撞擊，可能因此造成上半段垂直尾翼脫離機身。部分屬於 46 段縱桁之殘骸碎片被發現陷在垂直尾翼右半面。垂直尾翼下半段（編號 630C1 殘骸）、垂直尾翼上半段（編號 2035 殘骸）及部分漂浮殘骸碎片（如編號 22 殘骸）皆有類似證據顯示其右半面曾遭撞擊。由於機身尾部受飛離的殘骸碎片撞擊，加上 46 段結構本身無法繼續支撐尾部的重量，導致整個尾部自第 2360 站處與機身 46 段分離。

機身前段與機翼結構的殘骸集中分佈於主要殘骸區，由殘骸分佈集中的情形研判，該部分殘骸撞擊海面時，機身前段與機翼應未分離。由尋獲之機翼中段殘骸研判，機翼結構在撞擊海面時應仍完好，兩機翼撞擊水面時大致維持正常姿態。

。

四具發動機在主要殘骸區西南方 1 海哩處尋獲，由此可知四具發動機應在空中時即與機翼分離，此結論亦可由第 2.9 節之彈道分析結果獲得佐證。殘骸檢視

結果顯示，四具發動機於撞擊海面時已無動力輸出。

根據以上資訊，本會認為該機之解體乃起始於機身之後段。

2.2.5 6C 定檢期間所蒐集之機身結構評估計畫準備資料

民國 90 年 11 月華航為蒐集 B-18255 機身結構評估計畫 (RAP) 之相關資料，曾對該機執行全機加壓區修理補片檢視，圖 2.2-5 之相片即為當時所拍。

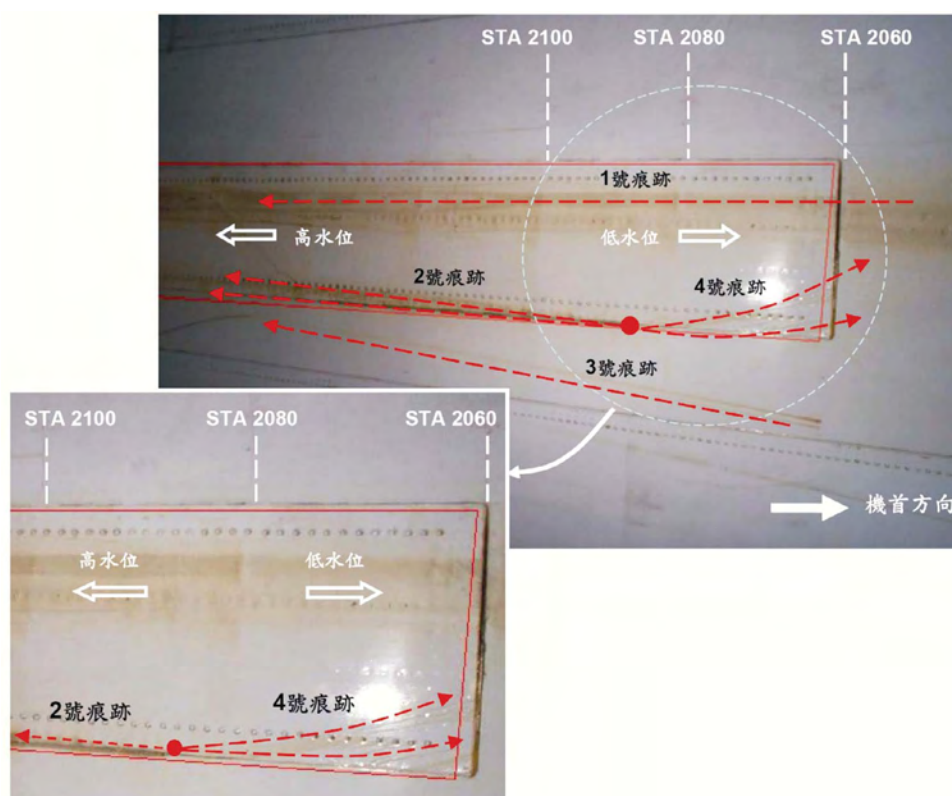


圖 2.2-5 1、2、3 號痕跡為褐色直線，4 號痕跡為透明的曲線

相片係由機身下方往機身方向拍攝，該區域之機身下腹角度係向航機尾部斜向而上，當航機停於地面時，該補片之前緣比後緣靠近地面。相片中在第 2100 站之修理補片及蒙皮上可以看到多條污漬形成的痕跡，編號 1、2 與 3 號痕跡為褐色朝向機尾之直線，研判應為飛航時相對風造成。4 號痕跡為由多條透明液體構成之曲線，由機身第 2090 站流向機身前方較低處，研判應為該機停於地面時受重力影響所致。殘骸打撈上岸時，殘骸上並無這些於民國 90 年 11 月所攝相片中之

污漬痕跡。

2 號與 4 號痕跡起始於飛機上同一點，但流動方向相反。顯示 2 號痕跡應為飛航時造成，而 4 號痕跡則為地面停放時發生。痕跡深淺表示流量的多寡與累積的時間，2 號痕跡最深，顯示在飛航時該處流量較大。

在調查期間，檢視民國 69 年之修理補片照片時發現之現象，顯示在這張照片拍攝時，於機身第 2100 站之修理補片下，可能已經存在隱藏性結構損傷。

2.2.6 編號 640 殘骸之檢驗及結構分析

如第 1.16 節所述，中科院及 BMT 實驗室在編號 640 殘骸之斷裂面上共同發現並確認多處疲勞裂紋。所有疲勞裂紋之累積長度為 25.4 吋，包括一長 15.1 吋連續且穿透蒙皮之主要裂紋，以及其他較小之疲勞裂紋，裂紋分佈自第+14 號孔至第 51 號孔（圖 1.16-12 及 1.16-13）。

依據中科院及 BMT 實驗室之檢驗結果及發現，本會於以下章節中探討疲勞損傷之起源，以及空中解體前蒙皮上既存之連續裂紋總長度。

2.2.6.1 疲勞裂紋之起源點及模式

由編號 640 殘骸蒙皮之照片顯示，修理補片覆蓋之蒙皮存在多處縱向（前後走向）刮痕，另外由蒙皮上砂紙打磨的痕跡可看出，維修人員當時曾試圖以打磨去除刮痕。這些刮痕及打磨痕跡與該機於民國 69 年之機尾觸地事件相吻合。

刮痕在蒙皮上會造成不連續性及應力集中現象，可稱之為「應力增高點(stress risers)」。實驗室檢驗結果顯示，主要疲勞裂紋以及大部分之 MSD 乃起源於修理補片週圍的固定鉚釘及補片外側所覆蓋之蒙皮刮痕。圖 2.2-6 顯示疲勞裂紋，自第 20 號孔修理補片下方蒙皮附近之縱向刮痕上的多個起源點開始成長。

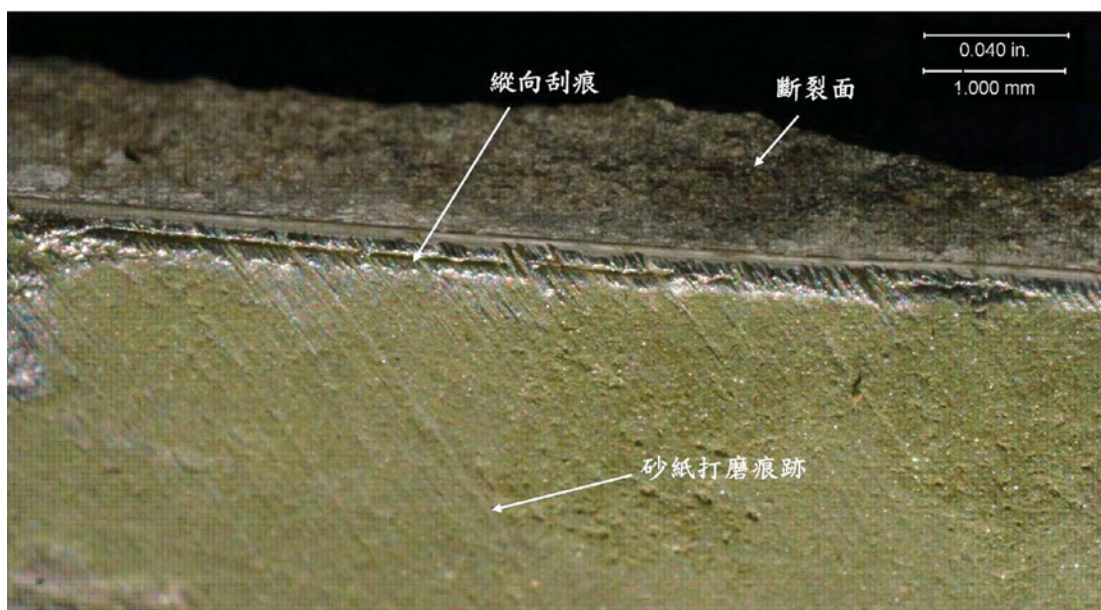


圖 2.2-6 第 20 號孔附近之疲勞裂紋與刮痕

編號 640 殘骸斷裂面上之疲勞裂紋模式與傳統裂紋模式不同，一般認為標準裂紋成長模式為孔對孔的方向成長，但在編號 640 殘骸平坦的疲勞斷裂面上，並未發現裂紋向前或向後成長的紋路，裂紋反而是朝穿透蒙皮的方向，速度漸增的方式成長（圖 2.2-7）。此現象可歸因於大部分疲勞裂紋，係由刮痕上多個源點起始，由外而內發展所致。雖然這些疲勞裂紋穿透蒙皮所需要的循環次數（飛機起降次數）可由觀察與計算得知（如 BMT 報告中所述），但這些循環次數確切起始的時間點卻無從確認，因此，本會無法判斷疲勞裂紋完全穿透蒙皮的時間。

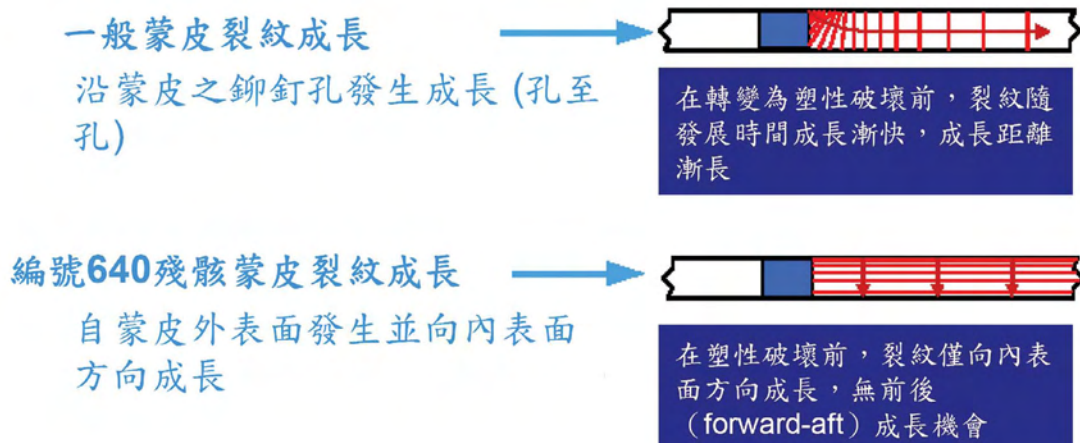


圖 2.2-7 編號 640 殘骸之疲勞裂紋成長模式與傳統裂紋成長模式比較

2.2.6.2 解體前既存之連續裂紋

根據 BMT 檢驗報告，在修理補片內表面邊緣，縱桁 S-49L 上方之斷裂面附近呈現多處局部性的磨擦損傷。此局部性損傷往前最遠可追溯至第+16 號孔（第 2061 站），往後最遠可追溯至第 49 號孔（第 2132 站），而損傷較為明顯的區域介於第 8 號孔和第 43 號孔之間（約以第 18 號孔，即以第 2100 站為中心）。由低倍數光學顯微鏡觀察判斷，此磨擦損傷為蒙皮與修理補片在機身環狀方向之相對運動造成。

存在於修理補片下方蒙皮的裂紋，會隨航空器加減壓時做週期性開合，而重覆開合的動作，使破裂面的另一半蒙皮（並未尋獲）與修理補片間產生機身環狀方向的相對運動，因而造成蒙皮與修理補片之接觸面相互磨擦（圖 2.2-8）。在修理補片上形成之重覆磨擦痕跡（fretting mark）即與此現象相吻合（圖 1.16-8）。

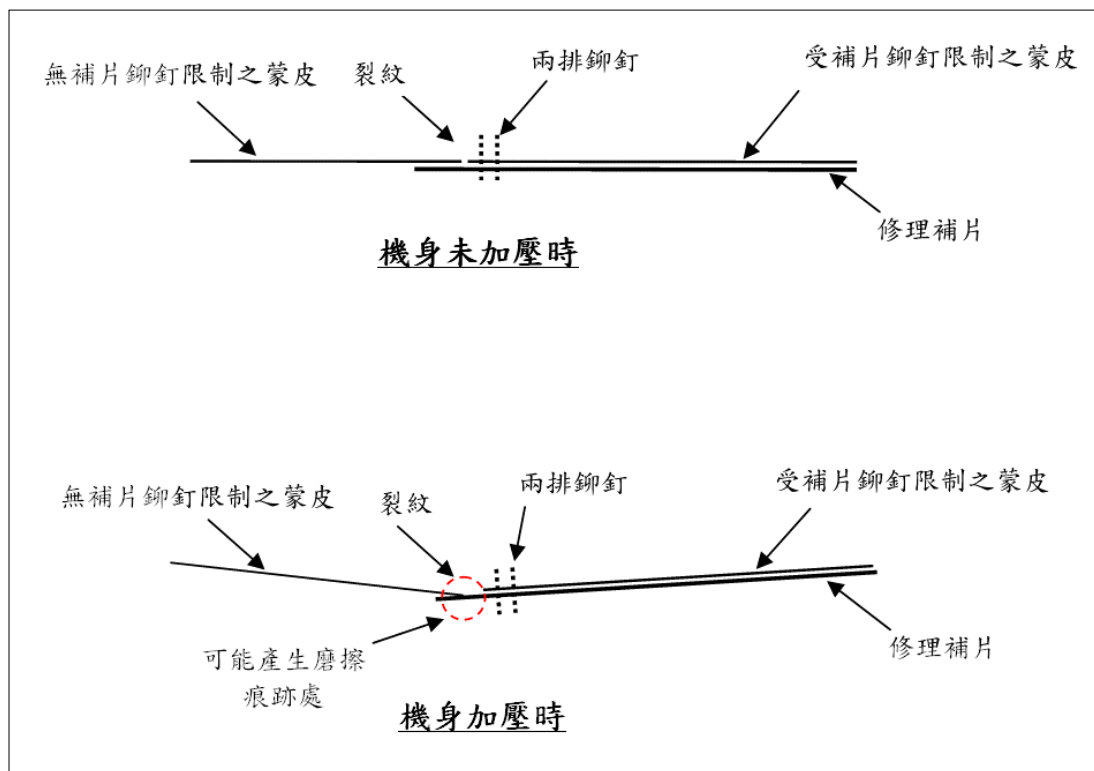


圖 2.2-8 由機身反覆加壓而造成之磨擦痕跡

磨擦痕跡較嚴重的區域分佈在主要疲勞裂紋附近，而較輕微的區域分佈在既存裂紋的兩端，此現象和磨擦痕跡為既存裂紋重覆開合所造成的理論吻合。絕大部分之磨擦損傷皆發生在蒙皮及補片緊密接觸之鉚釘/孔附近的位置。

如第 1.16.3.2 節所示，本會在第 32 號孔附近之磨擦痕跡中選擇兩個橫切面以觀察接觸區域的情形，觀察結果顯示，由蒙皮與修理補片環狀方向之相對運動所造成的磨擦痕，有其他物質覆蓋，此現象顯示，在較早之環狀方向相對運動造成修理補片上的磨擦痕後，之後重覆的動作可能將其他物質推向磨擦痕而將磨擦痕覆蓋。除此之外，接觸區域上的不同色層亦可能代表該區域曾經歷不同時期與不同程度的磨擦運動。

因此，本會認為造成此磨擦痕跡最可能之肇因，應為既存裂紋隨航空器加壓循環的過程中，所產生的重覆性開合運動。當不穩定的快速撕裂裂紋開始發展後，

裂紋將無法再次閉合，亦不會再次於修理補片上留下磨擦痕跡。雖然在事故航機起飛前，裂紋的長度並無法確定，但由該磨擦痕跡分佈自第 2061 站至第 2132 站可推論，在航機解體前，應有一至少 71 吋長之連續既存裂紋。

BMT 檢驗報告中，引用另外的證據來說明連續既存裂紋。報告中指出，疲勞裂紋曾以穩定成長的方式自主要疲勞裂紋以外的區域繼續延伸，該報告中稱此現象為「類穩定裂紋成長 (quasi-stable crack growth)」。BMT 報告中對類穩定裂紋成長之相關說明如下：

1. 斷裂面上呈現之規則排列亮紋

如圖 2.2-9 所示，斷裂面上規則排列之亮紋，與固定大小之循環應力作用（航空器加壓次數，即起降次數）相吻合，亮紋愈接近平坦斷裂面之疲勞裂紋區域時，間距愈為緊密，離平坦疲勞裂紋區域愈遠，則間距愈大。間距性的裂紋成長現象可向前延伸至第 2055 站（修理補片覆蓋範圍外），向後延伸至第 2140 站（第 56 號孔）。

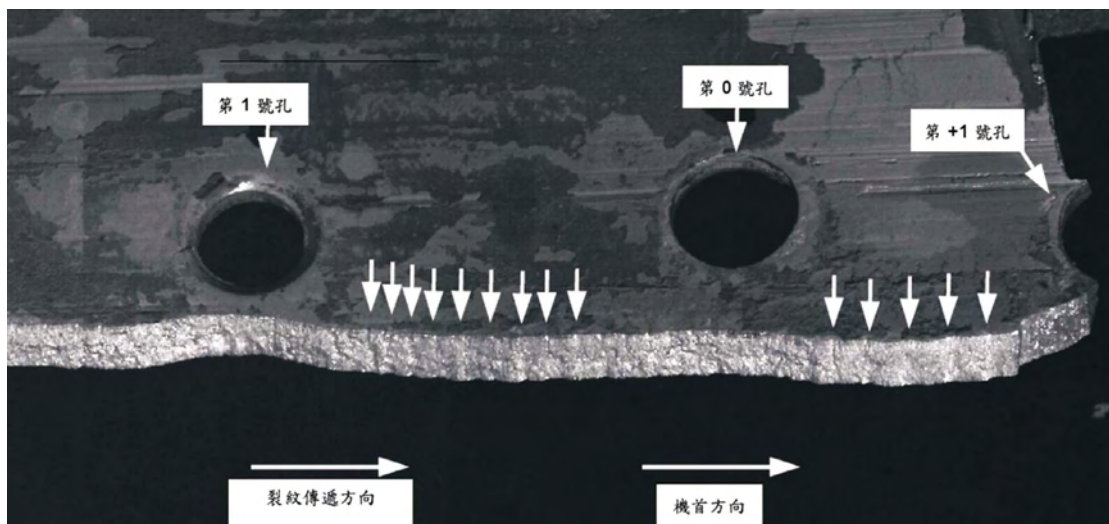


圖 2.2-9 於編號 640 殘骸斷裂面上之規則排列亮紋

2. 蒙皮斷裂面沿覆蓋面之鍍鋁層擠壓變形現象

因裂紋週期性閉合，形成斷裂面的接觸磨擦，使得蒙皮斷裂面沿覆蓋面之鍍鋁層，發生如圖 2.2-10 之擠壓變形情形，此情形提供另一項既存裂紋之參考證據。鍍鋁層因裂紋週期性閉合所呈現之擠壓變形現象，由第+17 號孔延伸至第 62 號孔，第 62 號孔以後的斷裂面上，鍍鋁層則呈現一般受到連續拉伸，拉力超過極限導致分離時之「頸化 (necking)」現象 (圖 2.2-11)。

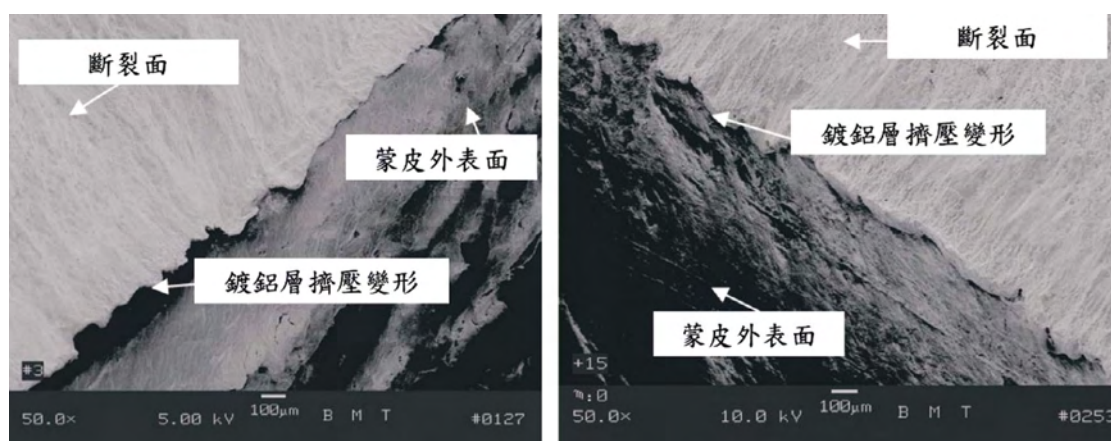


圖 2.2-10 第 3 號孔 (左) 及第+15 號孔 (右) 鍍鋁層擠壓變形之 SEM 照片

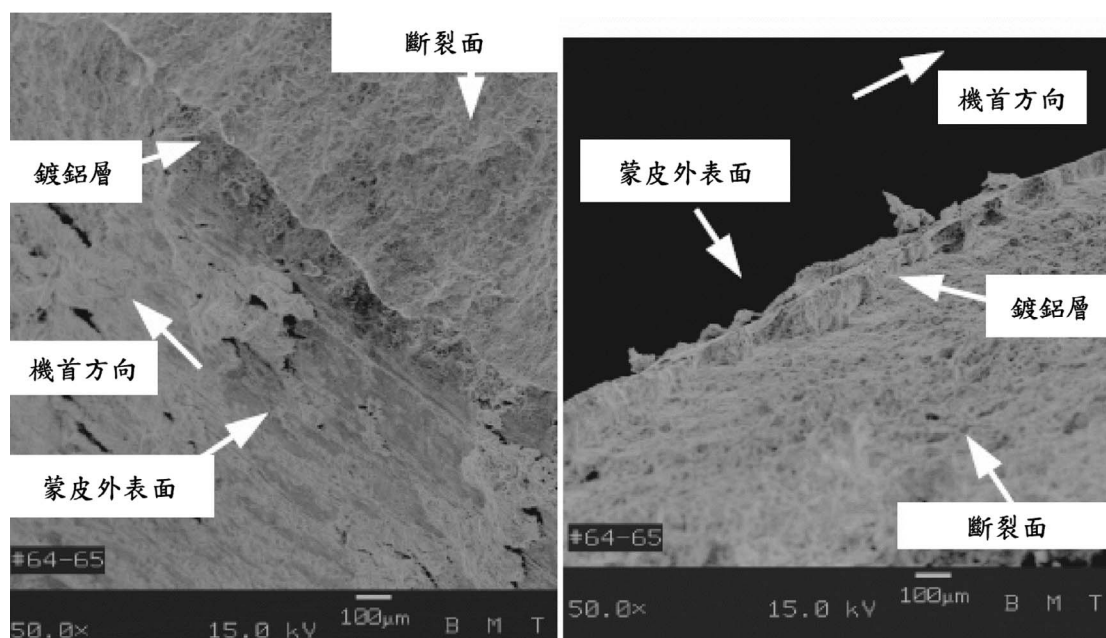


圖 2.2-11 第 64 號及 65 號孔之間之鍍鋁層 SEM 照片

根據以上觀察，BMT 報告指出在空中解體前，蒙皮上既存連續裂紋之長度約為 93 吋，自第 2055 站延伸至第 2146 站。

綜合以上所述，各種證據顯示之裂紋長度如圖 2.2-12。

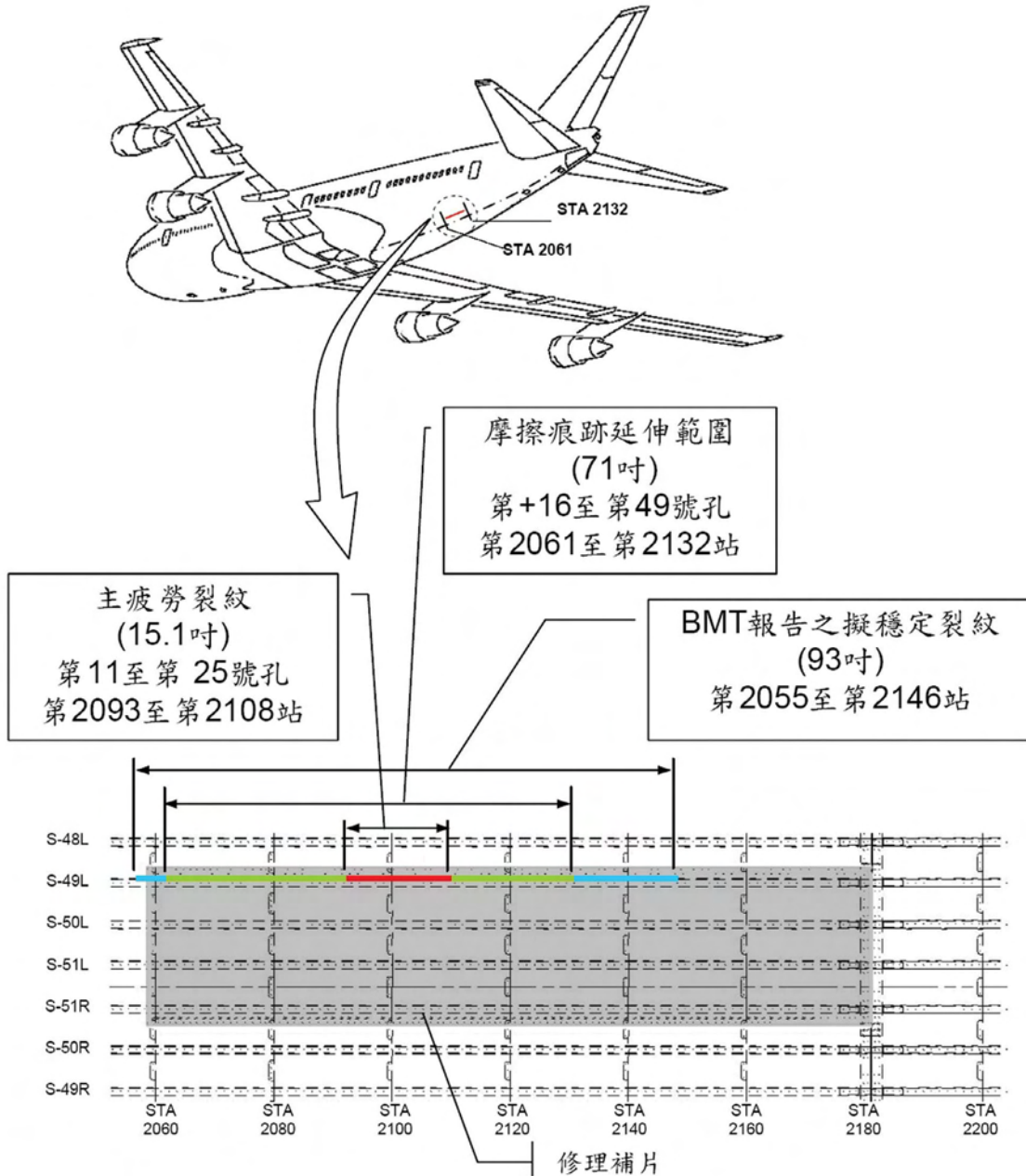


圖 2.2-12 不同證據所顯示之裂紋長度

然而，磨擦痕跡、規則排列亮紋以及擠壓變形之鍍鋁層皆可能因其他不明因素所造成，如事故後在斷裂面造成的損傷等，但此機率相對較小。本會認為前述現象最可能之肇因係既存連續裂紋重覆性的開合運動，且在航機發生空中解體前之既存裂紋長度，應至少為 71 吋。

由第 2.5 節所討論之殘餘強度分析可知，當既存之連續裂紋長度超過 58 吋時，蒙皮結構之殘餘強度將低於該機之操作應力（圖 2.2-13），因此造成蒙皮結構在正常的操作負載下，超過其受力限度。

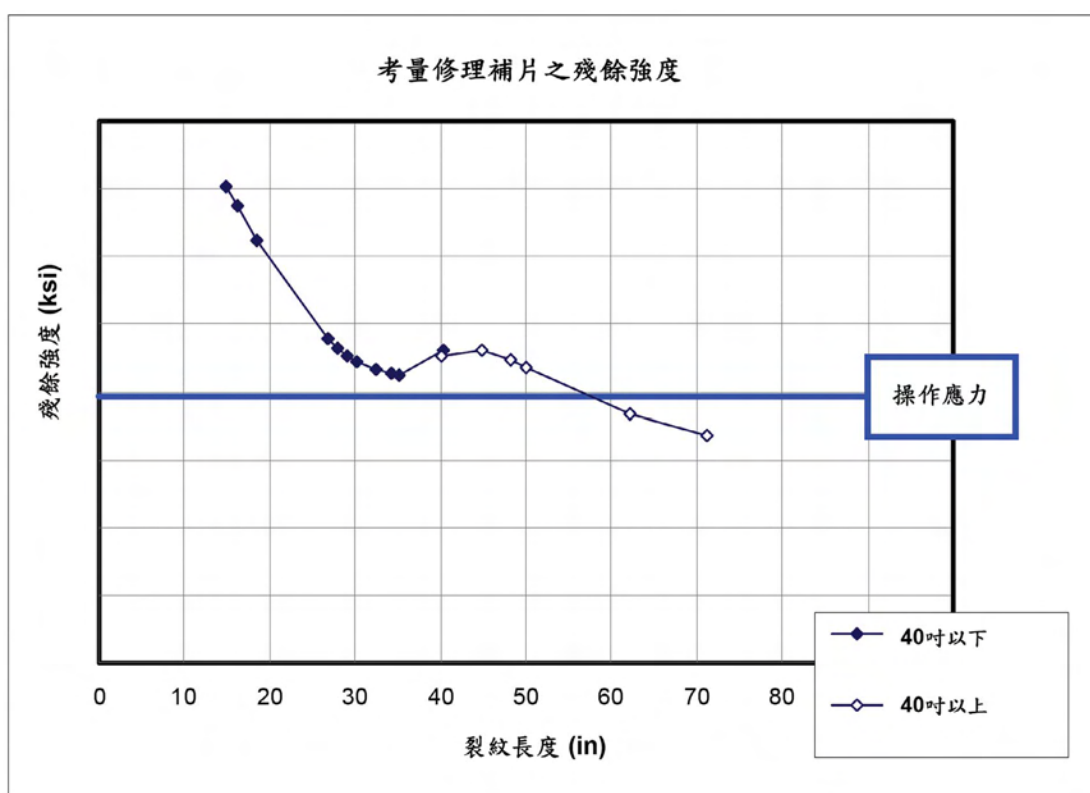


圖 2.2-13 裂紋之殘餘強度分析

2.2.7 由既存裂紋發展之斷裂傳遞情形

圖 2.2-14 顯示尋獲之 46 段殘骸斷裂傳遞方向，傳遞方向的認定方法乃根據附錄 18 所示。機身結構一旦發生失效斷裂，機身結構完整性即無法維持。然而機

身發生失效斷裂時，其破壞的傳遞必為高度且非線性的動態行為。在未尋獲所有殘骸的情形下，幾乎無法斷定實際解體的過程。因此，圖 2.2-14 僅為眾多可能的裂紋傳遞方式之一種。

