

飛航事故調查報告

ASC-AOR-09-09-001

中華民國 96 年 9 月 20 日
中華航空公司 CI7552 班機
波音 737-800 型機
國籍標誌及登記號碼 B-16805
於日本佐賀機場過境檢查發現
機腹蒙皮 30 吋 (77 公分) 裂縫

行政院飛航安全委員會
AVIATION SAFETY COUNCIL

中華民國 98 年 9 月

本頁空白

依據中華民國飛航事故調查法及國際民航公約第 13 號附約，本調查報告僅供改善飛航安全之用。

中華民國飛航事故調查法第五條：

飛安會對飛航事故之調查，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 13 號附約第 3 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.

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 96 年 9 月 20 日，中華航空公司（以下簡稱華航）CI7552 班機，機型波音 737-800，登記號碼 B-16805，由台灣桃園國際機場飛往日本佐賀機場。於台灣桃園國際機場副機師及地面機械員執行起飛前 360 度檢查航機無異狀。航機由起飛爬升巡航高度 39,000 呎至落地，各項操作均正常。儀表顯示艙壓空氣排出閥（out flow valve）離閉合位置尚有些許距離，與平常一般飛行無異，航程中未遭遇亂流。

航機於日本當地時間 1326 時降落佐賀機場，地面機械員執行機外 360 度檢查時，發現機腹蒙皮有一道長約 30 吋（77 公分）之裂縫，經與中華航空台北總公司聯繫後，終止航機後續 CI7551 班次飛行。

本事故之調查權原屬事故發生地日本國，經行政院飛航安全委員會（以下簡稱飛安會）與日本航空／鐵道事故調查委員會（以下簡稱 ARAIC）協議後，於民國 96 年 9 月 27 日，日方轉移事故調查權至航空器國籍國中華民國之飛安會。

歷時 8 月餘之事實資料蒐集作業，於 97 年 6 月 19 日召開完成本事故調查事實資料報告確認會議，同時展開分析作業。於 97 年 10 月 3 日舉行「分析結果說明會」，聽取參與調查相關機關（構）對調查分析內容之意見。綜整相關意見後，於 98 年 7 月 2 日將「調查報告草案」函送相關機關（構），請其提供意見。經專案調查小組參採相關機關（構）之回覆意見，匯整本調查報告草案之內容後，於 98 年 8 月 25 日經本會第 125 次委員會議審核通過，並於 98 年 9 月 25 日對外發布。

本調查報告格式係參照國際民航公約第 13 號附約之規定撰寫，唯有以下不同處：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 74 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 3 類，即：「與可能肇因相關之調查發現」，「與風險相關之調查發現」以及「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 13 號附約之原則，本會認為此舉更能達成改善飛航安全之目的。本會依據事實資料進行分析，提出以下之調查發現及改善建議。

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。

1. 塑膠材質之廢水櫃出口管凸緣，因無法承受廢水系管路安裝產生之複雜應力而斷裂。(2.3.2)
2. 廢水櫃出口管凸緣斷裂處滲漏之廢水長期於機腹內部低窪處匯集、蒸發，使氫離子濃度增加，造成蒙皮結構嚴重腐蝕，殘餘強度不勝航空器運作過程中產生之環狀應力，形成 30 吋（77 公分）之裂縫。(2.1) (2.2)

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。

1. 依現行美國聯邦航空總署（FAA）MRBR 及波音 MPD 之設計，結構性檢查計

畫雖具須移除隔熱棉之程序，使檢查人員可直接目視發現失效結構蒙皮，但因未屆 8 年期限，未能偵測出蒙皮結構失效情況；另雖於事故前在該區執行過一次區域性檢查，但因毋須移除隔熱棉，以致未能發現當時結構損害是否即已存在。因此無論現行結構性檢查計畫或區域性檢查計畫，皆不足以偵測並防範類似結構組件腐蝕失效之情形。(2.4.3)

2. 現行華航 AMP 係完全參照 FAA MRBR、AD 及波音 MPD 等基本維護項目而製作，本事故前華航並無類似之經驗，因此華航 AMP 尚不足以偵測並防範類似失效情形。(2.4.3)
3. 廢水櫃艙區域性檢查之 AMP 項目編號為 53-838-00，工單定義該區為 141 區，後貨艙地板下區域性檢查之 AMP 項目編號為 53-840-00，工單定義該區為 143 區，兩者並不在同處，亦非同時施工，該兩份工單因機腹結構造型差異及位置高低變化，於 141 區廢水滲漏之較高處未發生結構鏽蝕，滲漏之廢水卻於相鄰之 143 區低處匯集產生鏽蝕，該區域性檢查係按波音建議，毋須拆除覆蓋於結構上之隔熱棉，屬一般目視檢查，故無從得知結構之變異。(2.4.1.2)

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。其中部份調查結果為大眾所關切，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。

1. 檢查華航 737-800 機隊廢水櫃出口管路之安裝，發現其管路接頭皆有中心線不正及偏斜之現象。(2.3.1)
2. 該機隊 3 具廢水櫃出口管路前後凸緣受損位置與情形，並無一定模式及關係，顯示廢水櫃出口管前後凸緣受損情形係受複雜應力之影響。(2.3.1.3)
3. 現場量測紀錄顯示機隊中廢水櫃管路間距多與波音工程圖規定不符，但卻合於波音信函「只要固定夾可安裝定位即可」的說明，亦無證據顯示凸緣裂縫係因

此造成。(2.3.1.4)

4. 失效蒙皮之離子層析檢測結果，顯示廢水為蒙皮及結構腐蝕之主要物質。
(2.4.4)

5. 失效蒙皮於原廠製造過程經化學蝕銑法，將抗腐蝕性較佳之純鋁層去除，留下之鋁合金表面雖作有防鏽處理，但廢水滲漏後長期匯集於後貨艙低窪處，廢水水分蒸發加上長期累積，造成氯離子濃度增加，導致蒙皮防鏽層失去作用，最後造成鋁合金腐蝕剝離。(2.4.4)

6. 該機廢水櫃發生滲漏期間，每日廢水滲漏量之多寡及其濃度無法得知，蒙皮及結構發生鏽蝕期間艙底累積廢水之蒸發量及氯離子濃度變化之情形亦甚難得知，故無法具體推測蒙皮腐蝕之速率，亦無法推算廢水櫃滲漏發生之時間。
(2.4.4)

7. 該機維修紀錄無異常登錄，區域性檢查均按 AMP 於期限內執行完成。(1.6.3)
(1.6.3.3)。

8. 本次事故發生後，華航相關人員未按規定即時關閉飛航記錄器，未能保存座艙語音記錄器資料之完整。(2.5)

9. 駕駛員皆持有適當證照，符合民用航空局有關法規要求。(2.6)

10. 本次事故肇因排除飛航組員操作及天氣因素。(2.7)

11. 桃園機場機坪攝影紀錄未顯示該機機腹蒙皮裂縫係起因於機坪作業不當所致。
(1.10.1)

期中飛安通告

本會於民國 96 年 12 月 26 日發布「事故調查期中飛安通告」，編號為 ASC-IFSB-07-12-002，建議事項如下：

1. 檢查航空器廢水系統管路接頭及滲漏廢水流經及蓄積處結構之妥善性。
2. 擬定政策避免類似事件再發生。

飛安改善建議

致中華航空公司

1. 執行工單 AMP 53-838-00，141 區廢水櫃艙之區域性一般目視檢查時，一旦發現廢水櫃接頭下方隔熱棉污漬，應即刻執行 143 區後貨艙地板下結構性檢查；於執行 AMP 53-840-00，143 區後貨艙地板下區域性一般目視檢查時，以能直接目視低窪處結構之方式執行。(ASC-ASR-09-09-001)
2. FAA MRBR 及波音 MPD 之設計，其結構性檢查計畫雖須移除隔熱棉，檢查人員可直接目視發現失效結構蒙皮，但因未屆規定之 8 年期限，未能偵測出蒙皮結構失效情況；另雖於事故前在該區執行過一次區域性檢查，但因毋須移除隔熱棉，以致未能發現當時結構損害是否即已存在。因此無論結構性檢查計畫或是區域性檢查計畫，皆無法防範並偵測類似結構組件腐蝕失效之情形。華航 AMP 係完全參照 FAA MRBR 及波音 MPD 而製作，亦無法偵測並防範類似失效情形，華航應依據本事故經驗研擬對策，彌補現行 AMP 未能偵測及防範類似結構失效之缺失。(ASC-ASR-09-09-002)

航空器使用人回覆本改善建議說明如下：

‘華航對於修護計畫改善措施共計 3 項，(1)738 機隊於每 RE check (500FH) 定期執行廢水箱滲漏檢查。(2)738 AMP 53-838-00 執行週期已由原 24 個月改為 12 個月，並要求拆開隔熱棉檢查。(3)738 AMP 53-840-00 執行週期已由原 60 個月改為 24 個月，並要求拆開隔熱棉檢查。’

3. 落實「飛航事故調查法」第 12 條之規定及「航空器飛航作業管理規則」第 111 條之規定，於飛航事件發生後確實執行 CVR 斷電程序。(ASC-ASR-09-09-003)

致交通部民用航空局

1. FAA MRBR 及波音 MPD 之設計，結構性檢查計畫雖須移除隔熱棉，檢查人員可直接目視發現失效結構蒙皮，但因未屆規定之 8 年期限，未能偵測出蒙皮結構失效情況；區域性檢查計畫雖於事故前在該區執行過一次檢查，但因未移除隔熱棉之作業模式，以致未能發現當時結構損害是否即已存在，因此無論結構性檢查計畫或是區域性檢查計畫，皆無法防範並偵測類似結構組件腐蝕失效之情形。華航 AMP 係完全參照 FAA MRBR 及波音 MPD 而製作，亦無法偵測並防範類似失效情形，民航局應督導華航依據本事故經驗研擬對策，彌補現行 AMP 未能偵測及防範類似結構失效之缺失。(ASC-ASR-09-09-004)

交通部民用航空局回覆本改善建議說明如下：

‘本局已於 97 年 2 月 12 日以標準二字第 0970003888 號函核准該公司維護計畫之修訂，AMP 53-838-00 執行週期已由原 24 個月改為 12 個月，並要求拆開隔熱棉檢查；738 AMP 53-840-00 執行週期已由原 60 個月改為 24 個月，並要求拆開隔熱棉檢查，交付執行。’

2. 督導華航落實飛航事件發生後 CVR 斷電程序之執行。(ASC-ASR-09-09-005)

交通部民用航空局回覆本改善建議說明如下：

‘本局已於航空器飛航作業管理規則第 111 條第 2 項規範飛航紀錄器應於飛航前開啓，不得於飛航中關閉。但於航空器失事、航空器重大意外或航空器意外事件發生後，應於飛航中止時即關閉飛航紀錄器，於取出紀錄前，不得再開啓飛航紀錄器。該公司亦已將其規範於其企業安全手冊 8.2.2 及航務手冊 10.2 章節內要求其飛航組員遵守之。’

致波音飛機製造公司

1. 改善廢水櫃出口凸緣材質，使能承受因管路安裝產生之預載應力而避免損壞。在材質改善完成前，要求確保廢水櫃出口管與廢水排放管之接頭安裝妥當，以

消除或減低因管路中心線不正及偏斜所產生之應力，避免造成廢水櫃出口凸緣擠壓破壞。飛機維護手冊安裝廢水櫃出口凸緣之間距規範，應納入「只要固定夾可安裝定位即可」之務實性規範，取代 0.1500 吋之設計規範。
(ASC-ASR-09-09-006)

2. 現行波音 MPD 之設計，結構性檢查計畫雖須移除隔熱棉，檢查人員可直接目視發現失效結構蒙皮，但因未屆規定之 8 年期限，致未能偵測蒙皮結構失效情況；另雖於事故前在該區執行過一次區域性檢查，但因毋須移除隔熱棉，以致未能發現當時結構損害是否即已存在。因此無論結構性檢查計畫或是區域性檢查計畫，皆無法防範並偵測類似結構組件腐蝕失效之情形，波音應依據本事故經驗研擬對策，彌補現行 MPD 未能偵測及防範類似結構失效之缺失。
(ASC-ASR-09-09-007)

波音於 2008 年 1 月 3 日，對 737-600/700/800/900 機型使用人發布通告(Multi Operator Message, MOM) 號碼: 1-725906264-1, 標題: Vacuum Waste Tank Drain Fitting Inspection, 建議所有該型機業者對廢水櫃出口管接頭，未完成材質修改前，安裝臨時性止洩帶及定期目視檢查 (詳附錄十二)。

致美國聯邦航空總署

1. 維護審查會 (MRB) 應重新檢視波音 737 系列型機之 MRBR，並按本案須要修訂項目內容以確保從廢水系統的洩漏可在類似結構腐蝕前及早偵測，檢視內容應包含檢查時距之分析、檢查程序是否須要改變 (拆除隔熱棉) 以及是否須要更詳盡的檢查工作內容描述 (工卡)。(ASC-ASR-09-09-008)

本頁空白

目 錄

摘要報告	I
目 錄	X
表目錄	XV
圖目錄	XVII
英文縮寫對照表	XXIII
第一章 事實資料	1
1.1 飛航經過	1
1.2 人員傷害	1
1.3 航空器損害情況	1
1.4 其他損害情況	1
1.5 人員資料	1
1.5.1 駕駛員基本資料	1
1.5.2 駕駛員健康狀況	2
1.5.2.1 正駕駛員	2
1.5.2.2 副駕駛員	2
1.6 航空器資料	2
1.6.1 航空器基本資料	2
1.6.2 性能及載重平衡資料	4
1.6.3 航空器維護作業	4
1.6.3.1 飛機維護計畫	4
1.6.3.2 結構檢查計畫及執行	5
1.6.3.3 區域檢查計畫及執行	5
1.6.3.4 桃園機坪清廁作業	6
1.6.3.5 廢水管垢清除作業	7
1.6.3.6 飲水系統消毒作業	9

1.6.4	廢水櫃安裝相關規範.....	9
1.6.4.1	飛機維護手冊.....	9
1.6.4.2	廢水櫃安裝工程圖.....	11
1.6.4.3	波音公司信函回覆.....	12
1.7	天氣資訊.....	13
1.8	助導航設施.....	13
1.9	通信.....	14
1.10	場站.....	14
1.10.1	機坪作業.....	14
1.11	飛航記錄器.....	14
1.11.1	座艙語音記錄器.....	14
1.11.2	飛航資料記錄器.....	15
1.12	航空器損害資料.....	16
1.12.1	航空器損害狀況.....	25
1.12.2	廢水系統損害狀況.....	26
1.12.3	後貨艙蒙皮及損害狀況.....	29
1.12.3.1	後貨艙蒙皮資訊.....	29
1.12.3.2	後貨艙蒙皮損壞情形.....	30
1.12.4	機身縱桁損害狀況.....	38
1.12.5	肋間片（Intercostal）損害狀況.....	51
1.12.6	剪力片（Shear Tie）損害狀況.....	52
1.12.7	各結構件腐蝕相對位置.....	54
1.12.8	其他發現.....	54
1.13	醫學與病理.....	55
1.14	火災.....	56
1.15	生還因素.....	56

1.16	測試與研究.....	56
1.16.1	機腹蒙皮材料試驗.....	57
1.16.1.1	受損蒙皮檢視.....	59
1.16.1.2	蒙皮斷裂面檢驗.....	60
1.16.1.3	腐蝕生成物檢驗.....	63
1.16.1.4	中科院檢測結果.....	64
1.16.1.5	材料試驗結論.....	65
1.16.2	斷裂面腐蝕程度量測.....	65
1.16.3	清洗劑檢驗.....	69
1.16.4	廢水櫃原廠檢測.....	70
1.17	組織與管理.....	72
1.18	其他資料.....	72
1.18.1	華航 737 機隊廢水櫃接頭管路間距蒐證資料.....	72
1.18.1.1	廢水櫃接頭管路間距量測與調整.....	72
1.18.1.2	襯套內壓痕.....	74
1.18.2	訪談資料.....	75
1.18.2.1	飛航組員訪談資料.....	75
1.18.2.2	維修作業訪談資料.....	75
1.18.3	調查過程與相關機關（構）合作.....	76
第二章	分析.....	79
2.1	裂縫之形成.....	79
2.2	結構腐蝕之原因.....	80
2.3	飛機製造與設計.....	80
2.3.1	廢水櫃出口管接頭.....	80
2.3.1.1	中心線之對正.....	80
2.3.1.2	中心線之偏斜.....	82

2.3.1.3	中心線不正與偏斜	86
2.3.1.4	管間距	87
2.3.1.5	襯套內徑之壓痕	88
2.3.2	廢水櫃出口凸緣材質	89
2.3.3	化學蝕銹的影響	89
2.3.4	止裂帶結構效益	89
2.4	維修作業	90
2.4.1	區域性檢查計畫	90
2.4.1.1	作業模式	90
2.4.1.2	因果區域相異	90
2.4.2	結構性檢查計畫	91
2.4.3	維護計畫	92
2.4.4	廢水對蒙皮膚蝕之影響	92
2.5	座艙語音記錄器斷電分析	93
2.6	飛航操作	94
2.7	天氣因素	94
第三章	結論	95
3.1	與可能肇因有關之調查發現	95
3.2	與風險有關之調查發現	95
3.3	其它調查發現	96
第四章	飛安改善建議	99
4.1	期中飛安通告	99
4.2	飛安改善建議	99
附錄一	波音 737 系列型機維護計畫文件	105
附錄二	間距量測與角度求解	119
附錄三	CI7552 落地後實施過境檢查時之座艙語音記錄器抄件	123

附錄四	CI7552 飛航參數繪圖	127
附錄五	中科院材料檢測與試驗測試報告	129
附錄六	台科大材料科技研究所金相試片結果	165
附錄七	廢水系統之清洗劑檢驗報告	171
附錄八	廢水櫃原廠檢測報告	175
附錄九	腐蝕過程	197
附錄十	華航修訂於每 RE check 定期執行廢水櫃滲漏檢查工單	199
附錄十一	華航修訂 AMP 53-838-00 工單之執行週期	201
附錄十二	波音與華航有關 737 機型廢水櫃接頭檢查通告信函	203
附錄十三	(A)華航提出之損傷報告	207
附錄十三	(B)華航與波音聯繫電郵資料	232

本頁空白

表目錄

表 1.5-1	駕駛員基本資料表.....	2
表 1.6-1	航空器基本資料.....	3
表 1.6-2	發動機基本資料.....	3
表 1.6-3	載重及平衡資料表.....	4
表 1.12-1	後貨艙蒙皮腐蝕打磨後狀況表.....	31
表 1.12-2	機身縱桁損害狀況表.....	39
表 1.12-3	剪力片腐蝕位置.....	53
表 1.16-1	各取樣點之殘餘厚度.....	68
表 1.16-2	清洗劑檢驗結果.....	69
表 1.16-3	漂白水檢驗.....	70
表 1.18-1	廢水櫃出口管接頭間距.....	73

本頁空白

圖目錄

圖 1.6-1	清廁作業廢水排放圖.....	7
圖 1.6-2	廢水櫃底座調整桿 (TIE ROD) 安裝示意圖.....	10
圖 1.6-3	廢水櫃底座固定螺栓安裝示意圖.....	10
圖 1.6-4	廢水系統管路接合間距規格圖.....	11
圖 1.6-5	廢水櫃出口管接頭間距工程圖.....	12
圖 1.12-1(A)	機腹裂縫外觀照片.....	17
圖 1.12-1(B)	機腹裂縫位置照片.....	17
圖 1.12-1(C)	機腹裂縫細部照片.....	17
圖 1.12-1(D)	機腹裂縫細部照片.....	18
圖 1.12-2(A)	後貨艙檢查照片_地板與隔熱毯拆除.....	18
圖 1.12-2(B)	站位 787 隔框前側照片.....	18
圖 1.12-2(C)	站位 787 隔框後側照片.....	19
圖 1.12-2(D)	站位 807 隔框前側照片.....	19
圖 1.12-2(E)	站位 807 隔框前側蒙皮膚蝕細部照片.....	19
圖 1.12-2(F)	站位 807 隔框後側照片.....	20
圖 1.12-2(G)	站位 807 隔框後側蒙皮膚蝕照片.....	20
圖 1.12-2(H)	站位 807 隔框後側蒙皮膚蝕細部照片.....	20
圖 1.12-2(I)	站位 827 隔框前側照片.....	21
圖 1.12-2(J)	站位 827 隔框後側照片.....	21
圖 1.12-2 (K)	站位 847 隔框前後照片.....	21
圖 1.12-2 (L)	站位 847 隔框前側照片.....	22
圖 1.12-2(M)	站位 847 隔框後側照片.....	22
圖 1.12-2(N)	站位 869.7 裂縫後端所在位置之貨艙內照片.....	22
圖 1.12-2(O)	站位 867 隔框前側照片.....	23
圖 1.12-2(P)	站位 867 隔框後側照片.....	23

圖 1.12-2(Q)	廢水櫃出口與縱向連接片相關位置照片	23
圖 1.12-2(R)	縱向連接片腐蝕照片	24
圖 1.12-2(S)	縱向連接片腐蝕細部照片	24
圖 1.12-3	裂縫位置	25
圖 1.12-4	損害分布圖	26
圖 1.12-5	隔熱棉污染痕跡	27
圖 1.12-6	隔熱棉下蒙皮結構	27
圖 1.12-7	蒙皮上之污漬	28
圖 1.12-8	廢水櫃出口管損害位置圖	28
圖 1.12-9	廢水櫃出口管端凸緣損害情形	29
圖 1.12-10	BS847 與 BS867 附近蒙皮圖	29
圖 1.12-11	後貨艙蒙皮損害分布圖	32
圖 1.12-12	K1、K2 區腐蝕情形	33
圖 1.12-13	K3 區腐蝕情形	33
圖 1.12-14	K4 區腐蝕情形	34
圖 1.12-15	K5 區腐蝕情形	34
圖 1.12-16	K6 區腐蝕情形	35
圖 1.12-17	K7 區腐蝕情形	35
圖 1.12-18	K7 區腐蝕情形與裂縫前端點	36
圖 1.12-19	K8 區腐蝕情形	36
圖 1.12-20	K8 區腐蝕情形與裂縫後端點	36
圖 1.12-21	K9 區腐蝕情形	37
圖 1.12-22	K10 區腐蝕情形	37
圖 1.12-23	K11 區腐蝕情形	38
圖 1.12-24	K12 區腐蝕情形	38
圖 1.12-25	G1 區縱桁腐蝕情形	41

圖 1.12-26	G2 區縱桁腐蝕情形	41
圖 1.12-27	G3 區縱桁腐蝕情形	42
圖 1.12-28	G3 區腐蝕凹陷情形	42
圖 1.12-29	G4、G5 區縱桁腐蝕情形	43
圖 1.12-30	G5 區腐蝕凹陷情形	43
圖 1.12-31	G6、G7 區縱桁腐蝕情形	44
圖 1.12-32	G7 區腐蝕凹陷情形	44
圖 1.12-33	G8-A, G8-B, G9-A, G9-B 區腐蝕情形	45
圖 1.12-34	G9-B 區腐蝕情形	45
圖 1.12-35	G10-A、G10-B 區腐蝕情形	46
圖 1.12-36	G10-B 區腐蝕情形	46
圖 1.12-37	G11-A、G11-B 區腐蝕情形	46
圖 1.12-38	G11-B 區腐蝕情形	47
圖 1.12-39	G12 區腐蝕情形	47
圖 1.12-40	G12-B 區腐蝕情形	48
圖 1.12-41	排水孔孔壁崩落	48
圖 1.12-42	G13 區, BS 907~BS 917 腐蝕情形	49
圖 1.12-43	G13 區, BS 917~BS 927 腐蝕情形	49
圖 1.12-44	G14 區腐蝕情形	49
圖 1.12-45	G15 區, BS 947~BS 956 腐蝕情形	50
圖 1.12-46	G15 區, BS 958~BS 967 腐蝕情形	50
圖 1.12-47	G16 區腐蝕情形	50
圖 1.12-48	G17 區腐蝕情形	51
圖 1.12-49	肋間片貫穿性腐蝕	51
圖 1.12-50	廢水槽出口位置	52
圖 1.12-51	肋間片	52

圖 1.12-52	S-26L 與 S-27L 間 BS 847 剪力片	53
圖 1.12-53	S-26L 與 S-27L 間 BS 867 剪力片	54
圖 1.12-54	結構腐蝕損傷圖	54
圖 1.12-55	貨艙底部沖刷痕跡	55
圖 1.12-56	貨艙內部蒙皮結構	55
圖 1.16-1	飛機編號 B-18615 機腹蒙皮銹蝕	57
圖 1.16-2	飛機編號 B-16802 機腹蒙皮銹蝕	57
圖 1.16-3	裂縫相對位置圖	58
圖 1.16-4	送檢之機腹蒙皮	58
圖 1.16-5	受損蒙皮之內部表面	59
圖 1.16-6	受損蒙皮之外部表面	59
圖 1.16-7	1 號試片巨觀觀察	60
圖 1.16-8	9 號試片巨觀觀察	60
圖 1.16-9	1 號試片斷裂面	61
圖 1.16-10	9 號試片斷裂面	61
圖 1.16-11	5 號試片斷裂面	62
圖 1.16-12	5 號試片斷裂面 (蒙皮內表面)	62
圖 1.16-13	4 號試片金相組織觀察	63
圖 1.16-14	9 號試片於 SEM/EDS 下之微觀觀察	64
圖 1.16-15	金相試片取樣位置	65
圖 1.16-16	金相試片放大觀察	67
圖 1.16-17	蒙皮殘餘厚度示意圖	69
圖 1.16-18	凸緣裂縫之模式	71
圖 1.16-19	有限元素分析-應力 vs. 模式 1 裂縫	71
圖 1.16-20	有限元素分析-應力 vs. 模式 2 裂縫	72
圖 1.18-1	間距量測圖	73