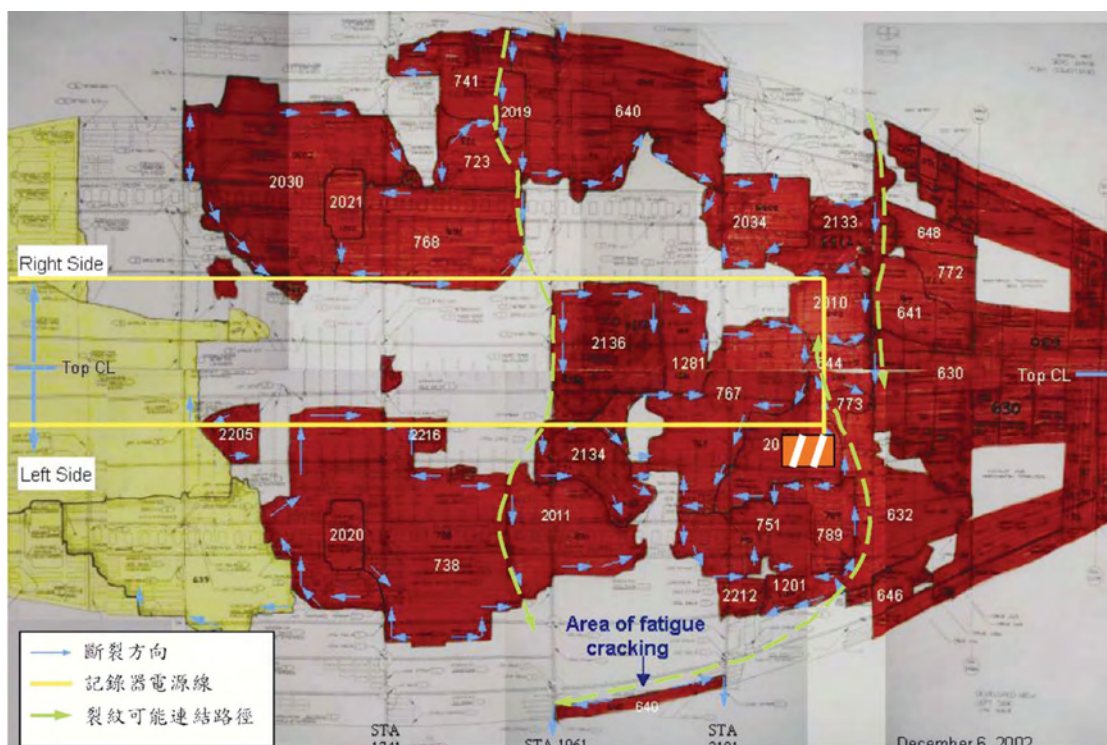


圖 2.2-14 殘骸斷裂之傳遞方向

2.2.8 結論

根據以上分析，本會總結 CI611 可能之空中解體過程如下：

檢驗結果顯示在編號 640 殘骸被修理補片覆蓋之蒙皮上有多處縱向（前後走向）刮痕，當時維修人員為去除刮痕留下的砂紙打磨痕跡亦明顯可見，這些刮痕及打磨痕跡可追溯自該機於民國 69 年之機尾觸地事件。

在編號 640 殘骸斷裂面上發現疲勞裂紋，所有疲勞裂紋之累積長度為 25.4 吋，包括一長 15.1 吋之疲勞裂紋以及其他較小之疲勞裂紋，分佈自第+14 號孔至第 51 號孔，這些裂紋以速度漸增的方式穿透蒙皮的方向成長。此現象可歸因於大

部分疲勞裂紋，係由蒙皮刮痕上多個起源點開始成長。

事故航機爬升接近巡航高度 35,000 呎時，漸增之壓差使第 2100 站及縱桁 S-49L 處蒙皮之既存裂紋超過其臨界長度，蒙皮結構殘餘強度降低至航空器的操作應力，導致機體結構不穩定裂解，引發艙壓迅速洩放。

機身下方蒙皮快速往機身上半部撕裂，在座艙語音紀錄器與飛航資料紀錄器記錄到重要的異常資料前，電源線已遭切斷。

46 段殘骸開始自機身兩側脫離，由垂直尾翼上發現陷入之殘骸碎片得知，機腹右側殘骸碎片脫離機身後，撞擊至垂直尾翼前緣及其右側，在不完整之 46 段結構漸無法支撐尾部重量情形下，整段尾部開始斷裂並與機身分離。

機身解體過程中，航機可能因姿態劇烈變化而產生巨大慣性力矩，可能為四具發動機在空中即與機身脫離的原因，由發動機殘骸尋獲位置相當集中的情形研判，四具發動機幾乎在同時脫離機身。

該機其他部分的殘骸（機身前段及機翼）外型上相對的完整，並在尚稱平坦的姿態下撞擊海面，嚴重的撞擊使此部分殘骸進一步受損。

2.3 民國 69 年機尾觸地修理

本節旨在分析事故航機民國 69 年之機尾觸地修理事件，及該事故後華航、波音技術代表及民航局等之處理情形。

2.3.1 民國 69 年機尾觸地與後續之修理

B-18255（當時登記為 B-1866）於民國 69 年 2 月 7 日在香港啓德機場發生機尾觸地事件，根據波音提供之紀錄，該機在波音駐港代表協助下執行初步檢查，當天以不加艙壓方式飛渡返台，2 月 8 日完成暫時性修理後繼續執行飛航任務。

本會未能取得該暫時性修理紀錄，其航空器經歷簿亦無該次飛渡返台後之維

修紀錄。根據訪談資料，暫時性修理係於該機返台後，依工程建議（ERE）完成結構修理。

根據 B-18255 航空器經歷簿，該機於民國 69 年 5 月 23 日至 26 日執行「機身底部修理」。69 年 5 月 25 日，經歷簿上之重大修理及翻修記錄欄記載該機執行機腹蒙皮修理如下：

1. 破損區域割除修整；
2. 施以補片修理；
3. 依據華航工程建議及波音 SRM 53-30-03 圖 1 執行後機腹蒙皮修理。

2.3.1.1 修理區域殘骸檢視

檢視編號第 630 與 640 殘骸後，本會認為當年 B-18255 之機尾觸地維修，不符合波音結構修理手冊規範。結構修理手冊要求未超限²⁸之刮痕須打磨平整，若超限時，須將損傷部位蒙皮移除，再加上補片，或更換整片磨損處蒙皮。經拆解檢查發現，殘骸補片覆蓋之蒙皮上還留著當年機尾觸地之刮痕，且刮痕超過容許限度。

當檢視後機身 46 段及 48 段殘骸時，發現 3 塊維修補片，其中 1 塊在 46 段，2 塊在 48 段。另由民國 90 年 11 月所拍攝之相片顯示，編號 640 殘骸補片後方還有第 4 塊補片，但此區域之蒙皮並未被撈獲。機身 48 段之補片位於非加壓區處(如第 1.12.4 節之敘述)，該補片拆除後，發現補片覆蓋之蒙皮有類似如機身 2100 站附近之刮痕，2 號補片內之蒙皮有經切除處理。紀錄顯示機身 46 與 48 段之刮痕均為 69 年機尾觸地所造成，然而由於缺少機身 48 段維修紀錄（90 年 11 月 RAP 準備資料範圍僅限加壓艙內，不包括第 48 段），本會無法認定該 2 塊位於機身 48 段之補片是在何時安裝。

²⁸ 機身蒙皮損傷容許程度請參考 1.6.1.3 節。

2.3.1.2 結構修理之損傷評估

民國 65 年版 SRM 53-30-01 圖 1 提供機身蒙皮之損傷容許程度：受損區域完成打磨修理後，受損處距各孔、鉚釘、及蒙皮邊緣之距離不得小於蒙皮打磨修理深度之 20 倍，且當受損處長度超過 11 吋時，打磨後之蒙皮厚度不得小於原蒙皮厚度的 85%，否則該區域必須依照 SRM 53-30-03 執行結構補強修理，以重建該區結構強度。訪談與維修資料顯示，當時華航在諮詢波音代表後，工程部門於 69 年 2 月 8 日完成該區域修理之工程建議，並說明永久性修理須於 4 個月內依照結構修理手冊執行完成，亦即該蒙皮損傷部位須予割除後再加補片，或更換受損蒙皮。

由於暫時與永久性修理資料厥如，本會無法瞭解民國 69 年當時之結構修理如何執行，因此端賴殘骸檢視結果進行當年結構修理工法之分析。

檢視編號 640 殘骸顯示，損壞蒙皮區域內之刮痕，在打磨修理後，殘留在蒙皮上之刮痕的最大深度約為原蒙皮厚度的 15.5% (0.0096 吋)，而長度超過 20 吋，亦即損傷程度超過結構修理手冊損傷容許程度。依據結構修理手冊，必須移除損傷區域之蒙皮並安裝補片，或更換受損區域之蒙皮，以恢復結構強度。但當時並未依上述兩者修理方法執行，修理後觸地刮痕依然存在，補片則直接覆蓋其上。修理補片亦未有效的涵蓋受損區域蒙皮，在補片最外排鉚釘之外仍有刮痕存在。在這種情況下，蒙皮上位於最外排鉚釘與補片覆蓋邊緣間的隱藏裂紋就無法被補片強度所保護。

本會由殘骸檢視得知，該次結構修理並未完全依照波音結構修理手冊執行。於事故前 B-18255 所執行之定期維修作業及其他檢查中，亦未察覺民國 69 年執行的不當修理及補片下結構的劣化。

如 1.12.4 節所示，該機機身 48 段有兩處修理補片，該處蒙皮亦有類似觸地模式之刮痕。該區域雖為非加壓區，但亦屬支撐機尾部位之主要結構，亦應遵循 SRM 53-30-03 之內容，移除所有之刮痕後，方可貼上補片。

2.3.2 製造廠之角色

依據訪談紀錄，華航現職人員表示，若結構修理手冊中之典型修理方法，可被視為輕度修理，不需徵詢波音之意見，相關修理紀錄亦不需長期保存。據當時波音駐華航代表（目前已退休）訪談資料，若結構修理方式是依結構修理手冊，則不需通知波音代表。若在執行修理時遭遇問題，則華航會向波音代表尋求協助。由於該次機尾觸地修理並非複雜的修理，華航並未知會波音有關民國 69 年機尾觸地之永久性修理。

上述二訪談紀錄顯示，華航現職人員與當時波音代表對於民國 69 年該機永久性修理時，華航並未通知波音之認知相同。

華航負責執行民國 69 年該機永久性修理之結構工程師（已經退休）則表示，當時華航進行該機永久性修理時發現，依據結構修理手冊之修理程序，需將損壞區域蒙皮先予割除，然後在機腹結構上覆上一片 125 吋 X 23 吋的加強補片。由於割除區域太大，按照結構修理手冊之方法有技術上困難之處，因此決定不按結構修理手冊之建議割除損壞區蒙皮，而仿效臨時修理模式，直接將加強補片裝釘於受損蒙皮上。該員稱曾將遭遇之困難及修理之方式告知波音代表請其轉達此訊息予波音飛機公司。由於當時華航未接獲任何波音針對永久性修理方法之回應，該結構工程師以為修理方式已獲波音認可。

由於欠缺事故航機之維修紀錄，本會無法判斷華航結構工程師與波音代表於民國 69 年時針對該次機尾觸地永久性修理方法之實際溝通狀況。本會只能認定，如同 2.3.1.2 節中所述，華航對該機於 69 年機尾觸地之永久修理，並未完全依結構修理手冊執行，且波音飛機公司與華航於當時存在溝通不良之問題。

如 1.17.2.3 節所述，根據波音飛機公司於民國 69 年頒布之文件，波音技術代表之責任為協助業者解決影響波音航機運作之問題。機尾觸地事件發生當時，B747- 200 在華航是較新的機種（B-18255 是華航向波音購買的第二架 B747- 200

型機)，波音技術代表涉及該機事務應該比舊機隊積極。本會認為波音技術代表得知該次損傷時，應警覺到如何積極提供安全建議。如果當時技術代表有積極作為，應該會對永久性修理的方法有所質疑。當時技術代表曾看見機腹觸地事件造成之刮痕，但卻無資料顯示技術代表曾對永久性修理提供任何建議或協助，顯然失去對此關鍵修理提供專業意見的機會。

航空器製造廠商技術代表提供華航技術諮詢與協助，而非為航空公司做決定。技術代表駐廠目的及職掌是為協尋波音飛機公司的直接技術協助，提供建議與指導，瞭解安全相關議題並與航空公司密切合作亦為其職掌。技術代表亦被寄望在解決問題上能有積極的態度。

2.3.3 華航之品保作業

雖然本會無其他當年結構修理檢驗程序之紀錄，但依據殘骸檢驗，本會認為華航品保作業存有缺失，致檢驗系統未能查覺 B-18255 於民國 69 年無效之結構修理。華航品保系統未能察覺該次修理方法未依結構修理手冊執行。

本會認為華航應審視其檢驗及品保制度，確保其航空器之修理、翻修與改裝符合維護能力冊相關要求。

2.3.4 民航局之角色

民航局無 B-18255 於民國 69 年機尾觸地之修理紀錄或文件，該局表示由於華航視該次修理為輕度修理，故依規定無須陳報該局相關修理資料。此外，當時華航頒布之工程建議亦未顯示華航曾向民航局報告，亦無證據顯示有民航局人員涉及該次機尾觸地修理。

訪談紀錄顯示，民國 69 年時民航局尚未建立現在之適航查核系統，當時檢查員尚無查核規範作為指引，亦無賴以執行安全查核之適航查核訓練。礙於有限資料，本會無法判斷當年民航局對於華航機尾觸地修理之監理能力。

2.4 維修議題

本節描述 CI611 事故調查過程中之相關維修議題，這些議題或許與事故可能肇因無直接關聯，但對飛航安全方面，可能有風險因素的考量。

2.4.1 結構檢查

編號第 640 號殘骸在機身站第 2060 至 2180 區域，有塊外補加強補片，此補片位於機腹縱桁 S-49L 和 S-51R 區域，為該殘骸之疲勞裂痕區。補片內覆蓋之疲勞裂紋無法由機身外部目視檢查得知，且除非裂紋業已貫穿整個蒙皮，否則亦無法從機身內部看到該裂紋。

雖然斷裂面多處之疲勞裂紋產生至貫穿蒙皮所需的起降次數，經疲勞紋估算 (striation estimate) 得知，係界於 2,400 至 11,000 起降次數範圍內，然由於無法斷定疲勞裂紋開始生長的時間，因此自補片修理後至蒙皮斷裂貫穿所需的時間便無法判定²⁹。因此，無法得知在 B-18255 執行結構檢查時，疲勞裂紋是否已完全貫穿蒙皮，或若檢查時裂紋已完全貫穿蒙皮，疲勞裂紋之長度。

B-18255 上隱藏的刮痕、多處損傷與疲勞裂紋，對安全來講，絕對是極為嚴重的議題，因為這些現象可能導致致命性的結構失效。訪談資料顯示目前華航最常使用的機體結構檢查方法為目視與高頻渦電流檢驗等方式，而據維修資料，該機第 2060 至 2180 站間未執行過高頻渦電流檢驗，而高頻渦電流檢驗並無法在有外加補片的情況下，由外側偵測到其內部蒙皮上之裂紋。因此，即使該區域曾於補片外部使用高頻渦電流作結構檢查，亦無法測得裂紋。

²⁹ 美國國家運輸安全委員亦曾回顧先前的案例，在經歷不當之結構修理過後一段期間，疲勞裂紋才會開始成長，而初始成長至貫穿蒙皮所需之起降次數甚至僅需 4,000 次。詳見 NTSB 安全建議第 A-03-07 至第 A-03-10 項。

2.4.1.1 最近一次後艙底區域檢查

據維修紀錄，事故航機最後一次 MPV 檢查於民國 88 年 1 月 10 日完成。該次檢查中曾對疲勞裂紋區執行兩次結構檢查，第一次為普通目視檢查，第二次為詳細目視檢查。

兩次結構檢查工作單內容如下：

第一次普通目視檢查日期：民國 87 年 12 月 24 日

工作名稱：147/148 區內部檢查

檢查機身第 1920 至 2160 站蒙皮、縱桁、橫樑及剪力連結片

檢查排水閥功能

加強檢查 147/148 區

標準工作時數：0.5 小時

使用時數：0.5 小時

第二次詳細目視檢查日期：民國 87 年 12 月 28 日

工作名稱：後機身艙底內部檢查

就先前工作說明，詳細檢驗下列區域：

機身第 1480 至 2360 站內部艙底

標準工作時數：14.1 小時

使用時數：14.1 小時

2.4.1.1.1 艙底清潔

據防蝕劑清潔作業紀錄，第一次結構檢查時尚未執行艙底區域清潔，該項普通目視檢查標準工時為 0.5 小時。

結構檢查前防蝕劑清潔作業為選擇性項目，航空公司可視成本及安全考量是

否有執行之必要。正常情況下，除艙底區域外之部位不會要求執行清潔作業。基於安全理由，檢驗員仍應在艙底清潔後，於較易發現結構缺陷的環境下執行作業。本會認為結構檢查前，艙底區域有必要執行清潔作業，以確保檢查效果。

2.4.1.1.2 檢查區域照明環境

據檢驗員訪談紀錄，航空器進棚廠作業時並未事先安排裝置工作區域照明，第一個進入工作區域之維修人員，在執行移除地板與絕緣毯作業時才架設照明燈光。檢驗員沿用原先之照明環境及自備手電筒進行詳細結構檢查。前述燈光通常是一盞或兩盞日光燈，檢驗員則依照檢查區域移動照明燈具。

華航於結構檢查時，並無規定照明標準，然照明不足之環境將影響工作區域安全與檢查效果。生管單位應事先規劃詳細結構檢查之照明環境，或業者應考慮設立標準作業程序確保執行結構檢查時有充足照明環境。北美照明工程協會 (The Illumination Engineering Society of North American, IESNA) 對於工作環境之照明建議詳如附錄 19。

2.4.1.1.3 結構檢查工具

據檢驗員訪談紀錄，檢驗員於執行詳細目視檢查時攜有手電筒、鏡子與刮刀，放大鏡則置於辦公室，必要時可至辦公室取用。當時華航未將放大鏡列入必要之檢驗員裝備。

放大鏡在結構檢查時極為重要，但民國 87 年檢驗員於 MPV 檢查時未使用放大鏡執行結構檢查。SRM 規定必要時須使用放大鏡執行結構檢查，並不表示檢驗員可隨意使用或不使用放大鏡，檢驗員應隨身攜帶放大鏡並在需要時使用。結構檢驗員未攜帶放大鏡或放大鏡非結構檢查之標準配備，可能會影響結構檢查之成效。

2.4.2 紀錄保存

由於華航之維修紀錄遺失或無法尋獲，本會無法取得民國 69 年 B-18255 機尾觸地結構修理之詳細評估與相關維修文件。根據民國 69 年代相關法規，業者須保留航空器所有重大故障、修理、改裝等紀錄，至該航空器永久停用起兩年以上。除非民航法規另有規範，重大修理等紀錄以外之其他維護紀錄，至少需保留 90 天。

B-18255 航空器經歷簿內重大修理與翻修紀錄載有該機民國 69 年 5 月執行機身底部結構修理，然而華航現職人員認為依據 SRM 53-30-03 執行之典型結構修理為輕度修理而非重大修理，因而不需通報波音飛機公司，亦不需留存上述維修紀錄。但本會審視該區域結構修理後，認為其程度已達重大修理等級，而該機之重大修理及翻修記錄亦記載該次永久性修理；因此本會認為，根據民航法令，該等修理紀錄至少需保留至該航空器永久停用後兩年。

本會於調查過程中發現 B-18255 之維護作業並未完全記載於紀錄中，如民國 69 年機尾結構之暫時性修理未記錄於航空器經歷簿。87 年 3C/MPV 級檢查之缺點單中，更換零件未標明件號。90 年 11 月 RAP 準備作業時，該機 31 處補片中，僅有 22 處補片有結構修理資料。

現行民航法規對於維護紀錄之規範係依國際民航組織第六號附約訂定，並非需永久保存所有維護紀錄。除有法規特別規範外，其餘僅需保存一段時間。本會瞭解維護紀錄數量龐大，不須全部永久保存，然本會相信完整保存如結構修理等紀錄，對於持續適航作業之追溯與驗證應有助益。

2.4.3 結構修理評估計畫

2.4.3.1 華航之結構修理評估計畫

如第 1.18.3 節所述，依據波音 RAG D6-36181 文件，B-18255 須在累積 22,000

個落地次數前完成 RAP 第一階段作業。90 年 5 月 24 日華航總工程師室發布結構修理評估計畫作業程序時，該機累積約 20,400 落地次數。B-18255 航空器經歷簿顯示，該機於事故前三年之平均落地次數為每年約 900 次，因而，該機有近 40 個月的時間可進行前置作業。而華航安排該機於 90 年 11 月進行評估計畫之先期評估作業，預計於 91 年 11 月，在 B-18255 到達 22,000 個落地次數前之 7C 級檢查時執行 RAP 計畫，以時程安排而言並無不宜之處。

本會瞭解航空業者取得持續適航資訊後須考量相當多之因素，如影響飛安之急迫性、作業需要時間及維修時程安排等。然本會亦相信業者收到安全相關之適航資訊時，應儘早進行評估，並儘速執行該項作業，不須待最後期限才執行。回顧航空器失事歷史案例，數件飛航事故^{30,31}與事故前航機尚未執行 AD 或 SB 之需求有關。

2.4.3.2 民航局之結構修理評估計畫

一般而言，諸如結構修理評估計畫之後續適航需求，通常由航空器製造廠制定後³²，再由航空器設計國民航主管機關核准。各國民航主管機關再衡量其國籍航空器必須執行之層面。

³⁰ Aircraft Accident Investigation Commission, AIRCRAFT ACCIDENT INVESTIGATION REPORT 96-5, China Airlines Airbus A300B4-622R, B1816 Nagoya Airport, April 26, 1994。

³¹ DGAC India, Civil aviation aircraft accident summary for the year 1995, East West Airlines, Fokker F27, July 1 1995。

³² RAP 由包括製造廠之航空工業團體所發展；而持續適航之需求則由美 FAA 所定義，製造廠家並無參與其中。

美國聯邦航空總署增修 14 CFR Parts 91.410、121.370、125.248 與 129.32 等四條運作條文（operational rules）用以要求該國及進入該國空域作業之航空器使用人執行結構修理評估計畫，並於 89 年 5 月 25 日生效。前述條文均為國際民航公約第 8 號附約第 4.3.2³³節條文定義之「強制持續適航資訊（mandatory continuing airworthiness information）」。此條例基本陳述為：除非在規範之落地次數前，將結構修理評估計畫納入航空器檢查計畫中，否則任何人不得操作受該等條例影響之航空器。美國聯邦航空總署於民國 90 年 2 月核准波音陳報之結構修理評估指引文件。

國際民航公約第 8 號附約第 4.3.3 節：

The State of Registry shall, upon receipt of mandatory continuing airworthiness information from the State of Design, adopt the mandatory information directly or assess the information received and take appropriate action.

中譯：

航空器登記國在收到設計國寄交之強制持續適航資訊時，應直接採取行動或評量後採適當措施予以執行。

³³ 4.3.2 條文為- The State of Design of an aircraft shall transmit any generally applicable information which it has found necessary to the continuing airworthiness of the aircraft and for the safe operation of the aircraft (hereinafter called mandatory continuing airworthiness information) as follows:

4.3.2 條文中譯內容為：航空器設計國應將下列任何相關持續適航資訊發送給各使用單位，以確保飛航安全：...

民國 90 年 7 月第 9 版之國際民航公約第 8 號附約中，第 4.3 節之「強制持續適航資訊」原文為：
"mandatory continuing airworthiness information" is intended to include mandatory requirements for modification, replacement of parts or inspection of aircraft and amendment of operating limitations and procedures. Among such information is that issued by Contracting States in the form of airworthiness directives.

民國 90 年 7 月第 9 版之國際民航公約第 8 號附約中，第 4.3 節之「強制持續適航資訊」中譯內容：
「強制持續適航資訊」係包含航空器之強制修改、更換零組件、檢查或操作限制與程序之增修內容，由會員國以適航指令方式發出該等資訊。

國際民航公約第 8 號附約第 4.2.2 節：

The continuing airworthiness of an aircraft shall be determined by the State of Registry in relation to the appropriate airworthiness requirements in force for that aircraft.

The State of Registry shall develop or adopt requirements to ensure the continued airworthiness of the aircraft during its service life.

中譯：

航空器登記國根據航空器相關適航需求之遵循狀況，決定該航空器是否持續適航。

航空器登記國應在航空器壽限內，發展或採用相關措施以確保航空器之持續適航。

民航局表示，該局於民國 89 年就已知道結構修理評估計畫，依我國飛航作業管理規則第一百三十七條，業者有義務遵行原製造廠後續適航資料與建議，且美國聯邦航空總署並未發佈相關適航指令，加上當時台灣僅有數架高齡航空器，因而未立即將該計畫納入體制並要求業者遵循。當華航陳報該公司結構修理評估計畫後，該局除准予核備外，並要求華航辦理相關人員對結構修理評估計畫之訓練。

既然民航局未發出相關文件要求業者實施結構修理評估計畫，事故發生前，此計畫在台灣並非必須強制執行之計畫，而由華航於評估後主動將結構修理評估計畫納入維護計畫。雖然民航局認為國內受影響之高齡航空器祇有華航的 5 架，且華航已根據美國聯邦航空總署增修之條例，並依其時間規範規劃其結構修理評估計畫作業，民航局沒有必要再通知其他業者有關結構修理評估計畫之執行。但本會認為，當航空器設計國之持續適航資訊可能影響我國之航空器時，民航局應

採取更積極的態度注意引進此類持續適航資訊(如結構修理評估計畫等),並考慮要求業者直接予以套用或採取適當之步驟因應。

民航局於民國 91 年 10 月 15 日頒布第 120-017 號飛安通告,亦爰引航空器適航檢定給證規則第六條規定,重申航空器使用人需於時限內執行該局或航空器設計國民航當局發布之適航管制通知。

該局並於民國 92 年 4 月 2 日頒布 AD2003-03-020A 適航指令,要求所有航空器使用人立即重新評估航空器加壓艙既有之結構修理,確保早期之結構修理皆依許可方法完成修理。

2.4.4 腐蝕預防及控制計畫檢查逾期議題

2.4.4.1 華航腐蝕預防及控制計畫檢查之時距管控

華航於民國 82 年對 B-18255 執行第一次腐蝕預防及控制計畫檢查,其中第 53-125-01 項艙底檢查週期為 4 年一次,因而該項第二次檢查應於 86 年 11 月底前執行完畢,但華航安排於 87 年 12 月之 MPV 級檢查時執行第二次 53-125-01 項艙底檢查,已逾期 13 個月。直到 92 年 11 月時,華航與民航局才於本會之調查過程中,知曉該項腐蝕預防及控制計畫檢查逾期。

調查發現 B-18255 自 86 年起,共有 29 項腐蝕預防及控制計畫檢查項目未依華航維護計畫及波音高齡航空器腐蝕預防及控制計畫檢查,因此該機於民國 86 年後即在安全缺失未解決情況下運作。

根據波音高齡航空器腐蝕預防及控制計畫 D6-36022 第 D 版,腐蝕預防及控制計畫檢查週期係以曆年控管。為配合華航維修排程電腦系統,華航依預估之飛時/落地次數轉換至曆年,再據此排入各級檢查。如以腐蝕預防及控制計畫兩年為週期執行一次之檢查項目而言,將被排至每隔一個 C 級檢查一次。如 5、6 或 8 年執行一次之檢查項目,則對應至每個 D 級檢查一次。此種轉換控管方式,在

B-18255 使用率較低的情況下，會有安排之定期檢查未到期，而執行曆年期限已過之風險，造成腐蝕預防及控制計畫檢查項目逾期受檢或未執行。

民國 85 年華航總工程師室修護計畫組發覺，以曆日管制之腐蝕預防及控制計畫檢查項目納入對應之定期檢查工作中執行，可能造成逾期執行腐蝕預防及控制計畫檢查之情形，因此，修護計畫組修訂維護計畫，將檢查項目時程控管由安排於定期檢查中回歸至以曆年控管，新維護計畫亦陳報民航局並經核准。

同時，修護計畫組以公文會請停機線修護部修管中心監控修護時程，在腐蝕預防及控制計畫檢查項目接近管制時程時，通知修護計畫組以便發工執行。

華航修訂維護計畫，將腐蝕預防及控制計畫檢查項目時程控管由安排於定期檢查中回歸至以曆年控管後，檢查逾期之情形理應不復存在，然資料顯示，腐蝕預防及控制計畫檢查控管原本由修護計畫組負責，在該組以公文會請修管中心監控修護時程後，修護計畫組則仰賴修管中心負責監控。而修管中心收到修護計畫組公文後，僅將原本每 13 個月執行一次之 C 級檢查改為每 12 個月執行一次。因此，如每 2 年應檢查一次之項目，即被安排於每隔一個 C 檢查執行。修管中心相信此問題將迎刃而解。由於修管中心並無監控腐蝕預防及控制計畫時程職掌，加上維修排程電腦系統無法以曆年控管，修管中心並未監控腐蝕預防及控制計畫檢查項目時程。換言之，自修管中心修改 C 級檢查時程後，華航修護工廠無任何單位控管腐蝕預防及控制計畫檢查項目時程。

修管中心將 C 級檢查時程由 13 個月修改為 12 個月後，腐蝕預防及控制計畫檢查每 2 或 3 年檢查一次之項目，都以每 2 年或每 3 年排入 C 級檢查執行，因此不會有逾期情形發生。然對時距較長之檢查項目排在如 MPV 或 D 級檢查中執行，如 B-18255 在低使用率情況下，則腐蝕預防及控制計畫檢查項目逾期受檢或未執行情況依然存在。

本會相信電腦系統未以曆年排定維修時程、修管中心與修護計畫組部門間溝

通不良、及華航自我督察系統未能偵測飛時與曆年檢查需求之不同，造成腐蝕預防及控制計畫中部分檢查項目逾期或未執行。

2.4.4.2 腐蝕預防及控制計畫逾期檢查之影響

縱然這些腐蝕預防及控制計畫檢查項目逾期與事故原因並無直接關聯，但 B-18255 從民國 86 年 11 月 30 日至 91 年 5 月 25 日間因未能按時執行腐蝕預防及控制計畫檢查，造成 B-18255 飛航作業之風險較其他按時受檢之航空器高。

該機腐蝕預防及控制計畫檢查有 29 項逾期，包括以 4 年、5 年、6 年與 8 年為檢查期限之項目。對於 4 年須檢查項目，華航應有民國 82 年、86 年與 90 年等三次檢查機會，而實際則於 82 年與 87 年執行兩次。

對於 5 年須檢查項目，華航有民國 82 年與 87 年等兩次檢查機會，而實際上亦執行兩次，但第二次逾期兩個月。

對於 6 年須檢查項目，華航有民國 82 年與 88 年等兩次檢查機會，而實際則於 82 年執行一次。

對於 8 年須檢查項目，華航有民國 82 年與 90 年等兩次檢查機會，而實際則於 82 年執行一次。

該機自民國 86 年 11 月 30 日至 87 年 12 月 28 日間，因 4 年須檢查項目未依時完成，致該機於安全缺失未解決情況下進行飛航作業。雖然艙底檢查於 87 年 12 月完成，然 88 年每 5 年須檢查之項目逾期未執行，使該機又不符檢查規範要求。而 88 年後之 6 年與 8 年須檢查項目未執行，使得 B-18255 於事故發生前 5 年半期間內（除 88 年 1 月至 88 年 11 月間），在安全缺失未解決之情況下執行飛航任務。

2.4.4.3 華航修護工廠之缺失

華航持有民航局認證之修理廠證書，應建立民航局認可之健全維修系統，以維護航空器持續適航作業。航空器飛航作業管理規則第 129 條，航空器使用人須對其航空器負妥善維護之主要責任並保持其後續適航標準。

腐蝕預防及控制計畫檢查以曆年控管，然華航因無適用之電腦排程系統，且未瞭解航空器低使用率對按曆年時距檢查項目產生之影響，亦未注意腐蝕預防及控制計畫之到達率。而修護工廠當時使用之電腦排程系統無法排入以曆年控制的腐蝕預防及控制計畫，亦限制了華航維護計畫執行之效率。華航修護工廠使用當時以飛時或起降次數為控制基礎的電腦系統，致使腐蝕預防及控制計畫檢查逾期及未執行。

民航局法規規範華航應確保其航空器維修須遵照核定之維護計畫進行，而華航無適當之程序以確保腐蝕預防及控制計畫檢查能確實執行。華航修護工廠及自我督察系統未察覺該項缺失，亦無法確保腐蝕預防及控制計畫檢查如期實施。

2.4.5 民航局對華航維護計畫作業之監理

民航局適航檢查員手冊指引中，檢查員之職掌在確認其督導之航空器使用人維修作業持續符合法規要求。民航局亦依法規審核使用人之持續適航維護計畫，並抽查相關之後續維修作業，且經由可靠度管制計畫運作結果確認持續適航維護計畫之有效性。

民航局除核准航空器使用人之持續適航維護計畫外，亦對航空器使用人進行維護計畫符合性之查核。維護計畫檢查係依據航空器逐日飛航時間與起降次數資料，與航空器各級維護檢查日程比對，以確認航空器定期檢查符合核准維護計畫之時距規定。

民航局於事故前最後一次檢查 B-18255 之維護紀錄是在民國 90 年換發適航證

書時。民航局對維護紀錄之檢查範圍包括 A、B、C、D 級檢查、適航指令、載重平衡資料、重大修理/改裝、定期更換件等紀錄，當時並未針對腐蝕預防及控制計畫紀錄進行檢查。由於當時華航將腐蝕預防及控制計畫納入飛機維護計畫中，並無單獨腐蝕預防及控制計畫檢查紀錄，故在紀錄檢查時不易追蹤其實際執行時距是否正確。

B-18255 維修資料顯示，47 項腐蝕預防及控制計畫檢查中，1 項於民國 86 年過期，12 項於 87 年過期，8 項於 88 年過期，8 項於 90 年過期。88 年與 89 年應執行檢查項目皆未於事故前完成。民航局對華航之查核，未發現華航維修作業對 B-18255 CPCP 檢查排程逾期之缺失。

由於維修紀錄呈現方式使航空器使用人和民航局不易核對維修紀錄，以致於民航局現行對航空公司維護計畫之查核系統，有數年之譜無法察覺類似華航腐蝕預防及控制計畫檢查排程逾期之潛在缺失。本會認為，民航局應建立週期性之維修紀錄檢查程序，確保航空器適航維修作業按規定實施。檢查程序應能確認維修作業係依維護計畫規定時距（飛時、落地次數與曆年期限）辦理。民航局應鼓勵航空公司建立較易查閱維修紀錄之檔案保存系統，以便於主任適航檢查員與稽核員能更清楚地檢閱維護紀錄。

民航局表示，已要求航空器使用人重新檢視目前維修紀錄保存方式，並要求航空器使用人執行維護計畫之維修工作和已經完成之工作紀錄進行比對，以確保維護工作符合維護計畫之需求。

2.4.6 持續適航之挑戰

航空器在一定時間內，只要如期實施指定之重要結構及系統檢查，就應能安全飛航，就算在有疲勞、腐蝕或意外損傷情況下，航空器將能夠承受預期負載，直到損傷於定期檢查中偵測出，並依據核可之方法予以更換或修理。

檢視編號 640 殘骸發現，該機於事故前機身第 2060 與 2180 站間補片覆蓋下

之蒙皮上裂痕已經存在，而該機於事故前之結構檢查或其他檢查皆未發覺裂痕，直到裂痕成長至結構殘餘強度低於該區域失效安全強度。而編號 640 殘骸上除發現嚴重金屬疲勞外，亦發覺多處損傷（MSD）現象。多處損傷為廣佈疲勞損傷（Widespread Fatigue Damage, WFD）兩種來源之一，特徵為區域結構同時出現多處結構裂痕，裂痕之大小與數量大於容損（Damage Tolerance）後，其結構可能產生嚴重失效³⁴。

民國 67 年後，多處損傷效應已於殘餘強度分析中被討論³⁵，而廣佈疲勞損傷除嚴重影響結構強度，結構損傷檢查門檻與承載限制間之安全間距，亦會因廣佈疲勞損傷之發生而縮短。尤其因廣佈疲勞損傷以多種方式存在且偵測率低，使其變得更危險。航空業界如何有效評估廣佈疲勞損傷並瞭解其對航空器結構完整性影響之風險，成為重要議題。

AAWG 已進行許多廣佈疲勞損傷評估，並且針對廣佈疲勞損傷監測提出結構檢查建議方法與計畫。然工作小組在設計計畫時，並未考慮不良維修品質，或相關業者、適航監理機關、甚至國際性查核作業等執行層面可能不完善的問題。

航空工業持續發展，使航空器設計理念、維護計畫與檢驗過程不斷更新，使航空器使用人與監理機關在後追趕不斷變遷之飛航環境時倍感壓力。本事故及事故後針對高齡航空器進行修理檢查之結果，明白揭示不完善之系統與不適當之修理作業可能導致航空器加壓區存在未能偵測到之隱藏性結構損傷，進而可能造成航空器飛航事故。

如同 CI611 案例，該機隱藏之結構缺陷，能否於歷次定期檢查時發現並不確定，因此應發展更有效之非破壞性檢驗方法，以提升發現隱藏結構缺陷之能量。

³⁴ FAA, Structural Integrity of Transport Airplanes. http://aar400.tc.faa.gov/programs/aging_aircraft/structural。

³⁵ 法規 FAR 25.571 於民國 67 年更新時，要求評估損傷容許裕度時應將 WFD 一併列入考慮。

本會呼籲航空業界應亟力發展此一技術，使非破壞性檢驗方法更為有效及省時，以避免類似 CI611 的悲劇再度發生。

2.5 殘餘強度分析

為評估既存裂紋對機身結構完整性之影響，本會進一步對結構應力及殘餘強度進行分析及探討³⁶。

「殘餘強度」指在給定之損傷（或裂紋）條件下，結構組件所能承受之最大應力。殘餘強度分析之主要目的在判定臨界損傷長度，所謂臨界損傷即結構強度在低於法定負載狀況前，該結構組件所能允許之最大損傷程度（包括 MSD）。一般而言，法定負載應遠大於航空器平時操作時可能發生之最大負載。

為進行 CI611 事故調查，本會對既存裂紋之蒙皮/框架結構組件進行殘餘強度分析。本會首先利用後機身之有限元素模型（Finite Element Model, FEM）³⁷計算殘餘強度分析時所需之操作應力（operating stress）。殘餘強度分析分為兩階段進行，第一階段針對 40 吋以內（兩個框架間距）之裂紋，使用美國聯邦航空總署認可之方法分析此範圍內之殘餘強度。第二個階段則是以非線性 FEM³⁸，模擬編號 640 殘骸上發現之既存裂紋，進行 40 吋以上裂紋之殘餘強度分析，並計算修理補片對殘餘強度之影響。

³⁶ 此結構分析須藉助波音飛機公司 B747-200 型機結構及材料特性資料，因相關資料屬於波音飛機公司之商業機密及智慧財產權，本會無法獲得相關資料，另外進行獨立之分析。因此本會向波音飛機公司提出此項結構分析之需求，並且和 NTSB 代表、波音公司人員共同參與隨後之框架負載受力分析及殘餘強度分析等工作。此作法已在國際各調查機關間實施有年。

³⁷ 該有限元素模型係由波音飛機公司所製作，因相關資訊屬於波音飛機公司之商業機密及智慧財產權，因此本會無法獲得相關資料以另外進行獨立之分析，關於 FEM 之詳細資訊亦不便呈現於報告中。

³⁸ 非線性有限元素模型亦由波音飛機公司為本事故調查所需而製作，亦屬於波音飛機公司之智慧財產權。

2.5.1 操作應力

在不改變航空器外型或造成框架彎曲之情形下，艙壓負載會施予蒙皮機身環向之拉伸應力（hoop tension），為計算此一應力值，一般使用之正常操作壓差為 8.9 psi。

本會利用 FEM 方式評估在此區域之應力變化情形，以 NASTRAN 軟體建立之後機身（第 1480 站以後）FEM 如圖 2.5-1。為模擬蒙皮不連續情形（裂紋模擬）及加強細部結構應力值的呈現，本會針對該模型第 2100 站框架附近進行局部細緻化（refinement）如圖 2.5-2。

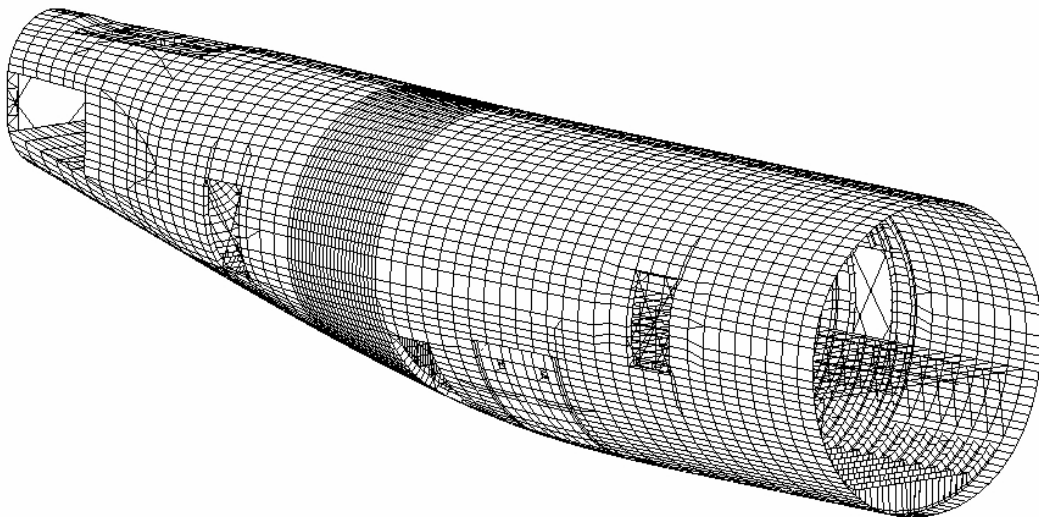


圖 2.5-1 B747-200 後機身之有限元素模型

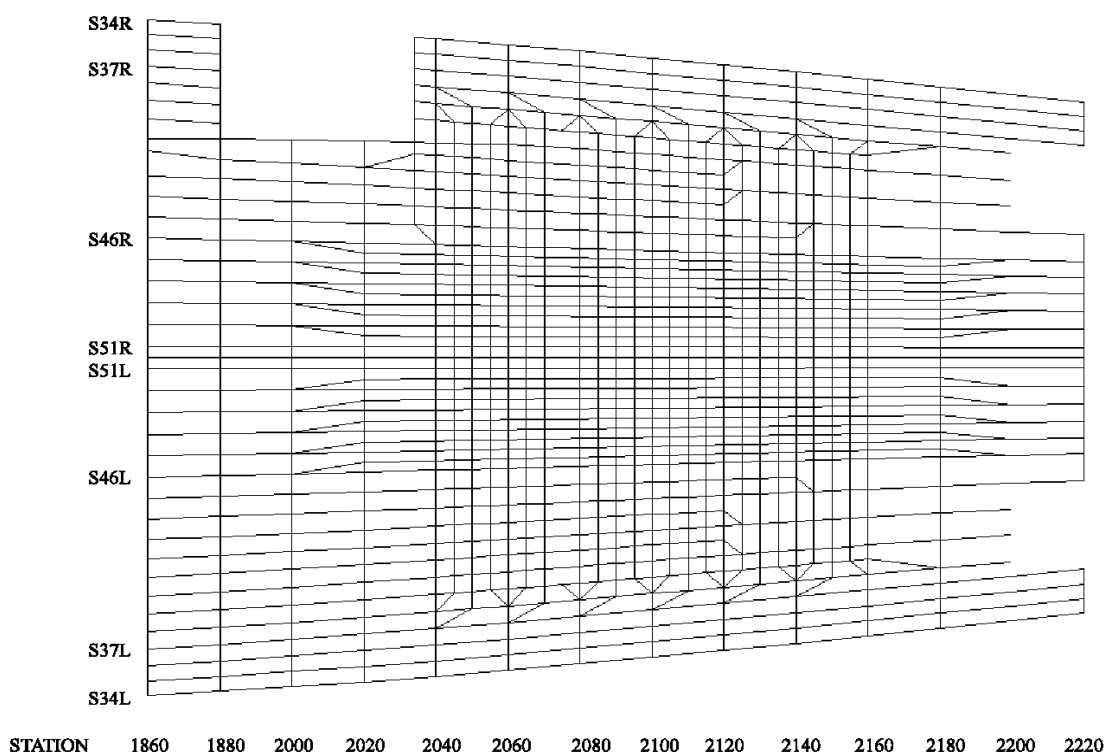


圖 2.5-2 第 2040 至 2160 站之 FEM 局部細緻化

經在原廠航空器機身上安裝應變計量測之應力值顯示，上述 FEM 所估測之應力值約較實機測試結果約超出 6%，因此以下章節之殘餘強度分析皆將以此修正 FEM 之計算結果。

2.5.2 裂紋長度 40 吋以內之殘餘強度

此階段分析目的在確認由中科院以及 BMT 實驗室共同確定斷裂平整、穿透蒙皮之疲勞裂紋對蒙皮強度之影響。分析中同時考量位在第 2100 站、長 15.1 吋之穿透疲勞紋以及相鄰之 MSD。一般而言，前導裂紋（leading crack）周圍若存在 MSD 時（圖 2.5-3），蒙皮之殘餘強度會進一步降低。降低程度視 MSD 長度以及與前導裂紋之距離（ligament）而定，當 MSD 致使蒙皮殘餘強度低於操作應力³⁹時，前導裂紋與 MSD 間可能發生局部塑性破壞而連結在一起，產生一個新的前導裂紋。

³⁹ 此處之操作應力為 2.5.1 節中係為有限元素模型計算結果與實機應變計測量相互比較得來。

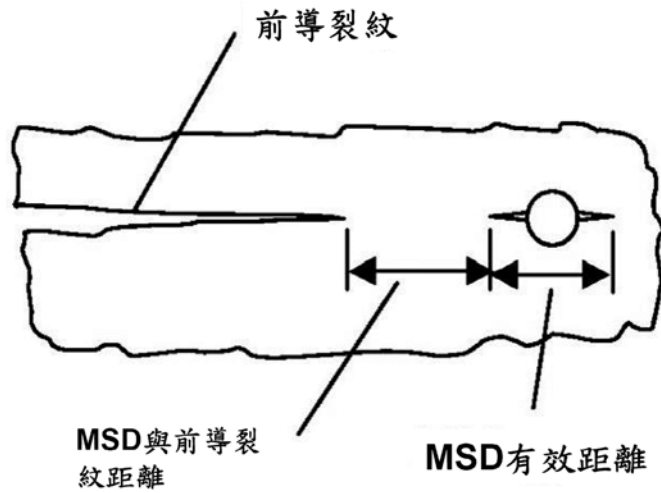


圖 2.5-3 前導裂紋與 MSD 間之關係

假設 15.1 吋之裂紋為前導裂紋，分別計算其前方及後方之 MSD 對殘餘強度之降低程度 (reduction factor)。當其中一 MSD 導致較低之殘餘強度時，前導裂紋便會先與此一 MSD 連結，形成另一個新的前導裂紋，以此類推，完成 40 吋以內之殘餘強度計算。最後之結果如圖 2.5-4。

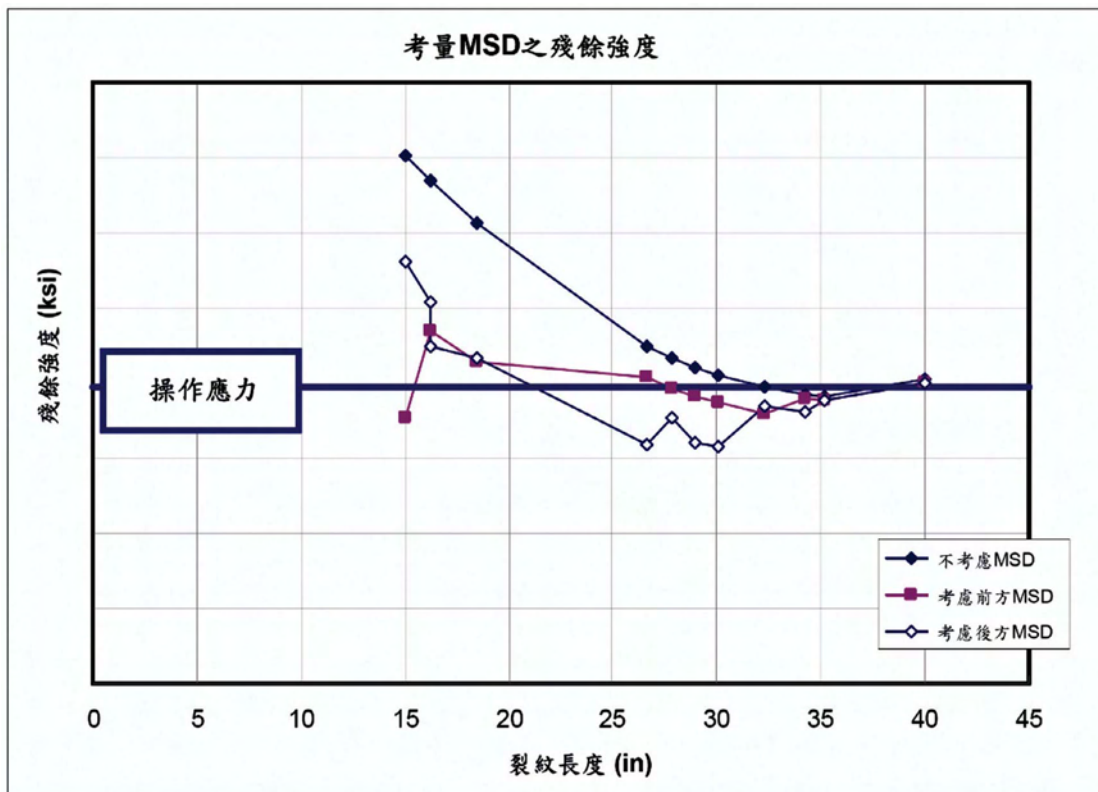


圖 2.5-4 裂紋 40 吋以內之殘餘強度

圖 2.5-4 上方之曲線為不考慮 MSD 情況下，蒙皮結構之殘餘強度隨裂紋成長遞減之結果，下方兩條曲線則是在不同長度之前導裂紋下，鄰近前導裂紋前方與後方之 MSD，分別進一步降低殘餘強度的情形，由圖可看出，當裂紋超過 21 吋以後，後方之 MSD 致使蒙皮之殘餘強度一直低於操作應力，因此可判斷在 21 吋之後，此區間內（40 吋以內）之疲勞裂紋即以塑性破壞方式全部連結在一起，當裂紋連結成長至 35 吋以後，其他的 MSD 不再影響殘餘強度的變化，此時之殘餘強度則可不再考慮 MSD 的影響（考慮上方曲線即可）。另外由圖可注意到，當裂紋接近 40 吋時，殘餘強度與操作應力幾近相等。

2.5.3 修理補片之影響

修理補片可防止航空器加壓時，蒙皮裂紋處發生凸起變形（如圖 2.5-5），同時，修理補片亦可分擔裂紋周圍增加之負載，提高蒙皮之殘餘強度。為瞭解修理補片之影響程度，本會以前述之非線性 FEM 計算殘餘強度，再與 2.5.2 節之結果相關比較，求得因修理補片覆蓋使得裂紋無法凸起變形之情況下，殘餘強度能夠增加之程度。圖 2.5-6 上方之曲線即為裂紋在 40 吋以內時，考慮修理補片後殘餘強度之變化情形。

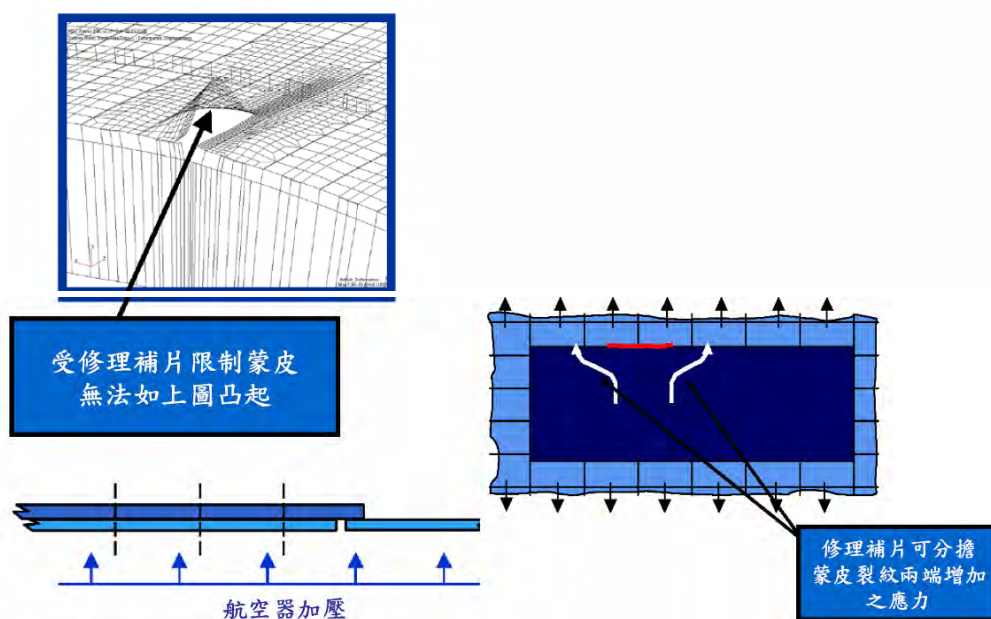


圖 2.5-5 修理補片之影響

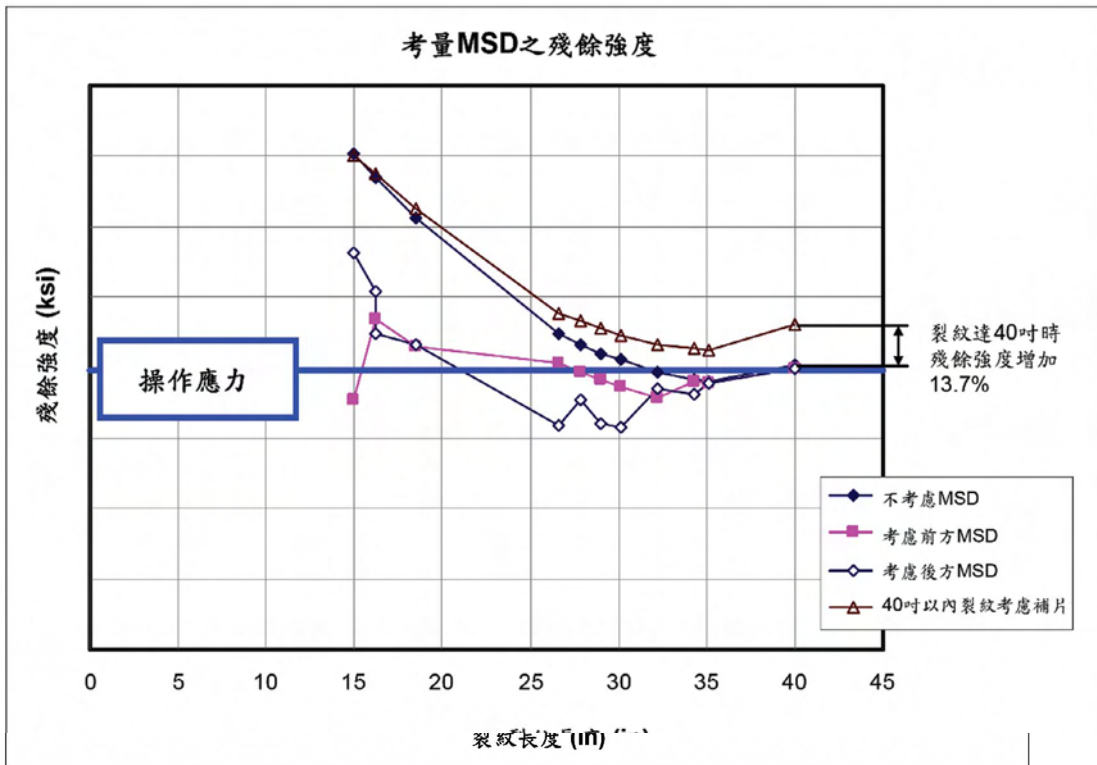


圖 2.5-6 裂紋 40 吋以內之殘餘強度 (考慮修理補片)

2.5.4 裂紋長度 40 至 90 吋之殘餘強度分析

上述之非線性 FEM 另一項目的，則在計算裂紋長度大於 40 吋（兩個框架間距）以後之蒙皮殘餘強度。圖 2.5-7 即為最後計算之結果，兩曲線分別表示在沒有修理補片與有修理補片情形下殘餘強度之變化。由圖可看出，當裂紋持續成長，修理補片之影響愈來愈小，主要原因在於當裂紋愈接近修理補片邊緣時，修理補片愈無法承受裂紋周圍區域所增加之應力。

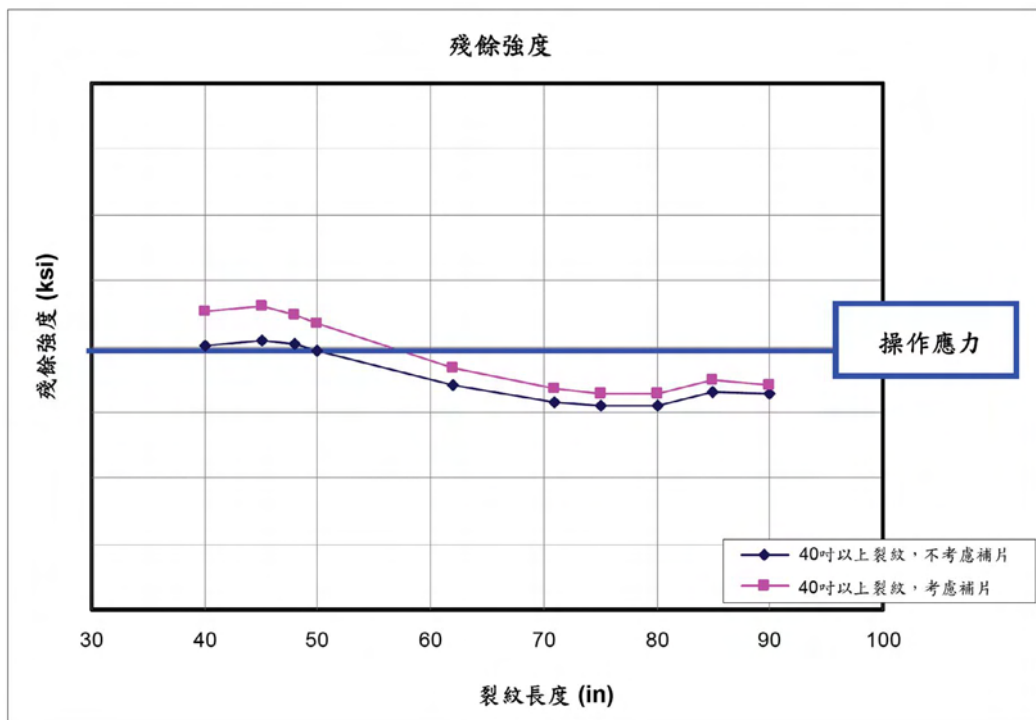


圖 2.5-7 裂紋 40 吋至 90 吋之殘餘強度

圖 2.5-8 結合以上兩階段之分析結果，同時呈現在裂紋長度由 15 吋成長至 90 吋時，有無 MSD 或修理補片，對蒙皮殘餘強度之影響。

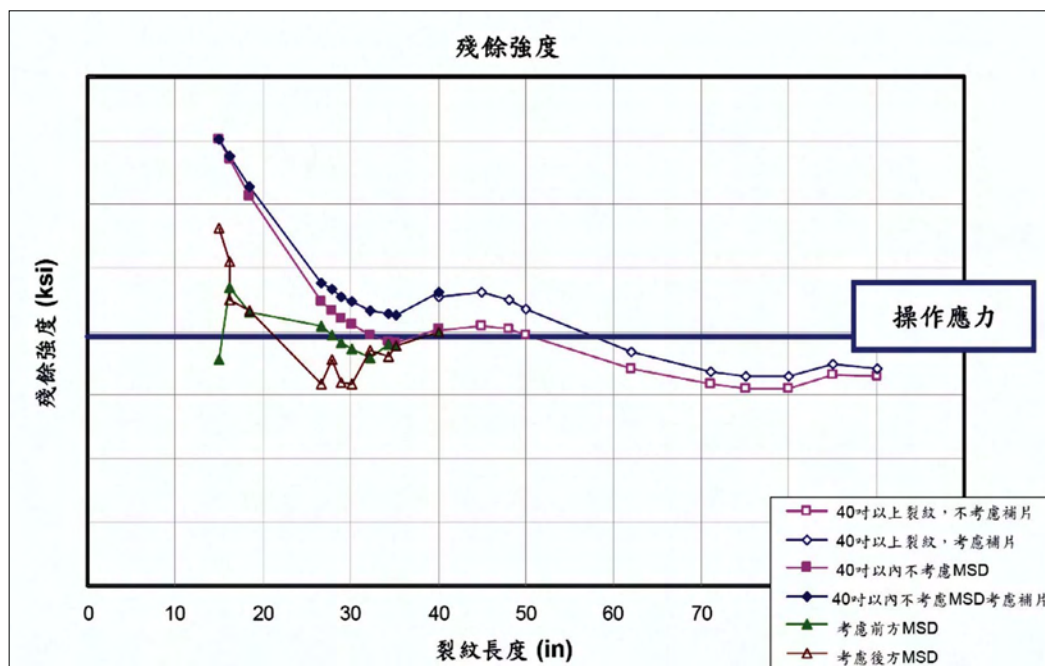


圖 2.5-8 結合兩階段之殘餘強度分析結果

2.5.5 結論

根據本節之結構分析，本會得到以下幾點結論：

1. 在裂紋 40 吋（兩個框架間距）以內的範圍，MSD 之分佈足以造成此範圍內的疲勞裂紋產生局部連結。超過此範圍以後，MSD 對蒙皮之殘餘強度則不再具有影響；
2. 當裂紋接近 40 吋直至既存裂紋的長度，蒙皮之殘餘強度與操作應力保持相當程度的接近；
3. 在裂紋成長至框架位置時（當裂紋 40 吋長以及 80 吋長時），殘餘強度皆有些微增加，此為框架分擔局部負載的影響，在過去之分析與測試中亦可見到；
4. 殘餘強度主要在前兩個框架間距（40 吋）內顯著降低（之後降低的趨勢較為緩和）；
5. 當裂紋長度大於 58 吋時，第 2100 站附近蒙皮結構之殘餘強度開始低於所施予之操作應力。

2.6 座艙語音記錄相關分析

本節將提供座艙語音記錄聲音相關的分析，包括最後 130 毫秒聲音特徵分析，兩飛航紀錄器停止記錄時間與無法辨識聲音之探討。

2.6.1 飛航資料紀錄器與座艙語音紀錄器停止時間

座艙語音記錄從 1456:12⁴⁰時開始，直到 1528:03 時停止。飛航資料紀錄器之記錄停止於 1527:58.9 時。由於飛航資料紀錄器為數位記錄模式，時間記錄準確度高於座艙語音紀錄器。磁帶式座艙語音紀錄器由於驅動馬達速度不恆定及磁帶彈性，長時間會造成累計之量測誤差。第 1.11 節所述兩具飛航紀錄器之記錄時間

⁴⁰ 時間乃參考馬公雷達站時間。

於同步後，其記錄停止時間約有 4 秒的差距。為釐清此議題，本會取得台北區域管制中心（以下簡稱區管中心）之陸空通訊錄音（時間 1516:10 至 1528:20），此錄音與座艙語音紀錄器均記錄若干相同之通聯聲音，包括 CI611 最後一次無線電通訊及區管中心與 EF126 班機之無線電通訊。以該中心時間與座艙語音紀錄器之時間，相同之通聯聲音如表 2.6-1。

表 2.6-1 同一通聯聲音在陸空通訊錄音時間與座艙語音記錄時間

TACC 時間	CVR 時間	來源	聲音抄件內容
1516:31.0	1516:31.0	RDO1	from chali direct to kadlo recleared tree five zero dynasty six one one
1527:37.1	1527:40.1	EF126	(conversation with TPE ACC)

從上表發現 CI611 最後一次無線電通聯時間，區管中心與座艙語音記錄時間相同，但 EF126 與區管中心通聯時間則有三秒差異。

從區管中心時間推算座艙語音紀錄器之停止時間應為 1527:59.9，比較飛航資料紀錄器之停止時間 1527:58.9 有一秒之差異。由於飛航資料紀錄器與座艙語音紀錄器之時間同步乃基於超高頻無線電發射記錄（VHF keying）參數之記錄，而該記錄每秒只取樣一次。本會認為比對後之兩具紀錄器記錄停止時間應差異不超過一秒，可視為同時停止記錄。發生上述時間誤差乃因磁帶式座艙語音紀錄器之驅動馬達速度非恆定及磁帶本身彈性造成。

2.6.2 艙壓超壓釋放閥開啓之聲音

為熟悉座艙超壓釋放閥打開時之聲音，調查小組執行一在爬升中時艙壓超壓之飛航測試⁴¹。測試時當飛機高度約 25,000 呎，指示空速為 300 浬/時，艙壓與外部壓力之差壓為 9.2psid 時，一個超壓釋放閥打開，另一個仍是關閉的。當閥打開

⁴¹ 參考 1.16.1 資料蒐集飛航測試。

時，在座艙內之測試小組，並未聽到明顯的聲音改變，但當艙壓系統之設計使第二號空調系統停止運作時，測試小組可以感覺到氣流的不同。測試飛行之座艙語音紀錄器及飛航資料紀錄器均送至本會實驗室作進一步的解讀與分析，但座艙語音紀錄器的記錄並無法顯示超壓釋放閥打開時及二號空調系統停止運作之聲音。因此本會認為座艙語音紀錄器系統無法記錄超壓釋放閥運作的聲音。

2.6.3 無法辨識之聲響

座艙語音記錄抄件中共有 38 個無法辨識的聲響，一個無聲音信號及 6 個類似訊號干擾的聲音。這些聲音有 14 個是在事故航機起飛之前，28 個是在事故航機起飛後至高度警示聲⁴²之間，有 3 個是在高度警示聲之後至紀錄器停止。本會針對起飛後 31 個無法辨識的聲響進行分析。

經檢查座艙語音紀錄器每一寸磁帶的實體狀況，發現有許多無法辨識的聲音是由於磁帶本身造成的。其中有 8 個無法辨識的聲音是由於磁帶受損，磁帶上無聲音記錄是因為循環式磁帶具有的接合區。如圖 2.6-1 所示，第一幅至第三幅是典型磁帶受損的照片，第四幅是磁帶的接合區照片。有許多聲音非常類似駕駛艙內常見之扳鈕開關（toggle switch）作動時的聲音。