圖 1.18-2	廢水櫃出口管接頭間距.....	74
圖 1.18-3	襯套內側壓迫痕跡.....	74
圖 2.1-1	觀察 4 號試片放大 100 倍之金相照片.....	79
圖 2.3-1	兩管的中心線相互重疊而形成一條中心線.....	81
圖 2.3-2	兩管中心線未成一線而呈平行雙線.....	81
圖 2.3-3	前凸緣產生向下應力之模式.....	82
圖 2.3-4	兩管中心延長線未成一線而成一點.....	83
圖 2.3-5	向前及向下之合應力產生模式 1 裂縫.....	84
圖 2.3-6	向後及向下之合應力產生模式 2 裂縫.....	85
圖 2.3-7	凸緣裂縫模式.....	86
圖 2.3-8	兩管中心線不正及偏斜.....	87
圖 2.3-9	襯套內側之凸緣壓痕.....	88

本頁空白

英文縮寫對照表

AD	Airworthiness Directives	適航指令
AMP	Aircraft Maintenance Program	飛機維護計畫
ARAIC	Aircraft and Railway Accidents Investigation Commission	航空/鐵道事故調查委員會
ASC	Aviation Safety Council	行政院飛航安全委員會
ATSB	Australia Transportation Safety Board	澳大利亞運輸安全局
BS	Body Station	機身站
EDS	Energy Dispersive System	能量散射光譜儀
EO	Engineering Order	工程指令
FAA	US Federal Aviation Administration	美國聯邦航空總署
JCAB	Japa Civil Aviation Bureau	日本民航局
MPD	Maintenance Planning Document	維護計畫文件
MRBR	Maintenance Review Board Report	維護審查會報告
MRB	Maintenance Review Board	維護審查會
NTSB	US National Transportation Safety Board	美國國家運輸安全委員會
SEM	Scanning Electron Microscope	掃描式電子顯微鏡
SSCVR	Solid-State Cockpit Voice Recorder	固態式座艙語音記錄器
SSFDR	Solid-State Flight Data Recorder	固態式飛航資料記錄器
TSB	Transportation Safety Board of Canada	加拿大運輸安全委員會
UTC	Coordinated Universal Time	世界標準時間

本頁空白

第一章 事實資料

1.1 飛航經過

民國 96 年 9 月 20 日，中華航空公司（以下簡稱華航）CI7552 班機，機型波音 737-800，登記號碼 B-16805，由台灣桃園國際機場飛往日本佐賀機場。於台灣桃園國際機場副機師及地面機械員執行起飛前 360 度檢查航機無異狀。航機由起飛爬升巡航高度 39,000 呎至落地，各項操作均正常。儀表顯示艙壓空氣排出閥（out flow valve）離閉合位置尚有些許距離，與平常一般飛行無異。航程未遇亂流。

航機於日本當地時間 1326 時降落佐賀機場，地面機械員執行機外 360 度檢查時，發現機腹蒙皮有一道長約 30 吋（77 公分）之裂痕，經與中華航空台北總公司聯繫後，終止航機後續 CI7551 班次飛行。

1.2 人員傷害

無人員傷亡。

1.3 航空器損害情況

機腹蒙皮發現長 30 吋（77 公分）貫穿式裂縫，航空器遭受實質損害。

1.4 其他損害情況

1.5 人員資料

無其他損害。

1.5.1 駕駛員基本資料

駕駛員基本資料詳表 1.5-1。

表 1.5-1 駕駛員基本資料表

項 目	正駕駛員	副駕駛員
事故發生時年齡(歲)	男	男
進 入 公 司 日 期	44	34
檢 定 類 別 及 證 號	民國 82 年 5 月 21 日	民國 94 年 2 月 10 日
檢 定 項 目	固定翼航空器民航運輸駕駛員	固定翼航空器商用駕駛員
檢 終 止 日 期	102078	302239
體 格 檢 查 種 類	B737-800	B737-800 F/O
檢 終 止 日 期	民國 99 年 9 月 28 日	民國 99 年 8 月 20 日
總 飛 航 時 間	甲類駕駛員 民國 96 年 10 月 31 日	甲類駕駛員 民國 97 年 8 月 31 日
最近 12 個月飛航時間	8,486 小時 06 分	1,733 小時 08 分
最近 90 日內飛航時間	789 小時 29 分	690 小時 44 分
最近 30 日內飛航時間	192 小時 11 分	148 小時 12 分
最近 7 日內飛航時間	61 小時 11 分	39 小時 13 分
B737-800 飛航時間	13 小時 58 分	7 小時 18 分
事 故 日 已 飛 時 間	4,706 小時 55 分	1,456 小時 20 分

1.5.2 駕駛員健康狀況

1.5.2.1 正駕駛員

民航局核發之體格檢查及格證中「限制」欄註記「心臟缺點免計」。

1.5.2.2 副駕駛員

民航局核發之體格檢查及格證中「限制」欄註記「眼角膜手術」。

1.6 航空器資料

1.6.1 航空器基本資料

事故航空器基本資料如表 1.6-1。

表 1.6-1 航空器基本資料

航空器基本資料表 (統計至民國 96 年 9 月 20 日止)	
國籍	中華民國
航空器登記號碼	B-16805
機型	737-809
製造廠商	美國波音飛機公司
出廠序號	30636
製造日期	民國 90 年 2 月 23 日
交機日期	民國 90 年 2 月 23 日
所有人	國際財務租賃集團-法人
使用人	中華航空公司
登記證編號	90-807
適航證編號	96-02-025
適航證書生效日期	民國 96 年 2 月 16 日
適航證書有效期限	民國 97 年 2 月 15 日
航空器總使用時數	15,890 小時 36 分
航空器總落地次數	6,385 次
上次週期檢查種類及日期	RE10 Check 民國 96 年 8 月 29 日
上次週期檢查後使用時數	125 小時 05 分
上次週期檢查後落地次數	62 次
最大起飛重量	172,500 磅

該機裝有兩具奇異 (GE) 公司生產之發動機，相關基本資料詳表 1.6-2。

表 1.6-2 發動機基本資料

發動機基本資料表 (統計至民國 96 年 9 月 20 日止)		
製造廠	美國奇異公司	
編號/位置	No. 1/左	No. 2/右
型別	CFM 56-7B26	CFM 56-7B26
序號	889190	888203
總使用時數	15,890 小時 36 分	15,890 小時 36 分

1.6.2 性能及載重平衡資料

該機起飛重量限制為 172,497 磅，最大落地重量限制為 143,998 磅。最大零油重量限制為 135,997 磅。起飛及落地之重心位置均在許可範圍內。載重及平衡相關資料詳表 1.6-3。

表 1.6-3 載重及平衡資料表

零油重量	111,006 磅
起飛油量	18,600 磅
起飛總重	129,606 磅
起飛重心	26.7% M.A.C.
航行耗油	10,900 磅
落地重量	118,707 磅
落地重心	12.6% M.A.C.

1.6.3 航空器維護作業

查閱該機事故前最後一次 AV check 之廢水櫃艙區域檢查（民國 95 年 11 月 24 日）至事故發生日之所有維修記錄，包括年度檢查（AV Check）、地面檢查記錄簿（Ground Log Book）、技術檢查記錄簿（Technical Log Book）及客艙檢查記錄簿（Cabin Log Book）均無異常登錄，在此期間無隔熱棉更換紀錄。

1.6.3.1 飛機維護計畫

依據美國聯邦航空總署（FAA）波音 737 系列型機維護審查會報告（MAINTENANCE REVIEW BOARD REPORT, MRBR）、波音 737 系列型機維護計畫文件（MAINTENANCE PLANNING DOCUMENT, MPD）及華航 737-800 型飛機維護計畫（AIRCRAFT MAINTENANCE PROGRAM, AMP），該機結構失效之後貨艙區域，須執行結構性檢查計畫（STRUCTURE INSPECTION PROGRAM）及區域性檢查計畫（ZONAL INSPECTION PROGRAM）。

1.6.3.2 結構檢查計畫及執行

結構檢查計畫有乙份工單可檢視該失效結構之情況，敘述如下：

依據 FAA MRBR 53-250-00、波音 MPD 53-250-00 及華航 AMP 53-250-00，該項工作內容係執行飛機後貨艙地板以下所有結構，包括蒙皮、橫框、縱桁及其搭接處等，屬一般目視檢查，首次檢查執行門檻為 8 年，其後每 6 年再重複執行，相關工作週期及內容等，詳附錄一 1-1、1-2 及 1-3，華航飛機維護計畫項目內容與其原始參照波音及 FAA 文件所編定項目內容完全相同。該機自民國 90 年 2 月 23 日交機至民國 96 年 9 月 20 日事故發生共經 6 年 7 個月（79 個月），尚未達首次結構檢查之門檻，華航亦尚未執行該項工作。

FAA MRBR 53-250-00、波音 MPD 53-250-00 及華航 AMP 53-250-00 ACCESS NOTE：「Remove cargo floor panels and scuff plates, Remove/Displace insulation blankets as required.」。華航執行該項工作之方式，為將覆蓋於結構蒙皮上之隔熱棉移除後再進行目視檢查。

1.6.3.3 區域檢查計畫及執行

區域檢查計畫共有兩份工單可檢視該結構失效區域之情況，分述如下：

依據 FAA MRBR 53-838-00、波音 MPD 53-838-00 及華航 AMP 53-838-00，該項工作內容係執行廢水櫃艙區域檢查，屬一般目視檢查，為每 5,500 個飛行週期或每 24 個曆月孰者先到執行，相關工作週期及內容等，詳附錄一 2-1、2-2 及 2-3，華航飛機維護計畫項目內容與其原始參照波音及 FAA 文件所編定項目內容完全相同。該機自民國 90 年 2 月 23 日交機至民國 96 年 9 月 20 日事故發生，共經 6 年 7 個月（79 個月），經查華航已按 24 個曆月計畫時限，於民國 91 年 7 月 9 日，民國 93 年 1 月 5 日，民國 94 年 1 月 3 日，及民國 95 年 11 月 24 日共計完成四次該項區域檢查，結果無異常發現，工單詳附錄一 2-4。

依據 FAA MRBR 53-840-00、波音 MPD53-840-00 及華航 AMP 53-840-00，該

項工作內容係執行後貨艙地板下區域，46 段及部分 47 段，BS727 至 BS 947.5 之區域檢查，為一般目視檢查，每 13,000 個飛行週期或每 60 個曆月孰者先到執行，相關工作週期及內容等，詳附錄一 3-1、3-2 及 3-3，華航飛機維護計畫項目內容與其原始參照波音及 FAA 文件所編定項目內容完全相同。該機自民國 90 年 2 月 23 日交機至民國 96 年 9 月 20 日事故發生，共經 6 年 7 個月（79 曆月），經查華航已按 60 個曆月（5 年）之計畫時限，於民國 94 年 1 月 4 日，3 年 11 個月（47 曆月）時完成一次該項區域檢查，結果無異常發現，工單詳附錄一 3-4。

華航於民國 97 年 10 月 3 日提供該公司與波音聯繫信函乙份，內容為華航於民國 96 年 9 月 26 日以服務需求編號 1-631858151 詢問，有關波音 MPD 53-838-00 及 MPD 53-840-00 等維修計劃文件內容，檢查過程中是否須拆除隔熱棉；波音公司於民國 96 年 9 月 27 日以信函編號 1-631858151-3 答覆如下：

For the Reference /A/ thru /D/ tasks, it is not required to remove the insulation Blankets, unless during CHI examination they find degradation of an items against a specific standard, detect irregularities or discrepancies such as wear, deterioration, damage, corrosion, cracking, etc.

上述波音函覆說明執行 MPD 53-838-00 及 MPD 53-840-00 等項維修工作時，除非華航於檢查過程中發現有品質劣化或不正常的狀況，否則無須拆除隔熱棉。華航執行該項工作之方式為不移除覆蓋於結構蒙皮上之隔熱棉，直接進行目視檢查；若未發現品質劣化或不正常的狀況，則不額外拆除隔熱棉。華航之作法與波音之建議相同。

1.6.3.4 桃園機坪清廁作業

華航 737-800 型機清廁作業均外包桃園航勤公司（以下簡稱桃勤）負責，作業程序依桃勤機坪組標準作業書 RS-W-01 第 3-2 節「清廁車作業」執行，依雙方合約規定，該公司所有入境班機均須執行清廁作業，桃勤機坪作業人員每日派工

前先取得班機落地時間及其停靠機坪

位置表，同時間有四部清廁車在桃園機場作業，由領班依桃園機場南、北場分派作業人員至指定機坪，在航機地面停留時間內按標準作業程序執行清廁作業。

清廁作業廢水排放詳圖 1.6-1，由廢水櫃出口處排出後，流經短管、球形閥及肘形管，再經廢水櫃排放控制面板接頭，排放至桃勤清廁車廢水槽內。

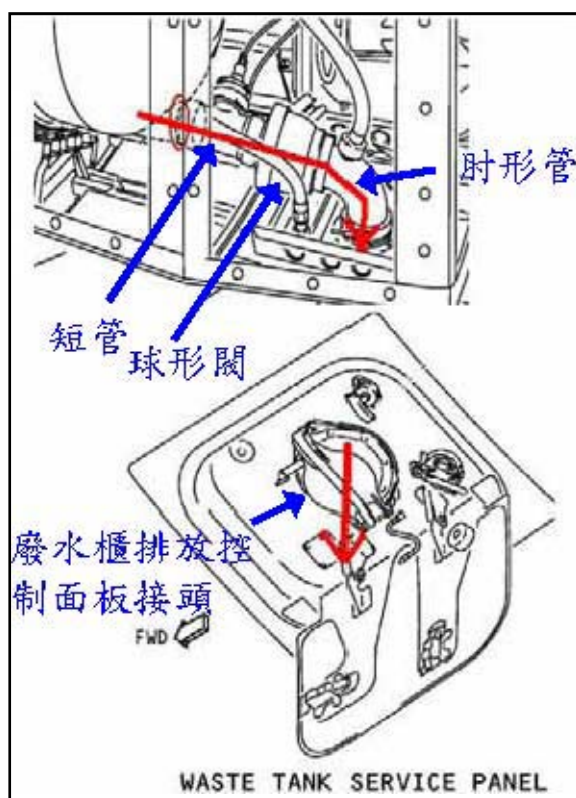


圖 1.6-1 清廁作業廢水排放圖

1.6.3.5 廢水管垢清除作業

華航 737-800 型機內部清潔均外包華夏股份有限公司(以下簡稱華夏)負責，雙方合約規定，華夏依其編定，經華航認可之工單於飛機過夜時執行內艙清潔，工作所須用品如清洗劑、去污劑等均由華航提供，廢水系統管內污垢清除亦須於

清潔內艙時一併執行，管內污垢清除作業僅有書面工作項目，無執行程序。

管垢清除作業係依據波音公司 737-600/700/800/900 AIRCRAFT MAINTENANCE MANUAL, Periodic Flush - Vacuum Waste System Cleaning (Page 701, Task 38-32-00-100-801, Jun. 10/2006) 步驟 E 執行，節錄如下：

Method I (Crushed Ice and Acid) .

Do these steps for each toilet on the airplane, one toilet at a time :

(a) ...

(b) Add approximately one-half gallon of the Honey Bee 60 cleaner, B00638 (recommended) or 5 to 10% acetic acid, B00636 (optional).

(c) Flush the toilet to put the toilet system cleaner into the waste line.

(d) Flush approximately 1 gal (4 l) of fresh water through the toilet to remove the toilet system cleaner from the toilet.

(e) Let the toilet system cleaner stay in the waste lines as long as practical.

華航 737-800 型機廁所馬桶共四具，廢水經管路排放至機尾廢水櫃，依據上述管垢清除方法，飛機維護手冊建議執行廢水管路清潔時使用碎冰塊及 Honey Bee 60 清洗劑，濃度 5%~10% 之醋酸溶液為選項替代品，每次每具廁所馬桶清洗劑需求量為 0.5 加侖，四具廁所馬桶每次清潔共須 2 加侖清洗劑，經調閱事故航空器九月份事故前執行管路清潔作業日報表紀錄，19 天內共計領用 34 加侖 10% 醋酸溶液，共計有 17 次使用醋酸溶液執行管垢清除作業，該手冊內雖未訂定清潔週期，然另以附註提醒，為避免污垢堆積，須經常性執行，原文節錄如下：

Note : You use this procedure to keep the vacuum waste lines clean of the waste build-up. To get the maximum effect, you must frequently do this task.

該工作程序中以注意提醒如下：

CAUTION : DO NOT GET THE TOILET SYSTEM CLEANER ON THE AIRPLANE STRUCTURE. THE TOILET SYSTEM CLEANER IS AN ACID AND CAN CAUSE DAMAGE TO THE AIRPLANE.

該注意事項提醒清洗劑屬酸性溶液，應避免殘留於機身結構，以防損及飛機。

1.6.3.6 飲水系統消毒作業

依據華航飛機維護計畫 38-010-01 (工單號碼 9L38-005, 發行日期 Apr.19, 2007), 該項工作內容執行飛機飲水系統之消毒, 屬保養類工作, 華航須每 3 個曆月執行保養乙次, 完成保養及更換濾心後, 同時須檢查濾心是否有滲漏, 事故發生前華航最近一次執行該項工作日期為民國 96 年 08 月 31 日, 檢查結果一切正常。

1.6.4 廢水櫃安裝相關規範

1.6.4.1 飛機維護手冊

依據波音公司 737-600/700/800/900 AIRCRAFT MAINTENANCE MANUAL, Waste Tank Installation (Page 203, Task 38-32-07-400-801, Oct. 10/2006), 廢水櫃安裝步驟節錄如後 (參考圖 1.6-2 至圖 1.6-3):

- (1) *Put the waste tank assembly in its position.*
- (2) *Install the bolt [17], nut [18], and washers [15] to the tank assembly.*
- (3) *Install the bolt [16], nut [18], and washers [15] to connect the link[19] to the tank assembly.*
- (4) *Install the bolt [20], washer [21], bushing [22], bushing [25], washer [23], and nut [24] to connect the tie rod assembly [26].*
- (5) *Install the strap for the aft end of the waste tank assembly.*
- (6) *Apply the grease, D00504 or silicone-based grease, D50007 to the packings*

[10].

- (7) Put the seal [10] in their position to connect the tube assembly to the waste outlet of the waste tank assembly.
- (8) Install the clamshell [8] and sleeve [9] to connect the waste outlet.

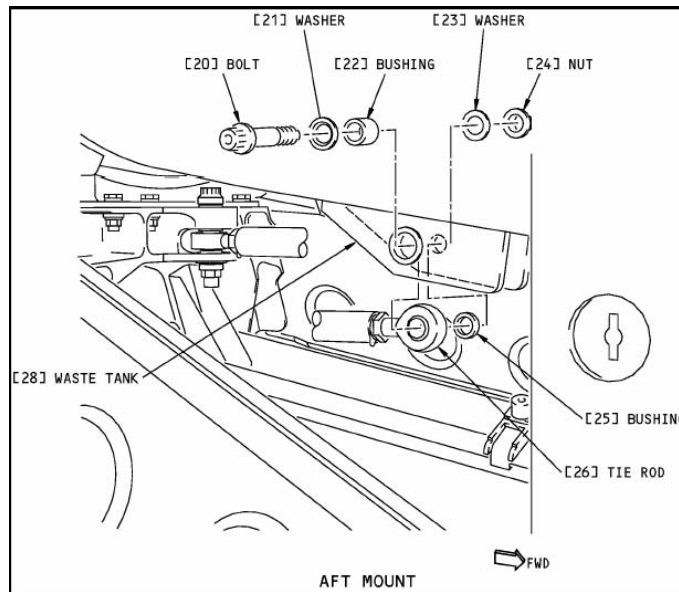


圖 1.6-2 廢水櫃底座調整桿 (TIE ROD) 安裝示意圖

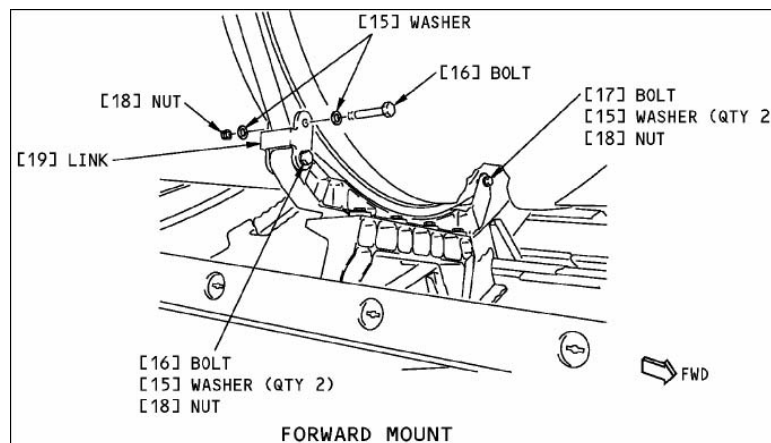


圖 1.6-3 廢水櫃底座固定螺栓安裝示意圖

上述安裝程序，廢水櫃出口與相接合廢水管凸緣間無間距規格。

事故發生後，華航曾去函波音公司詢問該部位之間距規格，波音公司於民國 96 年 10 月 31 日函復節錄如後：

This gap is standard for the tube coupling configuration used for this clamp design. A typical tube coupling configuration, with gap dimensions, is shown in the ref /G/AMM.

上述函復說明典型管路相接合時，間距可參考 AMM38-32-00403 頁圖 401(B) (詳圖 1.6-4 所示)；機上廁所與廢水櫃間相連接之各段廢水管相接合時，接合面凸緣間距規格為 0.11 吋至 0.17 吋之間。

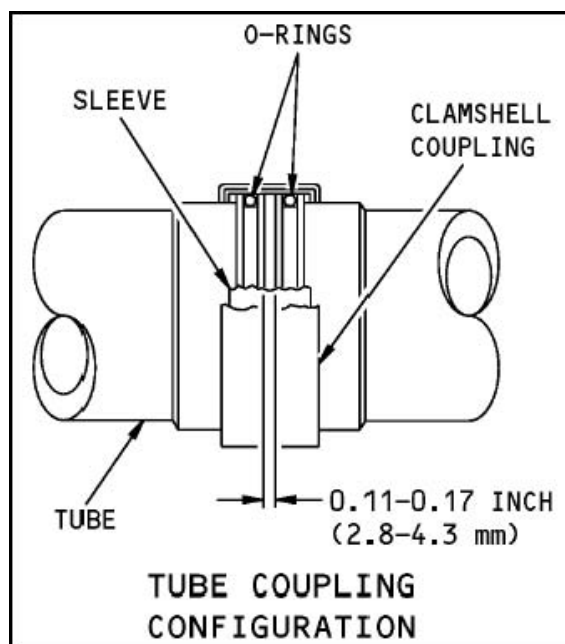


圖 1.6-4 廢水系統管路接合間距規格圖

1.6.4.2 廢水櫃安裝工程圖

依據波音公司 737-X 型機工程圖編號 417A8630 (Status Date 10-08-04) 廢水櫃出口與廢水排放管接合凸緣間之標示距離為 0.1500 吋 (詳圖 1.6-5)，惟在

737-800 型機飛機維護手冊中並未說明或標示該尺寸。

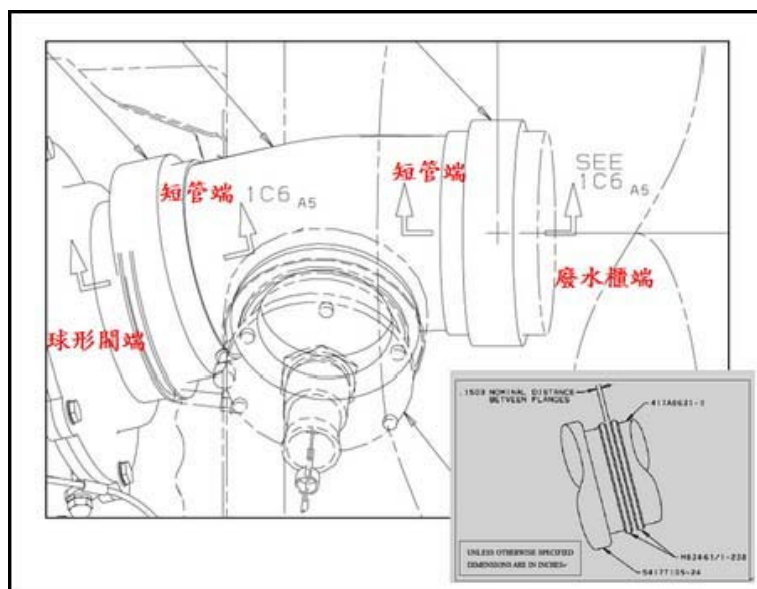


圖 1.6-5 廢水櫃出口管接頭間距工程圖

廢水排放之設計係由廢水櫃出口管經由短管及球形閥後再到至機身廢水出水口，依據波音公司 737-X 型機工程圖編號 417A8630，廢水櫃端至球形閥端管線均為對正之設計，詳圖 1.6-5。

1.6.4.3 波音公司信函回覆

事故發生後華航於民國 96 年 10 月 25 日以信函編號 1-661368477-1 詢問波音，737-800 型飛機維護手冊中並未明確指出廢水櫃出口處間距尺寸，建議波音公司考量納入飛機維護手冊中；波音公司於民國 96 年 10 月 31 日以信函編號 1-661368477-2 答覆如下：

Boeing plans to include a special note with the gap dimension of 0.15 inches at the waste tank drain flange and adjacent tube into the AMM. This gap is standard for the tube coupling configuration used for this clamp design.

上述函覆說明該間距在一般管路相接合時屬標準耦合間距，為 0.15 吋，波音

公司計畫將此數據以特別附註方式併入飛機維護手冊中。

另華航於民國 96 年 12 月 5 日以信函編號 1-661368477-7 詢問波音，廢水櫃出口間距現場量測紀錄為 0.26 吋，超過工程圖所規定之標示距離 0.15 吋是否可被接受，波音於民國 96 年 12 月 7 日以信函編號 1-661368477-8 答覆，只要固定夾（Clamp）可安裝定位即可。

波音信函內容如下：

Boeing advises that a gap of 0.26 inches at the interface between the waste tank drain fitting and the ref /E/ tube assembly is acceptable as long as the clamp can be installed at this interface.