⁴² 航機接近設定高度時之警示聲。

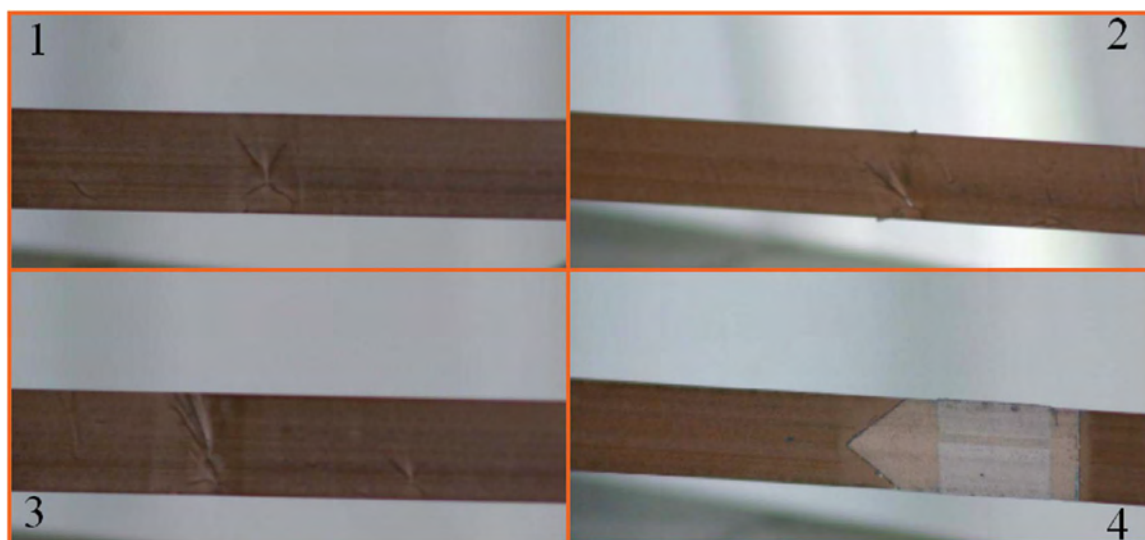


圖 2.6-1 受損磁帶及磁帶接合處

CI611 座艙語音記錄的背景雜音相當高，有些聲音較小的開關，例如間歇式開關（momentary switch）、慣性導航系統面板上的按鍵、通信系統選擇鈕（audio selector panel）等，這些開關動作的聲音在背景雜音大的情況下難以辨識。有些聲音是比較類似組員身體動作所造成的聲音，但不一定與飛航操作相關。表 2.6-2 列出這些聲音與相對可能事件的解釋。從以上的分析，本會認為除了斷電前最後聲響外，以目前的科技，針對這些難以辨識的聲音，對於本案之調查無法提供可用之資訊。

表 2.6-2 無法辨識的聲音及其可能相關的事件

項次	當地時間	來源	聲音抄件內容	可能事件
1	1507:57	座艙	（無法辨識之聲響）	似起飛時鼻輪收起聲
2	1508:17	CAM	（無法辨識之聲響）	似開關聲（toggle switch）
3	1511:36	CAM	（無法辨識之聲響）	似開關聲（toggle switch）
4	1514:00	所有軌錄音	（0.3 秒無訊號）	磁帶銜接處
5	1514:07	CAM	（無法辨識之聲響）	*
6	1518:28	CAM	（無法辨識之聲響）	無法辨識

項次	當地時間	來源	聲音抄件內容	可能事件
7	1518:35	CAM	(無法辨識之聲響)	*
8	1519:06	CAM	(無法辨識之聲響)	*
9	1519:27	CAM	(無法辨識之聲響)	*
10	1520:34	CAM	(無法辨識之聲響)	*
11	1520:53	CAM	(短暫訊號干擾)	磁帶輕微折損
12	1521:03	CAM	(短暫訊號干擾)	磁帶輕微折損
13	1521:04	CAM	(短暫訊號干擾)	磁帶輕微折損
14	1521:07	CAM	(短暫訊號干擾)	磁帶輕微折損
15	1521:07	CAM	(短暫訊號干擾)	磁帶輕微折損
16	1521:11	CAM	(短暫訊號干擾)	磁帶輕微折損
17	1521:14	CAM	(短暫訊號干擾)	磁帶輕微折損
18	1521:51	第二軌錄音	(疑似無線電干擾)	無線電干擾
19	1521:54	第二軌錄音	(疑似無線電干擾)	無線電干擾
20	1522:00	第二軌錄音	(疑似無線電干擾)	無線電干擾
21	1522:06	第二軌錄音	(疑似無線電干擾)	無線電干擾
22	1522:10	第二軌錄音	(疑似無線電干擾)	無線電干擾
23	1522:13	第二軌錄音	(疑似無線電干擾)	無線電干擾
24	1522:22	CAM	(無法辨識之聲響)	*
25	1523:08	CAM	(無法辨識之聲響)	*
26	1524:10	CAM	(無法辨識之聲響)	磁帶受損
27	1527:16	CAM	(無法辨識之聲響)	*
28	1527:33	CAM	(無法辨識之聲響)	*
29	1527:40	CAM	(無法辨識之聲響)	*
30	1527:46	CAM	(無法辨識之聲響)	似開關聲 (toggle switch)
31	1528:03	CAM	CVR 終止前最後聲響	參閱第 2.6.4 節

*類似組員動作的聲音但可能與飛航操作無直接的關係

2.6.4 最後 130 毫秒聲音分析

如在 2.2.3 節所討論的，一個事件的聲音分別經由空氣與經由飛機機身結構傳遞至座艙區域麥克風，其到達時間是不同的。此經過機身結構先到座艙而記錄在座艙語音紀錄器之現象稱之為前兆。比較事件聲音與前兆的聲紋，可以提供事件聲音可能傳播的路徑，進而評估事件發生可能的區域。

在討論聲紋比較之前，讀者必須了解，所有的聲音紀錄必須在整個紀錄器系統動態範圍內才有效。如聲源非常接近駕駛艙則前兆與事件的聲音能量都可能非常大而使整個紀錄器系統飽和，飽和的記錄無法提供正確的訊息。CAM 所拾取前兆聲音之振幅必須視經由結構傳遞聲音的能量而定。聲音傳遞包括甚多的特性，其中當聲音碰到堅硬結構表面時，含高頻的能量被反射較多，低頻反射較少，因此只有低頻的部分較易在金屬結構中傳播。駕駛艙之麥克風中只有 CAM 對於低頻聲音較為敏感，也就是說 CAM 通常是駕駛艙內唯一能偵測前兆的麥克風。即使裝有熱線（hot line）系統麥克風的座艙語音紀錄器系統，也由於駕駛員身體的阻擋而使頭戴式麥克風（boom microphone）無法明顯偵測到前兆的聲音。

麥克風拾取聲音後，將聲音轉為電訊，由紀錄器系統將訊號記錄於磁帶上，最後的紀錄受甚多因素之影響。在相同的紀錄器系統及相同的環境下，前兆與事件本身的聲音會因音源的能量、音源頻率、傳播路徑及傳播介質而明顯不同。了解這些因素與在磁帶上記錄聲音的關係，有助於對聲音來源的判斷。為瞭解音源在加壓區與非加壓區對事件聲音紀錄所造成的差異，簡化前兆與事件聲音所經過的路徑如下。

路徑一：前兆路徑

音源→機身結構→駕駛艙的空氣→CAM

路徑二：音源在非加壓區之事件聲音路徑

音源→週遭環境的空氣→機身結構蒙皮→駕駛艙的空氣→CAM

路徑三：音源在加壓區之事件聲音路徑

音源→客艙及駕駛艙的空氣→CAM

路徑二與路徑三的主要關鍵在於：事件聲音傳遞路徑是否經過機身結構。航空器鋁合金蒙皮厚度大於 0.064 吋時，聲音傳遞能量(>200HZ)將衰減超過 20 dB⁴³。相同座艙語音紀錄器系統及環境下，最後記錄在磁帶之訊號，經過路徑二（受到機身蒙皮衰減）會比路徑三為小。以 CAM 偵測到低頻訊號，事件聲音低頻部分要比前兆聲音小。如復興航空 GE543 事件之空中巴士 A320 型機，落地滾行時與在跑道上施工車輛發生碰撞。該機左起落架、左輪艙、左邊內側襟翼後方及左後機身蒙皮受到嚴重毀損。第一次撞擊在左邊輪艙前緣，為非加壓區。圖 2.6-2 顯示該事件前兆之聲紋。圖中 CAM 軌道記錄聲紋顯示前兆聲音能量明顯比事件聲音能量高。

⁴³ Some Noise Transmission Loss Characteristics of Typical General Aviation Structural Materials, J. Roskam, C. van Dam and F. Grosveld, *University of Kansas, Lawrence, Kan.*; and D. W. Durenberger, *General Dynamics, Fort Worth, Texas* °

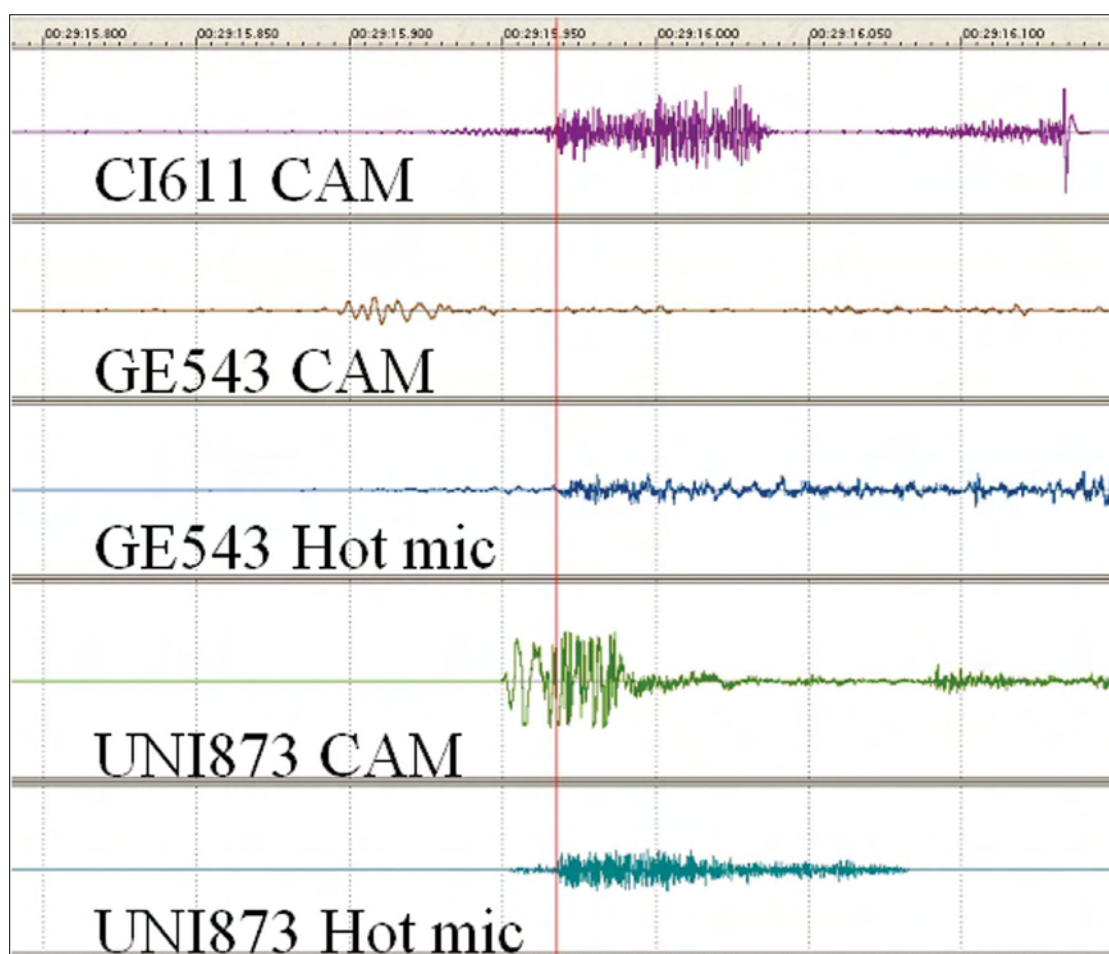


圖 2.6-2 三件飛航事故聲紋比較圖

如事件聲音傳遞至 CAM 只需經過客艙與駕駛艙空氣而無機身結構之衰減，則事件聲音能量會較大。如立榮航空 UNI873 事件為 MD-90 型機，於落地滾行時，機身左前方乘客上方之置物箱（為加壓區）發生爆炸。記錄在 CAM 軌道事件聲音能量相當大，因為爆炸點距離駕駛艙非常近，所以 CAM 記錄之前兆聲音能量也很大。不過此案之座艙語音紀錄器系統並未飽和，如圖 2.6-2 所示。

破裂區域（音源所在）在非加壓區，則機身蒙皮結構如同是阻隔聲音之衰減物，而降低聲音傳至 CAM 之能量，則記錄在 CAM 之事件聲音振幅會比前兆聲音振幅小。基於以上的推論與從 CI611 座艙 CAM 記錄事件聲音振幅明顯比前兆聲音振幅大的現象，本會認為事故航機結構破裂區域非常可能是在加壓區。

2.6.5 結論

基於以上分析作成結論如下：

1. 根據座艙語音記錄、飛航資料記錄與台北區域管制中心陸空通訊錄音對同一談話同步之後，本會認為座艙語音紀錄器與飛航資料紀錄器應為同時斷電，斷電時間為 15:27:59±1 秒；
2. 除最後一個無法辨識的聲音，其他 CI611 聲音記錄未能提供本調查可用資訊；
3. 基於座艙語音紀錄器斷電前 130 毫秒之聲紋分析，本會認為最後聲音的音源非常可能是在加壓區。

CI611 之座艙語音紀錄器聲紋分析僅能提供非常侷限的調查資訊⁴⁴，而且在航機解體及座艙語音紀錄器斷電之後，即使航機仍在飛行狀態，座艙語音紀錄器亦無法記錄駕駛艙內組員的對話與其他聲響，類似情況亦發生於環球 TWA800、聯合 UA811 及其他空中解體事故。本會相信假如有備份座艙語音紀錄器及飛航資料紀錄器，並提供座艙語音紀錄器獨立電源（Recorder Independent Power Source，RIPS），則將能提供類似案件調查時更多有用資訊。

2.7 艙壓及供氣系統異常現象

本節係針對第一章之艙壓及供氣系統進行分析，包括：艙壓控制選擇面板、空調面板及艙壓釋放閥等。

2.7.1 艙壓控制選擇面板

面板檢視結果（如圖 2.7-1）有變形、扭曲及斷裂現象。目視及實驗室測試結果顯示該面板之模式選擇電門位於「MAN（手動）」位置。

⁴⁴ 指 2.2.3 節之 CVR 聲紋分析。

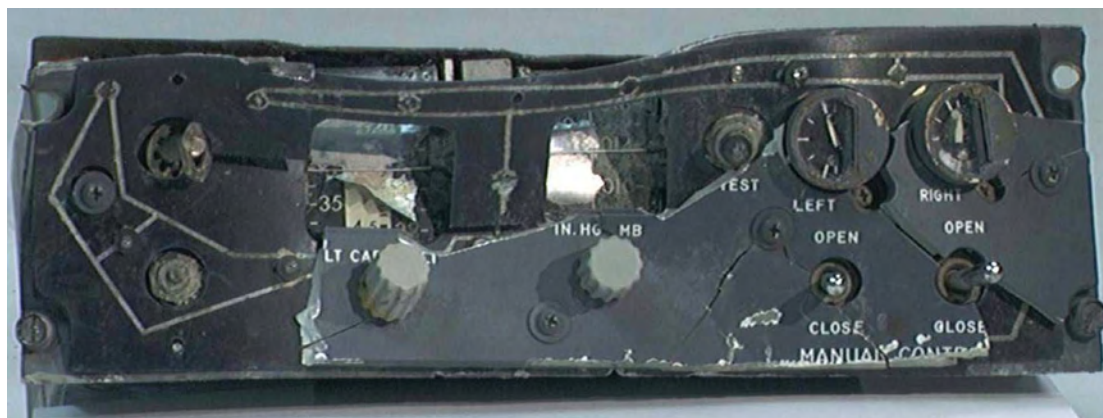


圖 2.7-1 艙壓控制選擇面板

華航 B747-200(SP)飛機操作手冊 (Airplane Operations Manual) 第六章正常操作程序規定：飛航組員於完成座艙檢查程序後需將該面板模式選擇電門置於「AUTO (自動)」位置。本會認為該電門位於「MAN (手動)」位置具下列三種可能：

1. 飛航中發生艙壓異常，飛航機械員依程序將電門置於「MAN (手動)」位置，俾利以手動方式調整艙壓；
2. 飛航機械員可能因某種原因需快速調整艙壓而將電門置於「MAN (手動)」位置；
3. 可能係因航空器於空中解體、撞擊水面、打撈上岸或地面運送時碰撞造成。

本會認為第一種狀況發生可能性甚小，如艙壓異常發生於爬升中，座艙通話錄音應有記錄，但事故前，通話錄音並無艙壓異常之對話及呼叫，同時駕駛艙之艙壓高度表、艙壓垂直速率表、差壓表、外流閥位置指示表等，經實驗室檢測並未發現有異常現象。

第二種及第三種狀況均有發生可能，但目前本會並未獲得具體事證。因此本會無法判定為何艙壓控制選擇面板之模式選擇電門置於手動位置。

2.7.2 空調面板

空調面板（如圖 2.7-2）由中心延伸向兩邊彎曲，左右兩側則向前擠壓，大部分指示燈板遺失。

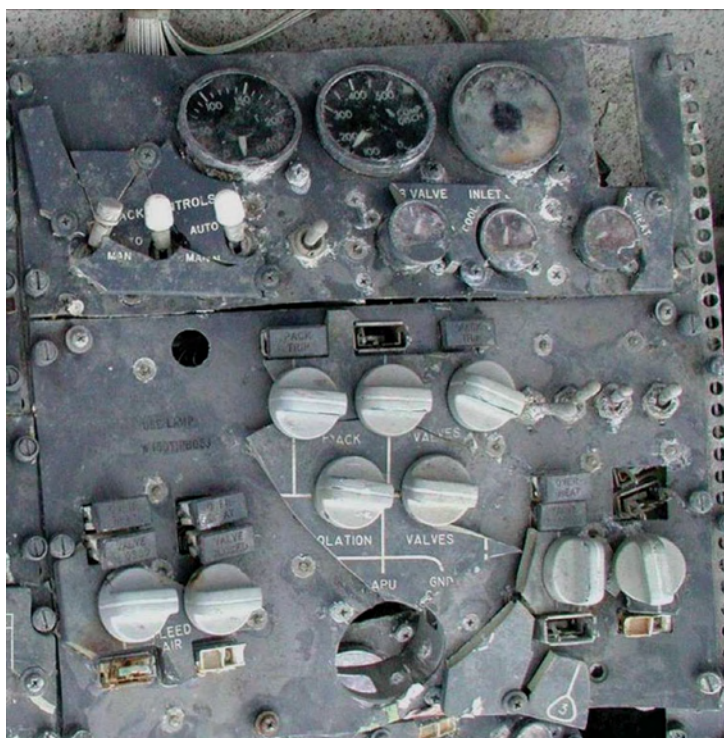


圖 2.7-2 空調面板

面板檢測結果顯示一號及二號發動機分氣控制鈕位於「關」之位置，三號及四號發動機分氣控制鈕則位於「開」之位置。依華航該型機飛機操作手冊中「座艙最後檢查（Final Cockpit Preparation）」及「發動機啓動（Engine Starting）」檢查程序，四電門於完成開車後及於正常飛航時，均應置於「開」之位置。

上述兩控制鈕置於「關」之位置，可能原因之一為飛航組員因艙壓發生問題而將其中兩電門置於「關」之位置。另一可能為事故發生時，飛航機械員因壓力影響或空間迷向，無意地將電門置於「關」之位置。

座艙空調組件（pack valve）之三只旋鈕經檢測顯示，兩只位於「關」之位置，

另一則位於接近「關」位置。該組件旋鈕之正常操作程序為於航空器完成開車後，至少其中兩只旋鈕應置於「開」之位置，且於起飛後及爬升中需檢查並確定其於「開」之位置。座艙錄音顯示飛航機械員曾於爬升中口述確認其中兩只旋鈕位於「開」之位置。

三組座艙空調組件旋鈕位於「關」之可能原因之一為艙壓失效，但座艙錄音並無艙壓失效之對話紀錄，因此艙壓失效應可被排除。

綜上所述，本會無法明確判定發動機分氣控制旋鈕及座艙空調組件旋鈕位於「關」位置之確實原因。上述開關之異常位置可能因航空器解體、撞擊水面、殘骸打撈或地面運送造成。

2.7.3 艙壓釋放閥

艙壓釋放閥（Pressure Relief Valves）安裝之目的係在釋除過高之客艙壓力，兩具艙壓釋放閥均被撈獲（如圖 2.7-3），閥上之釋放活門及部分鉸鍊銷遺失，下壓力釋放閥與機身結構分離，兩釋放閥間之蒙皮結構有外摺現象。



圖 2.7-3 艙壓釋放閥

客艙壓力正常時，該閥保持關閉狀態。如艙壓控制失效或因錯誤之艙壓設定值造成艙壓超出其設計範圍，則此閥活門將開啓以防止座艙超壓及航空器結構損壞。

艙壓釋放閥之結構如圖 2.7-4⁴⁵，該閥具兩扇向外開啓 90 度之半圓形活門，每扇活門由兩鉸鍊銷固定於支座上（圖 2.7-4 第 300 項），該兩銷即為活門開啓關閉之旋轉軸，活門轉動時該兩銷則於旋轉槽內隨之旋轉（圖 2.7-4 第 280 項）。此旋轉軸中段處另有一垂直於活門之剪力銷將活門與旋轉軸結合並固定，因此當活門關閉時，該剪力銷應垂直於機身蒙皮，但如活門於開啓位置時，此剪力銷應平行於機身蒙皮。

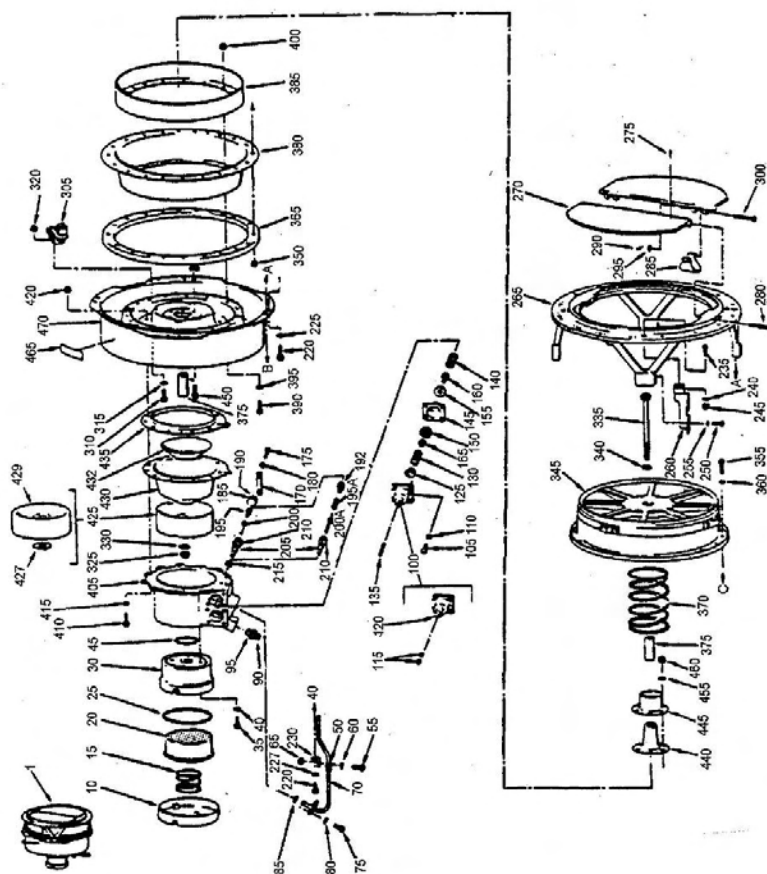


圖 2.7-4 艙壓釋放閥分解圖

⁴⁵ 參考原製造廠漢彌頓公司手冊編號：715995 第 1120 頁。

2.7.3.1 上艙壓釋放閥

上艙壓釋放閥（如圖 2.7-5）經目視檢查結果顯示其向內變形損壞、兩片壓力釋放活門遺失、結構腹板破裂、前上鉸鍊銷及後下鉸鍊銷彎曲、下鉸鍊銷遺失、所有現存鉸鍊銷均可活動。



圖 2.7-5 上艙壓釋放閥

此閥經 X-光檢查後發現其控制感測組變形（如圖 2.7-6）。

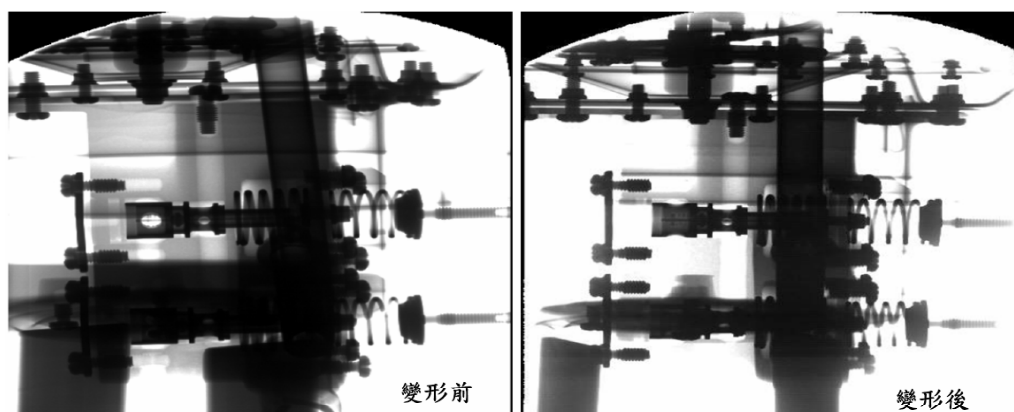


圖 2.7-6 X-光檢查結果

該閥現存之鉸鍊銷經以機身蒙皮為參考面、通過原鉸鍊銷之參考線，量測其向內彎曲之角度（如圖 2.7-7）。量測結果如下：

上後鉸鍊銷約 13°；上前鉸鍊銷約 161°；下後鉸鍊銷約 53°

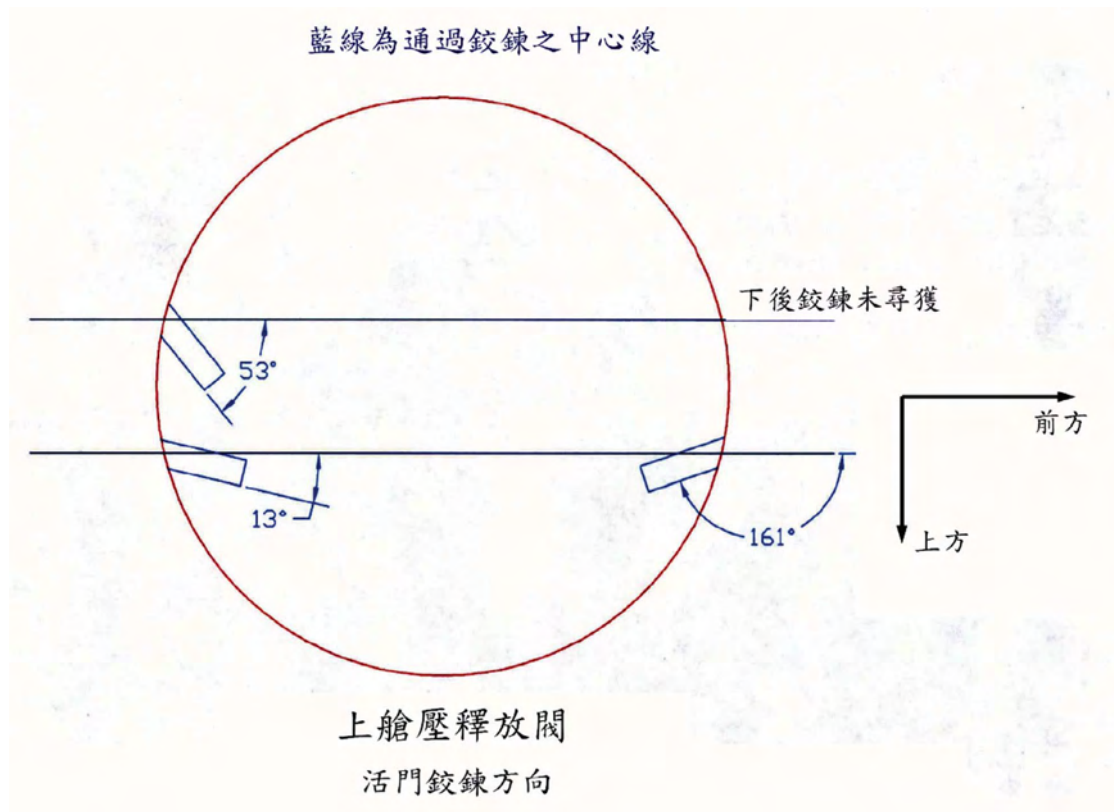


圖 2.7-7 上艙壓活門銷量測結果

檢視結果顯示，上艙壓釋放閥結構由外向內變形，半圓形活門遺失，固定活門之鉸鍊銷留下 3 只，均向內彎曲變形且可活動。編號 275 之剪力銷仍留存於鉸鍊銷內，並與該閥之支座（蒙皮表面）平行，顯示該活門於落水前有可能位於開啓之位置，可能由於遭受由外向內之正向力擊中導致活門飛脫，結構損壞且鉸鍊銷向內彎曲變形，但本會並無法確認該活門於落水前是否於開啓位置。

2.7.3.2 下艙壓釋放閥

下艙壓釋放閥經實驗室檢視後，並無重大發現或與事故相關之具體結果。

2.7.4 結論

因加壓系之艙壓調節閥未撈獲，艙壓釋放閥活門位置無法確認，飛航資料紀錄器亦無艙壓相關之參數，且座艙通話紀錄亦未出現艙壓異常之通話，故本會無法判定上述電門/開關異常現象之合理解釋。

依國際民航公約第 6 號附約⁴⁶：大型運輸類航空器型別一之飛航紀錄器應記錄至少 32 個參數。歐洲民用航電規範：ED-112⁴⁷說明大型運輸類航空器 A 級之飛航紀錄器應記錄至少 78 個參數。另美國聯邦航空總署規定於民國 97 年前，所有依該國 FAR 121 及 135 登記之航空器，其飛航紀錄器需記錄 88 個參數。但上述規定中並未包含艙壓參數。

雖然國際民航組織、歐洲民用航電及美聯邦航空總署對飛航紀錄器規定許多強制記錄之參數，但客艙壓力仍然被列為飛航中選擇性記錄之參數，如本事故之飛航紀錄器中記有艙壓資料，則可判斷是否發生艙壓異常情況。

2.8 傷勢型態

本節描述尋獲之罹難者遺體傷勢型態。該機搭載 225 名乘客與組員，共尋獲 175 具遺體。

2.8.1 爆炸與火災

罹難者遺體檢驗中，未發現遺體有穿刺碎片、殘存化學藥物、燒傷、炸傷等高能爆炸與火燒跡象，此發現與航空器殘骸檢驗之情況相符。

據遺體檢驗紀錄，本會認為罹難者傷勢屬多重創傷，與飛航中因航機解體及

⁴⁶ ANNEX 6, Part II. International Standards and Recommended Practices, International General Aviation-Aeroplanes. Sixth edition, July 1998。

⁴⁷ ED-112 MINIMUM OPERATIONAL PERFORMANCE SPECIFICATION FOR CRASH PROTECTED AIRBORNE RECORDER SYSTEMS. 27 January 2003。

後續撞擊水面之傷勢型態相吻合。

2.8.2 客艙環境

依據座艙語音紀錄器在 1514:26，航機高度 10,000 呎時，客艙之繫緊安全帶警示燈關閉，部分乘客可能解開安全帶或離開座位。證據顯示，當航空器結構失效解體時，客艙內未固定之配備或人員可能因急速洩壓被吸出艙外，此由台灣中部尋獲之空飄物獲得證實。然多數客艙人員在該機墜水時，仍可能繫著安全帶而留於座位上。

2.8.3 罹難者醫學檢驗

本會認為，罹難者遺體檢驗工作之重要性不只鑑識傷勢及死亡原因，應藉此發現可改善之處以降低未來死亡及傷害率。

事故調查期間，本會原計畫蒐集罹難者有關資料，包括法醫相關文件、傷勢型態、罹難者座位與所繫安全帶狀況及衣著等以協助調查。但以上資料由不同醫學檢驗與救難單位執行與蒐集，如罹難者遺體由法醫檢驗，而罹難者遺體位置資料則由打撈公司潛水人員提供，本會最後只蒐集到有限的資料，原因如下：

1. 未有充分時間執行遺體檢驗工作：由於東方文化影響，在飛安調查檢驗尚未完成前，罹難者遺體已遭家屬要求在最短時間內領回。在有限時間之內，法醫當時主要作為無法涵蓋飛安調查檢驗，如中耳、皮膚甚至內臟之肺等尚未進行檢驗與記錄，而只做罹難者身分辨識、死因鑑定及死亡證明之開具。因此之故，在複雜之航空器事故調查中，某些從遺體檢驗之有價值資訊可能喪失。
2. 缺乏航空事故罹難者應解剖之法律依據：除三位飛航組員外，其餘客艙組員與乘客未經解剖。遺體解剖常可提供航空器事故調查相當珍貴之資訊，如解剖組員與乘客之肺部組織、中耳與皮膚等，將有助解釋事故當時客艙失壓程度與情況。

2.9 彈道軌跡分析

本節應用彈道力學分析 CI611 空中解體之順序。所引用第一章事實資料包括：次級回波資料、初級回波資料、都卜勒氣象雷達資料、殘骸位置、殘骸重量與外形、民航局氣象中心與美國國家運輸安全委員會提供之風場資料及國家海洋科學研究中心提供之洋流資料等。

2.9.1 空中解體後高度增加現象

台灣航管次級雷達均於 1528:03 時 (34,900 呎) 記錄到 CI611 最後一筆次級回波，直到 1528:14 時，廈門雷達另外記錄到三筆次級回波，其 Mode-C 高度分別為 10,500 公尺 (34,613 呎)，10,600 公尺 (34,777 呎) 及 10,620 公尺 (34,843 呎)，這三筆高度資料之增加現象值得懷疑。因俯仰穩定度由升力面 (主翼、水平安定面) 與重心位置決定。水平安定面提供向下升力與向上仰力矩使航空器俯仰姿態穩定。尾部脫離後，因重心位置前移及喪失向上仰力矩，預期前機身應向下俯衝。

當航機尾部脫離後，劇烈的不規則運動將產生高度、俯仰與側向姿態變化，進而影響其靜壓管感測壓力之準確性，亦產生壓力高度之誤差。

本會認為廈門雷達記錄之最後三筆 Mode-C 高度可能不正確。

2.9.2 初級雷達回波訊號校正

初級雷達事實資料詳如第 1.8.6 節。因無 Mode-C 高度，初級回波資料顯示位置以零高度計算，即 CI611 解體後之碎片與馬公雷達站間之斜距 (slant range) 被視為同一平面。為瞭解空中解體狀況，根據初級回波資料分別假設兩飛航高度 32,000 呎及 20,000 呎，以分析兩段時間 (1527:55 至 1528:35; 1528:35 至 1529:20) 之初級雷達訊號位置。

1528:08 時，CI611 之最後次級回波周遭出現 3 筆初級雷達訊號。校正後，1

筆位於上風邊，另 2 筆位於下風邊。圖 2.9-1 與圖 2.9-2 顯示初級雷達、次級雷達與主殘骸打撈位置之套疊結果，圖中紅、黃、藍、綠四色代表不同打撈區域。圖 2.9-1 中三條虛線代表高度 32,000 呎、20,000 呎、及 0 呎之初始三點初級雷達回波位置。

校正前，一號及二號發動機與前機身主殘骸區域 1,500 呎周遭並無對應之初級雷達訊號。圖 2.9-3 顯示於 1528:06 至 1528:14 期間廈門次級回波與對應之初級雷達訊號校正前後之相對位置。此圖說明以 32,000 呎及 20,000 呎校正後，主殘骸區域及一、二號發動機區域有初級雷達訊號通過。

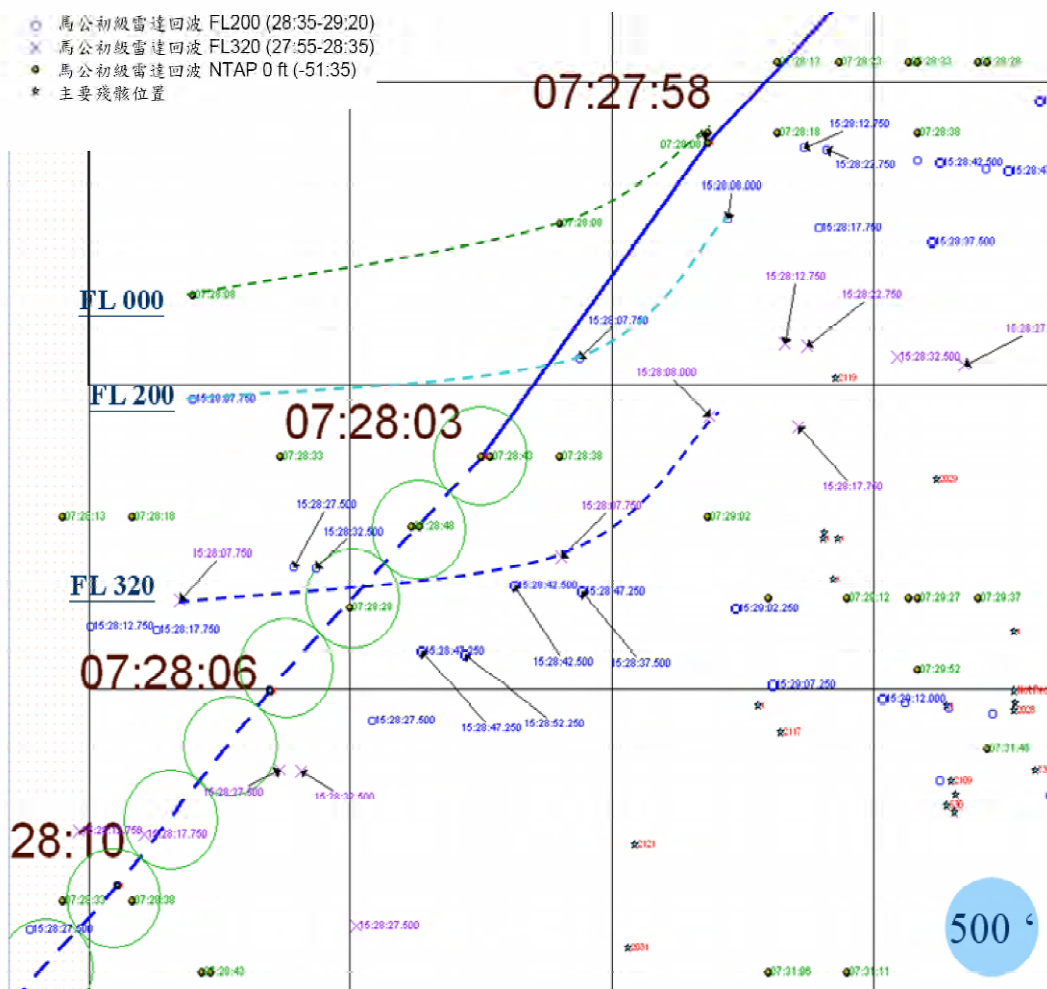


圖 2.9-1 校正後初級雷達與次級雷達（紅色打撈區域）套疊圖

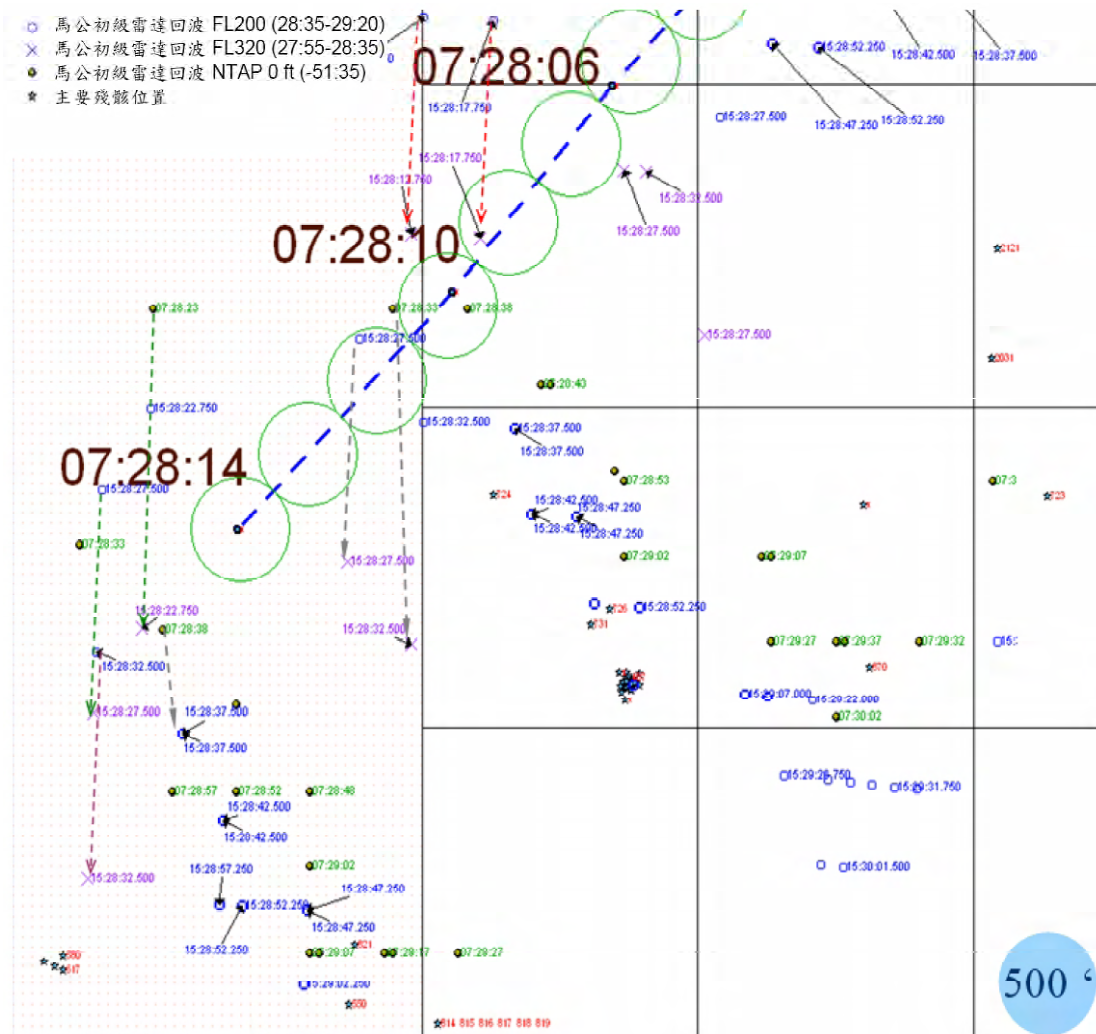


圖 2.9-2 校正後初級雷達與次級雷達（黃、綠色打撈區域）套疊圖

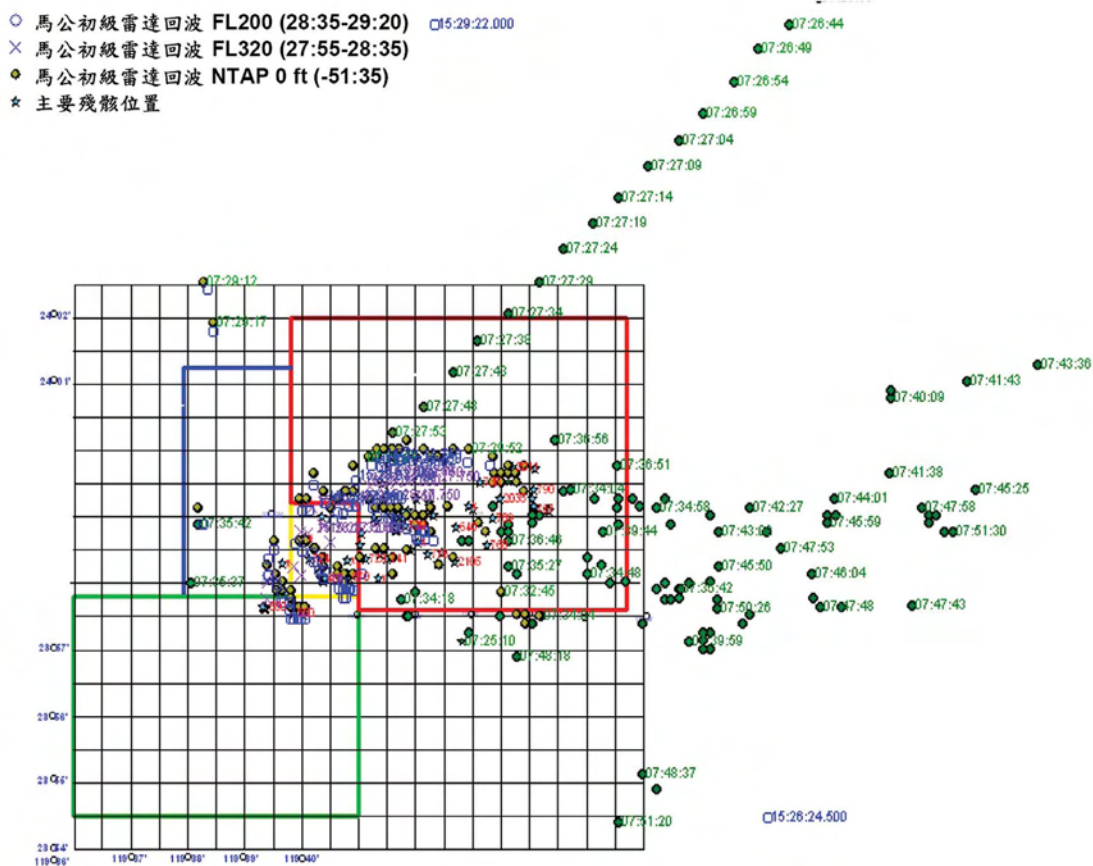


圖 2.9-3 校正後初級雷達、次級雷達與主殘骸位置套疊圖

2.9.3 CI611 之彈道軌跡

彈道軌跡無法分析出航空器空中解體後，殘骸下墜過程之姿態。殘骸之彈道軌跡分析係假設特定殘骸之彈道係數為常數，不考慮下墜過程可能相互碰撞或再分解成較小片殘骸，而造成彈道係數改變。因此，彈道軌跡分析結果僅為 CI611 解體過程之參考。

2.9.3.1 概述

本會根據殘骸打撈位置，應用彈道軌跡分析推斷空中解體順序⁴⁸。特定殘骸彈道軌跡模擬隨時間變化之三度空間運動軌跡，初始點位於雷達目標消失處，最終點為撈獲殘骸位置。初始點須定六個參數：位置（東、西、高度）、速度、航跡角度及航向等。

特定殘骸彈道軌跡計算係根據其重量與空氣動力特性，或稱為彈道係數。彈道係數由特定殘骸重量，氣動力阻力係數及有效（迎風面）截面積決定。因此，根據特定殘骸打撈後狀況推算可能彈道係數。特定殘骸彈道軌跡根據風場，彈道係數及假設初始位置模擬出幾組運動軌跡，再比較其打撈位置篩選出最合理之彈道軌跡。一般而言，彈道係數較高之殘骸會沿初始航路前進下墜，彈道係數較低之殘骸受風場影響大而於下墜時飄向下風邊。因此，彈道係數較高之殘骸，其彈道軌跡符合其最後落點之準確度會較高。

2.9.3.2 CI611 彈道軌跡分析

殘骸分佈顯示，CI611 之初始解體區域可能位於機身後段。本會選擇紅區（後機身段殘骸），黃區（主殘骸區），及綠區（發動機區）之特定殘骸進行彈道軌跡分析。應用之彈道軌跡程式係由美國國家運輸安全委員會開發，已成功使用多年，可靠度高⁴⁹。

彈道軌跡數學模式如下：

⁴⁸ (a) John C. Clark, "Trajectory Study," National Transportation Safety Board, Bureau of Technology, Washington, DC, July 12, 1985.

(b) Hugh Oldham, "Aircraft Debris Trajectory Analysis," 304 Lyonswood Drive Anderson, South Carolina 29624, August 21, 1990.

⁴⁹ Aviation Accident Report: In-flight Breakup Over the Atlantic Ocean Trans World Airlines Flight 800 Boeing 747-141, N93119 near East Moriches, New York July 17, 1996. Report Number: AAR-00-03.

$$\begin{aligned}
 \dot{V}_x &= -\frac{Dg}{W} \cos \gamma \sin \psi + a_x = -\frac{\rho V^2}{2BC} g \cos \phi \sin \psi + a_x \\
 \dot{V}_y &= -\frac{Dg}{W} \cos \gamma \cos \psi + a_y = -\frac{\rho V^2}{2BC} g \cos \phi \cos \psi + a_y \\
 \dot{V}_z &= \frac{Dg}{W} \sin \gamma - g + a_z = -\frac{\rho V^2}{2BC} g \cos \phi \sin \psi - g + a_z \quad (1) \\
 BC &= \frac{W}{CD * S}; \quad D = 0.5 \rho V^2; \quad \gamma = \tan^{-1}\left(-\frac{V_z}{V_{xy}}\right); V_{xy} = \sqrt{V_x^2 + V_y^2} \\
 \rho &= 0.002378e^{-z/30000}, y < 30000 \text{ ft}; \quad \rho = 0.0034e^{-z/22000}, y \geq 30000 \text{ ft}
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 \dot{X} &= \int \dot{V}_x dt + V_w \cos \psi_w(h) \\
 \dot{Y} &= \int \dot{V}_y dt + V_w \sin \psi_w(h) \quad (2) \\
 \dot{Z} &= \int \dot{V}_z dt
 \end{aligned}$$

方程式 (1) 中符號 D 與 W 分別代表殘骸之氣動力阻力及重量， ρ 為空氣密度。 a_x ， a_y ，與 a_z 分別代表殘骸三個運動方向殘餘加速度。殘骸在無外力撞擊及推力下，殘餘加速度假設為零。符號 S 與 C_D 分別代表有效（迎風面）截面積及氣動力阻力係數。當特定殘骸氣動力阻力等於殘骸重量時，達到終端速度之狀態。殘骸達終端速度後，垂直方向運動加速度為零。將方程式 (1) 積分後，獲得特定殘骸之運動速度並將該高度風場輸入，再將方程式 (2) 積分後，即獲得彈道軌跡。

彈道軌跡初始參數給定如下：次級雷達最後記錄高度、飛航資料紀錄器最後記錄速度、航向及俯角。彈道軌跡程式輸出包括特定殘骸從 35,000 呎墜至海面過程，每秒之三度空間位置變化。彈道軌跡經過座標轉換，並與打撈位置套疊後，推斷出未知殘骸之初始解體位置或解體順序。

CI611 之彈道軌跡詳如第 2.9.3.4 節，結果指出後段殘骸（紅區）於電力中斷數秒後與機身分離。前機身殘骸及發動機重量大，其下墜之橫向速度與方向不易受風影響，故設為常數。為評估發動機從前機身分離之高度，假設幾種特殊彈道

係數與高空解體可能，進行模擬分析。航空器殘骸下墜時姿態可能異常，導致發動機自前機身分離。由於極度異常之運動特性，本會無法計算或分析解體後發動機從前機身分離所需之力量。

2.9.3.3 彈道軌跡誤差來源

可能影響彈道軌跡之誤差來源包括：次級回波、初級回波、殘骸打撈位置、殘骸重量之不確定性、氣動力阻力係數、風場、浮力效應及洋流等資料。

雷達資料精確度：

- 馬公雷達：可偵測物體截面積 > 2 平方公尺；可區分物體之距離 $\pm 1/8$ 哩（ ± 760 呎）；最小反射訊號 > -104 dB；
- 長程雷達：可偵測物體截面積 > 2 平方公尺；可區分物體之距離 ± 1000 呎；
- 殘骸打撈位置精確度：
- 衛星定位（GPS）及水下遙控操作載具（ROV）小於 50 呎。

CI611 之彈道軌跡分析中，所有殘骸之彈道係數均假設一特定值，不考慮從機身脫離下墜過程可能之變化。事實上，扭曲變形之殘骸下墜時之運動姿態無法預測。初始解體時，殘骸沿該機原運動方向前進，且呈現單純彈道軌跡。然殘骸下墜時可能相互碰撞或再解體，導致最後落點之誤差。此外，CI611 彈道軌跡分析中，所有殘骸初始速度及航向均假設等於飛航資料紀錄器最後記錄資料。

風場精確度對彈道軌跡之結果有重大影響。風場不但影響殘骸初始脫離位置，也影響急速下墜期間殘骸解體順序。本節所用風場係由地面天氣觀測資料與高空風資料預測詳如第 1.11.3 節，風場代表於事故期間台灣海峽上空不同高度之風向及風速，詳如第 1.7 節。

洋流漂移效應不考慮殘骸落水後浮力效應。事故地點水深約 230 呎，據國家海洋科學研究中心預測，事故時之洋流速度約 2.5 哩/時至 5.0 哩/時，流向北方。

據此推斷殘骸落水後之可能漂移距離，不同彈道係數與漂移距離之關係詳圖 2.9-4。對較重殘骸 (BC > 10) 而言，洋流漂移距離小於 500 呎，對較輕殘骸 (BC < 10) 而言，洋流漂移距離約 1,000 呎至 2,000 呎。

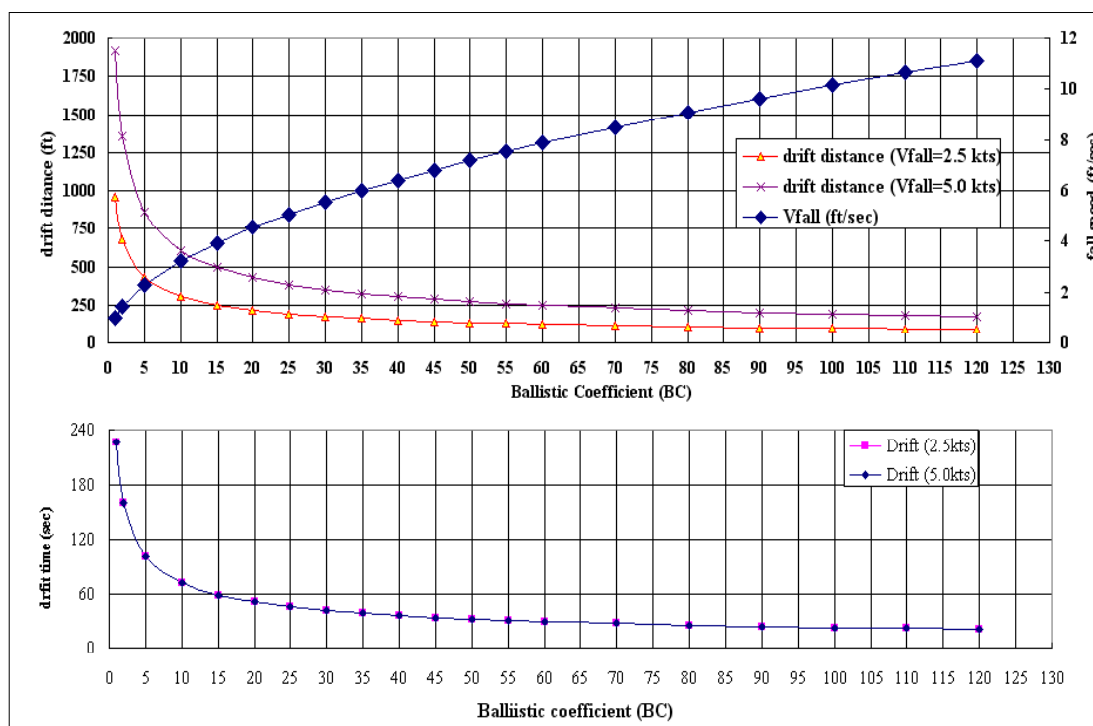


圖 2.9-4 彈道係數與漂移距離之關係

2.9.3.4 結果

進行彈道軌跡分析之殘骸共 18 件，初始解體條件為 1528:03 時、高度 34,900 呎、速度 287 哩/時、3 度仰角、航向 220 度。18 條彈道軌跡分為四組討論，順序為：發動機、前機身主殘骸、機身後段殘骸（後艙門、飛航紀錄器、尾翼）及其他自紅區撈獲之殘骸。

綜整上述四組彈道軌跡結果：殘骸編號、落水時間、彈道係數、殘骸重量以及說明（詳如表 2.9-1）。彈道軌跡、次級回波資料、初級回波資料，以及殘骸打撈位置（詳如圖 2.9-5 與圖 2.9-6 套疊圖）。

表 2.9-1 彈道軌跡結果列表

殘骸編號	撞擊水面時間	彈道係數	重量 (磅)	殘骸描述
ENG 1&2	0729:12	280.00	14050	1、2 號發動機
ENG 3&4	0729:18	220.00	13986	3、4 號發動機
Cockpit	0730:34	45.00	361100-400400	座艙
1201	0735:59	3.80		STA 1940-2040 蒙皮組件 2.4m×1.2m
1281/1282	0739:44	1.75	75	第 46 段部分蒙皮組件 4m×1.7m
2011	0738:01	2.40		第 46 段 STA 1900-2080 左側蒙皮
2030	0734:58	5.00		STA 1480-1741 蒙皮組件
2034	0733:33	8.00		第 5R 號門
630	0732:01	15.00	16000-24000	尾部
640	0734:54	5.00	774	散貨艙門
723	0731:36	20.00		後貨艙門上半部
738	0736:23	3.20	399	STA 1460 蒙皮組件與第 L4 號門框 10m×5m
740/767	0736:21	2.10	10.5	後貨艙門下半部 2m×0.5m/後段漆有「B18255」字樣蒙皮 6m×2.5m
741	0733:01	10.00	777	與後貨艙門下半部銜接部分之蒙皮組件 5m×4m×0.5m
751	0732:20	13.00	539	第 46 段第 L5 號門蒙皮組件 8m×2m
768	0736:23	2.00	395	STA 1680-1930 處第 R4 號門附近蒙皮組件 3m 高
789	0736:22	2.00		STA 2230-2340 蒙皮組件
870	0731:15	25.00		STA 1600-1720 地板 3.4m×3.2m

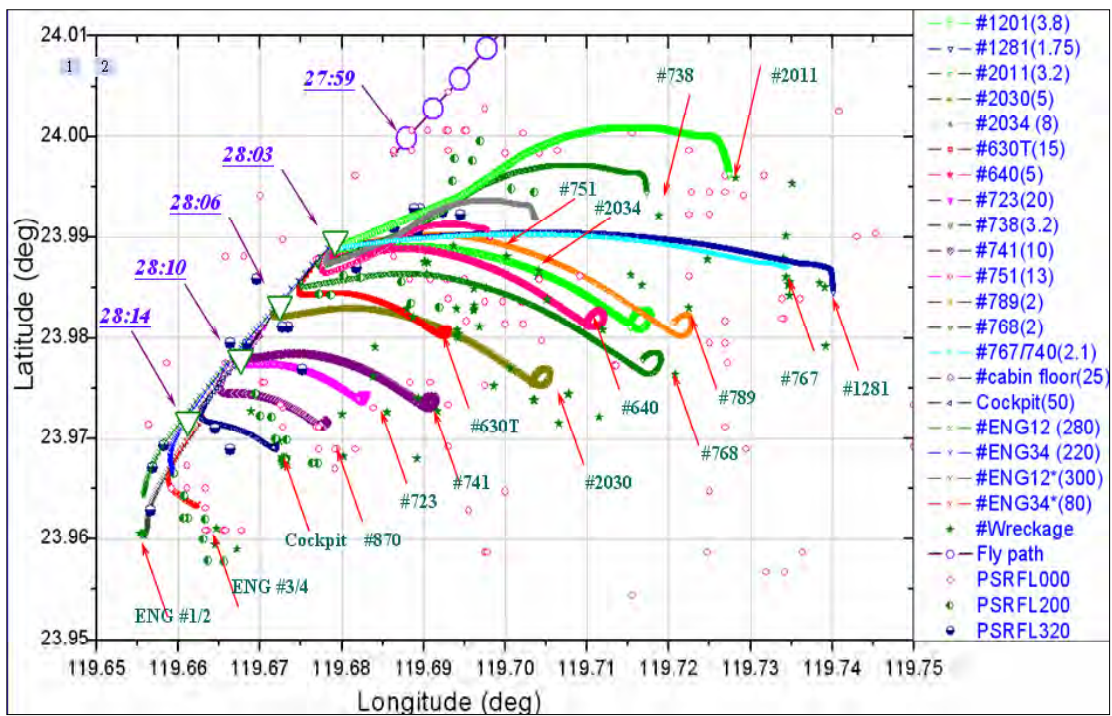


圖 2.9-5 套疊二維彈道軌跡、次級回波資料、初級回波資料，以及殘骸打撈位置

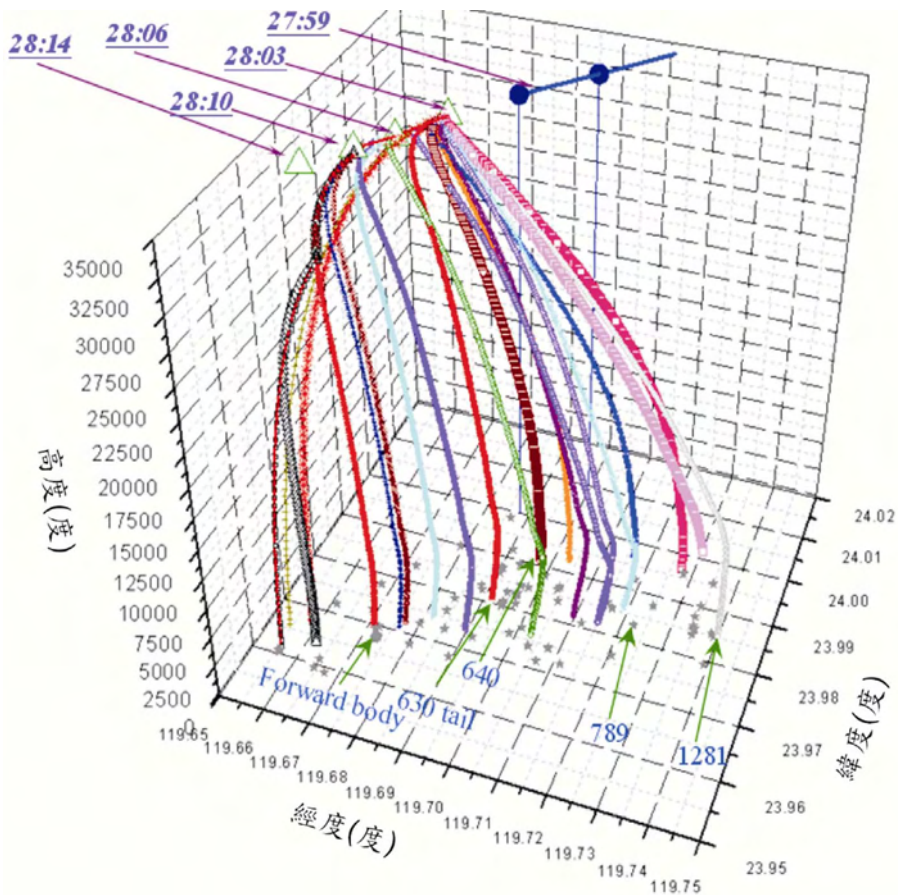


圖 2.9-6 套疊三維彈道軌跡、次級回波資料、初級回波資料，以及殘骸打撈位置

本分析不考慮殘骸下墜時部分升力及落水後浮力效應。彈道軌跡分析結果顯示 CI611 之飛航紀錄器停止 4 秒後，機身許多部位開始解體。大塊殘骸可能於下墜時再度解體成數片較小塊殘骸。

彈道軌跡分析結果顯示，前機身殘骸下墜到達海平面時間為 1530:34，發動機下墜到達海平面時間為 1529:15。分析結果顯示，四具發動機自前機身主殘骸之機翼脫離高度最可能為 29,000 呎。此條件下四具發動機彈道軌跡最接近發動機打撈位置。

所有彈道軌跡結果與殘骸打撈位置一致，平均誤差小於 1,000 呎。圖 2.9-7 套疊顯示空飄物之彈道軌跡、次級回波資料、初級回波資料及都卜勒氣象雷達偵測位置。圖中兩粗線分別代表不同風場之彈道軌跡。空飄物彈道軌跡採相同初始解體條件，彈道係數設為 0.28。分析結果顯示，空飄物初始解體高度約 35,000 呎，其運動軌跡與都卜勒氣象雷達偵測位置以及分散在臺灣中部之空飄物區域吻合。