1.7 天氣資訊

該機起飛時，台灣北部受呂宋島附近之低壓影響，為多雲的天氣。桃園機場 UTC 0200 時（台北時間 1000 時）地面天氣觀測紀錄為：風向 360 度，風速 11 浬/時，風向變動範圍 330 度至 040 度；能見度 3,500 公尺有靄；疏雲 500 呎、裂雲 800 呎、裂雲 1,800 呎；溫度 28°C、露點 24°C；高度表撥定值 1008 百帕；暫時性變化-稀雲 500 呎、疏雲 900 呎、裂雲 1,800 呎。另依據衛星雲圖，台灣北部附近，該機航路上之雲頂高度約為 20,000 呎。

事故當日琉球群島北部至日本東北地區受高壓影響，天氣良好，無雲幕。佐賀機場 UTC 0500 時（東京時間 1400 時）地面天氣觀測紀錄為：風向 210 度，風速 6 浬/時，風向變動範圍 190 度至 250 度；能見度大於 10 公里；稀雲 3,500 呎；溫度 32°C、露點 21°C；高度表撥定值 1014 百帕。

高空分析圖顯示噴射氣流位於庫頁島，該機巡航高度之風向為東南風，風速約 25 浬/時。

1.8 助導航設施

與本次事故無關。

1.9 通信

與本次事故無關。

1.10 場站

1.10.1 機坪作業

檢視桃園機場第二航廈 D3 停機坪編號 2373 攝影機記錄發現如下：

1. 0901 時（台北當地時間）該機由拖車拖入機坪；0905 時（台北當地時間）空橋移靠該機；
2. 0905 時（台北當地時間）2 輛餐車分別由 1R 門及 3L 門機接靠該機；0918 時（台北當地時間）撤離；
3. 0923 時（台北當地時間）加水車靠近 3R 門附近；0928 時（台北當地時間）撤離；
4. 0929 時（台北當地時間）加油車靠右翼加油；0938 時（台北當地時間）撤離；
5. 0952 時（台北當地時間）行李輸送車移靠右翼前貨艙裝載行李；1014 時（台北當地時間）與空橋同時撤離；
6. 1018 時（台北當地時間）該機後推進入滑行道。

檢視機坪攝影紀錄，無該機起飛前因機坪作業造成機尾裂痕之情形。

1.11 飛航記錄器

1.11.1 座艙語音記錄器

該機裝置 Fairchild Model FA2100 型固態式座艙語音記錄器（Solid-State Cockpit Voice Recorder, SSCVR），製造商為美國 L-3 Communication 公司，件號及序號分別為 2100-1020-00 及 00173。該具座艙語音記錄器包含 4 軌錄音，聲源分別來自正駕駛員麥克風、副駕駛員麥克風、座艙區域麥克風及廣播系統。

SSCVR 下載後發現部分語音資料被抹除 (Erase)，語音資料經回復後共 123 分 24 秒，記錄品質良好。記錄開始時間為 1335：51 時，被抹除時間為 1512：48 時，記錄終止時間為 1539：15 時，語音資料並未涵蓋該機巡航、進場、落地及關車等過程。

落地 10 分鐘後之錄音抄件詳附錄二，相關抄件內容摘錄如下：

UTC 時間	日本當地時間	記錄內容	
0452：04.7	1352：04.7	CAM-1	現在我們現在發現喔它機腹下面裂了
0452：08.8	1352：08.8	CAM-2	喔
0452：09.5	1352：09.5	CAM-1	裂痕很大然後沒有辦法 ... 沒有辦法加壓然後加壓因為因為 ... 因為它現在 ...
0452：21.4	1352：21.4	CAM-1	那不是外傷不是外面刮到的
0452：25.0	1352：25.0	CAM-1	不知道為什麼它這樣 ... 先跟你講一下好不好...
0452：35.3	1352：35.3	CAM-?	...
0452：45.6	1352：45.6	CAM-1	對嘛 ...
0452：45.9	1352：45.9	CAM-?	... 剛才 preflight... 台北出來的時候有沒有發覺到
0452：49.2	1352：49.2	CAM-1	嗯
代號說明		CAM-1：正駕駛員自 CAM 之發話 CAM-2：副駕駛員自 CAM 之發話 CAM-?：發話來源無法辨識	

1.11.2 飛航資料記錄器

該機裝置 Fairchild Model FA2100 型固態式飛航資料記錄器 (Solid-State Flight Data Recorder, SSFDR)，製造商為美國 L-3 Communication 公司，件號及序號分別為 2100-4043-00 及 000177291，該記錄器記錄約 44.88 小時之飛航資料。

事故發生後，中華航空公司提供飛安會解讀文件¹進行解讀。該記錄器共記錄約一千項飛航參數，符合 ICAO ANNEX 6 TYPE I 規定，滿足 32 項必要參數。13:26:09 主輪著陸，13:30:58 記錄器停止記錄，解讀後之相關飛航參數繪圖，詳

¹ 解讀文件【DFDAU 737-600/-700/-700C/-800/-900 DATA FRAME INTERFACE CONTROL AND REQUIREMENTS DOCUMENT, DOCUMENT NUMBER: D226A101-2, REV G】

附錄三。

1.12 航空器損害資料

航機於 2007 年 9 月 20 日於佐賀機場落地後，由華航地勤人員執行過境檢查，發現機身 46 段機腹蒙皮長 30 吋（77 公分）裂縫。華航派赴當地緊急維修小組，在波音公司技術支援的電文協助之下（NTSB 稱波音現場支援工程師於鏽蝕移除後始抵達現場），於 2007 年 9 月 22 日至 9 月 25 日在佐賀機場對事故機進行檢驗，並依據華航暫時性修理工程指令 EO 738-53-00-0068 Fuselage Skin Damage from Approx. Sta 839.2 to 869.7 Outboard of S-27L 完成暫時性修補後飛渡回台。

有關事故航機在佐賀之損傷書面資料包括下列三項資料：(1)該機結構損傷與蒙皮鏽蝕被打磨移除前之照片；(2)於佐賀執行結構檢查與腐蝕打磨並回報檢查結果期間華航與波音確認修理方法等之聯絡電文，編號 1-624827258-17 與編號 1-624827258-26 等電文，以及兩份華航回報完成修理及波音回覆認可該結構修理之相關的電文，編號 1-624827258-28 與編號 1-624827258-29；(3)華航提供飛安會一份日期為 Sep-28-2007 的初步損傷報告，與該報告後續於 Oct-17-2007 之更新版，以上(2)與(3)兩者相關電文與報告如附錄十三。

航機外部裂縫照片，如圖 1.12-1 (A) ~ (D)所示；航機裂縫所在蒙皮內表面，以及其他機腹結構於鏽蝕被打磨移除前之照片，詳圖 1.12-2(A) ~ (S)所示。由照片除了可確認裂縫位置之外，另可判讀機腹結構腐蝕之位置，均分佈於編號 S-27L 之縱桁左側蒙皮，與 S-27L 縱桁凹槽，另位於廢水櫃出口接頭正下方的縱向連接片底側也嚴重腐蝕。

飛安會綜整所有結構損傷資料，發現該貫穿式裂縫位於機身縱桁 S-27L 外側 (outboard)，且介於機身 BS 839.2 至 BS 869.7 之間，結構損傷分佈，如本節圖 1.12-3。

事故航機於 2007 年 10 月 11 日航機飛渡返台後，航機後貨艙結構正式由飛安

會實地檢視打磨完成的腐蝕深度與範圍，檢視結果詳述於本章 1.12.1 至 1.12.8 各節。



圖 1.12-1 (A) 機腹裂縫外觀照片



圖 1.12-1 (B) 機腹裂縫位置照片



圖 1.12-1 (C) 機腹裂縫細部照片



圖 1.12-1 (D) 機腹裂縫細部照片



圖 1.12-2 (A) 後貨艙檢查照片_地板與隔熱毯拆除



圖 1.12-2 (B) 站位 787 隔框前側照片



圖 1.12-2 (C) 站位 787 隔框後側照片



圖 1.12-2 (D) 站位 807 隔框前側照片



圖 1.12-2 (E) 站位 807 隔框前側蒙皮腐蝕細部照片



圖 1.12-2 (F) 站位 807 隔框後側照片



圖 1.12-2 (G) 站位 807 隔框後側蒙皮腐蝕照片



圖 1.12-2 (H) 站位 807 隔框後側蒙皮腐蝕細部照片



圖 1.12-2 (I) 站位 827 隔框前側照片



圖 1.12-2 (J) 站位 827 隔框後側照片



圖 1.12-2 (K) 站位 847 隔框前後照片



圖 1.12-2 (L) 站位 847 隔框前側照片



圖 1.12-2 (M) 站位 847 隔框後側照片



圖 1.12-2 (N) 站位 869.7 裂縫後端所在位置之貨艙內照片



圖 1.12-2 (O) 站位 867 隔框前側照片



圖 1.12-2 (P) 站位 867 隔框後側照片



圖 1.12-2 (Q) 廢水櫃出口與縱向連接片相關位置照片



圖 1.12-2 (R) 縱向連接片腐蝕照片



圖 1.12-2 (S) 縱向連接片腐蝕細部照片

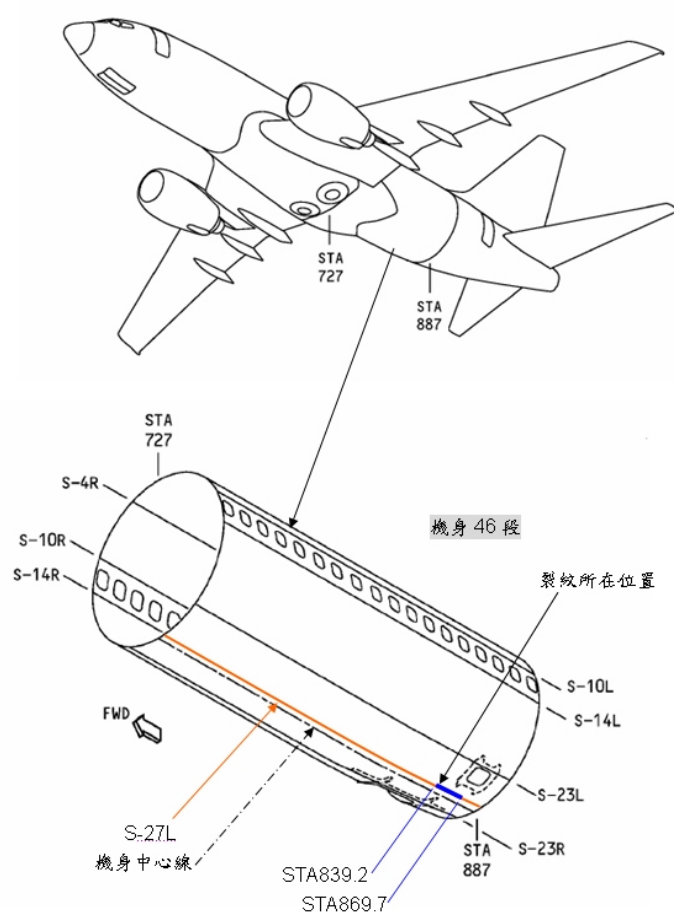


圖 1.12-3 裂縫位置

1.12.1 航空器損害狀況

事故航機經華航發布之工程指令 EO 738-53-00-0068 完成暫時性修理，包括蒙皮輕微腐蝕區域之打磨，以及蒙皮嚴重腐蝕區域，包含 30 吋（77 公分）蒙皮破裂處，以 40.25 吋乘 20.45 吋大小之外補片進行修補，並沿著 S-27L 縱桁之機身外，安裝一具角樑以修補腐蝕之縱桁後，飛渡回台。其中於佐賀安裝之 40.25 吋乘 20.45 吋暫時性修補之外補片，於事故機回台後本會實地調查時拆除，以供詳細檢查蒙皮嚴重腐蝕區域，本會並同時取樣該嚴重腐蝕區蒙皮試片，以進行更進一步詳細檢驗。此外本會對於蒙皮破裂處之後貨艙進行實地檢查，包含廢水系統、機腹蒙皮、機身縱桁、縱向搭接片以及剪力搭接件之損害狀況。結果其損害分布詳圖 1.12-4。

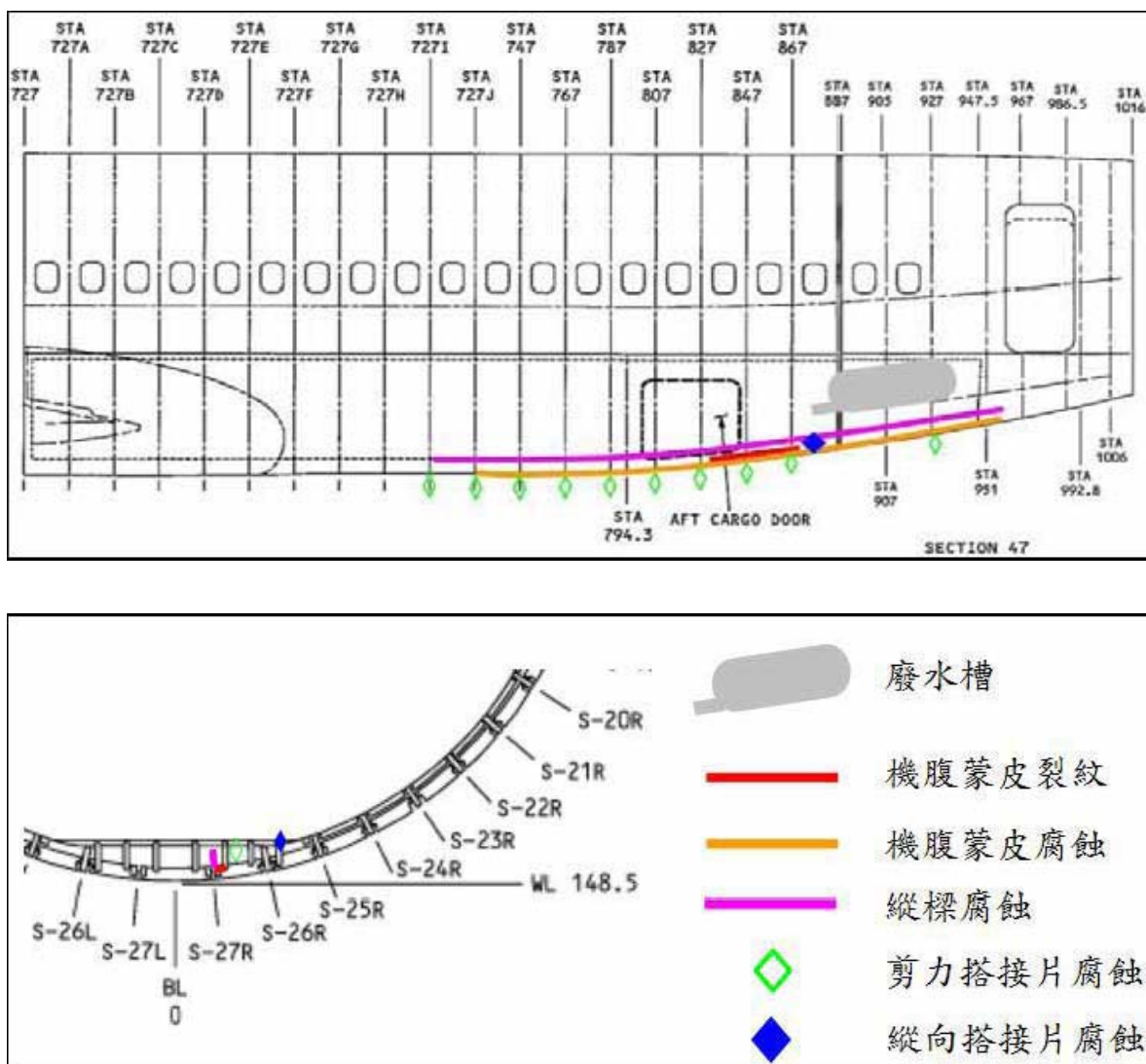


圖 1.12-4 損害分布圖

1.12.2 廢水系統損害狀況

本會調查裂痕所在位置之後貨艙，發現廢水槽出口下方絕緣毯有污水滴漏污染痕跡，污染痕跡起源於廢水槽出口與短管之接口正下方，呈向下流動痕跡，並於絕緣毯表面留下約 20 吋長之黃綠色與黑色乾燥污漬，經移除絕緣毯後發現下方機身蒙皮亦有污水滴痕，詳圖 1.12-5 至圖 1.12-7。



圖 1.12-5 隔熱棉污染痕跡

由圖 1.12-5 隔熱棉上的污漬流向與起始點，顯示塑膠材質之廢水槽出口與金屬廢水排放管兩者之連接處有滲漏跡象。



圖 1.12-6 隔熱棉下蒙皮結構

本會進一步移除沾有污漬的隔熱棉後，調查發現如圖 1.12-6 所顯示，廢水槽滲漏物已穿透隔熱棉到達機身蒙皮，並留下污漬痕跡（詳圖 1.12-7）。



圖 1.12-7 蒙皮上之污漬

拆檢廢水櫃系統，發現廢水櫃出口管與廢水管接合處之接合面凸緣損害，詳圖 1.12-8 紅圈處，斷裂區域位於廢水櫃出口管端凸緣右下緣，長約 5 吋，詳圖 1.12-9。

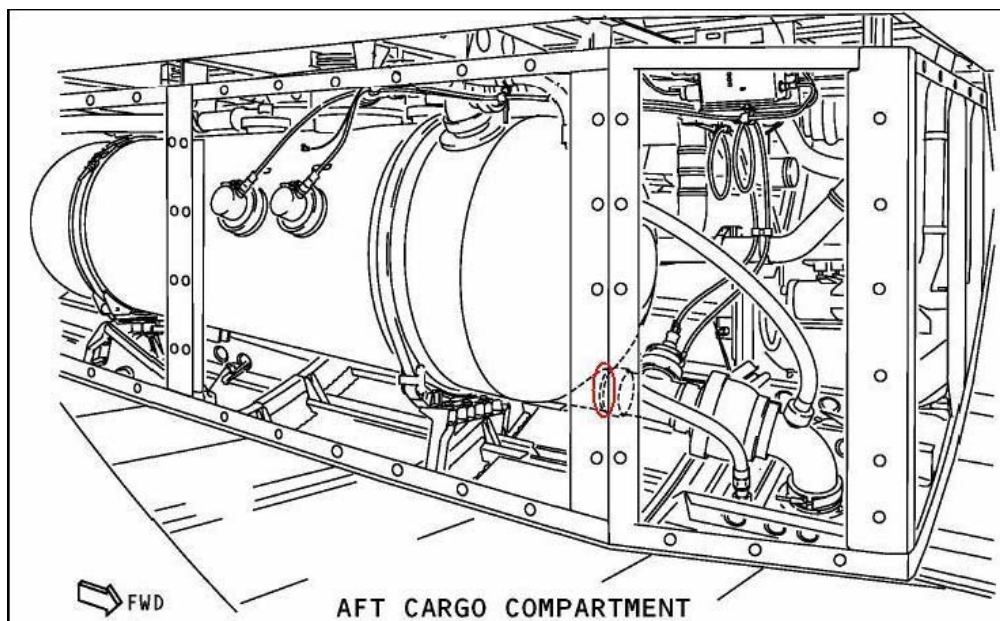


圖 1.12-8 廢水櫃出口管損害位置圖



圖 1.12-9 廢水櫃出口管端凸緣損害情形

1.12.3 後貨艙蒙皮及損害狀況

1.12.3.1 後貨艙蒙皮資訊

本機後貨艙下蒙皮之件號為 P/N146A3231-8，波音工程圖號為 146A3231 SHEET 15 及 SHEET 16，詳圖 1.12-10。該蒙皮裂痕區域無止裂設計。依據工程圖敘述如下：

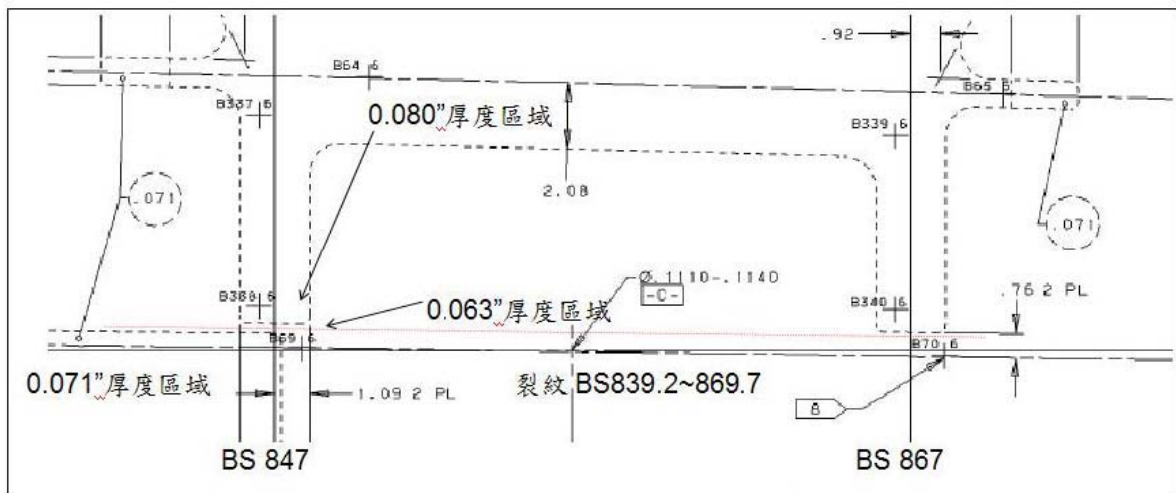


圖 1.12-10 BS847 與 BS867 附近蒙皮圖

- (1) 於 BS 847 S-27L 外側之蒙皮厚度經過二次階梯狀變化，係由 0.071 吋減為 0.063 吋，再於極短距離內由 0.063 吋再增為 0.080 吋。

- (2) 於 BS 867 S-27L 外側之蒙皮厚度經過一次階梯狀變化，係由 0.063 吋增為 0.080 吋。
- (3) 介於 BS 847 與 BS 867 之間，S-27L 外側之蒙皮厚度為 0.063 吋。對於發生於此區域內之蒙皮裂痕，由於上述(1)(2)兩站位之蒙皮厚度亦為 0.063 吋，在設計上並無止裂 (Tear) 功能²。
- (4) 依據波音工程圖，該蒙皮之化學蝕銹依據為：BAC5772, TYPE II。依據波音文件 BAC 5772，Section 9.1、9.4、9.5 說明化學蝕銹溶液含有 Sodium hydroxide (即 NaOH；氫氧化鈉)。Section 5.3 說明針對 NaOH，"100 ppm chloride maximum is required when aluminum recovery systems are employed." Section 6 說明 "Equipment for smut removal and aluminum recovery may be used." Section 9.1 說明 "Water used for makeup shall not contain more than 150 ppm total chloride"。

1.12.3.2 後貨艙蒙皮損壞情形

由華航提出之 9 月 28 日損傷報告與 10 月 17 日更新版前後兩篇損傷報告，對照本會於華航桃園檢修棚廠實地調查比對發現，後貨艙蒙皮內表面沿機身 46 段與 47 段底部縱桁 S-27L，自 BS 727J 至 BS 967 蒙皮，皆發現輕重不等之腐蝕，且集中於 S-27L 外側 (Outboard)，腐蝕區域於飛渡前已完成暫時性修理的打磨程序以除去腐蝕物，回台後因永久性修理之故，該機身 46 段之機腹蒙皮由維修單位由機體拆下，由本會進行細部檢驗，茲分別以機身站位為區分，將各腐蝕區域標註以 K1 至 K13，詳表 1.12-1。

² 止裂帶 (Tear Strap) 之設計，不論為 Bonded Type 或是 Integrated Type (以化學蝕銹方式達成)，都是民航機機身蒙皮結構之普遍設計。其原理為於每間隔位置 (例如每 20 吋) 藉由蒙皮厚度之局部增加，抑制抵達該處之裂痕成長速度，俾利該裂痕於 Routine Check 發現前不至於成長過快。

表 1.12-1 後貨艙蒙皮腐蝕打磨後狀況表

腐蝕區域編號	機身站位	與縱桁相對位置	最大範圍 (長×寬)	最低殘餘厚度 /原厚度
			單位：吋	
K1	727J~727J+3	緊貼 S-27L OB 側	3×1.5	0.086/0.100
K2	727J+3~727J+12.5	緊貼 S-27L OB 側	9.5×1	0.060/0.063
K3	747~767	緊貼 S-27L OB 側	20×5.7	0.053/0.063
K4	767~787	緊貼 S-27L OB 側	20×6.5	0.054/0.063
K5	787~807	緊貼 S-27L OB 側	20×7.0	0.040/0.063
K6	807~827	緊貼 S-27L OB 側	20×7.0	0.042/0.063
K7	827~847	緊貼 S-27L OB 側	20×7.0	0.057/0.063
K8	847~872	緊貼 S-27L OB 側	25×7.0	Broken Skin
K9	879~887	緊貼 S-27L OB 側	8×1.75	0.059/0.063
K10	887~907	緊貼 S-27L OB 側	輕微表面腐蝕	打磨深度 0.003
K11	907~927	緊貼 S-27L OB 側	輕微表面腐蝕	打磨深度 0.003
K12	927~947	緊貼 S-27L OB 側	輕微表面腐蝕	打磨深度 0.003
K13	947~967	緊貼 S-27L OB 側	輕微表面腐蝕	打磨深度 0.003