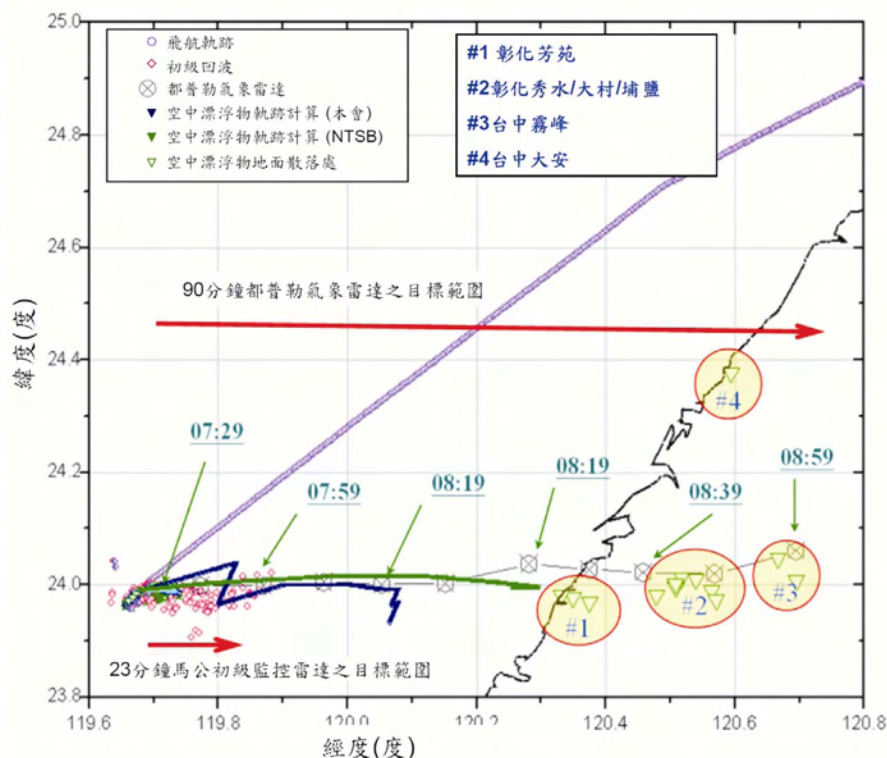


圖 2.9-7 套疊空飄物彈道軌跡、次級回波、初級回波，以及都卜勒氣象雷達之偵測位置

2.9.4 高精度追蹤雷達

如有高精度追蹤雷達偵測 CI611 空中解體情形，彈道軌跡分析結果將更準確，亦能提升殘骸打撈作業時效。美國做法值得借鏡，美國國家運輸安全委員會與美國國防部透過合作協議書獲得有助事故調查資料包括：軍用雷達資料、地面及空載雷達情報資料及相關衛星資料。基於軍事機密考量，美國防部僅提供美國國家運輸安全委員會相關雷達資料圖表，不說明資訊來源。如，美國聯合航空 UA811 班機於距夏威夷約 100 哩之 23,000 呎高空發生前貨艙門脫離事故，美軍用追蹤雷達偵測出前貨艙門與殘骸脫離後之高度與軌跡。雷達資料協助調查人員從 14,200 呎深海中撈到前貨艙門。

本會認為若有追蹤雷達資料，將能更準確評估 CI611 解體過程，提供殘骸最後下墜位置，以利遺體及殘骸打撈作業。

第三章 結論

本會在此章中依據調查期間所蒐集之事實資料以及綜合分析，總結以下三類之調查發現：「與可能肇因有關之調查發現」、「與風險有關之調查發現」及「其他調查發現」。

與可能肇因有關之調查發現

此類調查發現係屬已經顯示或幾乎可以確定為與本次事故發生有關之重要因素。其中包括：不安全作為、不安全狀況或造成本次事故之安全缺失等。

與風險有關之調查發現

此類調查發現係涉及飛航安全之風險因素，包括未直接導致本次事故發生之不安全作為、不安全條件及組織與整體性之安全缺失等，以及雖與本次事故無直接關連但對促進飛安有益之事項。

其他調查發現

此類調查發現係屬具有促進飛航安全、解決爭議或澄清疑慮之作用者。其中部分調查發現為大眾所關切，且見於國際調查報告之標準格式中，以作為資料分享、安全警示、教育及改善飛航安全之用。

3.1 與事故可能肇因有關之調查發現

1. 根據座艙語音紀錄器（Cockpit Voice Recorder，CVR）與飛航資料紀錄器（Flight Data Recorder，FDR）紀錄、雷達資料、客艙地板通氣閥開關位置、及殘骸分佈情形與檢視結果，CI611 班機接近巡航高度時，很可能因機身後段底部之結構失效而發生空中解體。（1.8, 1.11, 1.12, 2.1, 2.2, 2.6）
2. 事故航機於民國 69 年 2 月 7 日在香港發生機尾觸地事件，該機於當日以不加

壓方式飛渡返台，次日完成暫時性修理後繼續飛航任務，後於同年 5 月 23 至 26 日期間完成永久性修理。(1.6, 2.3)

3. 事故航機民國 69 年機尾觸地事件之永久性修理，未割除該機 46 段受損處蒙皮，且修理補片覆蓋之區域不足以重建受損部位之強度，不符合波音飛機公司結構修理手冊之規範。(1.6, 1.16, 2.3)
4. 於機身後段底部第 2100 站中段附近及 S-48L 至 S-49L 縱桁間，被修理補片覆蓋之蒙皮上靠近補片邊緣處發現疲勞損傷，其中包含一長 15.1 吋之主要貫穿裂紋及與其相鄰之多處損傷裂紋，且大部分的疲勞裂紋生長之起源點為民國 69 年機尾觸地事件造成之刮痕處。(1.16, 2.2)
5. 由殘餘強度分析結果顯示，主疲勞裂紋及多處損傷之結合已足夠造成局部疲勞裂紋在兩框架內（40 吋）相互連結成一連續之裂紋。分析中亦指出，在正常操作負載情形下，當裂紋長度超過 58 吋時，裂紋附近結構之殘餘強度已處於臨界極限。雖然本會無法確認該機於事故航班起飛前機身上裂紋的長度，但由加強補片上所發現的環狀磨擦痕跡，及斷裂面上的規則亮紋及鍍鋁層擠壓變形現象，本會相信該機於解體前，機身上存在一至少 71 吋，長度足以造成機身結構失效之連續裂紋。(2.2, 2.5)
6. 本會調查發現無法判定疲勞裂紋穿透蒙皮之時間，事故前之維修檢查，皆未察覺 B-18255 於民國 69 年結構修理之缺失及補片下之疲勞裂紋。(1.6, 2.3, 2.4)

3.2 與風險有關之調查發現

1. 華航於民國 82 年 11 月第一次對 B-18255 實施腐蝕預防及控制計畫(Corrosion Prevention and Control Program, CPCP) 檢查，由於機身下腹部腐蝕預防及控制計畫為每 4 年檢查一次，因此該機機身下腹部第二次腐蝕預防及控制計畫檢查時間應為 86 年 11 月。而華航於應受檢日 13 個月後，方完成檢查。華航係將當時航空器之飛行時數配合維修排程電腦系統，依預估之飛時/落地次數轉換至曆年，再據此排入各級檢查。後由於該機之使用率較預期為低，導致

- 檢查時間遭到延遲而超過腐蝕預防及控制計畫之檢查時間，而華航之自我督察系統未發現此延遲檢查之現象。(1.6, 2.4)
2. 根據維修紀錄，B-18255 自民國 86 年 11 月起，共有 29 項腐蝕預防及控制檢查項目未依華航維護計畫及波音高齡航空器腐蝕預防及控制計畫實施檢查，同時該機即在未解決安全缺失之情況下運作。(1.6, 2.4)
 3. 民航局對華航維護計畫之查核，未能發現 B-18255 之腐蝕預防及控制計畫檢查排程逾期及華航維護系統之缺失。(1.6, 1.18, 2.4)
 4. 結構修理評估計畫 (Repair Assessment Program, RAP) 所規定最大起降次數之執行門檻，係依製造過程中航空器結構疲勞測試結果而定，並未考量修理、維護、施工品質及航空器使用人後續檢驗標準不同等變數。(1.6, 1.17, 1.18, 2.4)
 5. 檢視華航於民國 90 年 11 月為結構修理評估計畫而對 B-18255 進行之結構補片勘察時所攝之相片，第 2100 站機身底部補片上之污痕顯示，該補片所覆蓋之蒙皮可能有潛在之結構損傷。(1.6, 2.2)
 6. 事故前，華航未完整地記錄部分早期的維修工作，以致有些維修紀錄不全或未尋獲。(1.6, 2.4)
 7. 民國 87 年 B-18255 實施期中檢查時，未在第一次結構檢查前即清潔艙底區域之防蝕劑。基於安全之考量，艙底區域應於檢查前清理乾淨，以確保檢查人員更容易仔細檢查。(1.6, 2.4)

3.3 其他調查發現

1. 飛航組員及客艙組員持有適當證照，符合民航局法規及華航規定。(1.5, 2.1)
2. 此事故與飛航管制服務之行爲及裝備無關。(2.1)
3. 此事故與飛航組員或客艙組員之操作及行爲無關。(1.1, 1.5, 2.1)
4. 無證據顯示該機係因空中相撞、發動機失效或分離、客艙超壓、貨艙門開啓、惡劣天氣或其他自然現象、爆裂物、油箱爆炸、有害貨物以及危險物品等因素造成空中解體。(1.10, 1.11, 1.12, 1.13, 1.16, 2.1)

5. 無殘骸刺穿、殘留化學物或燃燒痕跡等跡象顯示該機曾遭火燒或高能量爆炸破壞。(1.13, 1.14, 1.15, 2.1, 2.8)
6. 該機駕駛艙內部分開關未置於其應該在之位置，可能係飛航組員刻意放在該位置、或因空中解體、撞擊水面、打撈或運送時造成，真正原因無法判斷。(1.12, 1.16, 2.7)
7. 根據台北區域管制中心陸空通信錄音與座艙語音紀錄器及飛航資料紀錄器紀錄同步分析，兩飛航紀錄器停止時間皆為 1527:59 時。(1.11, 2.6)
8. 除停止記錄前之最後聲響，座艙語音紀錄器記錄之其他聲音未能提供與本事故相關訊息。(1.11, 2.6)
9. 根據座艙語音紀錄器記錄最後 130 毫秒之聲紋分析，及座艙語音紀錄器與飛航資料紀錄器電源同時被切斷之現象，該機最初解體位置應於加壓區內。(1.11, 2.6)
10. 航空器姿態大幅改變影響靜壓管量測之壓力，可能造成廈門雷達記錄之最後三筆 Mode-C 高度資料不正確。(1.11, 2.9)
11. 儘管彈道分析有假設條件，仍可支持 CI611 空中解體係自機身後段底部開始分離，經分析獲致以下結論：(1.11, 2.9)
 - 飛航紀錄器停止 4 秒後，機身許多部位可能開始解體。大塊殘骸可能於下墜時再度解體成數片較小塊殘骸；
 - 4 具發動機可能在 1528:33 時，高度約 29,000 呎自機身前段分離；
 - 機身後段物品（紙張及質輕物）約於高度接近 35,000 呎時飛離機身，部分物品飄浮約 100 公里後墜落於台灣中部。
12. 若在事故調查與搜救過程中即時獲得追蹤雷達資料，打撈作業將可更具時效，而彈道分析結果亦更為精確。(1.12, 2.9)
13. 華航之結構檢查無照明標準，且放大鏡未列為結構檢查時之標準工具。(1.6, 2.4)
14. 波音飛機公司與華航對於民國 69 年機尾觸地之修理存在溝通不良問題。當時波音技術代表曾看見機腹觸地事件造成之刮痕，但無資料顯示技術代表曾對

永久性修理提供建議或協助，顯然失去對此關鍵修理提供專業意見的機會。

(1.17, 2.3)

15. 該機存在著嚴重隱藏性結構缺陷，而高頻渦電流檢驗無法在有外加補片情況下，透過補片偵測到其內部裂紋。即使於機身外側使用高頻渦電流檢查該區域結構，亦無法測得裂紋。航空界應發展更有效之非破壞性檢驗方法，以提升發現隱藏結構缺陷之能量。(1.6, 2.4)
16. 因為東方文化及缺乏遺體解剖之法律依據，本次事故僅對三名飛航組員進行解剖。(1.13, 2.8)

本頁空白

第四章 飛安改善建議

本章節中，4.1 節為依據本調查之結果而提出之飛安改善建議。各相關機關（構）於調查過程中已完成或進行之飛安改善措施提列於相關之飛安改善建議後及 4.2 節。在此說明，本會並未對各相關機關（構）所提列之飛安改善措施進行驗證，因此，本會仍列出相關之飛安改善建議。

4.1 改善建議

4.1.1 期中飛安通告

本會於民國 92 年 3 月 21 日將以下事故調查期中飛安通告函送民航局：

編號：ASC-IFSB-03-03-002

通告日期：中華民國 92 年 3 月 21 日

說明：

民國 91 年 5 月 25 日，某國籍航空公司 B747-200 型客機由台北飛往香港途中失事。本會於調查期間，發現飛機殘骸中，曾經因與地面擦撞而修補之壓力艙機身蒙皮在修理補片（Doublers）覆蓋面及其外圍鉚釘之外有與地面磨擦所致之刮痕，蒙皮斷裂面有多處疲勞裂紋。本會認為此事實發現屬風險因素，有必要發布飛安通告。事故可能肇因尚待進一步分析及鑑定。

本會建議民航局：

1. 確實督導航空器使用人，於民用航空運輸類航空器壓力艙結構修理時，必須依照原廠結構修理規範（如考量修補尺寸大小以及其他相關顧慮），以避免遺漏隱而不顯之損傷，引發「多處疲勞性損傷」及「疲勞裂紋」。
2. 頒發適航指令，規定曾執行壓力艙結構修理之國籍航空器，除執行波音飛機公司發布之「緊急性服務通報 ASB 747-53A2489」已涵蓋之機型及範圍外，移除其他壓力艙結構修理之修理補片，檢視其所覆蓋之蒙皮上是否有可能導

致「多處疲勞性損傷」或「疲勞裂紋」之隱藏性結構損害情形。檢視結果如發現有上述情形，則須依循結構修理手冊或其他經核准之規範進行修理。修理過程及結果均應報經民航局核准；但下列情形除外：

- (1) 具備完整之維修紀錄，證實壓力艙結構修理確實依據結構修理手冊或其他經核准之規範執行，並經目視檢查確認與維修紀錄相符者；
 - (2) 以波音飛機公司發布之「緊急性服務通報 ASB 747-53A2489」內述之非破壞檢查（或類似）方法進行週期檢驗，未發現任何異常者。
3. 加強維護現場施工品質及品保程序之查核，以消弭此類隱藏性之飛安因素。
 4. 規定國籍航空公司及航空器維修廠、所，將本通告背景資料告知維修人員，強調此類隱藏性傷害可能引發「多處疲勞性損傷」及「疲勞裂紋」，並納入專業訓練教材。
 5. 要求航空器使用人將「隱藏性壓力艙結構損傷可能導致機體結構失效」之警語，加註於其維護手冊及壓力艙結構維修工作單之中，以資警惕。

4.1.2 飛安改善建議

致中華航空公司

1. 確實遵照結構修理手冊規範或監理機關核准之方法執行結構修理，並按核定之規則、程序以及最佳作業方式執行損傷評估。（1.6, 2.3, 2.4）
-ASC-ASR-05-02-001

華航回應：

波音於 2003 年 3 月 13 日發布 SB 747-53A2489（747 下機身 1961 站至 2360 站蒙皮檢查），華航於 2003 年 3 月 6 日依據相同內容之波音電文提前執行完畢。

民航局於 2003 年 4 月 30 日發布 CCAA AD 2003-03-020A，要求兩年內

清查所有飛機機身加壓區補片並予以改正，華航即據以發布施行細則 QP 12ME009 送審民航局同意執行中。

QP 12ME009 對飛機機身加壓區補片要求工程執行單，目前工程執行單包含如下：

- 警語“隱藏的結構損傷將導結構失效”；
- 分類為重大結構修理（QR 8.1.3 第 8 版，發佈日期：2004 年 8 月 1 日）；
- 完整的損傷形式及位置描述；
- 循序條列式步驟及工作簽署；
- 詳細的圖示來說明損傷的程度和類型，位置，補片尺度、材料（包含扣件等），適用結構修理手冊之章節及特定的修護指令；
- 維修必需檢驗項目。

凡是被列為必需檢驗項目（RII）的結構修理，檢驗員必需遵照 QR 8.1.5 第 6 版（發佈日期：2003 年 12 月 1 日）及飛機維護檢驗程序 QP08MI043 第 5 版（發佈日期：2004 年 8 月 31 日）事先瞭解工作單內容，並於修理實施期間及修理完成後執行檢查，以確保損傷完全清除及施工過程符合 SRM 的規範。

任何結構損傷超出目前核准的資料，華航均尋求原廠的協助和諮詢以獲得適切的修理程序。

2. 檢視維修紀錄保存系統，確保所有維修作業皆妥善記錄保存。（1.6, 2.4）
-ASC-ASR-05-02-002

華航回應：

對於維修紀錄的保存，華航已根據民航局於 2004 年 5 月 19 日所發佈的 AC 43-001A 修訂品質程序 QP12MI002 第 2 版（發佈日期：2004 年 7 月 30

日);且結構修理紀錄部份,除依據法規永久保存執行完工單外,同時並影印每架機重大結構修理紀錄文件另案專屬歸檔,以建立全機隊之結構經歷簿。

3. 儘早評估並實施與安全相關之適航規定,如結構修理評估計畫(Repair Assessment Program, RAP)等。(1.6, 2.4) -ASC-ASR-05-02-003

華航回應:

目前華航已安排儘早執行 747-400 機隊的防腐防銹計劃。

4. 檢視自我督察程序,確保持續適航之強制規定,如腐蝕預防及控制計畫(Corrosion Prevention and Control Program, CPCP)等,按照核定之維護計畫完成。(1.6, 2.4) -ASC-ASR-05-02-004

華航回應:

- a. 華航已改變非 Letter Check 維護工作之計畫與管理方式,相關資料清查後已轉入電腦系統,再由電腦系統依據航機維護計畫自動監控相關維護工作。因此藉由自動化之電腦系統已建立並加強第一級之自我督察系統。相關的管制機制已於 2004 年 4 月底前開始進行。
 - b. 修護工廠已於 2004 年 5 月 10 日成立一維護計畫、管制、發工及監控的專責單位-工程計劃部,以建立維護計畫一元化的管控機制。
 - c. 依據民航局要求,本公司已按 CAA 表單 FSD-AWS-D-001 於 2004 年 6 月 15 日制訂檢查表(QP08MI052F1R0)俾確實遵照維護手冊規定,完成持續適航相關之工作項目。表單中將有權責人員分別針對維護計劃與工作執行作確認簽證的工作。
 - d. 機務品管室每年進行維護計劃相關部門查核,以確保維護計畫制定、管制、發工及監控等相關機制運作正常。
5. 提高維修人員對於航空器外觀表面出現不規則時之警覺性,儘早發現可能隱

藏之結構損傷。(1.6, 2.2) -ASC-ASR-05-02-005

華航回應：

- a. 因現存的目視檢查方法，並無利用附著在機身上的液體痕跡即可偵測出結構異常情況，經歷此事件後，機務訓練部已將此案例研討納入訓練教材，以加強維修人員對於航空器外觀表面出現異常之警覺性及教導維修人員如何利用此技巧以早期偵測出隱藏於結構內之不正常現象。在 2004 年 8 月 1 日前已針對維修人員介紹 CI611 補片隱藏性損傷表徵案例。正式的訓練教材亦於 2004 年 7 月 30 日由華航修護工廠訓練部建立完成。
 - b. 於 2004 年 7 月 27 日飛檢組已發布檢驗傳閱單 (Inspection Circular) 藉由 CI611 案例指導檢驗員早期偵測出隱藏性結構損傷，並且持續由飛檢組內部自行實施的進階在職訓練 (On-the-Job Training) 加強檢驗人員的專業技能及知識。此進階在職訓練之特性係隨機、不定期、視需要及狀況實施。其執行方式可藉由發布檢驗傳閱單或由檢驗領班/值勤組長在維護檢驗現場實地指導。
6. 重新評估與製造商駐廠代表之合作關係，積極尋求製造商駐廠代表之協助與建議，尤其在維修作業方面。(1.6, 2.3) -ASC-ASR-05-02-006

華航回應：

目前 CAL 與製造商代表有堅實和直接對話的關係；滿足 CAL 對技術支援的需求。

致交通部民用航空局

1. 確保航空器使用人取得所有與本國登記航空器有關之安全相關之文件，且有效地評估相關文件對飛航安全之影響。(1.6, 1.17, 2.4) -ASC-ASR-05-02-007
2. 檢視維修紀錄檢查程序，確保航空器使用人內部系統能適當且有效地確認所

有航空器之持續適航計畫皆完整且按時執行。(1.6, 1.17, 2.4)

-ASC-ASR-05-02-008

3. 對於強制性持續適航資訊，如結構修理評估計畫 (Repair Assessment Program, RAP)，確保有適當之程序以決定實施之門檻，並將安全、航務運作、施工品質及檢查之不確定因素納入判定實施門檻時之考量。且應將所有用來決定實施門檻之分析資訊完整地記錄。(1.18, 2.2, 2.4) -ASC-ASR-05-02-009
4. 鼓勵航空器使用人建立適當之檔案保存系統使檢查員或稽核員能更清晰地檢閱維修紀錄。(1.6, 2.4) -ASC-ASR-05-02-010
5. 鼓勵航空器使用人儘早評估並實施與安全相關之適航規定。(1.6, 2.4) -ASC-ASR-05-02-011
6. 評估採用飛航紀錄器獨立電源及兩套座艙語音及飛航資料紀錄器，以改善飛航事故調查成效。(1.11, 2.6) -ASC-ASR-05-02-012
7. 評估將客艙壓力列入飛航資料紀錄器之強制記錄參數。(1.12, 2.7) -ASC-ASR-05-02-013
8. 密切注意國際上有關非破壞檢測設備及程序之技術發展。(1.6, 2.2, 2.4) -ASC-ASR-05-02-014

致波音飛機公司

1. 重新評估駐廠代表與航空器使用人之合作關係，更為主動積極地提供航空器使用人相關建議，協助解決維修作業所遭遇之問題。(2.2, 2.3) -ASC-ASR-05-02-015

波音飛機公司回應：

The ASC recommends that Boeing reassess the role of the field service representative such that a more pro-active and problem solving consultative effort can be achieved. In 1999, Boeing undertook an extensive reevaluation of the role

of our field service representatives. This reevaluation did not change the technical support role of our representatives, but rather expanded the role to emphasize consultative support on larger and more forward-looking issues as listed below.

- A greater emphasis with airline management concerns involving complex technical and business issues
- Advising customer personnel regarding cost of airplane ownership, safety issues, and operational efficiency
- Facilitating changes to Boeing-recommended maintenance procedures, operational procedures, or designs in response to technical and operational problems observed at operators
- Above all, strive to recognize problems and trends before they have an adverse impact on safety

We believe these changes, already in place, meet the intent of the ASC recommendation.

2. 發展或加強更有效率之非破壞檢測設備與程序之研究。(1.6, 2.2, 2.4)
-ASC-ASR-05-02-016

波音飛機公司回應：

Boeing's NDI staff researches and develops for operator use new non-destructive inspection methods and tools that incorporate technological advances and accommodate evolving inspection needs. For example, new ultrasonic methods and tool were developed to assist operators with the inspection of repairs associated with tail strikes in accordance with Service Bulletin 747-53A2489. These Boeing NDI research and development efforts will continue.

致美國聯邦航空總署

1. 評估採用飛航紀錄器獨立電源及兩套座艙語音及飛航資料紀錄器，以改善飛航事故調查成效。(1.11, 2.6) -ASC-ASR-05-02-017
2. 評估將客艙壓力列入飛航資料紀錄器之強制記錄參數。(1.12, 2.7) -ASC-ASR-05-02-018
3. 對於強制性持續適航資訊，如結構修理評估計畫 (Repair Assessment Program, RAP)，確保有適當之程序以決定實施之門檻，並將安全、航務運作、施工品質及檢查之不確定因素納入判定實施門檻時之考量。且應將所有用來決定實施門檻之分析資訊完整地記錄。(1.18, 2.2,2.4) -ASC-ASR-05-02-019

致飛安會、國防部及法務部

1. 本會應協調國防部簽訂合作備忘錄，在不影響國家安全情況下，獲得防空追蹤雷達資訊，以改善飛航事故調查之成果與時效。(1.11, 2.9) -ASC-ASR-05-02-020
2. 本會應協調法務部，研擬罹難者遺體解剖之原則與程序，以有效協助事故調查。(1.13, 2.8) -ASC-ASR-05-02-021

4.2 已完成或進行之改善措施

中華航空公司回覆

1. 回應: ...執行結構修理時應遵照原廠結構修理手冊規範，損傷評估應按核定之規則、程序以及最佳作業方式進行。(1.6, 2.2)

華航說明:

波音於2003年3月13日發布SB 747-53A2489 (747下機身1961站至2360站蒙皮檢查)，華航於2003年3月6日依據相同內容之波音電文提前執行完畢。

民航局於 2003 年 4 月 30 日發布 CCAA AD 2003-03-020A，要求兩年內清查所有飛機機身加壓區補片並予以改正，華航即據以發布施行細則 QP 12ME009 送審民航局同意執行中。

QP 12ME009 對飛機機身加壓區補片要求工程執行單，目前工程執行單包含如下：

- 警語“隱藏的結構損傷將導致結構失效”；
- 分類為重大結構修理（QR 8.1.3 第 8 版，發佈日期：2004 年 8 月 1 日）；
- 完整的損傷形式及位置描述；
- 循序條列式步驟及工作簽署；
- 詳細的圖示來說明損傷的程度和類型、位置，補片尺度、材料（包含扣件等），適用結構修理手冊之章節及特定的修護指令；
- 維修必需檢驗項目。

凡是被列為必需檢驗項目（RII）的結構修理，檢驗員必需遵照 QR 8.1.5 第 6 版（發佈日期：2003 年 12 月 1 日）及飛機維護檢驗程序 QP08MI043 第 5 版（發佈日期：2004 年 8 月 31 日）事先瞭解工作單內容，並於修理實施期間及修理完成後執行檢查，以確保損傷完全清除及施工過程符合 SRM 的規範。

任何結構損傷超出目前核准的資料，華航均尋求原廠的協助和諮詢以獲得適切的修理程序。

2. 回應：…檢視維修紀錄保存系統，確保維修作業紀錄妥善保存。（1.6, 2.4.2）

華航說明：

對於維修紀錄的保存，華航已根據民航局於 2004 年 5 月 19 日所發佈的 AC 43-001A 修訂品質程序 QP12MI002 第 2 版（發佈日期：2004 年 7 月 30 日）；且結構修理紀錄部份，除依據法規永久保存執行完工單外，同時並影印每架機重大結構修理紀錄文件另案專屬歸檔，以建立全機隊之結構經歷簿。

3. 回應: ...儘早評估並實施與安全相關之適航規定,如機身結構維修評鑑計畫 (Repair Assessment Program, RAP) 等。(1.6, 2.4)

華航說明:

目前華航已安排儘早執行 747-400 機隊的防腐防銹計畫。

4. 回應: ...檢視自我督察程序,確保持續適航之強制規定如防蝕控制計畫 (Corrosion Prevention and Control Program, CPCP) 等,按照核定之維護計畫完成。(1.6, 2.4)

華航說明:

- a. 華航已改變非 Letter Check 維護工作之計畫與管理方式,相關資料清查後已轉入電腦系統,再由電腦系統依據航機維護計畫自動監控相關維護工作。因此藉由自動化之電腦系統已建立並加強第一級的自我督察系統。相關的管制機制已於 2004 年 4 月底前開始進行。
 - b. 修護工廠已於 2004 年 5 月 10 日成立一維護計畫、管制、發工及監控的專責單位-工程計劃部,以建立維護計畫一元化的管控機制。
 - c. 依據民航局要求,本公司已按 CAA 表單 FSD-AWS-D-001 於 2004 年 6 月 15 日制訂檢查表 (QP08MI052F1R0) 俾確實遵照維護手冊規定,完成持續適航相關之工作項目。表單中將有權責人員分別針對維護計畫與工作執行作確認簽證的工作。
 - d. 機務品管室每年進行維護計畫相關部門查核,以確保維護計畫制定、管制、發工及監控等相關機制運作正常。
5. 回應: ...加強維修人員對於航空器外觀表面出現不規則時之警覺性,提早發現可能隱藏之結構損傷。(1.6, 2.2)

華航回應:

- a. 因現存的目視檢查方法，並無利用附著在機身上的液體痕跡即可偵測出結構異常情況，經歷此事件後，機務訓練部已將此案例研討納入訓練教材，以加強維修人員對於航空器外觀表面出現異常之警覺性及教導維修人員如何利用此技巧以早期偵測出隱藏於結構內之不正常現象。在 2004 年 8 月 1 日前已針對維修人員介紹 CI611 補片隱藏性損傷表徵案例。正式的訓練教材亦於 2004 年 7 月 30 日由華航修護工廠訓練部建立完成。
 - b. 於 2004 年 7 月 27 日飛檢組已發布檢驗傳閱單 (Inspection Circular) 藉由 CI611 案例指導檢驗員早期偵測出隱藏性結構損傷，並且持續由飛檢組內部自行實施的進階在職訓練 (On-the-Job Training) 加強檢驗人員的專業技能及知識。此進階在職訓練之特性係隨機、不定期、視需要及狀況實施。其執行方式可藉由發布檢驗傳閱單或由檢驗領班/值勤組長在維護檢驗現場實地指導。
6. 回應: ...重新評估與製造商駐廠代表之合作關係。應積極尋求製造商駐廠代表之協助與建議，尤其在維修作業方面。(1.6, 2.3)

華航回應：

目前 CAL 與製造商代表有堅實和直接對話的關係；滿足 CAL 對技術支援的需求。

交通部民用航空局回覆

1. 加強高齡飛機結構維修之飛安管理工作

- a. 民航局與波音公司合作於 91 年 10 月 23 日至 25 日於本局國際會議廳舉辦高齡飛機維護技術研討會議，研討會以專題演講及互動研討方式進行，對高齡飛機之維護計畫及維護管理提供必要之認知及有效可行之方法。
- b. 民航局另針對 RAP、SSID、CPCP 等專業議題，於 92 年 9 月 16 日至

18 日與中華民國飛行安全基金會共同主辦研討會議，邀請波音公司及 FAA 結構專家來台講授 RAP、SSID、CPCP 等發展現況及 FAA 目前之政策。

- c. 以上會議參加人員計有行政院飛航安全委員會、國籍各航空公司、維修廠等代表及本局全體適航檢查員，經過專家講解及互動研討，對本局高齡機管理政策之擬訂、我國民航領域高齡飛機結構維修管理與執行專業之提昇，有顯著之效果。
- d. 民航局及國籍四家航空公司派員於 93.5.17-5.21 參加由美國波音公司主辦之高齡機結構會議。
- e. 民航局於 93.12.22 日主辦高齡機結構及飛機蒙皮結構刮裂紋研討訓練，邀集國籍航空業者參加，以促成資訊分享及經驗交流。
- f. 在已符合 ICAO Annex 6/8 之規定情況下，民航局另參考 FAA 高齡飛機管理六大要項，擬訂我國高齡飛機管理之政策，並將繼續派檢查員參加原製造廠舉辦之高齡飛機維護相關會議，確保我國高齡飛機結構維修之管理工作，符合國際標準。

2. 修訂相關法規、發布適航指令 (AD)、行政命令及民航通告

- a. 在 FAA 未發布適航指令前，參考 FAR 121.370 特殊維護計畫需求之規定，增訂「航空器飛航作業管理規則 (AOR)」第 2 章 131 條之 2、第 3 章 242 條之 2 及第 4 章 289 條草案，將 RAP 列為維護計畫必要之規定（本已先發布 AD 2002-09-002 將 RAP 列為必須執行規定）。
- b. 參考 FAR 121.370a 增訂 AOR 第 2 章 131 條之 3，將「結構容損基礎」(Damage Tolerance Base) 之檢查及程序列為維護計畫必要之規定。
- c. 92.04.02 日發佈 AD-2003-03-020 號適航指令，要求使用人限期完成機身加壓艙蒙皮上結構修理之評估，以實物與紀錄比對方式，判斷修理是否合於規範標準，對於無法確認、修理不符規定或紀錄不全者，必須立即重新執行修理。

- d. 91.10.15 日發佈維護計畫管理「民航通告 AC 120-017」，提供使用人對法規規定維護計畫需求提供編訂之指引。
- e. 因應我國行政程序法頒布實施後相關程序廢止適用，於 92.08.01.日發佈 AC 43-001 號民航通告，提供業者對航空器、發動機、螺旋槳及其系統設備、組件等經各種維護、修理、改裝、配製後，適航簽證及維護紀錄符合「航空器適航檢定給證規則」及 AOR 規定之指引。
- f. 92.09.01 日發佈 AC 43-002 號民航通告，提供業者對航空器機體結構修理重大/輕度判斷之指引，並說明重大/輕度修理之維護簽證及紀錄保存相關規定。
- g. 91.12.01 日修訂適航檢查員手冊，增訂「航空器使用人之維護紀錄保存檢查 Operator Maintenance Record-keeping Inspection」之程序，提供檢查員執行檢查之指引。
- h. 為再確保機隊維護符合本局核准維護計畫之規定，本局於 93.01.27 日以行政命令要求國籍航空公司以維護紀錄比對維護計畫規定之方式，實施自我檢查，本局適航檢查員並配合實施維護計畫符合情況深度檢查，本案於五月中旬執行完畢，發現之缺失已於五月底前完成改正。
- i. 為確保滿足維持後續適航及維護計畫之規定，本局特製定 FSD-AWS-D-001(航空器定期檢查工作項目及紀錄符合性核對表)及 FSD-AWS-D-002(適航聲明)表格，提醒使用人確實按規定執行。
- j. 為確保使用人之紀錄系統符合法規、有效率及維護紀錄具完整性，本局於 93.01.27 日以標準二字第 09300024100 號函要求使用人，檢視自己之維護紀錄系統及維護紀錄保存，是否符合前揭之規範，本局檢查員並配合檢查。
- k. 民航局分別於 92.11.19 及 93.7.2 日以標準二 09200344410 及標準二 09300194500 號函檢送波音公司飛安資訊，告知國籍航空業者不當執行刮除封膠產生之刮痕，可能導致飛機蒙皮裂紋，並要求航空業者必須使用原製造廠指定之刮除封膠工具。民航局另於 94.1.14 日以標準二

09400016260 函，要求航空業者須就正確使用刮除封膠工具，提報訓練計畫並有紀錄備查。

美國國家運輸安全委員會回覆

美國國家運輸安全委員會於九十二年四月八日建議美國聯邦航空總署如下：

- Establish appropriate criteria (taking into account the size of the repair and other relevant considerations) to identify those pressure vessel repairs to transport-category airplanes that could be hiding damage that, if not addressed, may lead to multiple-site fatigue damage and fatigue cracking and could result in structural failure of the airplane. (A-03-07)
- Issue an airworthiness directive requiring all operators of transport-category airplanes with pressure vessel repairs identified as a result of applying the criteria discussed in Safety Recommendation A-03-07 (other than those covered by Service Bulletin 747-53A2489) to (1) immediately remove the repair doubler to determine whether hidden damage that could lead to multiple-site fatigue damage (MSD) or fatigue cracking is present and, if so, repair the damage in accordance with the applicable structural repair manual (SRM) or (2) perform repetitive visual and nondestructive inspections for MSD and fatigue cracking at appropriately conservative intervals until the doubler is removed and, if any cracking is detected, immediately remove the doubler and repair the damage in accordance with the applicable SRM. The results of these inspections should be provided to the FAA. The only repairs that should be eligible for exemption from these requirements are those that are supported by credible and detailed engineering documentation substantiating that the repair was performed in accordance with the applicable SRM and only after a visual inspection to confirm that the repair

conforms to that documentation. (A-03-08)

- Inform maintenance personnel about the circumstances of this accident and emphasize that improper repairs to the pressure vessel may be hiding damage that allows the development of multiple-site fatigue damage and fatigue fracturing that could lead to structural failure. (A-03-09)
- Require the manufacturers of pressurized transport-category airplanes to include in their structural repair manuals, training programs, and other maintenance guidance, warnings about the possibility of structural failure resulting from hidden damage. (A-03-10)

美國聯邦航空總署於九十二年七月三日回覆美國國家運輸安全委員會建議如下：

- To A-03-07

The Federal Aviation Administration (FAA) agrees that appropriate criteria need to be established to identify those pressure vessel repairs to transport-category airplanes that could be hiding damage. The FAA agrees that if this issue is not addressed, it may lead to multiple-site fatigue damage and fatigue cracking and could result in structural failure of the airplane. The FAA is working with airplane manufacturers to establish appropriate criteria. This effort involves independent discussions with various manufacturers to determine what criteria are appropriate for their airplanes and consolidation of the information into one general set of criteria. It is estimated that this effort could take approximately 8 months to complete.