上表各腐蝕編號區域之相關位置，詳圖 1.12-11。

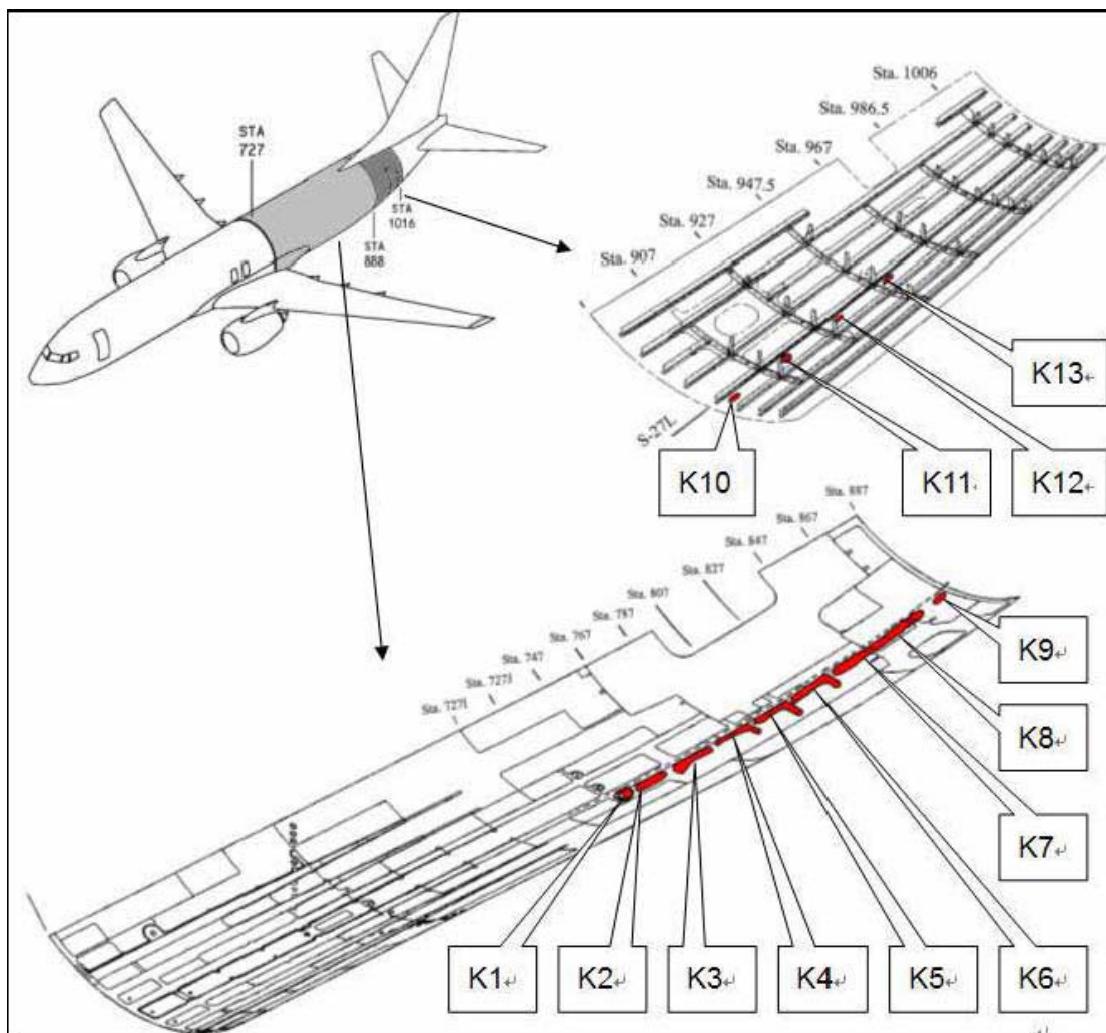


圖 1.12-11 後貨艙蒙皮損害分布圖

K1 區與 K2 區：腐蝕區域 K1 位於 BS 727J 左側機腹排水閥週圍，緊接 BS 727J 機身橫框，腐蝕區域 K2 緊接於前述腐蝕區，詳圖 1.12-12，圖中機身縱桁 S-27L、橫框及附屬結構件已經拆除，腐蝕區已打磨。

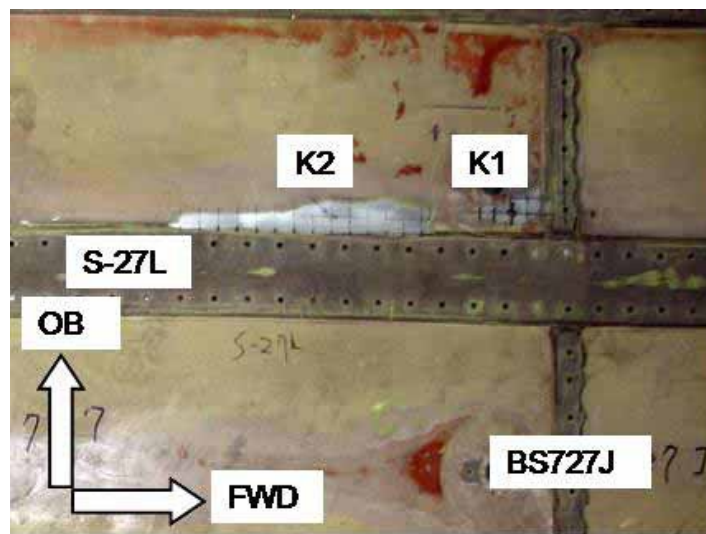


圖 1.12-12 K1、K2 區腐蝕情形

K3 區：腐蝕區域 K3 起於 BS 747 之橫框剪力搭接處，沿 S-27L 縱桁邊緣向後延伸，而以最低水平處腐蝕較為嚴重，詳圖 1.12-13，圖中機身縱桁 S-27L、橫框及附屬結構件已經拆除，腐蝕區已打磨。

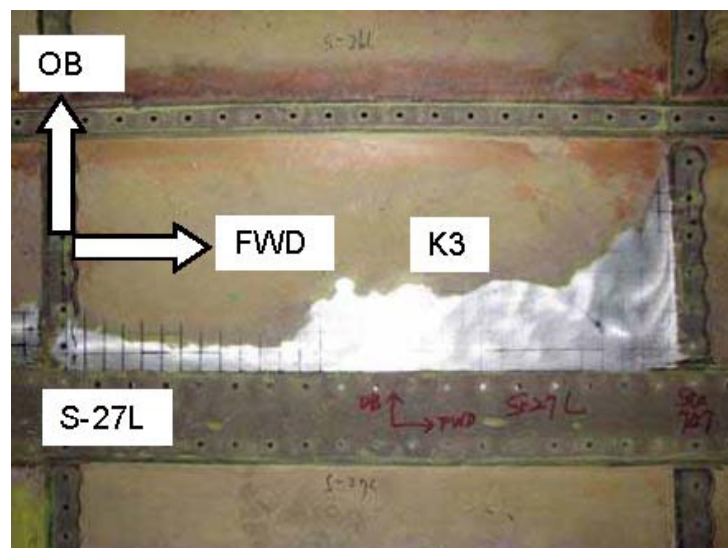


圖 1.12-13 K3 區腐蝕情形

K4 區：腐蝕區域 K4 起於 BS 767 之橫框剪力搭接處，沿 S-27L 縱桁邊緣向後延展至 BS 787 剪力搭接下方，而以最低水平處腐蝕較為嚴重。詳圖 1.12-14，圖中機身縱桁 S-27L、橫框及附屬結構件已經拆除，腐蝕區已打磨。

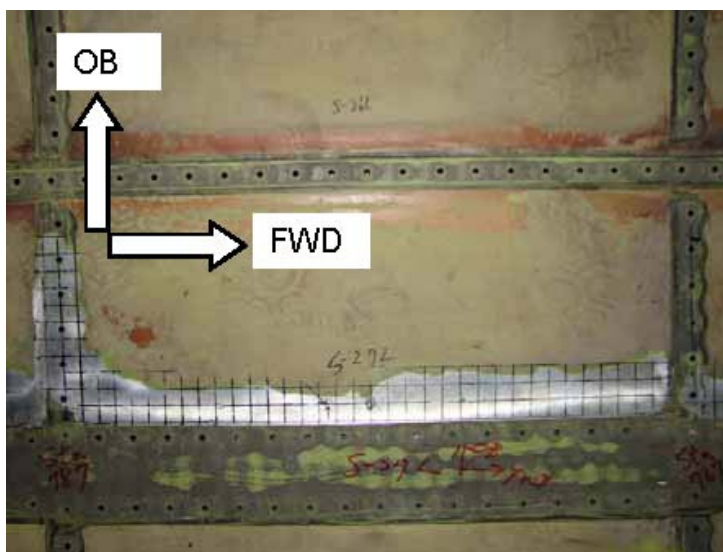


圖 1.12-14 K4 區腐蝕情形

K5 區：腐蝕區域 K5 起於 BS 787 之橫框剪力搭接處，沿 S-27L 縱桁邊緣向後延展至 BS 807 剪力搭接之下方，而以最低水平處腐蝕較為嚴重，詳圖 1.12-15，圖中機身縱桁 S-27L、橫框及附屬結構件已經拆除，腐蝕區已打磨。

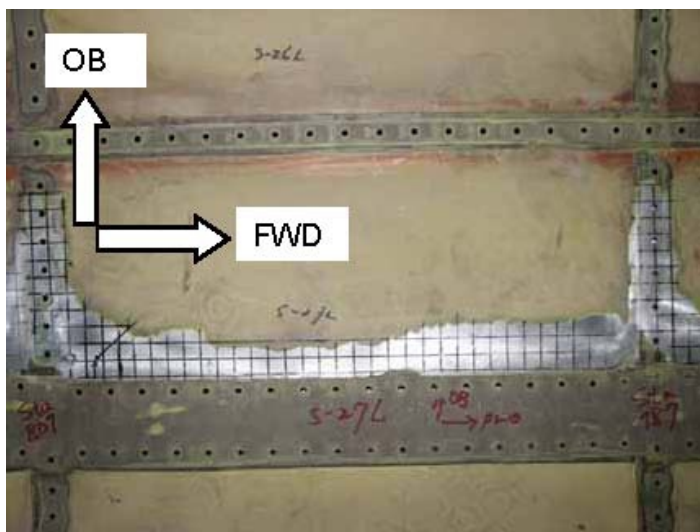


圖 1.12-15 K5 區腐蝕情形

K6 區：腐蝕區域 K6 起於 BS 807 之橫框剪力搭接處，沿 S-27L 縱桁邊緣向後延展至 BS 827 剪力搭接之下方，而以最低水平處腐蝕較為嚴重，詳圖 1.12-16，圖中機身縱桁 S-27L、橫框及附屬結構件已經拆除，腐蝕區已打磨。

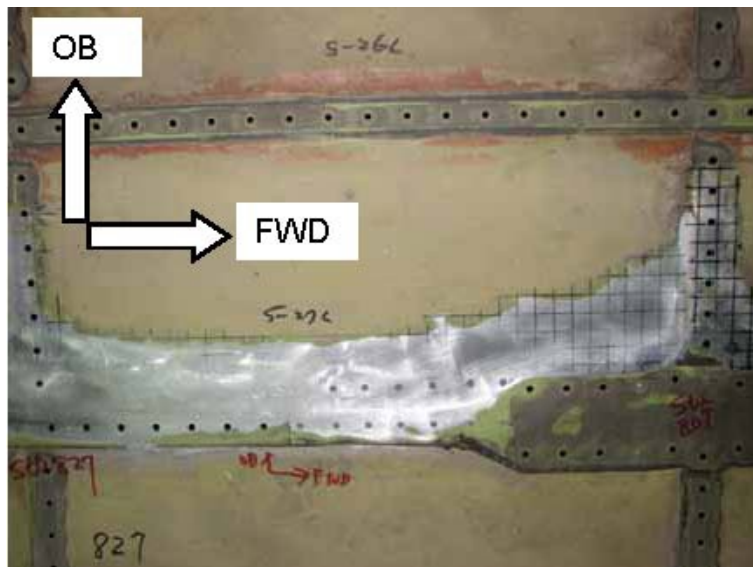


圖 1.12-16 K6 區腐蝕情形

K7 區：腐蝕區域 K7 起於 BS 827 之橫框剪力搭接處，沿 S-27L 縱桁邊緣向後延展至 BS 847 剪力搭接之下方，而以最低水平處腐蝕較為嚴重，詳圖 1.12-17，圖中機身蒙皮腐蝕區已打磨。貫穿式裂縫前端點位於本區機身 BS 839.2，詳圖 1.12-18。

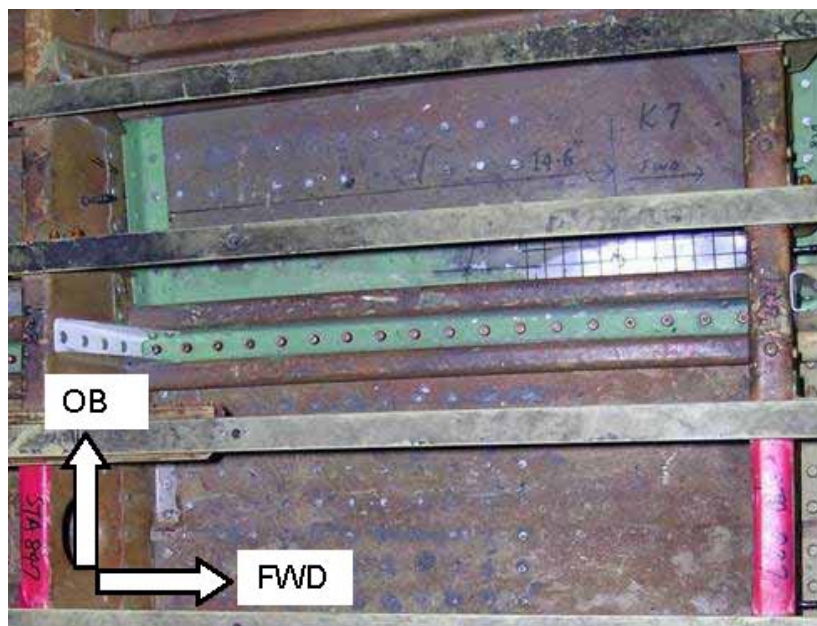


圖 1.12-17 K7 區腐蝕情形

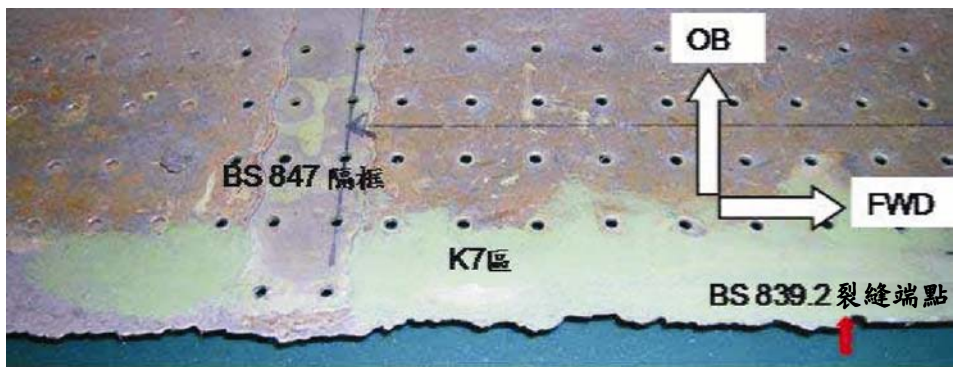


圖 1.12-18 K7 區腐蝕情形與裂縫前端點

K8 區：腐蝕區域 K8 起於 BS 847 之橫框剪力搭接處，沿 S-27L 縱桁邊緣向後延展至 BS 867 剪力搭接之下方，再越過 BS 867 橫框剪力搭接直到 BS 872，而以最低水平處腐蝕較為嚴重。貫穿式裂縫後端點位於本區 BS 869.7，詳圖 1.12-19 與 1.12-20。

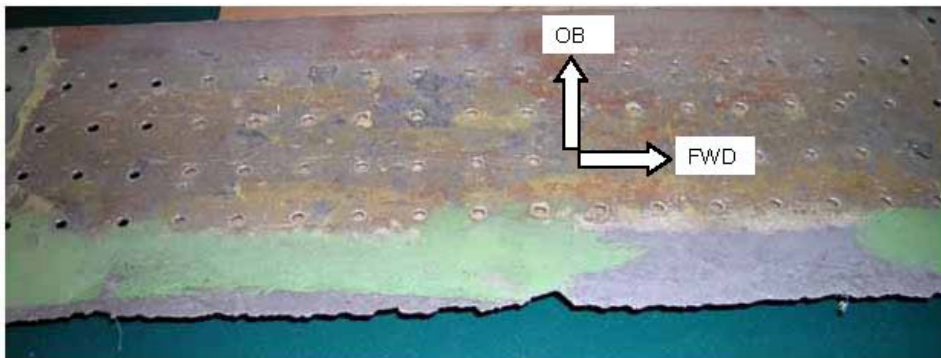


圖 1.12-19 K8 區腐蝕情形

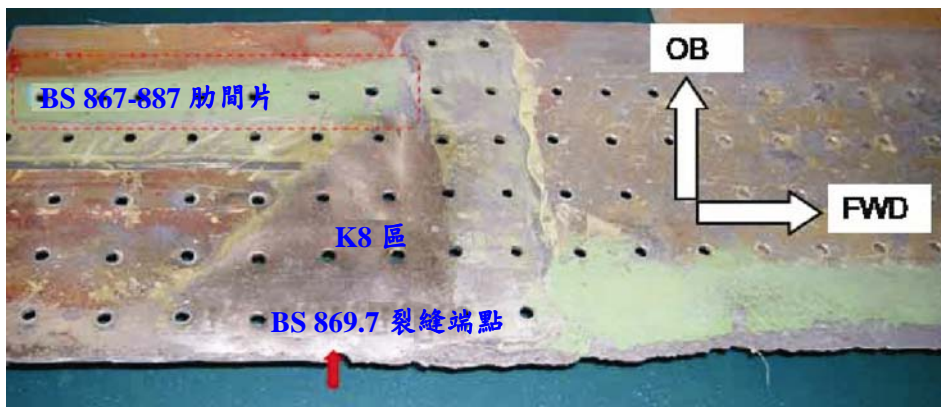


圖 1.12-20 K8 區腐蝕情形與裂縫後端點

K9 區：腐蝕區域 K9 起於 BS 877 處，沿 S-27L 縱桁邊緣向後延伸至 BS 887 剪力搭接之下方，而以最低水平處腐蝕較為嚴重，詳圖 1.12-21，圖中腐蝕區已打磨，右側打磨區為腐蝕區域 K8 之局部，而腐蝕區 K9 位於圖之左半，圖中央橫互者為 S-27L 縱桁。

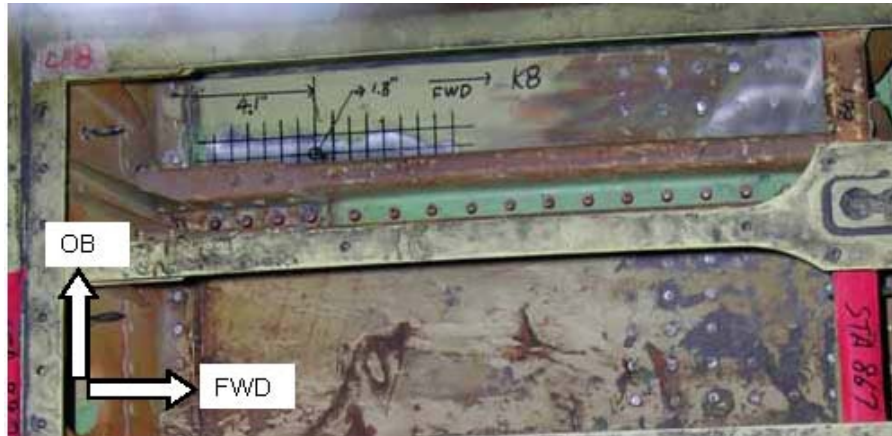


圖 1.12-21 K9 區腐蝕情形

K10 區：腐蝕區位於 BS 887 之機腹前後兩片蒙皮搭接區，亦即機身 46 段與 47 段分界之搭接區，機身 47 段橫框底板上，及 S-27L 外側機身蒙皮發現輕微表面腐蝕，詳圖 1.12-22。

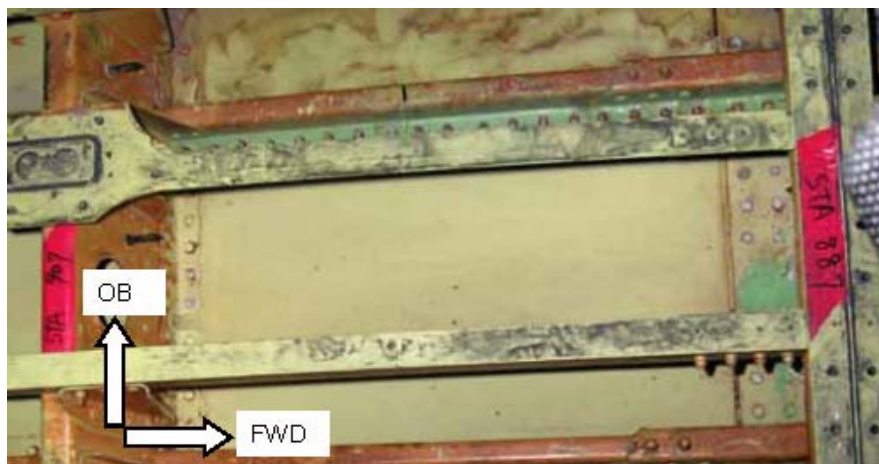


圖 1.12-22 K10 區腐蝕情形

K11 區：腐蝕區位於 BS 927 前方 S-27L 外側，屬輕微表面腐蝕，詳圖 1.12-23

。

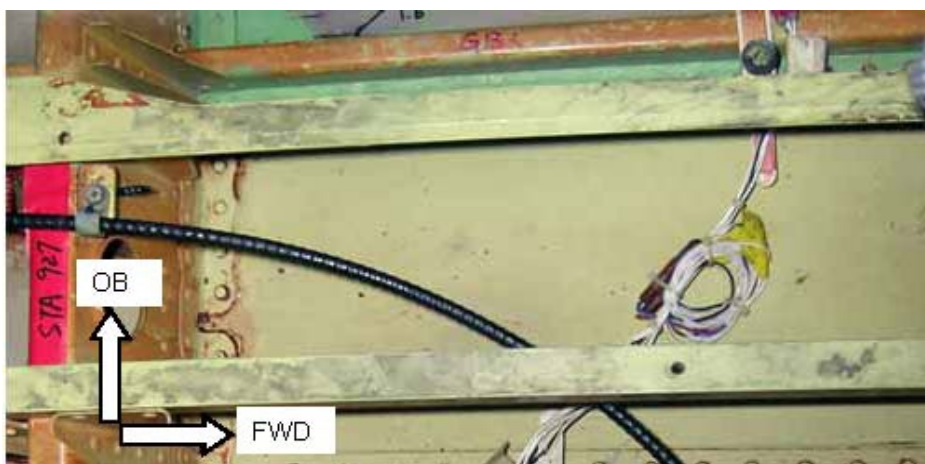


圖 1.12-23 K11 區腐蝕情形

K12 區：腐蝕區位於 BS 947 前方 S-27L 外側，腐蝕區域屬輕微表面腐蝕，詳圖 1.12-24。

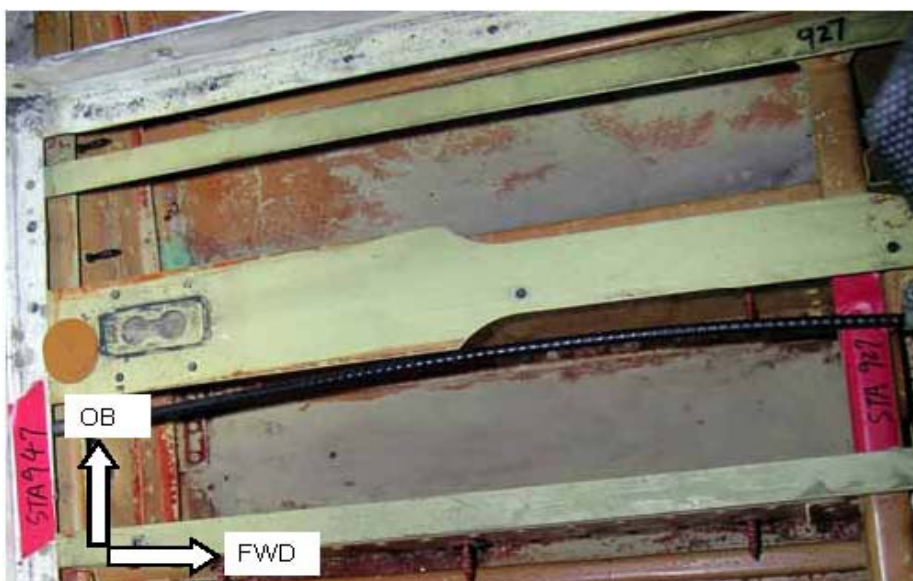




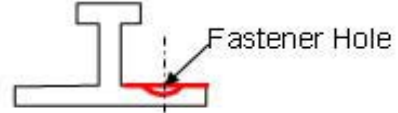

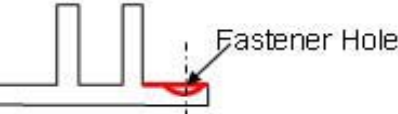

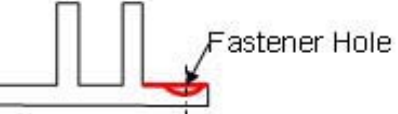
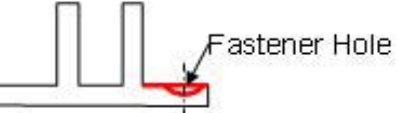

圖 1.12-24 K12 區腐蝕情形

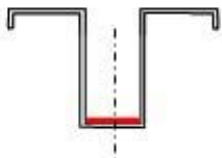
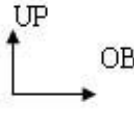
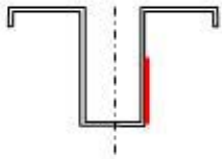
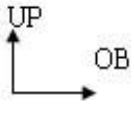
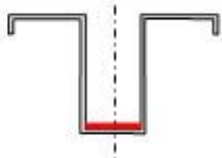
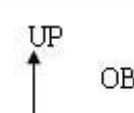
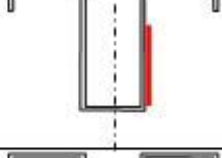
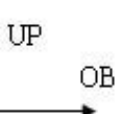
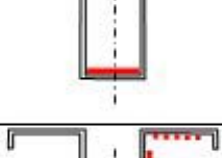
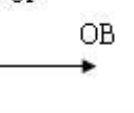
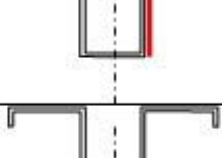
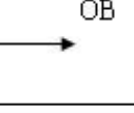
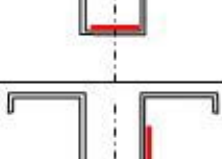
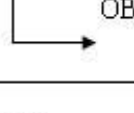
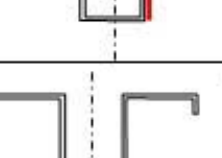

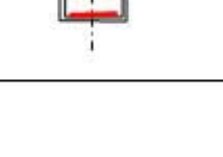
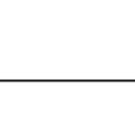
K13 區：腐蝕區位於 BS 967 前方 S-27L 外側，腐蝕區域屬輕微表面腐蝕。

1.12.4 機身縱桁損害狀況

本會於華航桃園檢修棚廠實地調查發現，機身縱桁 S-27L 由 BS 727I 至 BS 967 多處腐蝕，以機身橫框站位分別標示為 G1 至 G17，詳表 1.12-2。

表 1.12-2 機身縱桁損害狀況表

腐蝕區域編號	位置		範圍 (英寸)
	機身站位	腐蝕區(S-27L)	
G1	BS 727I~727J		19" X 1.2"
G2	BS 727J~747		20" X 1.2"
G3	BS 747~767		20" X 1.2"
G4	BS 767~787		Length: 20" 全表面
G5	BS 767~787		Length: 20" 全表面
G6	BS 787~807		Length: 20" 全表面
G7	BS 787~807		Length: 20" 全表面
G8-A	BS 807~817		Length: 10" 全表面
G8-B	BS 807~817		Length: 10" 全表面

G9-A	BS813~827			Length: 14" 全表面
G9-B	BS813~827			14" X 0.5"
G10-A	BS 827~847			Length: 20" 全表面
G10-B	BS 827~847			20" X 0.75"
G11-A	BS 847~867			Length: 20" 全表面
G11-B	BS 847~867			側邊: 20"X0.75" 底面: 約 10" X 0.5"
G12-A	BS 867~887			Length: 20" 全表面
G12-B	BS 867~887			20" X 0.75"
G13 , G14 , G15 , G16 , G17	BS 907~927 BS 927~947 BS 947~967 BS 967~986.5 BS 986.5~1006			表面輕微腐蝕

G1 區 (BS 727I~BS 727J)：縱桁為擠製之工型樑 (以下簡稱工型樑)，縱桁左側裙邊表面，平均分布輕度腐蝕，詳圖 1.12-25。該縱桁因應飛渡需要，已執行除銹及塗裝之暫時性修理。

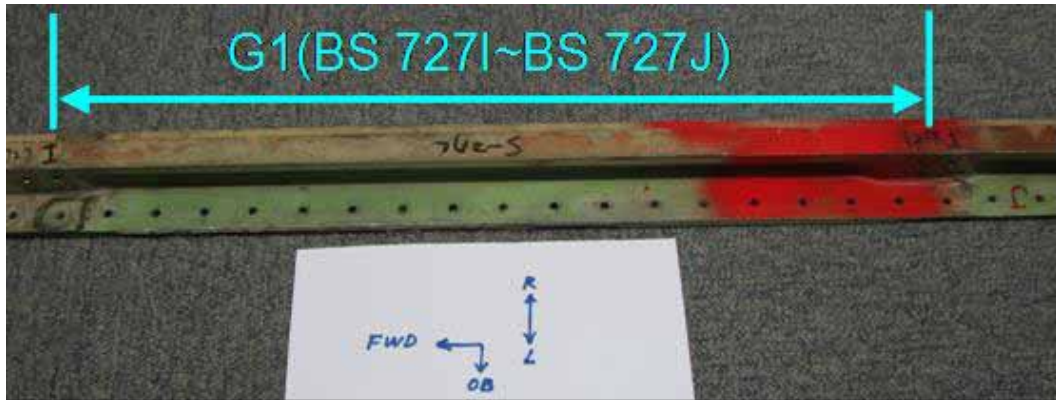


圖 1.12-25 G1 區縱桁腐蝕情形

G2 區 (BS 727J~BS 747)：縱桁為工型樑，縱桁左側裙邊表面，平均分布淺層腐蝕，詳圖 1.12-26。該縱桁因應飛渡需要，已執行除銹及塗裝之暫時性修理。

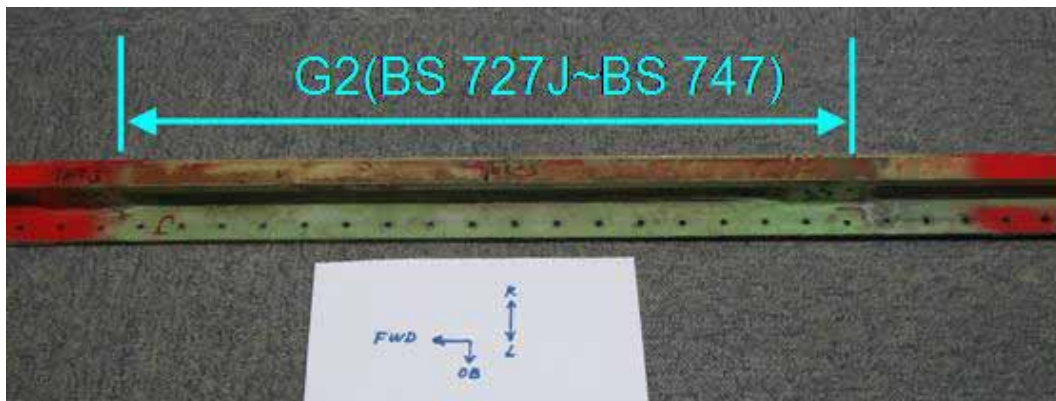


圖 1.12-26 G2 區縱桁腐蝕情形

G3 區 (BS 747~BS 767)：縱桁為工型樑，縱桁左側裙邊表面平均分布深淺不一之腐蝕性凹陷，詳圖 1.12-27。



圖 1.12-27 G3 區縱桁腐蝕情形

縱桁上緊配螺栓 (Lock Bolt) 之螺帽 (Collar) 拆除後，下方縱桁表面發現深度腐蝕性凹陷，詳圖 1.12-28。



圖 1.12-28 G3 區腐蝕凹陷情形

G4 區 (BS 767~BS 787): 縱桁為工型樑，自 BS 767 起為擠製之雙 T 型樑 (以下簡稱雙 T 型樑)，其中央凹槽底部表面輕微腐蝕，詳圖 1.12-29。

G5 區 (BS 767~BS 787): 縱桁左側裙邊表面平均分布深淺不一腐蝕性凹陷, 詳圖 1.12-29。



圖 1.12-29 G4、G5 區縱桁腐蝕情形

G5 區緊配螺栓之螺帽拆除後, 下方縱桁表面發現深度腐蝕之凹陷, 詳圖 1.12-30。



圖 1.12-30 G5 區腐蝕凹陷情形

G6 區 (BS 787~BS 807): 為雙 T 型樑, 其中央凹槽底部表面輕微腐蝕, 詳圖 1.12-31。

G7 區 (BS 787~BS 807)：縱桁左側裙邊表面平均分布深淺不一之腐蝕性凹陷，詳圖 1.12-31。



圖 1.12-31 G6、G7 區縱桁腐蝕情形

縱桁上緊配螺栓之螺帽拆除後，下方縱桁表面發現深度腐蝕之凹陷，其腐蝕程度較 G5 區域嚴重，詳圖 1.12-32：



圖 1.12-32 G7 區腐蝕凹陷情形

G8 區 (BS 807~BS 817)：BS 807 為雙 T 型樑，BS 813 起為鋁板壓摺成型之帽型樑（以下簡稱帽型樑）。

- G8-A 區 (BS 807~BS 817)：縱桁左側裙邊表面，平均分布深淺不一腐蝕凹陷，緊配螺栓之螺帽拆除後發現下方縱桁表面深度腐蝕之凹陷，其腐蝕程度同於 G7 區域，詳圖 1.12-33。
- G8-B 區 (BS 807~BS 817)：縱桁中央凹槽底部表面輕微腐蝕，詳圖 1.12-33。
- G9 區 (BS 813~BS 827)：縱桁於 BS 813 起為帽型樑，至 BS871.5 全段，包含 G9、G10、G11 及 G12 等分區，其外側 (Outboard) 摺邊與底面鏽蝕，內側 (Inboard) 摺邊與底面無腐蝕現象，分別描述如下：

G9-A 區 (BS 813~BS 827)：帽型樑中央凹槽底部表面腐蝕，與前面雙 T 型樑之搭接面有輕度腐蝕。帽型樑中央凹槽底部表面腐蝕，尤以鉚釘孔四周較為嚴重，詳圖 1.12-33。

G9-B 區 (BS 813~827)：帽型樑外側垂直面大量灰白色腐蝕生成物堆積，形成層疊腐蝕 (exfoliation) 現象，詳圖 1.12-33。



圖 1.12-33 G8-A, G8-B, G9-A, G9-B 區腐蝕情形



圖 1.12-34 G9-B 區腐蝕情形

G10 區 (BS 827~BS 847)：縱桁為帽型樑，詳圖 1.12-35。

G10-A 區：帽型樑中央凹槽底部表面腐蝕，其腐蝕狀況與 G9-A 區相當。

G10-B 區：帽型樑外側垂直面大量白色腐蝕生成物堆積。BS 829.5 外側與 BS 844.8 內側排水孔嚴重腐蝕，形成 exfoliation 疊層腐蝕現象，排水孔孔壁崩落，詳圖 1.12-36。

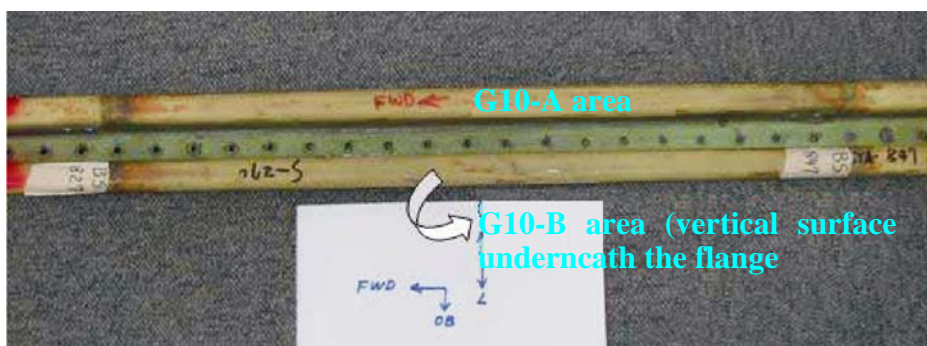


圖 1.12-35 G10-A、G10-B 區腐蝕情形



圖 1.12-36 G10-B 區腐蝕情形

G11 區 (BS 847~867)：縱桁為帽型樑，詳圖 1.12-37。G11-A 區：帽型樑中央凹槽底部表面腐蝕，其腐蝕狀況與 G10-A 區一致，於 BS 849 一鉚釘孔腐蝕，擴孔邊緣呈尖銳狀。

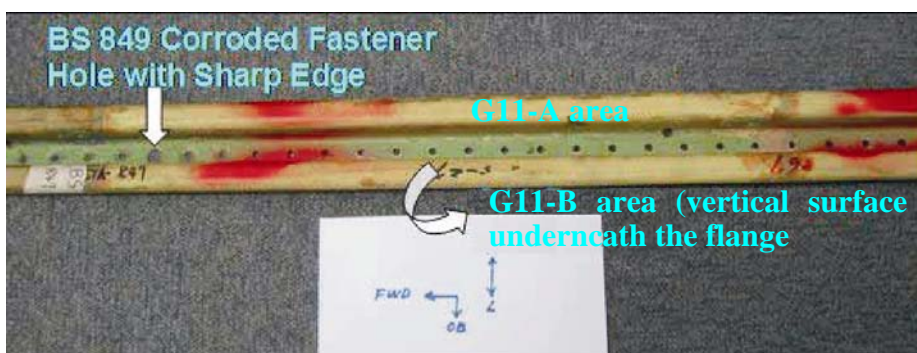


圖 1.12-37 G11-A、G11-B 區腐蝕情形

G11-B 區：帽型樑外側垂直面大量白色腐蝕生成物堆積。BS 851.2 外側排水孔嚴重腐蝕，形成 exfoliation 疊層腐蝕現象，排水孔孔壁崩落，孔擴至 20mm。BS 847 至 BS 867 帽樑外側表面有點狀腐蝕，詳圖 1.12-38。

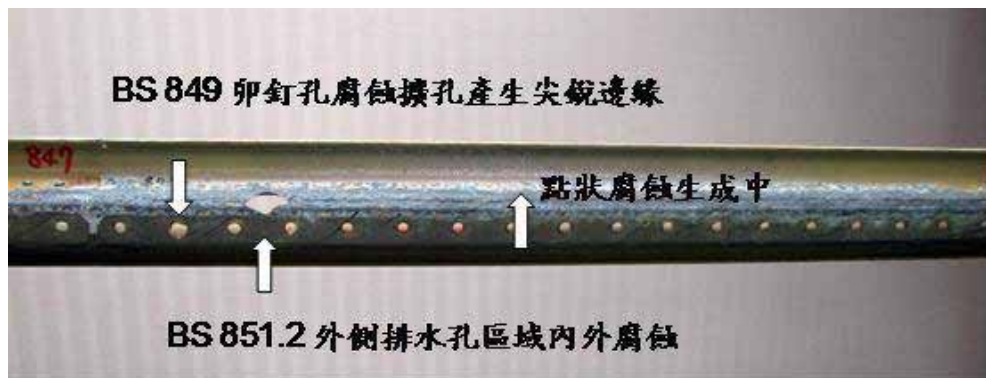


圖 1.12-38 G11-B 區腐蝕情形

G12 區 (BS 867~887)：縱桁為帽型樑，於 BS 880~BS 883 與另一帽型樑搭接，詳圖 1.12-39。

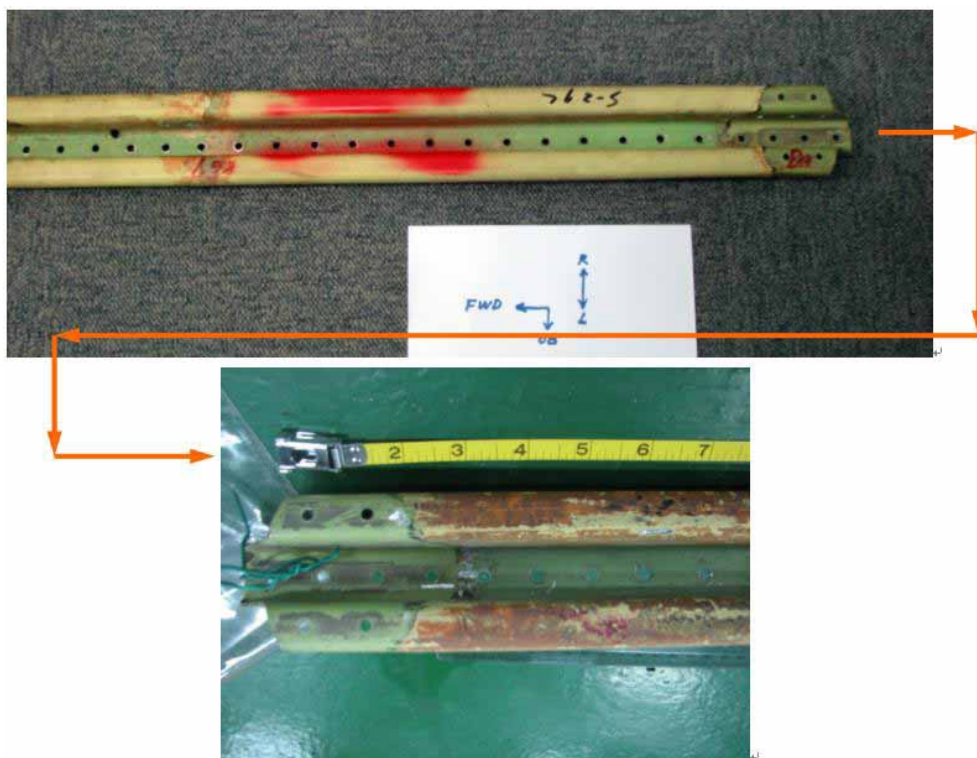


圖 1.12-39 12 區腐蝕情形

G12-A 區：帽型樑中央凹槽底部表面腐蝕，其腐蝕狀況與 G11-A 區一致。

G12-B 區：帽樑外方側垂直面大量白色腐蝕生成物堆積，形成 exfoliation 疊層腐蝕現象。腐蝕現象至 BS 871 為止，詳圖 1.12-40。BS 870.5 外側排水孔鏽蝕，排水孔孔壁崩落，詳圖 1.12-41。

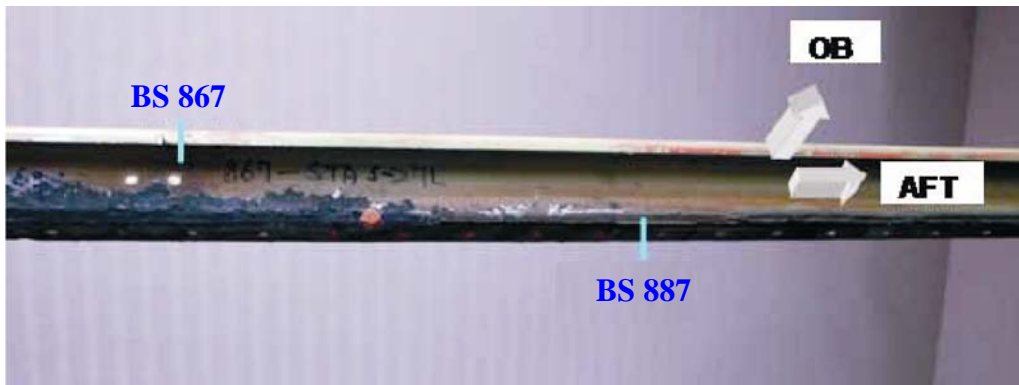


圖 1.12-40 G12-B 區腐蝕情形

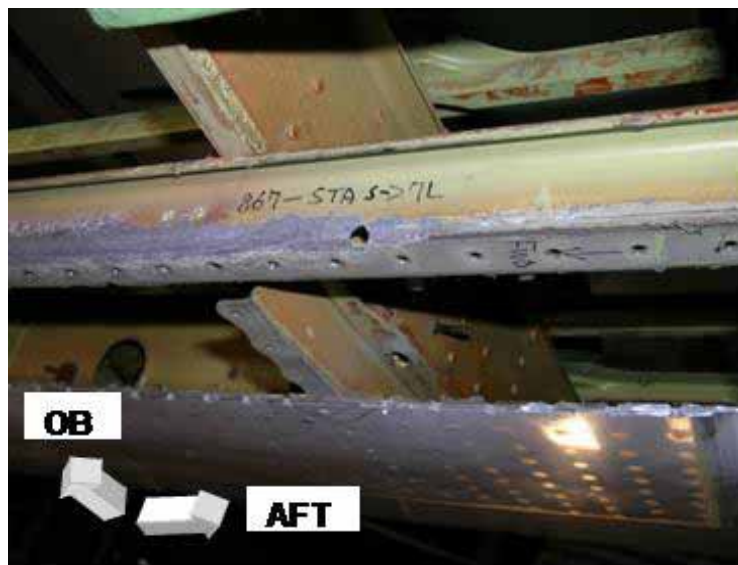


圖 1.12-41 排水孔孔壁崩落

G13 區 (BS 907~BS 927)：帽型樑中央凹槽底部表面輕微腐蝕，詳圖 1.12-42 及 1.3-43。



圖 1.12-42 G13 區, BS 907~BS 917 腐蝕情形

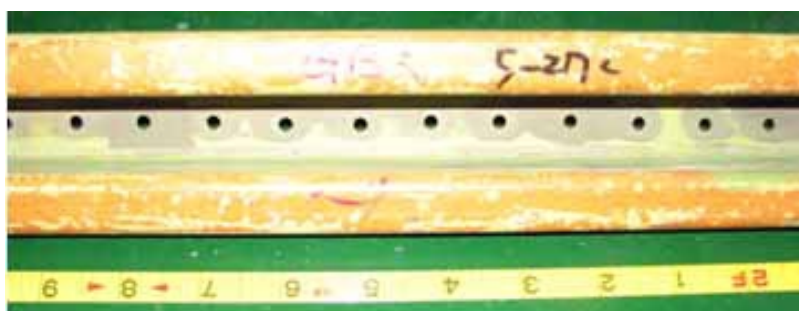


圖 1.12-43 G13 區, BS 917~BS 927 腐蝕情形

G14 區 (BS 927~BS 947)：帽型樑中央凹槽底部表面輕微腐蝕，詳圖 1.12-44 。



圖 1.12-44 G14 區腐蝕情形

G15 區 (BS 947~BS 967): 帽型樑中央凹槽底部表面輕微腐蝕, 詳圖 1.112-45 及 1.12-46。



圖 1.12-45 G15 區, BS 947~BS 956 腐蝕情形



圖 1.12-46 G15 區, BS 958~BS 967 腐蝕情形

G16 區 (BS 967~ BS 986.5) 帽型樑中央凹槽底部表面輕微腐蝕, 詳圖 1.12-47。

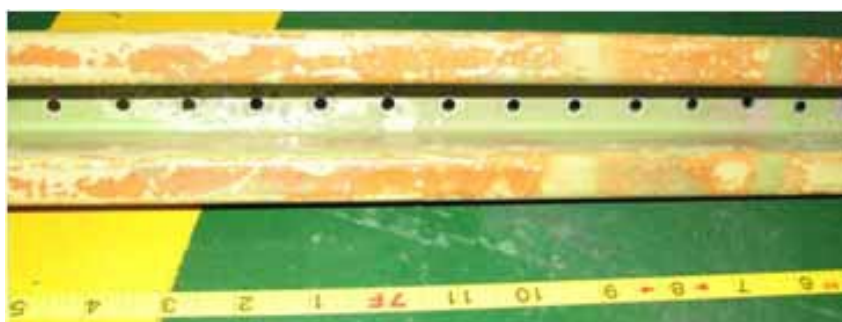


圖 1.12-47 G16 區腐蝕情形

G17 區 (BS 986.5~BS 1006) 帽型樑中央凹槽底部表面輕微腐蝕，詳圖 1.12-48

。



圖 1.12-48 G17 區腐蝕情形

1.12.5 肋間片 (Intercostal) 損害狀況

本會於華航桃園檢修棚廠實地調查發現 BS 867 至 BS 887 之 S-26L 及 S-27L 之肋間片有貫穿性腐蝕，詳圖 1.12-49。廢水櫃出口管位於 BS 867 至 BS 887 之 S-26L 及 S-24L 外側上游，正位於廢水櫃出口管滲漏處下游，詳圖 1.12-50 及 1.12-51

。



圖 1.12-49 肋間片貫穿性腐蝕

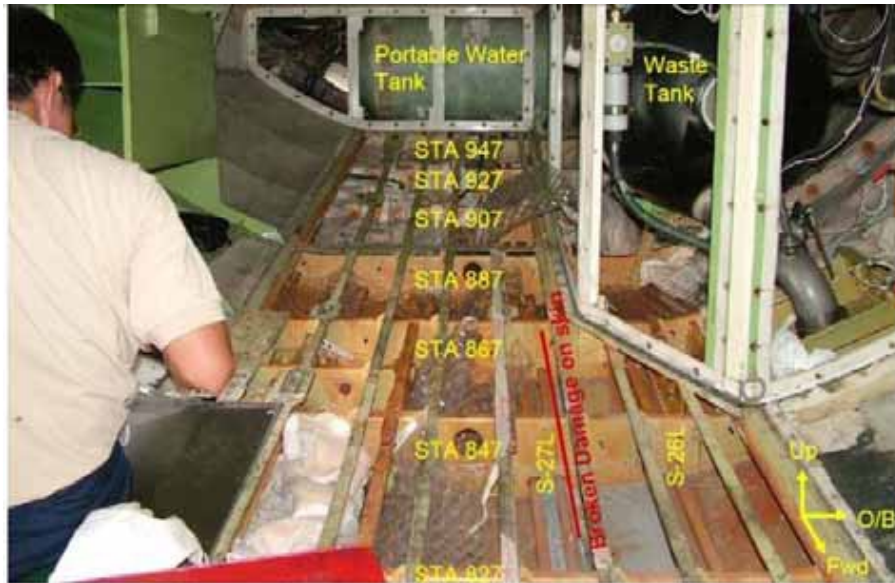


圖 1.12-50 廢水槽出口位置



圖 1.12-51 肋間片

1.12.6 剪力片 (Shear Tie) 損害狀況

剪力片為連接機身橫框與機身蒙皮之擠製件，剖面為T型，本會於華航桃園檢修棚廠實地調查發現其表面腐蝕情形詳表 1.12-3。

表 1.12-3 剪力片腐蝕位置

項 目	S-27L/S-26L 之間
H1	BS 727I
H2	BS 727J
H3	BS 747
H4	BS 767
H5	BS 787
H6	BS 807
H7	BS 827
H8	BS 847
H9	BS 867
H10	BS 927
H11	BS 947
H12	BS 987

表 1.12-3 之 12 項剪力片的腐蝕，均發生於底部，BS 847 與 BS 867 兩處剪力片腐蝕最嚴重。為執行飛渡作業，12 項發現腐蝕之剪力片均已依 EO 738-53-00-0068 修補更換，詳圖 1.12-52 及圖 1.12-53。



圖 1.12-52 S-26L 與 S-27L 間 BS 847 剪力片



圖 1.12-53 S-26L 與 S-27L 間 BS 867 剪力片

1.12.7 各結構件腐蝕相對位置

本會綜合上述損傷發現該機各結構件遭受腐蝕損害之相對位置，集中於廢水櫃出口接頭滲漏污水滲流路徑各處，且腐蝕區域打磨輪廓與污水蓄積於機體結構低窪點一致，綜整所有已發現之結構件腐蝕相對位置詳圖 1.12-54。