- To A-03-08

In response to Safety Recommendation A-03-07, the FAA is working

with airplane manufacturers to establish appropriate criteria to identify those pressure vessel repairs to transport-category airplanes that could be hiding damage. Once the criteria are established and the FAA has identified airplane models that are determined to be at risk of failure due to hidden multiple-site damage as a result of improper repairs to the pressure vessel, the FAA will initiate appropriate airworthiness directive action.

The FAA issued AD 2003-03-19 later on.

- To A-03-09

The FAA will issue a flight standards information bulletin to discuss the circumstances of this accident and to address potentially catastrophic consequences of improper pressure vessel repairs. The bulletin will ask maintenance inspectors to emphasize to their respective air carriers during required inspections that improper repairs to the pressure vessel may be hiding damage that allows the development of multiple-site fatigue damage and fatigue fracturing that could lead to structural failure. The FAA plans to issue the bulletin by October 2003.

- To A-03-10

The FAA is working with Boeing to determine what warnings might be appropriated to be included in the Boeing structural repair manuals (SRM) . The FAA is also working with other transport airplane manufacturers to review their repair manuals to determine if additional warnings or cautions need to be included in the SRMs. In those cases where there is ambiguity in the repair instructions, the FAA will ask manufacturers to include clarifying material or warnings in their SRMs.

The FAA is also evaluating the need for general guidance relating to the repair of tail strike damage or of the damage that can result from hidden damage. I will provide the Board with any guidance material issued as a result of the evaluation.

波音飛機公司回覆

Regarding improper repairs concealing damage:

Boeing issued SB B747-53A2489 (original release) on 26 Nov 2002 to recommend inspection of repairs in the tail strike area of B747 airplanes.

Boeing issued SB B747-53A2489 Rev 1 on March 13, 2003 to add an optional inspection method.

The FAA issued AD 2003-03-19 related to the above SB.

In developing the criteria for the SB, Boeing evaluated the potential for similar damage on other models and due to other causes that could lead to a catastrophic loss of structural integrity. That evaluation included a review of several hundred reports of scratched skins and lead us to conclude that only tail strikes are likely to cause the type of damage that could be hidden by a repair and lead to catastrophic loss of structural integrity. Boeing then evaluated each model for susceptibility to tail strike damage of this sort and concluded that only the B747 required a service bulletin for directed inspections.

Since then Boeing has also been working on a different issue known as "skin scribing" in which certain maintenance activities result in scribe lines on fuselage skins, which act like scratches and can lead to fatigue cracking. However, this issue does not involve improper repairs concealing scratches or other damage that was the topic of the

NTSB Safety Recommendation. There have been a number of activities related to skin scribing on various models.

Boeing has also been working with the FAA on their response to the NTSB Safety Recommendation related to improper repairs concealing damage. Boeing has suggested to the FAA that there are many similarities between this issue and the skin scribing issue and they may wish to address both issues consistently or even concurrently.

附件 1 美國國家運輸安全委員會對調查報告草案之回覆意見



Office of Aviation Safety

NATIONAL TRANSPORTATION SAFETY BOARD
Washington, D.C. 20594

Attached are the final NTSB staff and advisor comments on the draft final report on the accident involving China Airlines flight 611, a Boeing 747-200, B18255, which crashed into the sea near Makung, Taiwan, on May 25, 2002.

The attached comments were compiled from the draft final report dated December 3, 2004. The December 3 draft report incorporates the substance of the comments provided by the NTSB staff and advisors on March 8 and August 6, 2004.

I would like to congratulate you and the Aviation Safety Council for conducting a very thorough investigation that resulted in a comprehensive and excellent report that identifies many significant recommendations that will increase aviation safety around the world.

Thank you for providing us the opportunity to review the Aviation Safety Council's draft report.

Best regards,

Enclosure: China Air 611 NTSB Staff and Advisor Comments (Final)

China Air 611 NTSB Staff and Advisor Comments (Final)

With respect to the following sections of the draft report, the NTSB staff suggest the following changes:

4.1.2 Safety Recommendations

To Aviation Safety Council, Ministry of National Defense, and Ministry of Justice

NTSB staff fully support these two recommendations. The NTSB has a Memorandum of Agreement with the US military so that all available radar data can be utilized in our safety investigations in the United States. In addition, NTSB staff have the authority to order an autopsy, when necessary, in order to obtain this important accident information.

NTSB staff agree with the following comments on the draft report provided by the Boeing Company.

Below are Boeing's comments on the CI611 Final Report Draft dated 3 December 2004. In quoted sections of the report, recommended insertions are underlined and deletions are shown with ~~strikeout~~.

Volume I

Executive Summary

Page i paragraph 1

The body of water where the crash occurred is referred to as the "Taiwan Strait", rather than "Taiwan Straits", on most maps, including those published by the Government Information Office of the Republic of China (ref: <http://www.gio.gov.tw/taiwan-website/2-visitor/map/index.htm>). The ASC may wish to revise this geographical name throughout the report.

For readability, we recommend that the last sentence be revised as follows:

One hundred and seventy-five of the 225 occupants on board the CI611 flight, which included 206 passengers and 19 crewmembers, sustained fatal injuries; the remainders-~~were~~are missing and presumed killed.

Findings Related to Probable Cause

Page iv Finding 2

In this finding and in other locations in the report, the accident airplane is referred to by the registration number it carried at the time of the crash, B-18255. At the time of the tail-strike event, the airplane carried a different registration number. Therefore, we recommend that this finding be revised as follows:

On February 7 1980, B-18255 (then registered as B-1866) suffered....

This comment also applies to sections 2.3.1 and 2.3.1.1, page 156, and section 3.1, Finding 2, page 221.

Page iv Finding 4.

China Air 611 NTSB Staff and Advisor Comments (Final)

This finding summarizes the results in Section 2.2.6.1 of the report. To more accurately reflect the laboratory findings, and the text of section 2.2.6.1, we recommend that the finding be revised as follows:

Evidence of fatigue damage was found in the lower aft fuselage centered about STA 2100, between stringers S-48L and S-49L, under the repair doubler near its edge and outside the outer row of securing rivets. A cumulative length of 25.4 inches of fatigue cracks, including a 15.1-inch continuous through thickness crack and some small fatigue cracks (MSD) were confirmed. ~~Most of them were initiated from~~ The 15.1 inch crack and most of the MSD cracks initiated from the scratching damage associated with the 1980 tail strike incident.

This comment also applies to section 3.1, Finding 4, page 221.

Page iv Finding 5.

The residual strength analysis includes inherent conservatism. As a result, the calculated capability is somewhat less than the demonstrated capability. Therefore, we recommend that the last sentence of this finding be revised to read:

The skin assembly was beyond its calculated capability limit with the extent of identified damage during the application of normal operational loads.

This comment also applies to section 3.1, Finding 5, page 221.

Other Findings

Page vi Finding 4

This finding lists a number of scenarios which were considered and then ruled out by the ASC. However, “cargo door opening” is not included in this list, although it too was ruled out (ref section 2.1.6). Therefore, we recommend “cargo door opening” be added to this finding:

The ~~possibility~~ possibilities of a midair collision, engine failure or separation, cabin over pressurization, cargo door opening, adverse weather or natural phenomena, explosive device, fuel tank explosion, hazardous cargo or dangerous goods, ~~was~~ were ruled out as potentials of this in-flight breakup accident.

This comment also applies to section 3.3, Finding 4, page 225.

Recommendations to Boeing

Page xiv Recommendation 2

We would like to provide the following response to be included in the final report.

Boeing’s NDI staff researches and develops for operator use new non-destructive inspection methods and tools that incorporate technological advances and accommodate evolving inspection needs. For example, new ultrasonic methods and tool were developed to assist operators with the inspection of repairs associated with tailstrikes in accordance with Service Bulletin 747-53A2489. These Boeing NDI research and development efforts will continue.

China Air 611 NTSB Staff and Advisor Comments (Final)

Section 1.6.8

Page 36 Figure 1.6-12

The red line in the figure that indicates the location of the crack on B-18255 is located too far away from S-49L. It is shown aligned with the second rivet in the shear tie between S-49L and S-48L. The actual crack location was closer to first rivet and is more accurately depicted in Figure 1.6-13.

Section 2.2.5

Page 145 Paragraph 2

We recommend the following revisions to clarify the location of the various stain marks visible in the photographs taken in November 2001.

The photograph is taken from underneath the airplane looking up towards the fuselage. This area of the aircraft belly slopes upward towards the rear of the airplane. When the aircraft is parked, the forward end of the doubler is closer to the ground than the aft end. There were several traces ~~been~~ observed on the doubler and the skin around STA 2100. ~~The traces~~ Traces 1, 2, and 3 are in brown in color and straight toward the aft of the aircraft, suggesting that the traces were induced by the relative wind during flight. Trace 4 shows several curved lines of transparent condensate liquid that flowed from STA 2090 toward the fore-forward (lower) end of the aircraft doubler, consistent with flow due to gravity when the aircraft is parked. (lower water level), suggesting that they were the result of gravity when the aircraft was on the ground. The traces seen in the November 2001 photographs were not evident on the wreckage when it was recovered.

Section 2.2.6.2

Page 148 Paragraph 3

We recommend that this paragraph be revised as follows to clarify the findings of the laboratory work:

~~The fretting marks with significant damage were located~~ Fretting marks were more pronounced near the main fatigue crack area and ~~minor~~ less pronounced at ~~in~~ both ends of the crack. This pattern is consistent ~~is correspondent~~ with the theory that the fretting marks were caused by the repetitive opening of the crack. ~~The rivets along the crack caused the skin and the repair doubler around the rivets/holes much tighter, therefore resulted in most of the fretting damages were located on the rivet/hole locations.~~ Most of the fretting damage is located adjacent to fastener locations, where rivets held the skin and doubler in direct contact.

Section 2.2.8

Page 155 Paragraph 8

This paragraph states that “significant pitching forces ... likely led to the separation of the engines at altitude”. We are not aware of conclusive evidence that suggests engine separation was due only to pitching forces rather than some combination of forces in various axes. Indeed, some of the pylons show signs of side-acting loads. Therefore, we recommend that the first sentence of this paragraph be modified as follows:

China Air 611 NTSB Staff and Advisor Comments (Final)

During the breakup process, the abrupt change in ~~pitching moments~~ aerodynamic characteristics would likely have resulted in significant ~~pitching~~ inertial forces that ~~likely~~ led to the separation of the engines at altitude.

Section 2.3.1Page 156

This section describes the tail strike occurrence, ERE (747)AS062 (Appendix 3) and the subsequent repair. The ASC may wish to consider adding information about an inconsistency that exists on the sketch that accompanies the ERE. For the Section 46 damage, the ERE depicts a temporary repair doubler 23" wide covering the area from S-49L to S-49R. In actuality, the distance from S-49L to S-49R is greater than 23". The doubler recovered on item 640 measured 23" wide and covered only from S-49L to S-51R. The ASC may also wish to consider adding a statement that the 25 May 1980 Major Repair and Overhaul Record (Appendix 7) does not specify whether it is referring to the Section 46 repair, Section 48 repair, or both.

Section 2.3.1.1Page 156 Paragraph 1

This paragraph discusses the SRM requirements for damage within and beyond the allowable limits. The SRM allows blend outs when the damage is within allowable limits but does not prohibit an operator from installing a doubler or replacing a skin in such situations. Currently, the second sentence in the draft report could be interpreted to imply that the SRM does not allow replacement or a doubler repair if the damage is within allowable limits. Therefore we recommend that this sentence be revised as follows:

Specifically, the Boeing SRM ~~required that~~ allows scratches in the damaged skin within allowable limits to be blended out, or if, however, the damage was too severe and beyond allowable limits, the damaged skin had to be cut off and a doubler was to be installed, or the old skin was to be replaced with piece of new skin.

Page 157 Paragraph 2

This paragraph mentions three repair doublers on the lower portion of the fuselage, one in Section 46 and two in Section 48. A fourth repair doubler is visible in the photographs taken in November 2001. It is located in Section 46 immediately aft of the item 640 doubler and appears to occupy the area enclosed by the dimension lines on the sketch accompanying ERE(747)AS062. The section of fuselage skin containing the fourth doubler was not recovered. The ASC may wish to mention this doubler by adding a new sentence between the first and second sentence:

A fourth repair doubler located just aft of the item 640 doubler is visible in the photographs taken November 2001. The section of fuselage skin containing this fourth doubler was not recovered.

The sixth sentence states no records could be found concerning the Section 48 doublers. However, ERE(747)AS062 (Appendix 3) shows the temporary doubler in section 48. In addition, as noted above, the 25 May 1980 Major Repair and Overhaul Record (Appendix 7) does not specify whether it is referring to the Section 46 repair, Section 48 repair, or both. Therefore, the ASC may wish to consider revising the sixth sentence to read:

However, no additional records can be found regarding the two repair doublers in Section 48...

China Air 611 NTSB Staff and Advisor Comments (Final)

Section 2.3.1.2

Page 157 Paragraph 1

The first sentence should be modified as the noted section of the SRM is applicable to fuselage skin only:

The 1976 version of Boeing SRM 53-30-01 Figure 1 provided allowable damage to the aircraft fuselage skin.

The third sentence should be revised to indicate that the SRM permits both replacement or repair of damaged structure:

The remaining skin must be no less than 85% of its original thickness when the length of the damage is longer than 11 inches; otherwise the damaged area must be replaced or repaired per SRM 53-30-03 to restore the structure strength.

Section 2.4.1

Page 163 Paragraph 3

This paragraph discusses the capability of high frequency eddy current (HFEC) inspection to detect the presence of a crack in the fuselage skin under the item 640 doubler. While HFEC would not have been able to detect the crack through the doubler, HFEC would be capable of detecting the crack if the inspection were conducted from inside the airplane. Therefore, we recommend that the last sentence be revised to read:

Therefore, the crack would still not be detected if ~~the~~ external high frequency eddy current had been used for structure inspection.

Section 2.4.1.1.1

Page 164 Paragraph 2

The document name was omitted from the first sentence:

The Boeing CPCP document categorizes structural inspections into three different levels depending on the intensity needed for the inspection: general visual, surveillance, and detailed visual.

Section 2.5

Page 177 Paragraph 2

We recommend that second paragraph of this section be revised as follows to clarify the concept of residual strength

Replace this paragraph:

“Residual strength” is the static strength capability of a structural component for a given set of damage, or cracks. With existence of cracks in the aircraft structural component, the residual strength will decrease with the growing of the crack length. The residual strength should always excess the limit loads of the aircraft to ensure the structural safety when aircraft is in services. Once the residual strength falls below the operating loads , the structure will no longer sustain the loading and the structural failure will occur.

With this paragraph...

China Air 611 NTSB Staff and Advisor Comments (Final)

“Residual strength” is the strength capability of a structural component for a given set of damage, or cracks. Residual strength analysis is used to determine the critical damage length. Critical damage is the maximum damage, including multiple site damage (MSD), that can exist before the capability of the structure falls below regulatory load conditions. It should be noted that regulatory load conditions are typically significantly higher than the maximum operating load expected to occur during a typical flight.

Volume II

Appendix 16 BMT Lab Report

The BMT Report included in Volume II is the original issue of report MS22570 dated December 2002, which contains an error on Figure 20. It should read, “Figure 20, SEM photograph showing the compressive deformation of the cladding just forward of Hole +15.” The error was corrected in Revision A of report MS22570, which was provided to the ASC in March 2003. Revision A should be included in Volume II instead of the original release. When the change is made, we ask that the ASC omit the names of the Boeing employees who prepared the report, as has been done in the current version of Volume II.

附件 2 中華航空公司對調查報告草案之回覆意見

CHINA AIRLINES



台北市南京東路三段一三一號
131, Nanking E. Rd., Sec. 3, Taipei, Taiwan, R.O.C.
Tel: (02) 715-2233 / 506-2345

主旨： 2002 年 5 月 25 日中華航空公司 B747-200 在澎湖馬公墜毀失事事件

參考資料：2005 年 1 月 14 日之飛機失事報告(結案報告草案)

為回應貴會 2005 年 1 月 14 日提出結案報告草案，中華航空公司經仔細謹慎地研讀該份報告後，隨信附上我們對此報告之意見，祈盼貴會能依慣例將此信及附件列入結案報告附錄中。

非常感謝貴會在失事調查及草擬報告的過程中，對本公司所秉持的公開、公正、客觀的態度。遺憾的是，對有助於決定空中解體肇因的第 46 段殘骸大部份未能尋獲，以致於無法斷定事故發生之確實原因。

貴會的報告中，對中華航空公司的修護程序提出一些發現及建議，我們衷心接受並謹取教訓，因此已對修護的組織結構、訓練、及文件控管做了各種改進。這些改善措施我們已數次向貴會提報，同時由衷感謝貴會已決定將它們列入結案報告，以示本公司對此事件所做之努力及誠意。

在調查過程中本公司盡全力支援。也由於支援工作，讓我們對於報告附錄中之事實資料，特別是金相分析的部份也做了檢試。雖然我們對報告內容大部份都同意，但對報告中事實陳述資料的解讀部份，有些不同的意見。我們在此信的 A 附件中，陳述本公司對結案報告草案中金相分析部份的意見。

此外，如上所述，報告中所撰之飛安改善建議事項我們已謹慎地執行，同時檢驗我們的改善措施，並提供文件給貴會證明飛安改善建議我們已落實完成。

最後，我們要恭賀飛航安全調查委員會能完成該份非常專業及公正之

結案報告，對於如何進行一項重大複雜的調查，以及如何將它整合成一份適切合宜的結案報告，本報告將可做為世界各地的調查人員的範例(本)。

附件

- A. China Airlines Comments –Metallurgical Examinations
- B. CD ROM containing electronic copy of China Airlines Comments



Attachment A

China Airlines Comments - Metallurgical Examinations

Foreword

Part One of this attachment was submitted to ASC in February 2004 by China Airlines. It has been reviewed in its entirety by China Airlines, and has been adopted as China Airlines considered opinion with respect to metallurgical interpretations resulting from several examinations of accident wreckage.

Subsequent to that time further examinations of the item 640 doubler edge (faying surface) were undertaken at CSIST (in September 2004). Observations were made concerning metallurgical interpretation of the information gleaned at that time. The comments have been reviewed in their entirety by China Airlines, and constitute the considered opinion of China Airlines; they are appended as Part Two of this attachment.

Parts One and Two of this attachment, although written predominantly in the first person, as seen through the eyes of our metallurgist expert, nevertheless have been adopted by, and as such represent the combined opinion of, the China Airlines designated investigation team.

Part One

Report Regarding Metallurgical Examination CI-611

1 REFERENCES

- 1) Chung Shan Institute of Science and Technology (CSIST)- Report 910383 draft copy of which is undated but believed to have been released October 14, 2002; herein referred to as CSIST report;
- 2) Boeing Materials Technology Engineering Report MS 22570 dated December 18, 2002; herein referred to as the Boeing report.

2 BACKGROUND

- 2.1. The following report presents what I consider to be factual information that was developed during the examination of the components as well as my interpretation and analysis of these facts.
- 2.2. I was not present throughout all times during the examination of components from the accident airplane. However, I was present during the initial and critical examinations of specific components and follow-up discussions at CSIST that culminated in the CSIST report and for the time frame of November 5 to 15, 2002 pertaining to the Boeing examination and report reference 2). In addition, I examined a considerable portion of the accident hardware that was recovered.
- 2.3. For the record, I did not have the opportunity to review the Boeing report until about April 19, 2003, when this document was first supplied to me. The Boeing report incorrectly indicated the presence of China Airlines representatives at the Boeing examination through the time frame of November 22, 2002. To my knowledge no representatives of China Airlines, including myself, were present at Boeing from November 16 through 22, 2002.
- 2.4. I left the Boeing examination at the end of November 15, 2002 with the full understanding that there were no further examinations that were going to be made and that the added time to November 22 would be needed only to collate what information was available and already documented. However, before leaving Boeing I was apprised of and agreed to the fact that there was one area of fracture outside of the slow growth fatigue regions in the form of a step-wise roughened fracture morphology that may have been evidence of cyclic progression. This step-wise region was positioned near rivet holes 1 to +1 relatively close to the main through-the-thickness fatigue regions. My examination disclosed no other regions containing evidence of cyclic progression in areas determined to be indicative of overstress in the CSIST report. It was after November 16, 2002 that the Boeing Company introduced the theory of quasi-stable fracture outside of the slow growth fatigue cracking regions and expanded their interpretation of the length of fatigue cracking.

3 CSIST AND BOEING REPORTS REGARDING SKIN FATIGUE S-49L

Regarding Boundary Extents of Slow Growth Fatigue Cracking:

- 3.1. Both the CSIST and Boeing reports as well as my examination of the hardware indicated that the furthest forward and furthest aft positions that contained small intermittent areas of slow growth fatigue cracking were at rivet hole location +14 (on aft side of hole, at approximate STA 2062.7) and at rivet hole 51 (on the aft side of hole at approximate STA 2133.4). There appears to be no disagreement regarding this fact. Also, in all instances the slow growth fatigue cracking propagated primarily in the upward direction (direction through the skin thickness). The physical distance between the most forward crack and most aft crack is approximately 71½ inches. This does not mean that a continuous crack existed between these areas. Instead it only describes the most forward and most aft positions where small separated cracks were found. Figure 11 of the CSIST report probably best shows how discontinuous and small these cracks are in the area.

Regarding Additional Slow Growth Fatigue Areas

- 3.2. The CSIST report did not identify some small slow growth fatigue regions that were reported in the Boeing report. The Boeing report indicated that there were 3 additional cracks at rivet hole positions of +11 aft, 33 aft and 34 forward¹ that were not reported on in the CSIST report. My examination indicated that there was an indication of an additional small fatigue crack in the position corresponding to the aft side of rivet hole +11. However, the additional cracks identified in the Boeing report at rivet holes 34 forward and at rivet hole 33 aft were much less clear, if indeed they did exist.
- 3.3. While at Boeing and in my presence an attempt was made to prove by SEM examination that there was a fatigue crack on the forward side of hole +11. Results of that examination showed that the +11 fwd crack indication had an overall and high magnification fractographic appearance similar to the other fatigue areas that were examined using the SEM. Even though visible striations could not be found, the features at the crack indication at hole +11 aft appeared identical to other fatigue areas similarly examined. Again, it was not clear whether there were small fatigue cracks at 33 aft and 34 forward and there were no SEM examinations made of these suspected crack indications to verify their presence.
- 3.4. In addition, the CSIST report identified indications of slow growth fatigue cracking at the forward position of rivet hole +1 (10 to 20% through the thickness). In the Boeing report there is no mention of this cracking (missing from Table IV, page 31, reference 2).

¹ Identified in Boeing text pg 3 as aft but in reality was forward. In Table VI, page 31 correctly identified as forward.

Regarding Stable Crack Growth in Overstress Regions

- 3.5. The CSIST report makes no mention of any observed cracking outside of the slow growth fatigue regions and the interpretation outside the fatigue regions was that they were produced by a single load overstress stemming from the slow growth fatigue regions. However, the Boeing report indicated that there were numerous areas in the overstress regions that were indicative of stable crack growth, which Boeing alone identified as “quasi-stable” fracture. These Boeing named “quasi-stable” fracture zones were in the form of somewhat step-wise roughened fracture morphologies that could be seen on a macroscopic scale but which had both macroscopic and microscopic overstress features containing no evidence of fatigue striations.
- 3.6. My detailed visual examination of all the fractures disclosed only one area suggestive of any incremental high-stress fracture progression, as indicated below.
- 3.7. The only pronounced step-wise fracture region is that documented in Figures 15 of the Boeing report located on a plane offset from rivet holes 1 to that of rivet hole +1. This area is adjacent to the frame position at body station 2080 and is well within the extents of undisputed slow growth fatigue positions. These rivet hole positions were downstream² of (in this case forward of) the 100% through-the-thickness slow growth fatigue cracks that were centered near rivet holes 4 and 5. In addition, this area is just downstream of where the shear tie fastens to the 2080 frame. Transference of load to the 2080 frame as the fracture progresses through the shear tie connection could lower the stress in the skin and perhaps account for the incremental fracture phenomenon in this region. The exact number of steps in this region is unclear but the Boeing Report indicated there were 14 steps in their photographic display of Figure 15.
- 3.8. Boeing reported an appearance of incremental crack growth indications (Boeing termed quasi-stable) between rivet holes +9 and +10 as shown in the top photograph of figure 16 in the Boeing report. This area is well downstream of (forward of) the nearest completely through-the-thickness fatigue cracking and is just before (in this case aft of) small slow growth fatigue regions near the forward extent of slow growth fatigue cracking. The markings in this area were extremely faint and much less obvious than that between 1 and +1. As a further note, the area contains no evidence of slow growth fatigue immediately upstream from this position and is in an area far removed from the nearer 2060 frame connection. At best there are only about 3 steps indicated on the fracture and these are unclear.
- 3.9. Other areas that the Boeing report indicated were representative of stable crack growth in overstress regions were those shown in the center photograph (between rivet holes 32 and 33) and lower photograph (between rivet holes 55 and 56) of figure 16 and in figure 17 (around rivet hole 7). These areas also contained extremely faint

² Downstream is in the direction away from the primary overstress from the main fatigue area.

marks with little or no step-wise deviation in the fracture plane. Again, there were only about 3 faint marks in each of these areas. The fracture area between rivet holes 55 and 56 is well downstream of (in this case aft of) the undisputed aft extent of slow fatigue crack region at hole 51. Whether these marks were made by the fracture process cannot be established without corroboration by the existence of identical marks on the mating fracture half (mating half not recovered). Even if by chance these marks were indications of momentary fracture stoppage this cannot be considered as evidence that these were produced before the accident flight.

- 3.10. Incremental crack growth outside of the position extents of localized and isolated regions of slow growth fatigue cracking is not only highly speculative but in my opinion nonexistent and unsupportable.
- 3.11. Boeing also surmises in their report that rubbing or deformation of the thin clad section of the fracture as far aft as rivet hole 62 is evidence of overstress crack stoppage and subsequent crack closure produced from contact with the mating fracture surface. I disagree with this analysis and as far as I know it has no basis to be considered as fact. The appearance of the cladding separation in this area was not indicative of a rubbing wipe and was remarkably different than that found near the primary fatigue regions (compare figure 19 to that of 21 in the Boeing report) Again, even if by chance these were indications of momentary fracture stoppage and crack closure, it can not be considered as evidence that these were produced before the accident flight.

Skin Fracture Extending Forward of STA 2060:

- 3.12. The Boeing report, with no photographs or other documentation evidence supplied, indicates that there was incremental crack growth as far forward as BS 2055, approximately 5 inches forward of the doubler edge in an area where the skin is not covered by the doubler. The CSIST report does not mention this area of the fracture. Whether this area of the fracture forward of the doubler contained irregular fracture and/or post fracture mechanical damage is unknown since it is not documented in any of the reports. However, even if it does contain suspicious fracture it cannot be said that it occurred prior to the accident flight. A more likely scenario is that this fracture forward of STA 2060 was produced during the accident flight or perhaps even after the initial breakup of the airplane.

Regarding Major and Minor Striation Development:

- 3.13. The CSIST report concludes that there are minor striations near the terminus regions of slow growth fatigue cracking that are probably associated with smaller alternating stress conditions promoting the fatigue cracking. These minor striations were within more pronounced major striations. Boeing, in their report suggests that minor striations in structural components are not unusual and gives the impression that these are expected for all structural components near the critical stages of crack growth (Boeing used the term "mature"). The Boeing report

does not reference why they believe these minor striations are not unusual.

- 3.14. I agree that the primary stress cycle promoting cracking is that of the pressurization cycle producing the major striations and that for purposes of determining the number of flight cycles the minor striations can be ignored. However, I do not agree that these minor striations are common occurrences that are to be expected in all fatigue fractures near the critical stages of cracking in structural materials. Boeing has offered no proof that constant or near constant load amplitude cycling stress produces these minor striations.
- 3.15. My interpretation of the minor striations is that they are signifying minor changes in the stress state as a result of small changes in pressurization load and/or as a result of applied fluctuating stress cycles during flight. Applied fluctuating load can occur during flight from the change in bending stress in the fuselage along the longitudinal axis when the down load on the horizontal tail varies during flight. In essence, the change in the tail load will vary the stress especially in the presence of a significant opening in the fuselage and/or detachment of frame structure to the skin. In general there appeared to be about 3 minor striations for every major striation near the latter stages of slow growth fatigue cracking. The so-called "quasi-stable" fracture regions outside of the slow growth fatigue regions in the most part appeared to have about 3 offsets, which is of similar magnitude to the minor striations being developed in the later stages of slow growth fatigue. It is therefore believed that tearing of the fuselage structure outside of the well-defined fatigue regions could very well be associated with applied stress from alternating tail loads or perhaps even changes in pressurization produced during the accident flight.
- 3.16. The Boeing report states that the "quasi-stable" fracture region at its extremities was formed before the last flight and even indicated some of the region forward of STA 2060 would have been visible forward of the doubler before the flight. I strongly disagree with that assessment. Instead, these areas (if indeed they were representative of fracture extensions) most likely occurred during the last flight from applied fluctuating tail loads and/or pressurization deviations.
- 3.17. Even though incremental fracture growth may have occurred in some form in the areas formally assessed as overstress in CSIST report, it has not been established with any degree of certainty that most of it occurred as a stable crack, let alone before the accident flight. When or how most of the fracture areas occurred outside of the well-established slow growth fatigue regions is not known nor can be speculated on with the evidence available at hand.