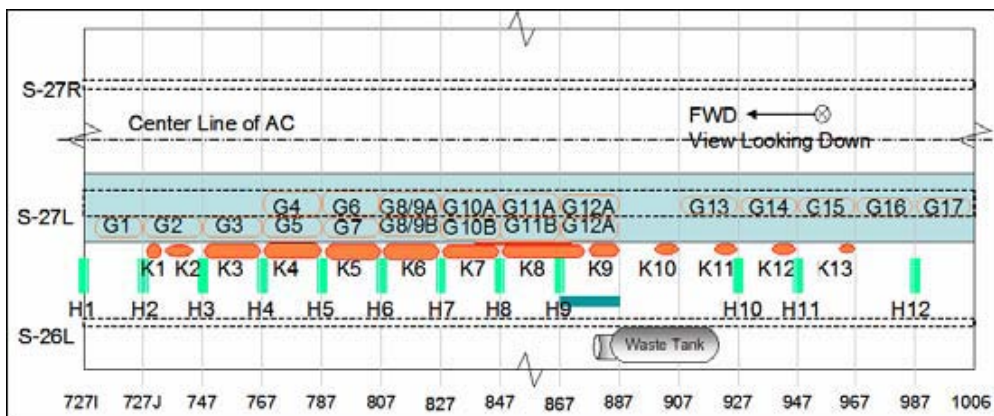


圖 1.12-54 結構腐蝕損傷圖

1.12.8 其他發現

本會於華航桃園檢修棚廠實地調查發現後貨艙底部有凝結水混合防鏽劑之混合物堆積，於凝結水流通路徑上有防鏽劑遭沖刷洗去之痕跡，無腐蝕現象，詳圖 1.12-55。

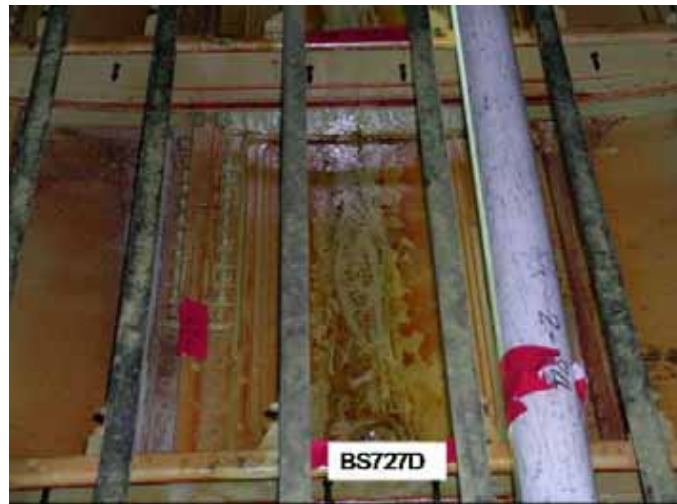


圖 1.12-55 貨艙底部沖刷痕跡

本會於華航桃園檢修棚廠實地調查發現後貨艙其他部分蒙皮結構於凝結水流通路徑上有防鏽劑遭沖刷洗去之痕跡，無腐蝕現象，詳圖 1.12-56。



圖 1.12-56 貨艙內部蒙皮結構

1.13 醫學與病理

與本次事故無關。

1.14 火災

與本次事故無關。

1.15 生還因素

與本次事故無關。

1.16 測試與研究

民國 96 年 10 月 16 日，機腹破損蒙皮經裁剪取下後送至國防部軍備局中山科學研究院航空研究所結構與材料工程組（以下簡稱中科院），進行相關材料檢測與試驗，以判定蒙皮裂縫發生原因，飛安會、民航局、華航及美國運輸安全委員會授權代表皆指派代表參與全部測試過程，測試報告詳附錄四。為進一步瞭解蒙皮受腐蝕之破壞程度，本會委請中科院及台灣科技大學材料科技研究所協助製作金相試片，結果如附錄五。

民國 96 年 11 月 15 日將航機廢水系統之清洗劑送至工業技術研究院材料與化工研究所（以下簡稱工研院）進行檢驗，飛安會、民航局及華航皆指派代表參與，檢驗報告如附錄六。

民國 96 年 9 月 22 日至 24 日，華航針對 737-800 機隊共 12 架機執行廢水櫃滲漏之一次性檢查，結果發現其中 3 架機廢水櫃出口管凸緣有裂縫狀況，其中 2 架機廢水櫃出口管有廢水滲漏痕跡，機腹蒙皮有銹蝕現象，詳圖 1.16-1 及 1.16-2，已依維修手冊修妥；經查該 2 架機維修資料，其中 1 架曾於民國 95 年 7 月 1 日執行 AV4 之廢水櫃艙區域檢查，發現廢水櫃艙區有污漬現象，已依維修手冊清潔，另 1 架

機於事故發生後轉售他國已查無維修資料；該 3 架機廢水櫃經拆下後，送返原廠（EDO Fiber Science）檢視及翻修，原廠檢測報告詳附錄七。

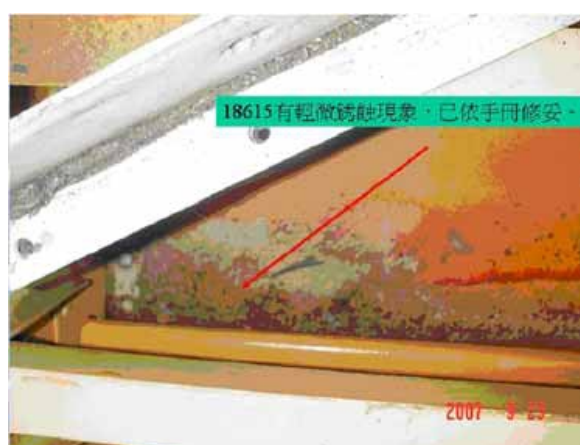


圖 1.16-1 飛機編號 B-18615 機腹蒙皮銹蝕



圖 1.16-2 飛機編號 B-16802 機腹蒙皮銹蝕

1.16.1 機腹蒙皮材料試驗

圖 1.16-3 顯示機腹受損蒙皮與機身之相對位置，裂縫範圍介於 BS 839.2 至 BS 869.7 以及縱桁 S-27L 附近，為執行材料測試，將受損蒙皮作適當裁剪，詳圖 1.16-4。該蒙皮之測試項目包括：外觀目視觀察及照相、受損蒙皮斷裂面掃描式電子顯微鏡（Scanning Electron Microscope，以下簡稱 SEM）觀察、火花放電分光光譜儀（Spark）與能量散射光譜儀（Energy Dispersive System，以下簡稱 EDS）之化學成份分析、材料硬度及導電度測試、金相組織觀察以及離子層析（Ion Chromatography）比對試驗等，以瞭解其破壞模式。

針對上述測試結果摘要說明如下。

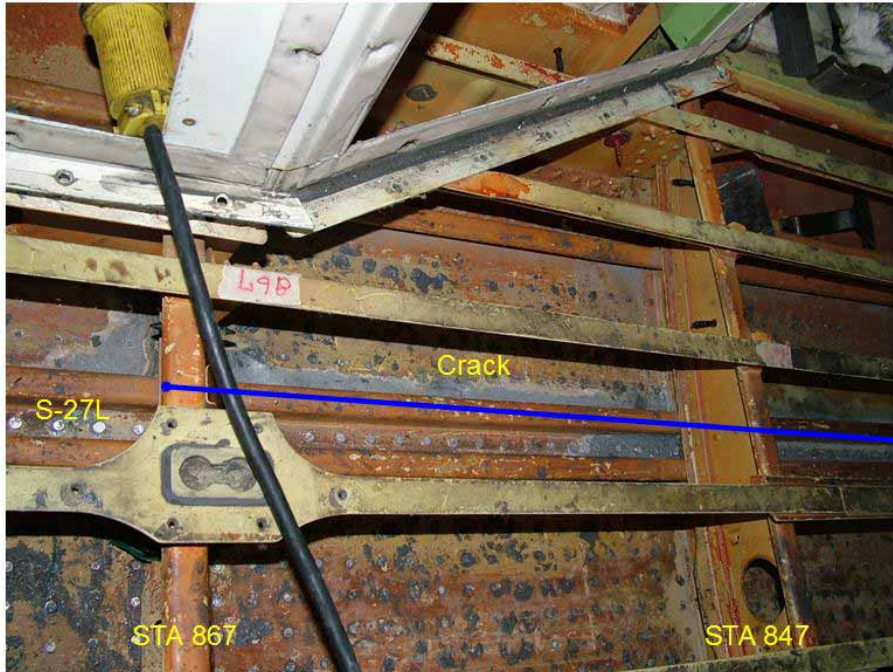


圖 1.16-3 裂縫相對位置圖

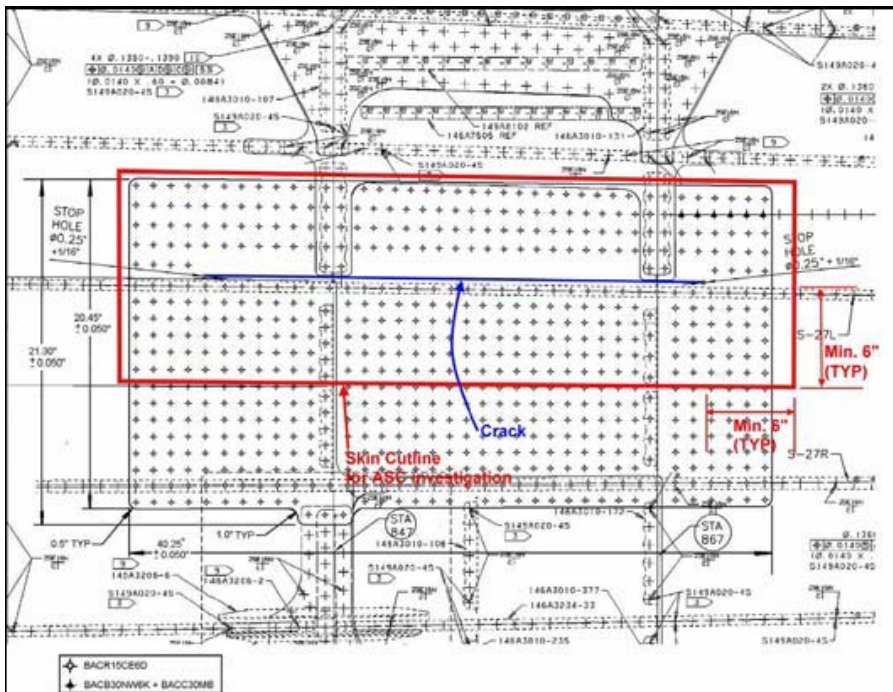


圖 1.16-4 送檢之機腹蒙皮

1.16.1.1 受損蒙皮檢視

取樣送檢之蒙皮詳圖 1.16-5 及 1.16-6，檢視受損蒙皮之內表面與外表面，在內表面發現腐蝕生成物，詳圖 1.16-5 灰色區塊（藍圈）。另外檢視受損蒙皮之斷裂面，斷面粗糙且附著腐蝕生成物。將裂縫右側蒙皮裁切成 10 段，巨觀觀察及照相，其中圖 1.16-7 及 1.16-8 分別是編號 1 號蒙皮及 9 號蒙皮之放大照片，其斷裂面呈現凹凸不平，且具有腐蝕之破壞特徵。這些腐蝕生成物已造成鋁合金基材剝離（Exfoliation），可輕易地以外力刮除。其它蒙皮斷裂面亦有同樣之破壞特徵，其放大照片詳附錄四。

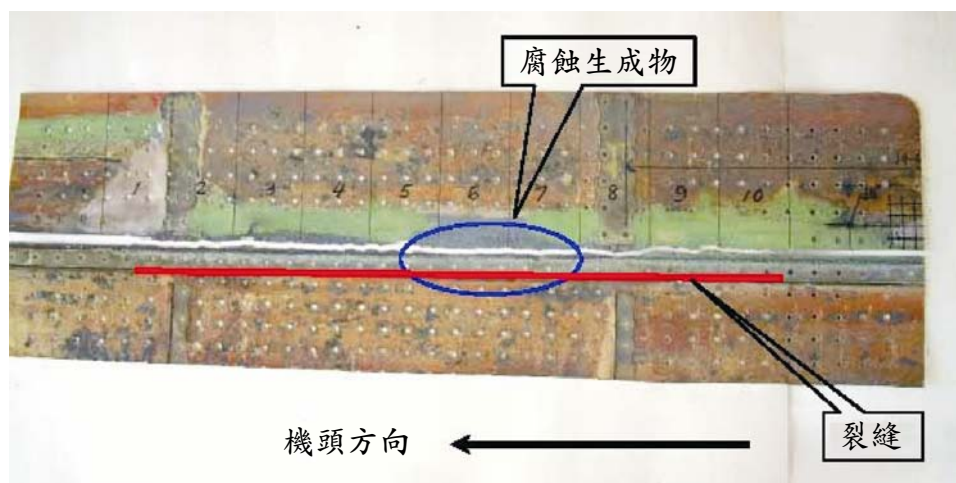


圖 1.16-5 受損蒙皮之內部表面

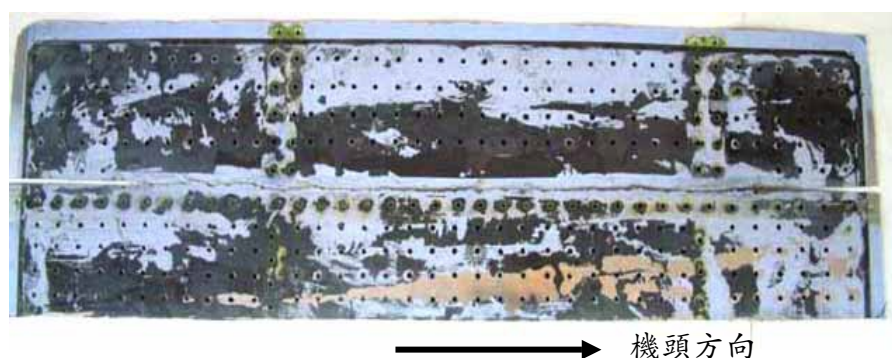


圖 1.16-6 受損蒙皮之外部表面



圖 1.16-7 1 號試片巨觀觀察



圖 1.16-8 9 號試片巨觀觀察

1.16.1.2 蒙皮斷裂面檢驗

以掃描式電子顯微鏡 SEM 檢視蒙皮斷裂面，圖 1.16-9 為編號 1 號試片斷裂面之 SEM 微觀觀察，圖中顯示蒙皮外表面還存有面漆保護，但內表面則呈現嚴重剝離之破壞特徵。圖 1.16-10 為編號 9 號試片斷裂面 SEM 微觀觀察，斷裂面內側（蒙皮內表面）呈現延晶破裂模式，詳圖 1.16-10 右下方；而斷裂面外側（蒙

皮外表面) 則呈現強制破裂模式，具備凹渦 (Dimple) 特徵，詳圖 1.16-10 右上方。

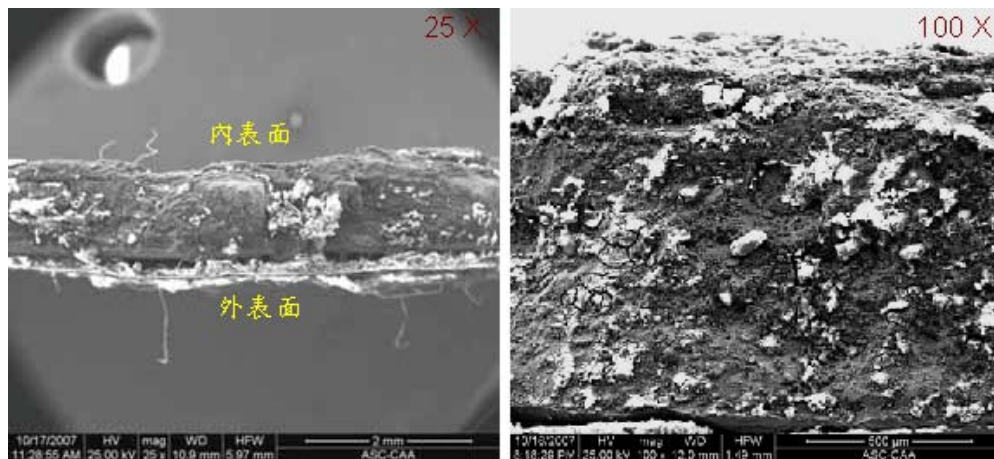


圖 1.16-9 1 號試片斷裂面

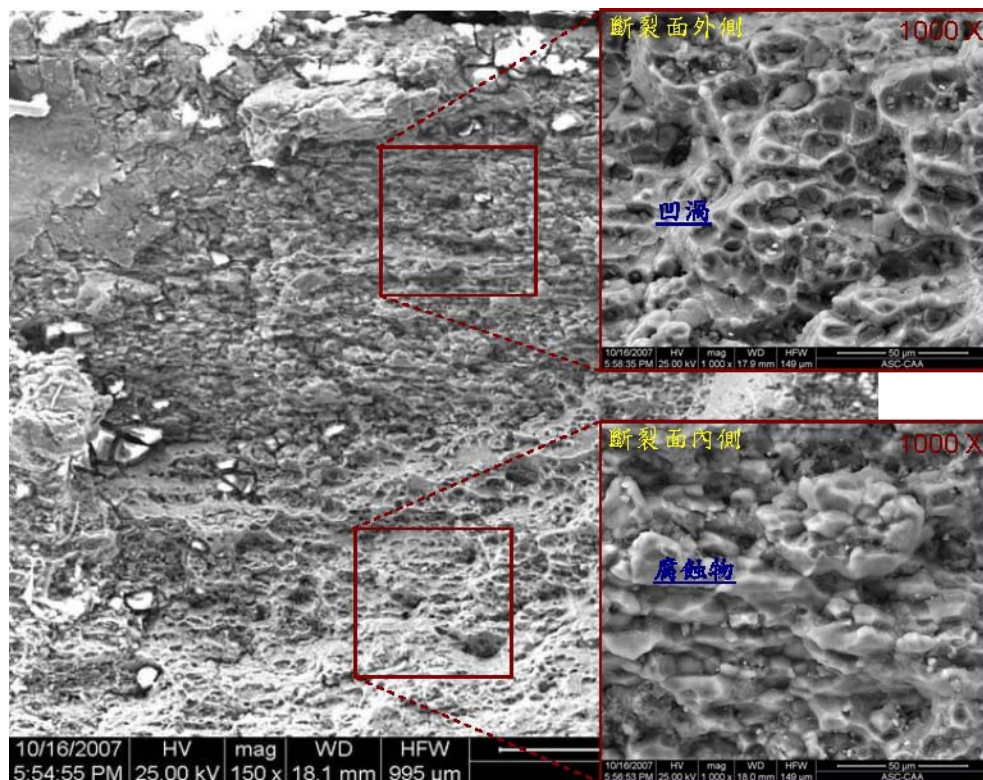


圖 1.16-10 9 號試片斷裂面

圖 1.16-11 為編號 5 號試片斷裂面 SEM 微觀觀察，其延晶破裂面積大於強制破裂面積。

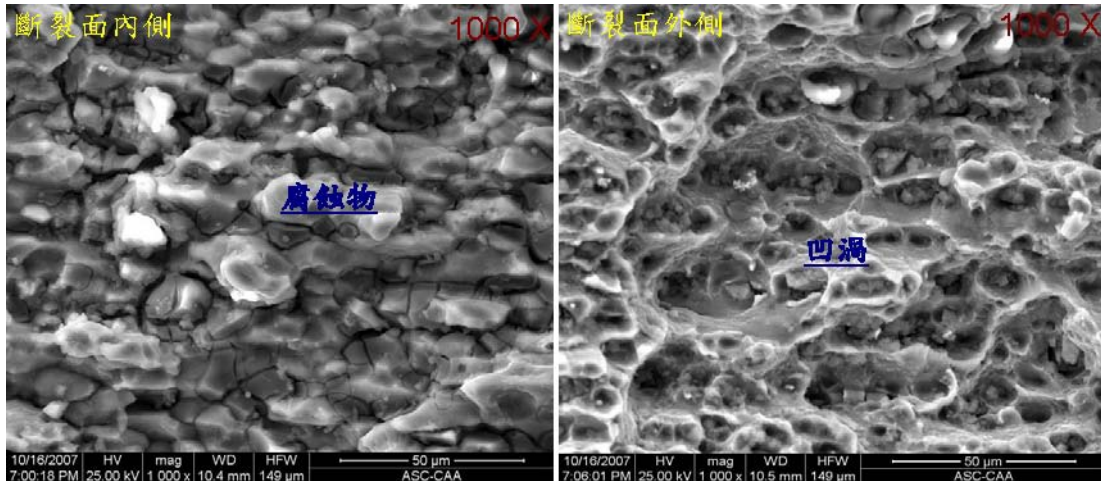


圖 1.16-11 5 號試片斷裂面

觀察 5 號蒙皮斷裂面內側（蒙皮內表面），同樣呈現典型之延晶破裂模式，此破裂模式由蒙皮內表面沿蒙皮厚度方向成長，直到殘餘蒙皮受力面積不足以承受負載，最後發生過載（Overload）破壞，詳圖 1.16-12。

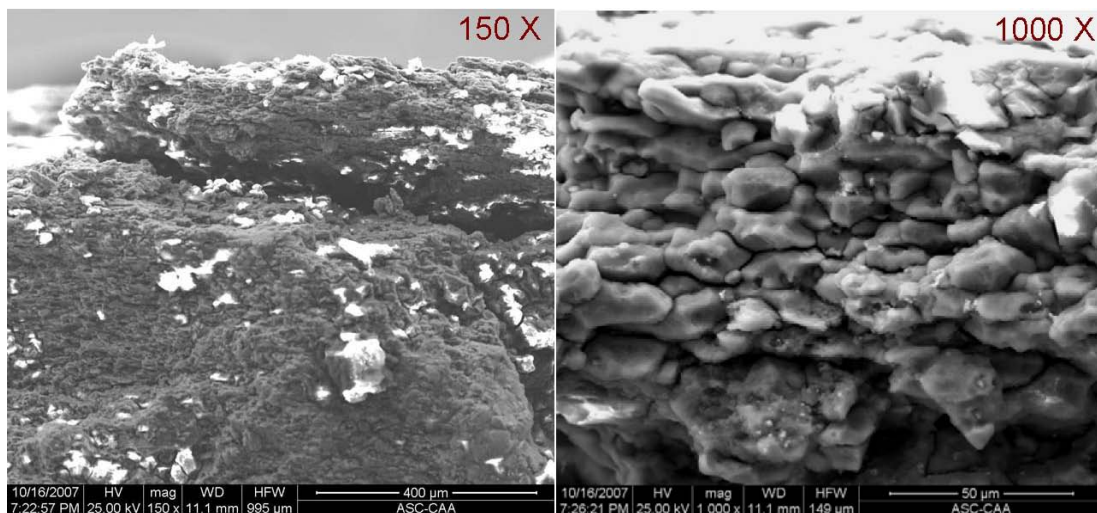


圖 1.16-12 5 號試片斷裂面（蒙皮內表面）

4 號試片於裂縫 T 方向³金相組織觀察，靠近蒙皮內表面有數條沿晶裂縫，從 T 方向觀察，位於蒙皮內表面孔蝕甚為明顯，詳圖 1.16-13。觀察金相照片（100 倍），純鋁層在斷裂面附近厚度變薄，且在斷裂處呈現突出形狀。

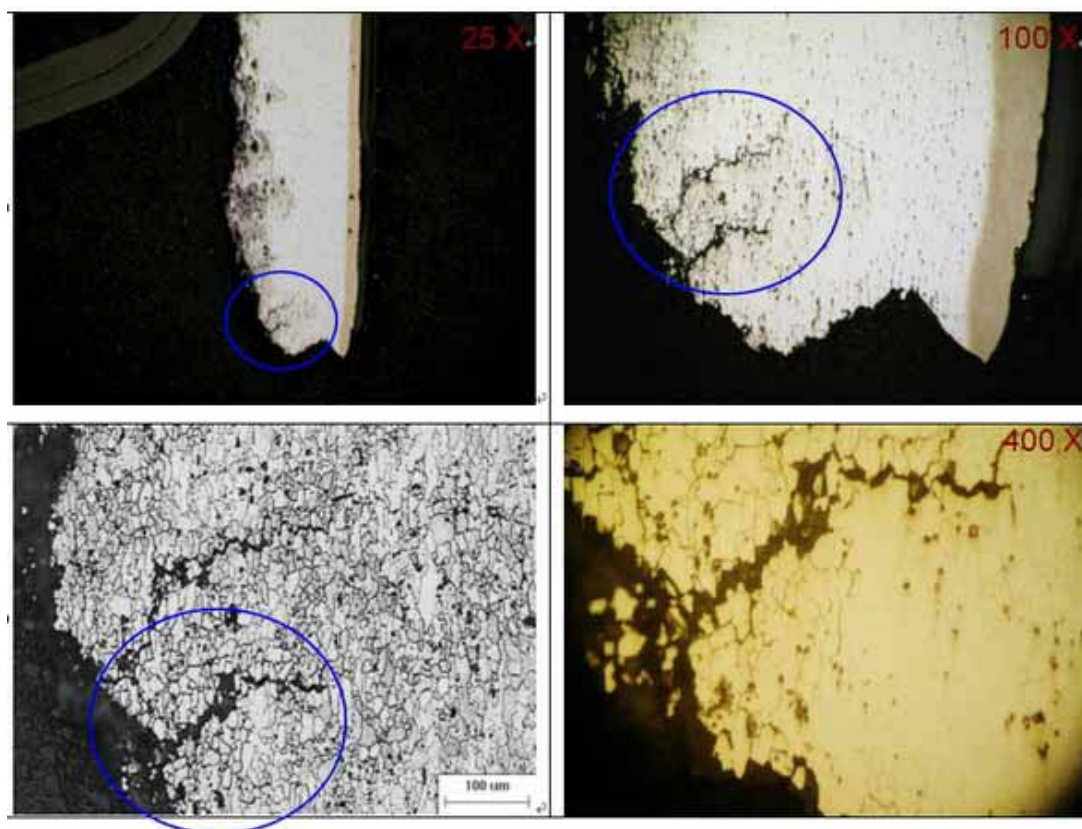


圖 1.16-13 4 號試片金相組織觀察

1.16.1.3 腐蝕生成物檢驗

爲了確認斷裂面腐蝕生成物與延晶破裂模式之關聯性，以 EDS 分析該腐蝕生成物化學成份，發現少許氯（Cl）元素，詳圖 1.16-14，氯是造成鋁合金腐蝕的重要元素，不過考量儀器精確度以及可能來自大氣環境影響的因素，另以離子層析儀來檢定其腐蝕物型態。

³ 與裂縫垂直方向。

以美工刀刮取蒙皮內表面腐蝕物粉末，將此粉末浸於去離子水後，淬取成檢驗樣本。為確認腐蝕因子來源，除了選取蒙皮腐蝕物檢驗樣本外，同時也對廢水系統清洗劑（10%醋酸溶液）及醋酸標準液等，執行離子層析試驗。檢驗結果顯示，在蒙皮腐蝕物檢驗樣本中，其主要成份為醋酸根離子及氯離子。

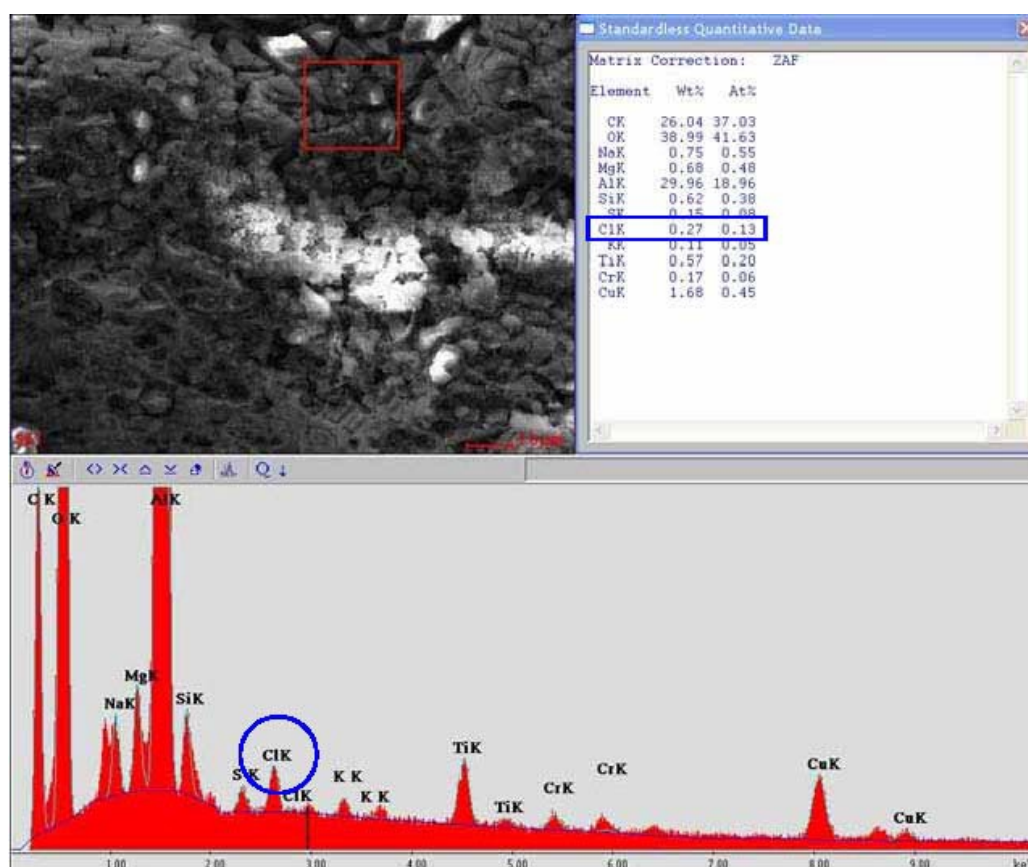


圖 1.16-14 9 號試片於 SEM/EDS 下之微觀觀察

1.16.1.4 中科院檢測結果

中科院材料測試報告結論如下：

1. 送檢中華航空公司編號 B-16805 客機蒙皮，材質為 2024-T3 Clad 鋁合金，符合華航公司所提供之藍圖需求。
2. 腐蝕為造成蒙皮裂縫的主要機制，其型態屬於剝離 (Exfoliation) 腐蝕。腐蝕

由無鍍鋁層的内側蒙皮表面開始，逐漸往蒙皮外側擴展，最後因有效截面積不足，無法承受外載力量而出現過載破壞裂縫。

3. 由蒙皮腐蝕粉末所淬取的溶液中，發現主要為醋酸根離子及氯離子。此兩者中，又以氯離子造成的腐蝕危害最大，為主要關鍵。
4. 離子層析結果發現，飛安會檢送的廢水系統清洗液與由蒙皮腐蝕粉末所淬取的溶液，兩者的陰離子成份相同。

1.16.1.5 材料試驗結論

中科院材料試驗完成後，於民國 96 年 10 月 18 日在本會進行「中科院試驗結果說明會議」，飛安會、民航局、華航及美國運輸安全委員會授權代表皆指派代表參與，會中說明材料試驗步驟、發現及結果，會議紀錄如附件一。會議結論如下：「腐蝕為造成破壞裂縫主要機制，其型態屬於剝離腐蝕。破裂模式由無純鋁層蒙皮內表面開始，沿蒙皮厚度方向成長，使有效蒙皮厚度逐漸減少，最後因殘餘蒙皮受力面積不足，無法承受機艙內外壓差所產生之環狀應力而出現過載破壞裂縫。」

1.16.2 斷裂面腐蝕程度量測

根據中科院材料測試結果，腐蝕為造成裂縫主要原因，為進一步瞭解蒙皮受腐蝕破壞程度，調查小組委請台灣科技大學材料科技研究所協助製作金相試片。沿裂縫 T 方向在每片蒙皮試片再取樣 3 個小試片，詳圖 1.16-15，經鑲埋、研磨、拋光後製作成金相試片，共計完成 30 個金相試片。

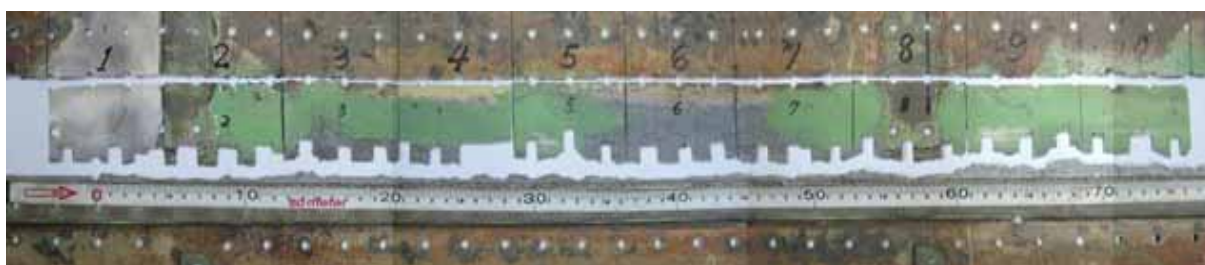
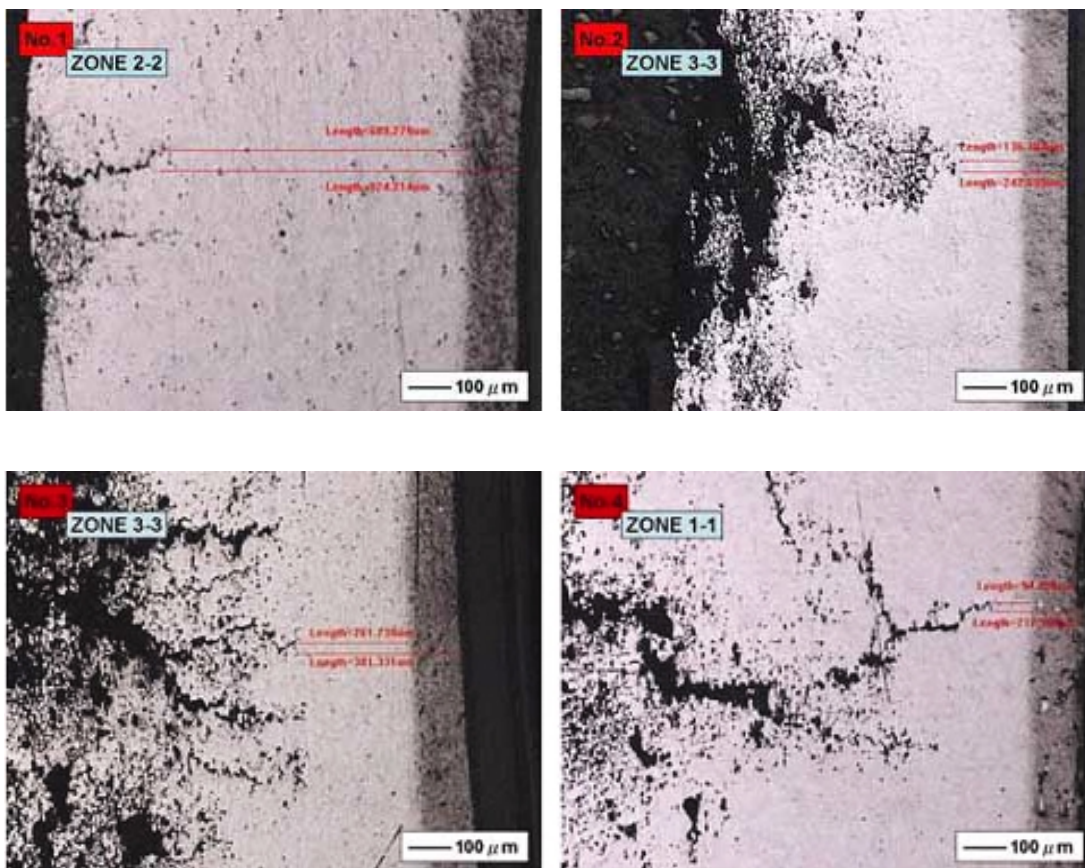


圖 1.16-15 金相試片取樣位置

金相試片均發現明顯孔蝕及沿晶裂縫，圖 1.16-16 為金相試片放大照片，有些區域腐蝕破壞情形嚴重，編號 2-3-3 試片⁴、4-1-1 試片及 9-1-1 試片，孔蝕幾乎貫穿蒙皮，量測後發現蒙皮殘餘厚度分別為 0.0054 吋、0.0037 吋及 0.0044 吋（蒙皮厚度規範為 0.063 吋），其它金相照片參閱附錄五。每個金相試片取樣位置及量測之殘餘厚度詳表 1.16-1；圖 1.16-17 為蒙皮斷裂面受腐蝕破壞情形及殘餘厚度示意圖，空白區域表示受腐蝕破壞，灰藍色區域代表蒙皮殘餘厚度。



⁴ 試片編號定義：X 為蒙皮編號；Y 為相對位置；Z 為隨機取樣之腐蝕區域（取腐蝕破壞較明顯的三個點）。

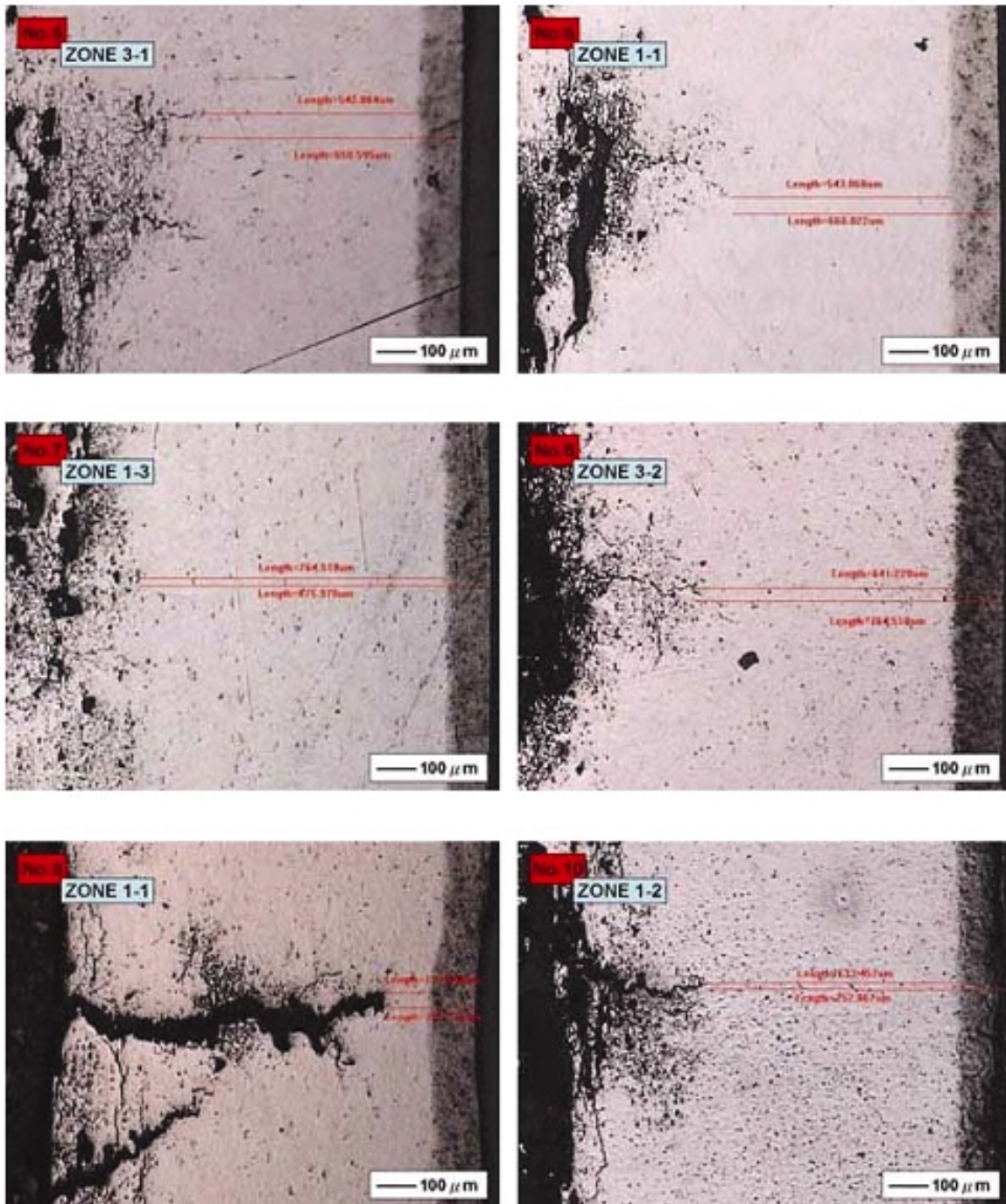


圖 1.16-16 金相試片放大觀察

表 1.16-1 各取樣點之殘餘厚度

編號	取樣點位置 ⁵ (公分)	取樣點 1 殘餘 厚度 (吋)	取樣點 2 殘餘 厚度 (吋)	取樣點 3 殘餘 厚度 (吋)	平均殘餘厚度 (吋)
1-1	-2.3	0.0377	0.0429	0.0431	0.0412
1-2	0.9	0.0292	0.0271	0.0302	0.0289
1-3	3.5	0.0407	0.0295	0.0308	0.0337
2-1	5.5	0.0216	0.0187	0.0204	0.0202
2-2	8.3	0.0082	0.0139	0.0250	0.0157
2-3	10.8	0.0238	0.0215	0.0054	0.0169
3-1	13.8	0.0114	0.0203	0.0250	0.0189
3-2	16.6	0.0152	0.0132	0.0185	0.0156
3-3	19.0	0.0249	0.0183	0.0103	0.0178
4-1	20.7	0.0037	0.0251	0.0257	0.0182
4-2	23.0	0.0130	0.0274	0.0147	0.0184
4-3	25.0	0.0238	0.0213	0.0201	0.0217
5-1	29.6	0.0279	0.0356	0.0305	0.0313
5-2	32.1	0.0296	0.0296	0.0337	0.0310
5-3	35.0	0.0214	0.0224	0.0366	0.0268
6-1	37.8	0.0214	0.0279	0.0327	0.0273
6-2	40.6	0.0234	0.0224	0.0252	0.0237
6-3	42.8	0.0215	0.0177	0.0298	0.0230
7-1	45.7	0.0134	0.0283	0.0301	0.0239
7-2	48.8	0.0291	0.0241	0.0300	0.0277
7-3	51.2	0.0288	0.0273	0.0275	0.0279
8-1	53.4	0.0359	0.0387	0.0326	0.0357
8-2	56.3	0.0335	0.0371	N/A	0.0353
8-3	59.1	0.0320	0.0252	0.0364	0.0312
9-1	61.7	0.0044	0.0210	0.0224	0.0159
9-2	64.4	0.0315	0.0233	0.0314	0.0287
9-3	67.1	0.0246	0.0272	0.0371	0.0297
10-1	69.5	0.0293	0.0249	0.0206	0.0250
10-2	72.1	0.0194	0.0275	0.0360	0.0276
10-3	75.1	0.0359	0.0346	0.0324	0.0343

⁵ 取樣點沿裂縫延伸方向之位置。

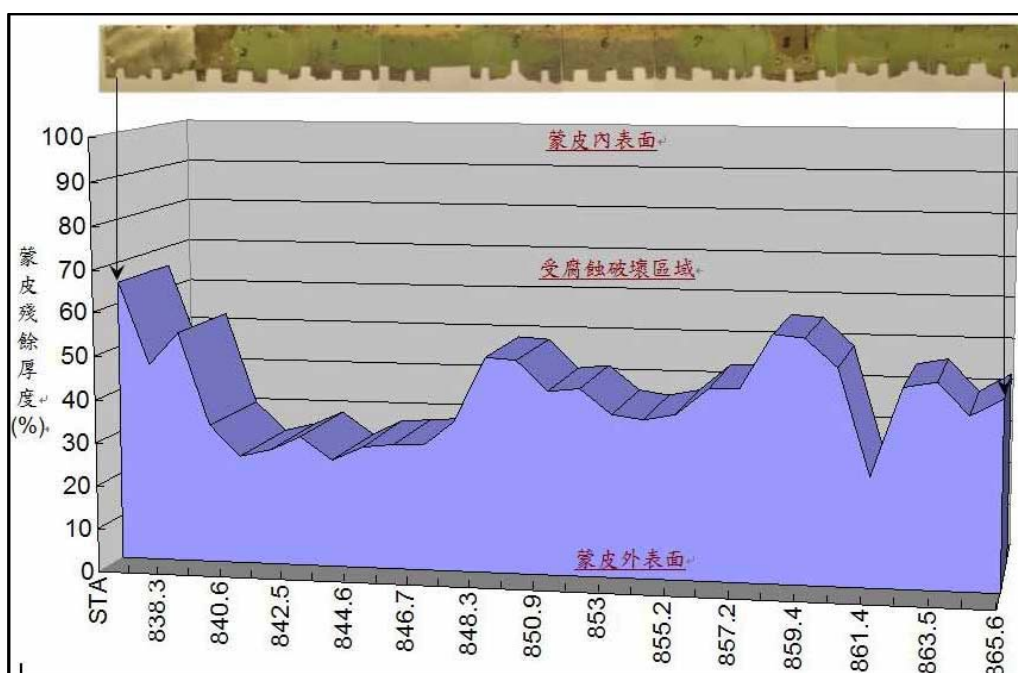


圖 1.16-17 蒙皮殘餘厚度示意圖

1.16.3 清洗劑檢驗

為確認腐蝕來源，於工研院檢驗該清洗劑，樣本為廢水系統清洗劑（10%醋酸溶液，以下簡稱樣本 A）以及用於稀釋冰醋酸之地下水⁶（以下簡稱樣本 B）。

民國 97 年 1 月 17 日另於工研院檢驗冰醋酸及飲水系統管路消毒之 5% 漂白水，檢驗報告如附錄六。清洗劑檢驗結果如表 1.16-2，5% 漂白水檢驗結果如表 1.16-3。

表 1.16-2 清洗劑檢驗結果

試驗項目	試驗方法	樣本 A	樣本 B	冰醋酸
pH 酸鹼值	pH meter	2.18	7.05	N/A
Cl- ppm	自動電位滴定儀	12.7	14.9	<1
SO4 = ppm	離子層析儀 ⁷	7.5	50.6	11.3

⁶ 民國 96 年 11 月 1 日至益新儀器行取回稀釋用之地下水樣本。

⁷ 離子層析儀廠牌：Dionex-DX-500、Column:AS4A-SC, AG4A-SC、Flow Rate:2mL/min。

表 1.16-3 漂白水檢驗

試驗項目	試驗方法	結果
總氯 w%	ASTM D2022 ⁸	3.5±0.1
有效氯 (ClO ₂) W%	ASTM D2022	2.4±0.1

1.16.4 廢水櫃原廠檢測

原廠檢測報告「5. DISCUSSION OF RESULTS」(詳附錄八)節錄如下：

1. 接頭前緣端面與相鄰管路無接觸現象；
2. 後凸緣圓化之部位大部份於 270 度至 20 度之方位，接近模式 1 裂縫之反面，可能係套管組件包括襯套及 O 環接觸造成；
3. 模式 1 之複雜裂縫顯示錯綜性的應力負荷情況，凸緣前緣之模式 2 之裂縫顯示不同之失效模式，該失效模式發生於接近模式 1 裂縫端點處，顯示該處曾為兩力耦之支點 (詳圖 1.16-18)；
4. 兩裂縫模式於物理檢驗發現如附錄八圖 8，與有限元素分析之結果相似 (詳圖 1.16-18)；
5. 模式 1 及模式 2 之裂縫相互接近顯示凸緣曾受有一支點之彎曲應力 (詳圖 1.16-19, 1.16-20)。

原廠檢測報告「6. CONCLUSIONS」(詳附錄)節錄如下：

6. 檢視廢水櫃凸緣損壞結果並無具體結論；
7. 證據顯示管路凸緣曾受管夾組件造成之持續性及錯綜性之應力壓擠；
8. 該失效顯然係長時間漸進發展而成。

⁸ Standard Test Methods of Sampling and Chemical Analysis of Chlorine-Containing Bleaches。

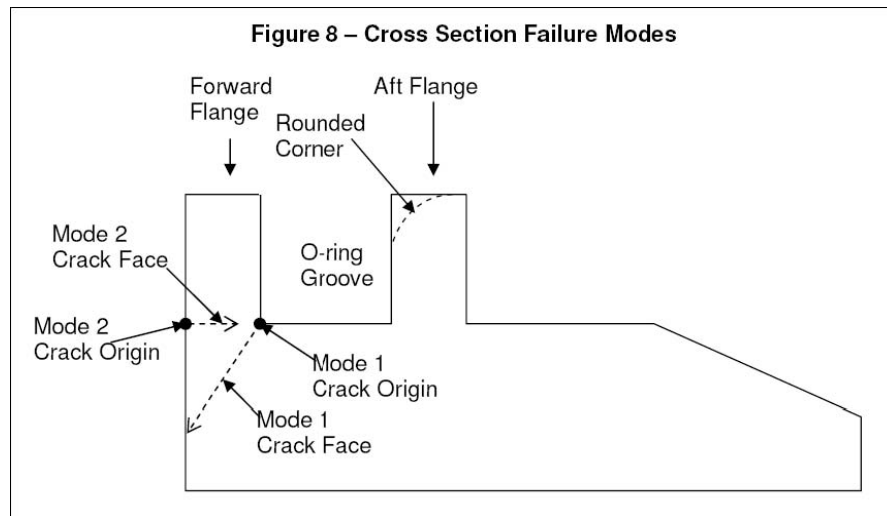


圖 1.16-18 凸緣裂縫之模式

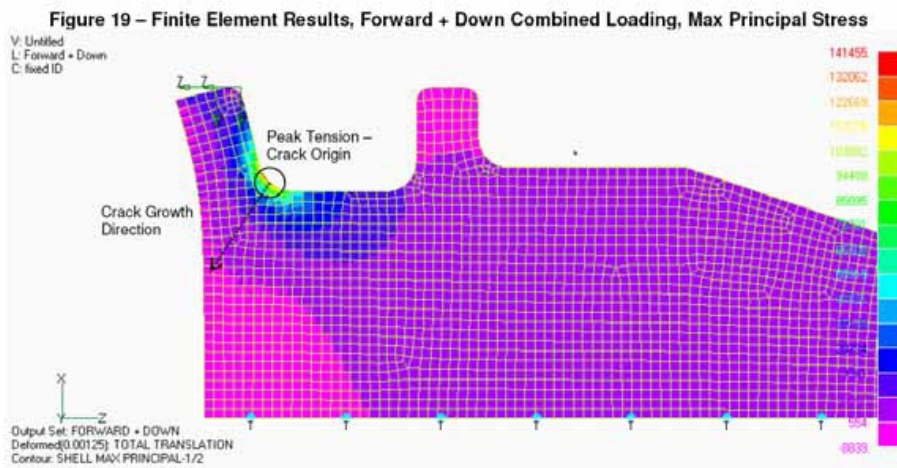


圖 1.16-19 有限元素分析-應力 vs.模式 1 裂縫

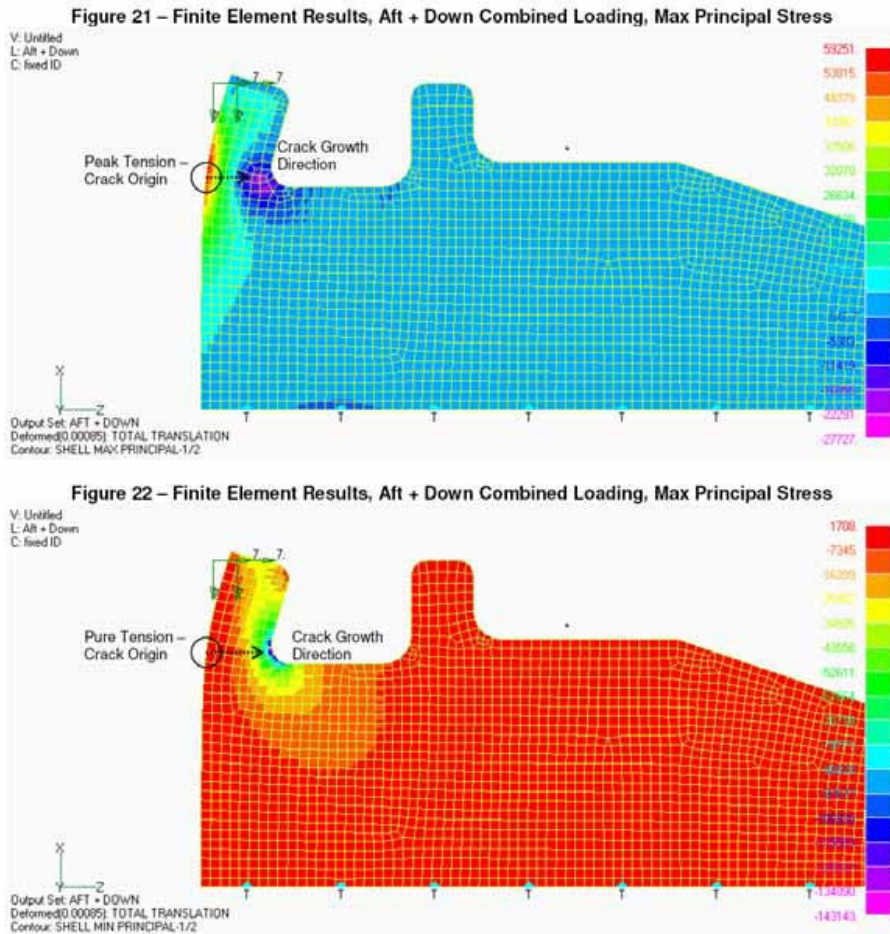


圖 1.16-20 有限元素分析-應力 vs.模式 2 裂縫

1.17 組織與管理

與本次事故無關。

1.18 其他資料

1.18.1 華航 737 機隊廢水櫃接頭管路間距蒐證資料

1.18.1.1 廢水櫃接頭管路間距量測與調整

調查小組會同華航修護工廠針對事故機及另兩架疑似有廢水滲漏之同型機執行廢水櫃管路接頭間距量測，廢水櫃出口管與廢水排放管路接合處由機首向後 3、6、9 及 12 點鐘位置詳圖 1.18-1，發現其中 2 架飛機之廢水櫃出口管接頭間距