4 PROBABLE EXTENT OF PREEXISTING THROUGH-CRACKS³

Prior to Last Flight

- 4.1. There is little question that the slow growth fatigue cracks occurred prior to the accident flight. Also there appears to be adequate detail presented in both the CSIST and Boeing reports to indicate the extents and lengths of these slow growth fatigue cracks along the bottom surface of the skin. However, the magnitude of this slow growth cracking that had penetrated through to the inner surface of the skin was not established. Nonetheless an approximation can be made as to the length and amount of cracking exposed to the inner surface from the available data.
- 4.2. Figure 11 in conjunction with figures 5 through 10 of the CSIST report were used to approximate the upper surface penetration of the slow growth fatigue cracks (cracks exposed to the inner surface of the airplane). From these figures it was estimated that the longest crack penetrating the inner surface was about 8 inches in length (between rivets 10 and 11 to just aft of rivet 19). The second longest crack penetration on the inner surface was about 3.5 inches (from rivet 22 to about mid position between 25 and 26). In addition there appeared to be approximately 1 inch or so lengths of cracks around rivets 4, 5 and 21. Although there were more cracks that appeared to penetrate the inner upper surface of the skin (such as 10 fwd and 27 fwd and aft) the lengths of those cracks along the inner surface were so small that they could be discounted (in addition would be covered by the rivet tails).
- 4.3. Other than the above no degree of certainty can be established regarding the through-crack length before the last flight.
- 4.4. However, the multiple step-wise fracturing just aft of hole +1 suggests that a through-crack could have existed to hole position +1 (BS 2078) on the forward end. It is also probable that on the aft end the through-crack was at least to the extent of slow growth fatigue cracking between rivets 25 and 26 (BS 2107.5). Whether the through-cracking was continuous between these extremities or of multiple varying lengths is unknown but if it were continuous from these extremities the crack would be approximately 29.5 inches long.

At Last Visual Inspection During Mid Period Visit (MPV) Occurring 12/17/98 to 1/11/99

- 4.5. A portion of the slow growth fatigue cracking had to have propagated subsequent to the last visual inspection required in this area. Striation data generated during the examination of the slow growth fatigue areas can be used to approximate this amount of propagation.
- 4.6. The airplane had accumulated 21,398 flight cycles at the time of the accident. During the MPV a visual inspection was performed on the inner surface of the skin and at that time the airplane had accumulated

³ Through-crack would be a crack completely through the thickness of the skin.

18,241 flight cycles. Therefore, between the last visual inspections up until the time of the accident the airplane sustained 3,157 flight cycles.

- 4.7. Striation data was obtained in numerous areas where maximum lengths of cracks occurred in slow growth fatigue that represented 100% through the thickness cracking (specifically between rivet hole locations 12 and 25). Using the striation data from the Boeing report for these areas (pages 101 to 110 of the Boeing report) calculations can be made to estimate the depths of the fatigue cracks 3,157 cycles prior to the accident. At each line of striation counting the estimate of crack depths showed that they had not penetrated the upper surface of the skin. The deepest penetration upward from the lower surface was associated with the hole 15 area and its depth was estimated at no more than 1.33 millimeters (mm). The skin thickness in this area was about 1.76 mm. Thus the deepest crack was approximately 75% through the thickness of the skin during the time of the last visual inspection and could not be detected by visual inspection of the area.

5 RIVETING AT THE CRITICAL ROW OF RIVETS

- 5.1. The critical rows of rivets are those nearest the outside edge of the doubler. Some of the critical row of rivets – specifically those centered near the primary fatigue cracking around STA. 2100 above stringer 49L – contained rivet tails (interior bucked button ends) that were heavily deformed. One such rivet (identified as 19 in the referenced reports) was even deformed off center with a small part of the rivet tail having a high side. This rivet was adjacent to a blind rivet attaching the repair doubler and skin to a shear tie, transmitting load to the STA 2100 frame. The area of the doubler and skin centered on STA 2100 was found after the accident to be in a permanent set as if locally deformed by pillowing (or bulging) outward away from the normal fuselage skin plane.
- 5.2. The formation of the rivet tails found above stringer 49L around STA 2100, and much less severe in nature in other areas, suggests that the riveting was done in part to reform (or deform into place) the skin and/or doubler sheet so as to produce a fastened joint in these areas. The bottom of the airplane around STA 2100 is reasonably flat for the most part between stringers 50L and 50R with an apparently more curvilinear change upward from these locations. The riveting in the STA 2100 along stringer 49L area appears to be more reflective of mechanically forming the doubler and skin than it would be from just normal riveting of one piece to another. To imply that the rivet is “overdriven” as a normal course of repair is misleading. Instead, this over flattening of rivet tails may have been what was needed to fasten the joint together in the forming of the doubler attachment.
- 5.3. The implication that the rivet tail does not meet the requirements of the SRM has little significance from a structural standpoint so long as the rivet does not fail. Even though these rivet tails were formed below that of a defined minimum height and had larger diameters than a defined maximum they nonetheless remained intact – still transferring load. If

the rivet tails had failed in shear so as to pop off the tail and loosen the joint then there would be significance in the fact that the rivet tail was overly deformed. Again, the rivets did not fail in this area nor was there any appreciable number that failed over the whole of the repair doubler.

6 SKIN SCRATCHES UNDER THE CENTRAL PORTION OF THE DOUBLER:

- 6.1. The deepest and most pronounced scratching of the skin from the 1980 abrasion event was found to be associated with the support stringers and shear ties reinforcing the skin area. This extensively scratched area was situated for the most part well under the location of the doubler repair and away from the critical rows of rivets. Even though these centralized areas displayed relatively deep residual scratches there was no evidence of cracking associated with them. These centralized scratches posed no problem since almost the total skin thickness was still available to support the load and with the doubler repair attached to this damaged area the stress would be approximately halved in the skin. There appears to be no adverse consequences resulting from leaving the scratched skin area intact and covering it with a doubler (instead of cutting it out) provided that the scratched area is not at or outside of the critical rows of rivets.

7 CONCLUSIONS:

- 7.1. There are minor differences in the description of the slow growth fatigue regions between the CSIST and Boeing reports. Except for one small crack positioned on the aft side of rivet hole +11 the extents and positions are probably best and most accurately identified in the CSIST report.
- 7.2. Step-wise fracturing in the region near holes identified as 1 and +1 may indicate differing magnitudes of stress applications at or near an overstress condition that progressed the fracture. The number of stress applications in this region is unclear but could be about 14 or so in number. Using the above as evidence of completely through-the-thickness fracture the furthest forward extent of 100% through the thickness fracture would be at hole +1 (approximate BS 2078).
- 7.3. The faint step-wise fracture regions outside of those indicated in the vicinity of rivet holes 1 and +1 should not be considered as being evidence of preexisting cracking to those positions prior to the accident flight.
- 7.4. Boeing's interpretation of deformed cladding at rivet hole positions 57 to 58 is inconclusive in establishing preexisting cracking prior to the accident flight. A more likely scenario is that this deformation resulted during the accident flight or for some other reason.
- 7.5. Using the step-wise fracture to the rivet hole +1 position as evidence of preexisting through-cracking the overall length of through-cracking in the skin at the time of the accident flight was approximately 29.5 inches.
- 7.6. Unless it can be otherwise proven the minor striations could be signifying loading conditions as a result of longitudinal fuselage bending and/or pressurization deviations.
- 7.7. The slow growth fatigue cracks could not be detected by visual inspection from the outside of the airplane since they were covered by the repair doubler.
- 7.8. At the last visual inspection during the MPV the slow growth fatigue cracks did not penetrate the upper inner surface of the skin and therefore could not be detected by visual inspection from the inside of the airplane.
- 7.9. The over-flattening of the rivets on the upper rivet row along stringer 49L appear to be associated with in place doubler forming and did not jeopardized the joint integrity.
- 7.10. There appears to have been no adverse consequences resulting from leaving the scratched skin area intact and covering it with a doubler (instead of cutting it out) provided that the scratched area is not at or outside of the critical rows of rivets.

Part Two

Comments Regarding the Hoop-wise Markings on the Doubler Faying Surface

I examined the hoop-wise rub damage to the doubler in great detail while at Boeing in November 2002 and again at the CSIST in September 2004.

My observations of the hoop-wise rubs were as follows: The hoop-wise rubs 1) were not continuous from rivet to rivet (did not exhibit a fracture fretting line as would be expected from a continuous crack), 2) were of differing magnitudes and in some cases highly local and extremely small and, 3) in the most part appeared clearly fresh (no evidence of aluminum oxidation that would normally be expected on long term fretted surfaces).

I also examined the photographs of the SEM viewing and metallographic sections of the rub area associated with rivet hole 32 that were taken during the September 2004 examination at CSIST and have the following comments: The SEM examination did not show deposits other than that which would have been expected considering the environment that the area had experienced subsequent to the airplane breakup (water and seabed contamination, retrieval environment on deck of a ship and land exposure before and after laboratory examination). The metallographic sections showed no clear evidence that there were repeated movements due to fretting. For the record I respectfully take exception to the terminology used by CSIST that there were superimposed rubbing or rubbing deposits found during this examination.

Conclusions:

- 1 The hoop-wise markings appeared to be related to crack opening with no evidence of crack closure. Because of this, the hoop-wise rubbing damage most likely was produced rapidly as a result of the overall fracturing in the area and not as a result of numerous cycles of pressurization stress.
- 2 If a continuous crack did exist in the presence of repeated hoop-wise movements of the flapping skin piece (not recovered) there should have been extensive areas of fretting along the whole of the crack fracture line, not just in a few areas associated with some of the rivets, especially some highly local small areas of rub. If varying hoop stress had caused the skin flap to produce these marks they should have been readily evident between the rivet holes as well. Since there was no evidence of continuous or near continuous hoop-wise mark associated with the crack line these hoop-wise marks could be construed as evidence that there was not a long continuous crack before the accident flight.
- 3 Localized rub damage resulting from a mere tightness between the fuselage skin and doubler (due to riveting) does not appear to be an adequate explanation for the localized rub. If tightness (clamping) from riveting was the cause for the localized areas, it is logical to expect that this rubbing would be all around the rivet holes and not in just sporadic localized areas at certain rivet locations. Areas adjacent to the rub "fretting" areas (at the same distance from the rivet) appeared to have the original surface finish of the doubler (completely untouched by mating surfaces) yet these same areas should have been subject to the same relative clamping force (tightness) from the riveting operation.

附件 3 交通部民用航空局對調查報告草案之回覆意見

正本

交通部民用航空局 函

郵遞區號：105

地 址：台北市復興北路 99 號 16 樓

受文者：行政院飛航安全委員會

發文日期：中華民國 94 年 1 月 27 日

發文字號：標準二字第 09400030410 號

速別：最速件

密等及解密條件或保密期限：普通

附件：如主旨(機密,於事故調查報告公佈後解密)

主旨：檢送本局對「中華航空公司 CI611 班機飛航事故調查報告」書面意見及中文版修正意見各乙份，請 查照。

說明：

- 一、再覆 貴會 93 年 12 月 29 日飛安密字第 0930012004 號函與依 94 年 1 月 20 日 貴會與本局雙方代表協商共識辦理。
- 二、謹檢送本局對「中華航空公司 CI611 班機飛航事故調查報告」書面意見及中文版修正意見(含電子檔)，請 貴會參酌並採納後修改飛航事故調查報告，若未蒙採納，請逕列為報告附件，作為紀錄。

正本：行政院飛航安全委員會

副本：交通部(含附件)、本局飛航標準組



局長

中華航空公司 CI611 班機飛航事故調查報告
書面意見

交通部民用航空局

中華民國九十四年一月二十七日

壹、失事原因之臆測表述問題

例示一：結論推測問題

一、英文版

CHAPTER 3

『...Because a large portion of fuselage section 46 wreckage was not found, the Safety Council can not draw a definitive conclusion. However, based on all the evidence and analysis, the Safety Council believes that the breakup was highly likely due to a structural failure in the aft lower lobe section of the accident aircraft.』

二、中文版

第三章結論 『...由於部分事故航機 46 段殘骸仍未尋獲，本會無法斷定事故真正的原因。然而，基於所有證據及分析結果，本會認為此次空中解體極可能是由於機身後段底部之結構失效所導致。』

三、建議修改理由

調查報告第三章第一段(第 205 頁)表示：「部分事故航機 46 段殘骸仍未尋獲，本會無法斷定事故真正的原因...」，此結論洵屬客觀敘述，惟卻又接著以主觀臆測表述：「然而，基於所有證據及分析結果，本會認為此次空中解體極可能是由於機身後段底部之結構失效所導致。」此前後表述邏輯之明顯差異難使一般大眾瞭解飛安會之真意，而採後段之臆測結論逕行推論：機身後段底部之結構失效為空中解體真正原因。若飛安會無意造成如是解讀，建議於報告中採客觀論述已足。

四、建議

建議刪除「然而，基於所有證據及分析結果，本會認為此次空中解體極可能是由於機身後段底部之結構失效所導致。」。

貳、CPCP 逾期問題

一、英文版

請參閱 3.2.2 及 3.2.3

二、中文版

3.2.2 (p.207)

根據維修紀錄，B-18255 自 1997 年 11 月起，共有 29 項 CPCP 檢查項目未依華航維護計畫及波音高齡航空器 CPCP 實施檢查，自 1997 年 11 月起，該機即在未解決安全缺失之情況下操作。華航及民航局皆未察覺該機 CPCP 檢查排程上之缺失。

3.2.3(p.207)

~~民航局對華航維護計畫之查核，未能發現 B-18255 之 CPCP 檢查排程逾期及華航維護系統之缺失。~~

三、建議修改理由

1. CPCP 檢查係指結構腐蝕(Corrosion)檢查，並非針對結構疲勞(Fatigue)檢查，此一重要觀念應先釐清。
2. 華航部份 CPCP 項目檢查逾期雖為事實，但失事前有關 46 段之 CPCP 檢查結果並無異常，且該次檢查距失事日止，仍在有效時距之內，此為重要事實，但報告中並未出現此一事實之記載。因此，對一般社會大眾而言，報告結論中「與風險有關之調查發現」之 3.2.2 及 3.2.3 之重複表述可能誤導為：正因華航及民航局皆未察覺該機 CPCP 檢查排程逾期，導致未發現機身上存在一至少 71 吋，長度足以造成機身結構失效之連續裂紋，而產生空中解體之假設性推論結果。因此，若飛安會並無藉由報告中分段論述而期待社會大眾產生如上串聯後達到假設性推論之用意，應審慎修改措辭。
3. 又從因果關係之論點，實無法證明即使華航及民航局皆完成逾期 CPCP 項目之檢查，必然可避免本次失事之發生，報告 2.4.4.2 之第一段表述已確認此一共通見解，益證報告結論中有關華航 CPCP 項目檢查逾期，及民航局因僅執行抽查而未察覺該機 CPCP 檢查排程逾期之事實，於 3.2.2 已表述後，毋庸又於 3.2.3 重複被強調，避免社會大眾忽略 2.4.4.2 之共通結論而逕以報告結論中之重複表述推論：民航局未察覺該機 CPCP 檢查排程逾期是一件非常嚴重且導致失事之因素。

四、建議

1. 刪除第 3.2.3 項
2. 依 貴會『腐蝕預防及控制計畫檢查項目逾期與事故原因並無直接關聯...』分析之對應，應將 3.2.2 項移至『Other Finding』等級

伍、引用訪談紀錄內容之推論不完全正確

一、英文版

參閱 1.17.3.8 (P.105) 與 2.4.3.2 (P.169-171)

二、中文版

參閱 1.17.3.8 (P.102-103) 與 2.4.3.2 (P.158-160)

三、建議修改理由

1. 事故報告中於 1.17.3.8 之表述：「民航局督導華航之適航檢查員表示...」云云，惟該表述僅僅將訪談過程中部分事實摘錄，而忽略被訪談人員對於民航局高齡航空器計畫有關 RAP 核准之整體敘述，亦未提到檢查員強調有關飛航作業管理規則第 137 條第 2 款對航空器使用人應自航空器原製造廠取得後續適航資訊之規定。因此，極易誤解為民航局並非主動積極對高齡航空器後續適航資訊之評估。
2. 又事故報告中於 2.4.3.2(P.160)表述：「...但因當時台灣僅有數架高齡航空器，因而未立即將該計畫納入體制並要求業者遵循」之敘述僅針對特定問題之摘釋，或許訪談人與被訪談人對問題之認知有所差異，而導致事故報告中引用訪談記錄所進行之推論與事實有所不同。其實，從實務運作上任何有關後續適航之需求民航局及所有人員均應回歸法規之規定，並不因飛機數量而有所不同。

四、建議

1. 請參酌附件中有關中譯文修正建議第十項(P.7-8)修訂並補充 1.17.3.8，及第二十六項(P.17-19)修訂並補充 2.4.3.2 內容。
2. 政府機關係依法行政，故報告中引述之文字應以政府機關為主體。

CI-611 飛航事故調查報告中譯文修正建議

項次	原文	修正建議
10	<p>1.17.3.8 民航局高齡航空器計畫</p> <p>民航局督導華航之適航檢查員表示，該局會至美國聯邦航空總署或波音飛機公司網站蒐集高齡航空器之相關資訊。至於 RAP 之相關資料最初是由華航獲得。民航局於 2001 年 5 月 28 日依據波音修理評估指南核准華航 RAP 計畫。</p> <p>事故發生後，民航局發布適航指令（AD 2002-09-02，Repair Assessment of Pressurized Fuselages）實施 RAP，適用機種包括：B737、B747、MD DC-9/MD-80 以及 A300-B4-200。此外，民航局也發布民航通告（AC 120-020，Damage Tolerance Assessment of Repairs to Pressurized Fuselages）要求航空器使用人採用經美國聯邦航空總署核准之機身結構修理評鑑指南（Repair Assessment Guideline），並將其納入維護計畫中。</p>	<p><u>民航局表示，依據飛航作業管理規則第一百三十七條規定，航空業者應主動向飛機原製造廠獲取後續適航資訊，並採取必要措施；同時該局也會至美國聯邦航空總署或波音飛機公司網站蒐集高齡航空器之相關資訊。華航自波音公司獲悉 RAP 資訊後，派員至波音公司參加訓練，並製作其 RAP 計畫；民航局於 2001 年 5 月 28 日依據波音修理評估指引(RAG)核准華航 RAP 計畫。</u></p> <p><u>民航局於 2002 年 10 月 15 日參照法國民航局做法發布關於 RAP 之適航指令（AD 2002-09-02，Repair Assessment of Pressurized Fuselages），適用機種包括：B737、B747、MD DC-9/MD-80 以及 A300-B4-200。此外，民航局也發布民航通告（AC 120-020，Damage Tolerance Assessment of Repairs to Pressurized Fuselages）要求航空器使用人採用經核准之結構修理評估指引（Repair Assessment Guideline），並將其納入維護計畫中。</u></p> <p>說明：訪談資料補述，以完整說明民航局對後續適航資訊之要求。</p>
21	<p>2.2.8 結論</p> <p>當時維修人員為去除刮痕留下的砂紙打磨痕跡亦明顯可見，這些刮痕及打磨痕跡可追溯自該機於 1980 年之機尾觸地事件。</p> <p>.....</p> <p>事故航機爬升接近巡航高度 35,000</p>	<p>當時維修人員為去除刮痕留下的砂紙打磨痕跡亦明顯可見，這些刮痕及打磨痕跡可追溯自該機於 1980 年之機尾觸地事件。</p> <p>.....</p> <p><u>事故航機爬升接近巡航高度 35,000 呎時，漸增之壓差使第 2100 站位及縱樑</u></p>

	<p>呎時，漸增之壓差使第 2100 站位及縱樑 S-49L 處蒙皮之既存裂紋達到其臨界長度，蒙皮結構殘餘強度降低至航空器的操作應力，導致機體結構不穩定裂解，引發艙壓迅速洩放（快速洩壓）。</p>	<p><u>S-49L 處蒙皮之既存裂紋達到其臨界長度，蒙皮結構殘餘強度降低至航空器的操作應力，導致機體結構不穩定裂解，引發艙壓迅速洩放（快速洩壓）。</u></p> <p>說明：建議依本次申述意見刪除。</p>
25	<p>2.4.3.1 華航之機身結構維修評鑑計畫</p> <p>如第 1.18.3 節所述，依據波音 RAG D6-36181 文件，B-18255 須在累積 22,000 個落地次數前完成 RAP 第一階段作業。2001 年 5 月 24 日華航總工程師室發布機身結構維修評鑑計畫作業程序時，該機累積約 20,400 落地次數。<u>B-18255</u> 航空器經歷簿顯示，該機於事故前三年之平均落地次數為每年約 <u>900</u> 次，因而，該機有近 <u>40</u> 個月的時間可進行前置作業。而華航安排 2001 年 11 月進行該評鑑計畫之先期評估作業，預計於 2002 年 11 月，在 B-18255 到達 22,000 個落地次數前之 7C 級檢查時執行該計畫，以時程安排而言並無不宜之處。</p> <p>本會瞭解引進持續適航程序時，航空業者須考量相當多之因素，如飛安緊要程度、作業需要時間及維修時程安排等。然本會亦相信業者收到適航安全需求時，應儘早進行評估，並儘速執行該項作業，不需等規定之最後期限才執行。回顧航空器失事歷史案例，數件失事與事故前航機尚未執行 AD 或 SB 之需求有關。</p>	<p>華航之結構修理評估計畫</p> <p>如第 1.18.3 節所述，依據波音 RAG D6-36181 文件，B-18255 須在累積 22,000 個落地次數前完成 RAP 第一階段作業。2001 年 5 月 24 日華航總工程師室發布<u>結構修理評估計畫</u>作業程序時，該機累積約 20,400 落地次數。而華航安排 2001 年 11 月進行該評估計畫之先期<u>評估</u>作業，預計於 2002 年 11 月，在 B-18255 到達 22,000 個落地次數前之 7C 級檢查時執行該計畫，以時程安排而言並無不宜之處。</p> <p>本會瞭解，<u>航空業者取得持續適航資訊後須考量相當多之因素</u>，如飛安緊要程度、作業需要時間及維修時程安排等。然本會亦相信業者收到<u>安全有關</u>適航需求時，應儘早進行評估，並儘速執行該項作業，<u>不須待最後期限才執行</u>。回顧航空器失事歷史案例，數件失事與事故前航機尚未執行 AD 或 SB 之需求有關。</p> <p>說明：文字調整修正。</p>
26	<p>2.4.3.2 民航局之機身結構維修評鑑計畫</p> <p>類似機身結構維修評鑑計畫之適航作業需求，通常由航空器製造廠發展，再由航空器設計國民航主管機關核准。各國</p>	<p>民航局之結構修理評估計畫</p> <p><u>類似結構修理評估計畫之後續適航需求，通常由航空器製造廠制定後，再由航空</u></p>

<p>由航空器設計國民航主管機關核准。各國國民航主管機關再衡量其國籍航空器必須執行之層面。</p> <p>美國聯邦航空總署增修 14 CFR Parts 91.410、121.370、125.248 與 129.32 等四條運用條例（operational rules）以強制執行機身結構維修評鑑計畫，並於 2000 年 5 月 25 日生效。前述條例均為國際民航公約第 8 號附約第 4.3.2 節條文定義之「強制持續適航資訊（mandatory continuing airworthiness information）」。此條例基本陳述為：除非在規範之落地次數前，將機身結構維修評鑑計畫納入航空器檢查計畫中，否則任何人不得操作受該等條例影響之航空器。美國聯邦航空總署於 2001 年 2 月核准波音陳報之機身結構維修評鑑指南（RAG）文件。</p> <p>訪談資料顯示，民航局於 2000 年就知道機身結構維修評鑑計畫，但因當時台灣僅有數架高齡航空器，因而未立即將該計畫納入體制並要求業者遵循。當華航陳報該公司機身結構維修評鑑計畫後，該局除准予核備外，並要求華航通知並提供該局適航檢查員相關之訓練。</p> <p>既然民航局未發出相關文件要求業者實施機身結構維修評鑑計畫，事故前此計畫在台灣即非強制執行計畫，而由華航於評估後主動將機身結構維修評鑑計畫納入維護計畫。雖然民航局基於國內受影響之老舊航空器祇有華航五架，且華航已根據美國聯邦航空總署增修之條例，並依其時間規範規劃其機身結構維修評鑑計</p>	<p>器設計國民航主管機關核准。一般而言，特殊適航需求大多以適航指令方式發布，如早期之腐蝕預防及控制計畫及法國民航主管機關(DGAC)發布之 A300-B4 修理評估指引等。各國國民航主管機關再據以轉布，此作法為國際慣例。</p> <p>美國聯邦航空總署增修 14 CFR Parts 91.410、121.370、125.248 與 129.32 等四項運作條文（operational rules）用以規定該國及進入該國空域作業之航空器使用人執行結構修理評估計畫，並於 2000 年 5 月 25 日生效。前述條文均為國際民航組織第 8 號附約第 4.3.2 節條文定義之「強制持續適航資訊（mandatory continuing airworthiness information）」。此條文基本陳述為：除非在規範之落地次數前，將結構修理評估計畫納入航空器檢查計畫中，否則任何人不得操作受該等條文影響之航空器。美國聯邦航空總署於 2001 年 2 月核准波音陳報之結構修理評估指引（RAG）文件。</p> <p>訪談資料顯示，民航局於 2000 年就知道結構修理評估計畫，依我國飛航作業管理規則第一百三十七條，業者有義務遵行原製造廠後續適航資料與建議，且美國聯邦航空總署並未發佈相關適航指令，故該局於華航陳報結構修理評估計畫後，立即審理並核准該計畫外，且要求華航辦理相關人員對結構修理評估計畫之訓練。</p> <p>民航局於 2002 年 10 月 15 日頒布第 120-017 號民航通告，亦爰引航空器適航檢定給證規則第六條規定，重申航空器使用人需於時限內執行該局或航空器設計國民航當局之適航要求。</p> <p>該局並於 2003 年 4 月 2 日頒布</p>
-------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------	--------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------

	<p>畫作業，民航局沒有必要再通知其他業者有關機身結構維修評鑑計畫之執行，但本會認為，民航局應採取更積極的態度注意引進如 RAP 等之持續適航資訊，並考慮要求業者直接予以套用或採取適當之步驟因應。</p> <p>民航局於 2002 年 10 月 15 日頒布第 120-017 號飛安通告，通知航空器使用人需遵循該局或航空器設計國民航當局之適航要求，並重申所有航空器使用人須於生效日期前執行該項作業。</p> <p>該局並於 2003 年 4 月 2 日頒布 AD2003-03-020A 適航指令，要求所有航空器使用人立即重新評鑑航空器加壓艙既有之結構修理，確保之前結構修理皆依許可方法完成修理。</p>	<p>AD2003-03-020A 適航指令，另要求所有航空器使用人立即重新評估航空器加壓艙既有之結構修理，確保之前結構修理皆依許可方法完成修理。</p> <p>說明：1. 請參考本次申訴意見。 2. 檢查員個人訪談之答詢不應被認定為民航法規對後續適航之所有需求。</p>
<p>28</p>	<p>2.4.5 民航局對華航維護計畫作業之監理</p> <p>依據民航局適航檢查員手冊，主任適航檢查員之職責在確保其督導航空器使用人之維修作業持續的遵守法規要求。主任適航檢查員亦查核其持續適航維護計畫，並就後續相關維修作業、技術管制、生產管制、訓練與可靠度控管進行檢查。主任適航檢查員需就航空器使用人提報之維修作業，進行維護計畫符合度之檢查，使適航監理機制符合民航法規要求。</p> <p>民航局之權責包括核准航空器使用人之維護計畫，確保其維修作業遵循計畫規範，並由主任適航檢查員對航空器使用人進行符合度之監督。適航檢查員手冊與訪談資料顯示：主任適航檢查員取得航空器使用時間與落地資料後，與最新航空器</p>	<p><u>依據民航局適航檢查員手冊，適航檢查員之職掌在確認其督導之航空器使用人維修作業持續符合法規要求。檢查員依原製造廠之維護計畫審核使用人之持續適航維護計畫，且依原製造廠最新版本適時修訂，再就後續相關維修作業、技術管制、生產管制、訓練與可靠度管制計畫進行抽查，且由航空器使用人提報之可靠度管制計畫報表確認持續適航維護計畫之有效性。</u></p> <p><u>民航局之職掌除核准航空器使用人持續適航維護計畫外並依據航空器逐日使用時間與落地次數資料後，與航空器各級維護檢查日程比對，以確認航空器之定期檢查作業符合核准之維護計畫規定之時距與週期。</u></p>

<p>檢查狀態之規定比較，以每日飛航時數和週期紀錄計算出檢查現狀，再抽樣比對實際維護紀錄，確保航空器定期檢查作業依規範時距與週期進行。</p> <p>訪談資料顯示主任適航檢查員於事故前最後一次檢查 B-18255 之維護紀錄是在 2001 年終換發適航證書檢查時。主任適航檢查員檢查之維護紀錄範圍包括 A、B、C、D 級檢查、載重平衡資料與重大修理/改裝等，當時並未針對防腐防銹計畫紀錄進行檢查。由於當時華航將防腐防銹計畫檢查紀錄納入定期檢查紀錄中，並無單獨防腐防銹計畫檢查紀錄，因而主任適航檢查員在紀錄檢查時，不易追蹤實際執行時距是否正確。</p> <p>B-18255 維修資料顯示，47 項防腐防銹計畫檢查中，1 項於 1997 年過期，12 項於 1998 年過期，8 項於 1999 年過期，8 項於 2001 年過期。1999 年與 2000 年應執行檢查項目皆未於事故前完成。而民航局適航查核制度，自 1997 年起至 2002 年五年時間內，皆未發現華航維修系統之缺失。</p> <p>由於維修紀錄呈現方式使航空器使用人和民航局不易核對維修紀錄，以致於民航局現行對航空公司維護計畫之查核系統，有數年之譜無法察覺類似華航防腐防銹計畫檢查排程逾期之潛在缺失。本會認為，民航局應建立週期性之維修紀錄檢查程序，確保航空器適航維修作業按規定實施。檢查程序應能確認維修作業係依維護計畫規定時距（飛時、落地次數與曆年期限）辦理。民航局應鼓勵航空公司建立較易查閱維修紀錄之檔案保存系統，以便於主任適航檢查員與稽核員能更清楚地</p>	<p><u>業符合核准之維護計畫規定之時距與週期。</u></p> <p><u>民航局於事故前最後一次檢查 B-18255 之維護紀錄是在 2001 年度換發適航證書時依據檢查員手冊指引檢查。檢查之維護紀錄範圍包括 A、B、C、D 級檢查、適航指令、載重平衡資料、重大修理/改裝、定期更換件等；由於腐蝕預防及控制計畫係依適航指令規定納入飛機維護計畫中，並無單獨腐蝕預防及控制計畫檢查紀錄，故不易追蹤其實際執行時距。</u></p> <p>B-18255 維修資料顯示，飛機維護計畫共有 47 項腐蝕預防及控制項目，1 項於 1997 年過期，12 項於 1998 年過期，8 項於 1999 年過期，8 項於 2001 年過期。1999 年與 2000 年應執行檢查項目皆未於事故前完成。而民航局自 1997 年起至 2002 年五年時間內，皆未發現該項缺失。</p> <p>華航維修紀錄呈現方式使航空器使用人和民航局不易核對維修紀錄，以致於民航局現行對航空公司維護計畫之查核，有數年之譜無法察覺類似華航腐蝕預防及控制項目檢查排程逾期之潛在缺失。民航局應鼓勵航空公司建立較易查閱維修紀錄之檔案保存系統，以便於民航局檢查員與公司稽核員能更清楚地檢閱維護紀錄。</p> <p>說明：1.文字調整修正。 2.參考民航局辦事細則、飛航安全查核要點、適航檢查員手冊與查核實務修正。</p>
--------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------	-------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------

	檢閱維護紀錄。	
--	---------	--

國家圖書館出版品預行編目資料

飛航事故調查報告：中華民國 91 年 5 月 25 日,中華航空公司 CI611 班機, BOEING747-200 型機,國籍標誌及登記號碼 B-18225,於澎湖縣馬公市東北 23 哩處之台灣海峽上空空中解體／行政院飛航安全委員會編著. -- 臺北市：飛安委員會, 民 94
面； 公分

ISBN 986-00-1350-0 (第 1 冊:平裝)

1. 航空事故 - 調查 2. 飛行安全

557.909

94010094

飛航事故調查報告

中華民國 91 年 5 月 25 日,中華航空公司 CI611 班機, BOEING747-200 型機,國籍標誌及登記號碼 B-18225,於澎湖縣馬公市東北 23 哩處之台灣海峽上空空中解體

編著者：行政院飛航安全委員會

出版機關：行政院飛航安全委員會

電話：(02) 25475200

地址：台北市松山區 105 復興北路 99 號 16 樓

網址：<http://www.asc.gov.tw>

出版年月：中華民國 94 年 6 月 (初版)

經銷處：三民書局：台北市重慶南路一段 62 號

五南文化廣場：台中市中山路 6 號

新進圖書廣場：彰化市中正路二段 5 號

青年書局：高雄市青年一路 141 號

國家書坊台視總店：台北市八德路三段 10 號

國家書坊網路書店：台北市瑞光路 583 巷 25 號

GPN：1009401586

ISBN：986-00-1350-0

定價：新台幣 1720 元

出版品內容可至上開網址「出版品與著作」中全文下載