大於如圖 1.18-1 所規定之 0.1500 吋，因而再協調華航執行 737-800 全機隊之廢水櫃出口管接頭間距量測，並擴大執行廢水櫃出口所連接管路另一端與球形閥相接處之間隙，量測結果詳表 1.18-1。

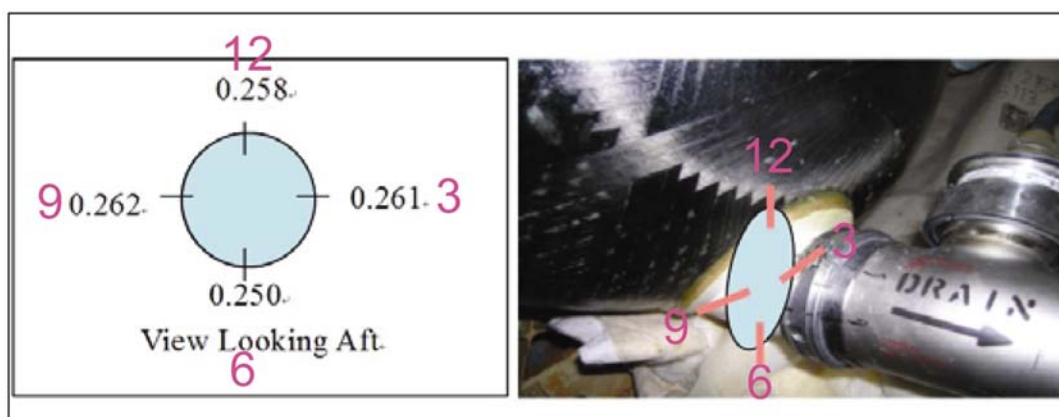


圖 1.18-1 間距量測圖

表 1.18-1 廢水櫃出口管接頭間距

飛機編號	量測部位	3 點鐘位置	6 點鐘位置	9 點鐘位置	12 點鐘位置
#1	廢水櫃出口	0.261 吋	0.250 吋	0.262 吋	0.258 吋
#2	廢水櫃出口	0.126 吋	0.130 吋	0.111 吋	0.115 吋
#3	廢水櫃出口	0.348 吋	0.310 吋	0.275 吋	0.331 吋
#4	廢水櫃出口	0.043 吋	0.087 吋	0.084 吋	0.051 吋
	短管至球形閥	0.069 吋	0.041 吋	0.021 吋	0.066 吋
#5	廢水櫃出口	0.045 吋	0.032 吋	0.093 吋	0.092 吋
	短管至球形閥	0.051 吋	0.090 吋	0.061 吋	0.042 吋
#6	廢水櫃出口	0.206 吋	0.187 吋	0.191 吋	0.235 吋
	短管至球形閥	0.184 吋	0.203 吋	0.122 吋	0.118 吋
#7	廢水櫃出口	0.015 吋	0.003 吋	0.003 吋	0.002 吋
	短管至球形閥	0.030 吋	0.103 吋	0.080 吋	0.018 吋
#8	廢水櫃出口	0.246 吋	0.205 吋	0.058 吋	0.132 吋
	短管至球形閥	0.001 吋	0.249 吋	0.437 吋	0.042 吋
#9	廢水櫃出口	0.165 吋	0.174 吋	0.035 吋	0.044 吋
	短管至球形閥	0.006 吋	0.508 吋	0.391 吋	0.227 吋
#10	廢水櫃出口	0.182 吋	0.210 吋	0.194 吋	0.179 吋
	短管至球形閥	0.169 吋	0.135 吋	0.147 吋	0.129 吋

飛機編號#1 量測尺寸係於更換妥善廢水櫃後所得結果，飛機編號#1、#2 及#3 拆換之廢水櫃經送回原廠檢修，發現於出口管凸緣均有裂縫存在且都位於 3 至 6 點鐘位置上，另飛機編號#4、#5、#7 及#10 之廢水櫃出口管凸緣於量測過程中均發現有裂縫存在並更換妥善件，廢水櫃出口管接頭間距詳圖 1.18-2。



圖 1.18-2 廢水櫃出口管接頭間距

1.18.1.2 襯套內壓痕

如圖 1.18-3 所示之襯套，為在執行本報告第 1.18.1.1 節，B737-800 機隊廢水櫃出口管接頭間距量測過程中，由飛機編號#7 所取樣之短管與球形閥接頭襯套。本會發現該襯套內側，有襯套與短管及襯套與球形閥兩者凸緣接觸所造成的兩組壓痕，其中襯套與短管接觸所造成壓痕的一組較深而明顯，靠近球形閥一側的壓痕則較輕淡，兩組壓痕分隔約 5 公厘且各自平行。



圖 1.18-3 襯套內側壓迫痕跡

兩組壓痕分布均呈現歪斜的狀態，其中短管外凸緣在襯套上壓出圓弧角約 100 度之壓痕，而短管內凸緣壓出圓弧角約 170 度之壓痕，兩條壓痕分佈於不同方位，襯套拆下時並未記錄安裝位置，無法得知壓痕所在位置之方位角。

1.18.2 訪談資料

1.18.2.1 飛航組員訪談資料

華航應調查小組之需求，提供「飛安相關事件組員面談表」、「中華航空公司組員報告」、「PURSER'S TRIP REPORT」，摘錄如下：

副機師執行起飛前 360 度檢查發現航機無任何異狀。

正機師操作航機於初始爬升至 37,000 呎，最後巡航高度在 39,000 呎，感覺正常，艙壓空氣排出閥（out flow valve）未全關，儀表顯示離關閉位置尚有距離，與平常一般飛行無異，整趟航程亦無

亂流，蠻平穩的，只有在起飛及降落前開「請繫安全帶」燈號。航機落地平穩正常，下機作 360 度檢查時，地面機械員發現機腹有裂痕，與台北聯繫後，終止航機後續飛行。

3 號門之組員於落地時未發現異狀及聲響，客艙組員及旅客無人反映客艙有異常。

1.18.2.2 維修作業訪談資料

事故發生後專案調查小組即以電子郵件向華航查詢事故前最後一次廢水櫃艙區域（AMP 53-838-00）檢查執行情形之相關問題，華航提供該區域檢查之工單顯示結果無異常；另面談該次廢水櫃艙區域檢查者，該檢驗員答覆當時執行該工單時並無異常發現，也就是發現無廢水櫃廢水洩漏及隔熱毯表面髒污情形，因此該工單簽具無異常。另詢問檢查廢水櫃艙區如果發現廢水櫃有滲漏（leakage）或絕緣毯有髒污（Stain）或浸濕（Wet）狀況時如何處理，該檢驗員答覆會先開具

缺點單，請工作班來做進一步的拆除後再進一步檢查。

1.18.3 調查過程與相關機關（構）合作

民國 96 年 9 月 20 日華航一架波音 737-800 型，登記號碼 B-16805，CI7552 班機，由台灣桃園國際機場飛往日本佐賀機場。航機於當地時間 1326 時降落佐賀機場，地面機械員執行機外 360 度檢查時，發現機腹蒙皮有一道長約 30 吋（77 公分）之裂縫。本事故之調查權原屬事故發生地日本國，經行政院飛航安全委員會（以下簡稱飛安會）與日本航空/鐵道事故調查委員會（以下簡稱 ARAIC）協議後，於民國 96 年 9 月 27 日，日方轉移事故調查權至航空器國籍國中華民國之飛安會。飛安會承接本案之調查權後重要紀事如後：

- 民國 96 年 9 月 27 日，飛安會指派本案主任調查官開始進行本案調查作業。
- 民國 96 年 9 月 28 日，本案主任調查官召開組織會議，通報美國國家運輸安全委員會（以下簡稱 NTSB）及波音飛機製造公司（以下簡稱波音），並聯繫華航得知該機已依據波音指示完成臨時性修補並已準備回航。
- 民國 96 年 10 月 2 日，NTSB 通知飛安會其指派之授權代表及通訊處。
- 民國 96 年 10 月 4 日，飛安會詢問華航得知佐賀現場修護小組赴日本民航局（JCAB）說明修護經過，NTSB 詢問飛安會本案後續調查計畫並告之將獲得現場蒐證照片。飛安會告知 NTSB 後續調查計畫並請其獲得照片後寄來本會。
- 民國 96 年 10 月 5 日，飛安會收到 NTSB 以電子郵件寄來該機鏽蝕情形之照片。
- 民國 96 年 10 月 11 日，飛安會於該機返台後登機檢視損壞情形。

華航告知事故發生後華航於 9 月 26 日以書面通報佐賀機場當局有關臨時性修

理計畫，另日本民航局（JCAB）駐該機場人員亦參與事件處理過程。華航處理本案時，主要係與佐賀機場管理當局及 JCAB 駐該場人員協同作業，而未與 ARAIC 人員直接接觸，就華航現場處理過程中，未發現有 ARAIC 人員至現場進行調查作業。華航於 10 月 5 日以書面通報佐賀機場當局有關臨時性修理完成事宜，華航並提供飛安會當時與波音討論臨時性修理之來往電文。

飛安會於該機返台後始登機檢視該機損壞情形，當時臨時性修理已經完成，機身鏽蝕已被打磨移除，飛安會請華航提供該機鏽蝕經打磨移除前之照片，華航於報告完成前提供飛安會其所收集之蒙皮與結構鏽蝕照片。

本頁空白

第二章 分析

2.1 裂縫之形成

1.16.1.5 節中科院材料試驗結論，該機受損蒙皮屬於剝離腐蝕，腐蝕進行模式由無純鋁層之蒙皮內表面開始，沿蒙皮厚度方向成長，使有效蒙皮厚度逐漸減少，最後因殘餘蒙皮受力面積不足，無法承受「外載力量」而出現過載破壞裂紋。

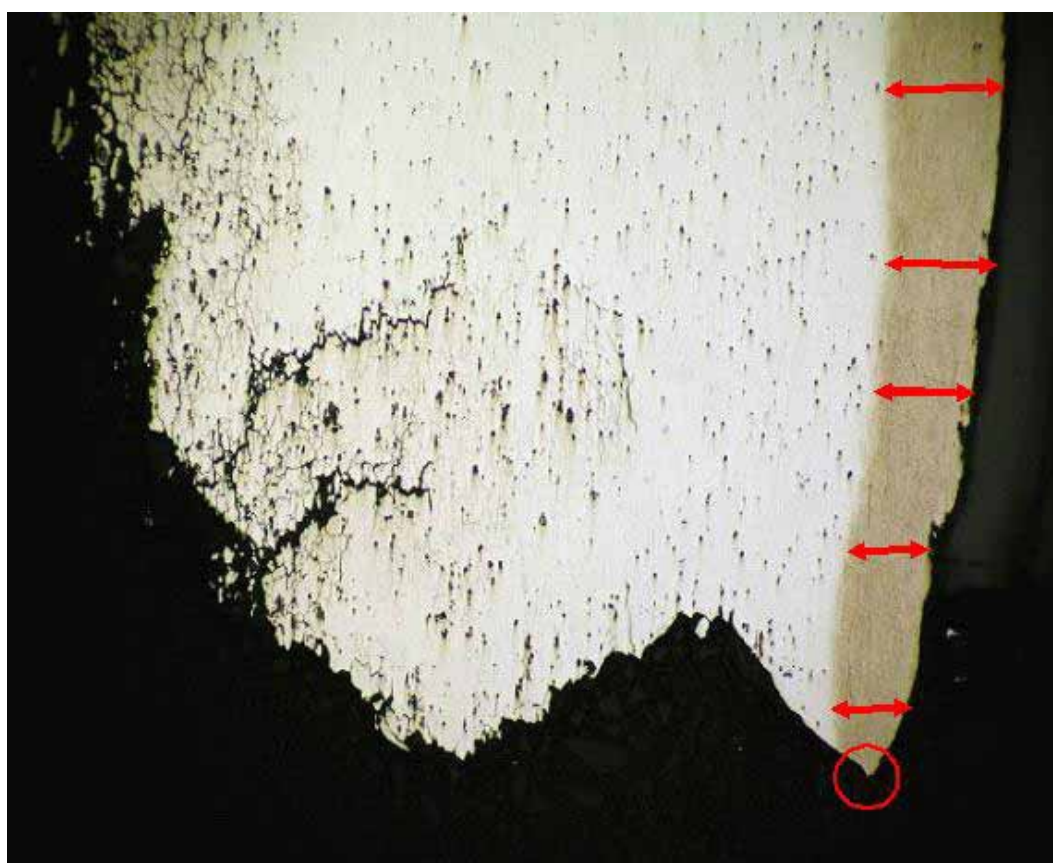


圖 2.1-1 觀察 4 號試片放大 100 倍之金相照片

詳圖 2.1-1，觀察 4 號試片 100 倍金相照片，右側灰色表層為純鋁層，紅色箭頭顯示純鋁層厚度向斷裂面方向逐漸變薄，紅圈顯示純

鋁層於斷裂面呈水滴狀現象，以上現象顯示該蒙皮係承受平行於純鋁層之拉

力，故延展性較高之純鋁鍍層朝斷裂面方向逐漸變薄，最後於斷裂處呈水滴狀形狀現象，顯示中科院材料試驗結論所稱之「外載力量」係於航空器運作過程中所產生之環狀拉力。

2.2 結構腐蝕之原因

由第 1.12.1 節至 1.12.6 節航空器損害檢查結果，並參照圖 1.12-4 損害分布圖，顯示損害侷限於航機內部，皆為廢水系統滲漏之廢水流動和匯集之處。1.12.7 節描述除鏽蝕區域外之其他後貨艙及其地板下區域，舷邊蒙皮結構防鏽劑有被沖刷痕跡，底部有凝水與防鏽劑之混合物沉澱，皆係航機正常操作時因機艙內外溫差造成艙內空氣中水份凝結、流動及匯集，然蒙皮結構均無腐蝕現象，顯示廢水系統滲漏之廢水係為該機結構蒙皮腐蝕之原因。腐蝕過程詳附錄九。

2.3 飛機製造與設計

2.3.1 廢水櫃出口管接頭

事故後該機隊進行一次性檢查，發現另兩架飛機同樣有廢水滲漏情形，其中一架機之結構亦有輕微鏽蝕現象，調查小組遂進行該管路接頭安裝品質之檢測，結果發現該接頭皆有管路中心線不正及中心線偏斜之現象。

2.3.1.1 中心線之對正

廢水櫃於安裝時，兩管接頭將被限制於襯套 (sleeve) 內，理想的安裝結果是兩管的中心線相互重疊而形成一條中心線 (詳圖 1.3-1)，如果安裝工法或品質因素影響，使兩管中心線未成一線而呈平行雙線時 (詳圖 2.3-2)，管端凸緣與襯套接觸處將產生一徑向之應力，即如原廠檢測報告圖 17 及圖 18 描述向下之應力 (詳圖 2.3-3)，因工具及場地之限制，調查小組未對管路中線之對正進行量測。

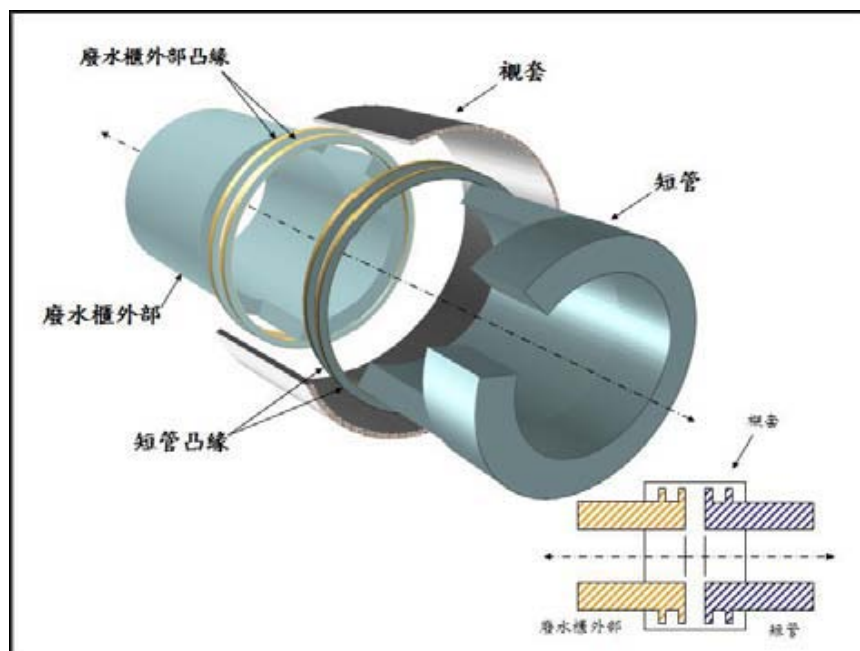


圖 2.3-1 兩管的中心線相互重疊而形成一條中心線

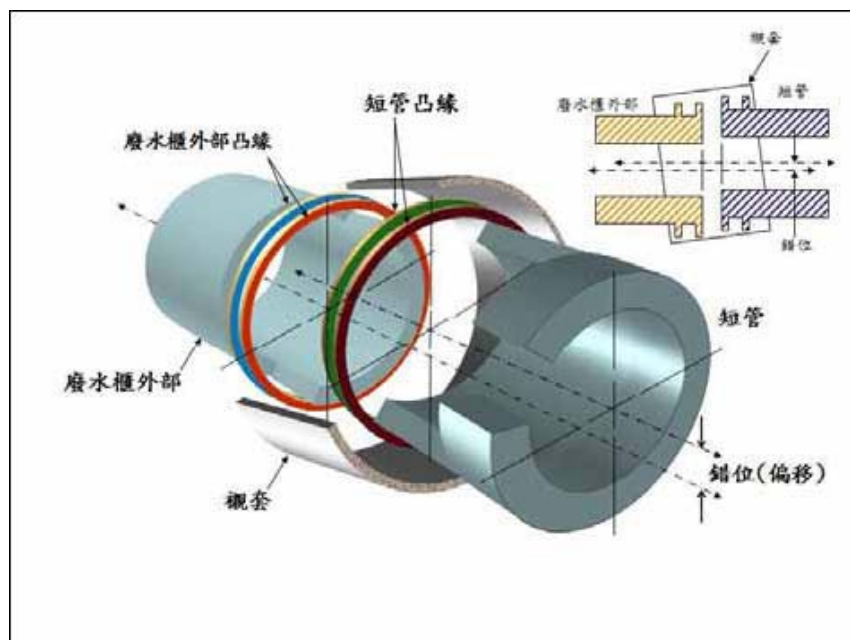


圖 2.3-2 兩管中心線未成一線而呈平行雙線

Figure 17 – Finite Element Results, Down Loading, Max Principal Stress

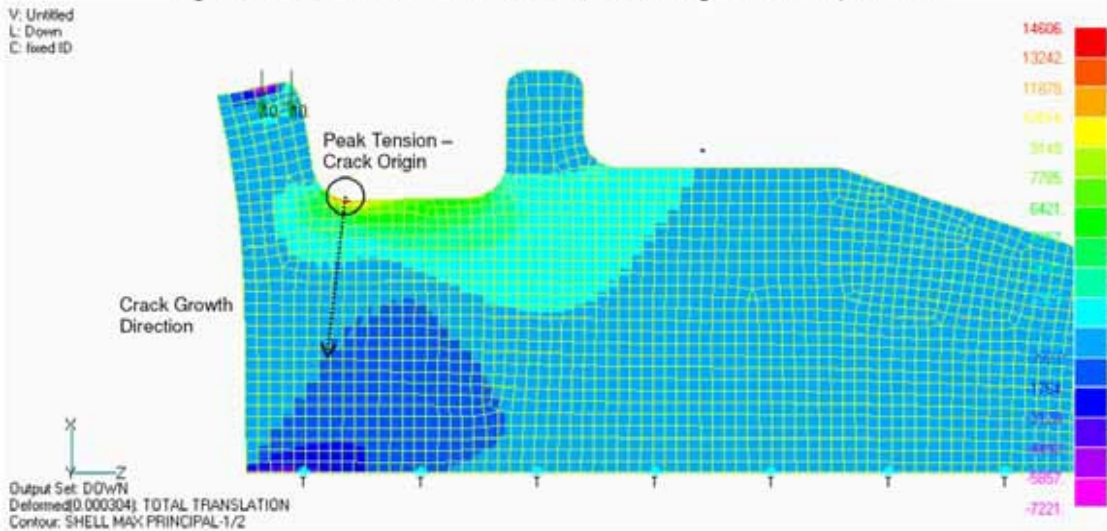


Figure 18 – Finite Element Results, Down Loading, Min Principal Stress

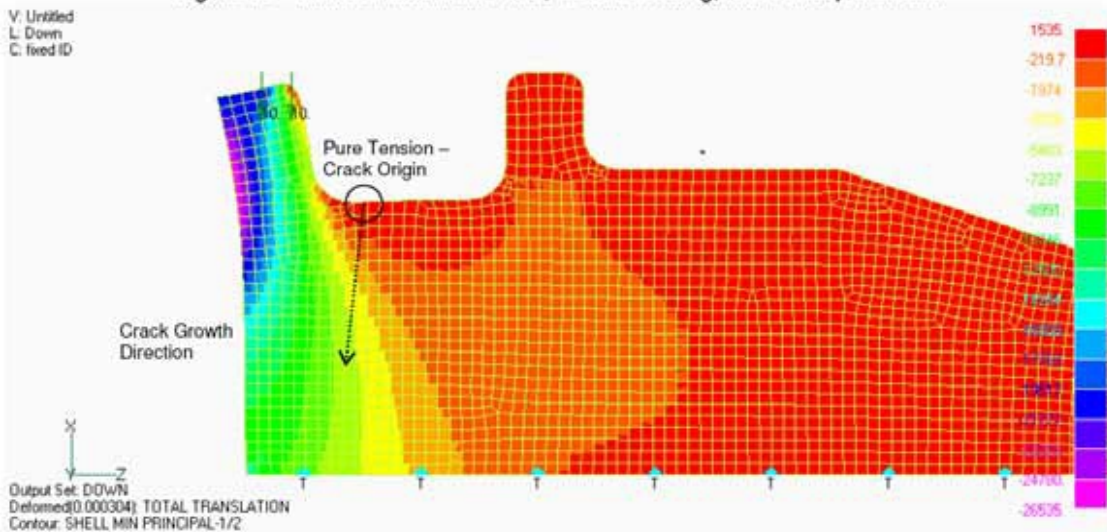


圖 2.3-3 前凸緣產生向下應力之模式

2.3.1.2 中心線之偏斜

廢水櫃於安裝時，如果該兩管中心延長線未成一線而成一點（詳圖 2.3-4），原本平行之兩管凸緣端面間即產生大小不同之間距，又因兩管端面既成斜面，偏斜角發生處之凸緣厚度使外徑增加而受襯套內徑壓擠，於小間距處產生軸向及徑向之合應力，即如原廠檢測報告圖 19 及 20 描述之向前及向下之合應力（詳圖

2.3-5)，遂發生原廠檢測報告圖 8 描述之模式 1 裂縫（詳圖 2.3-7）；於大間距處產生徑向及軸向之合應力，即如原廠檢測報告圖 21 及圖 22 描述之向後及向下之合應力（詳圖 2.3-6），遂發生原廠檢測報告圖 8 描述之模式 2 裂縫（詳圖 2.3-7）。根據波音公司所提供測試報告（QUALIFICATION TESTING OF HYDRAFLOW 15J02/14F02 SERIES COUPLINGS AND FLANGES TO THE REQUIREMENTS OF BELL-BOEING DRAWING NO. 901-366-582 REV. N/C, JANUARY 29, 1987），管凸緣與套管接合界面之設計經測試可容許兩端中心線在接合面有 3 度角的偏差量，接合界面有中心線偏斜狀況存在是有可能，然只要偏斜角度小於 3 度就不會有應力作用在接合界面兩端。

從附錄二接合面距離量測與角度求解結果顯示，在廢水櫃出口管與短管及球形閥與短管界面中心線偏斜各有兩架次之角度大於 3 度。

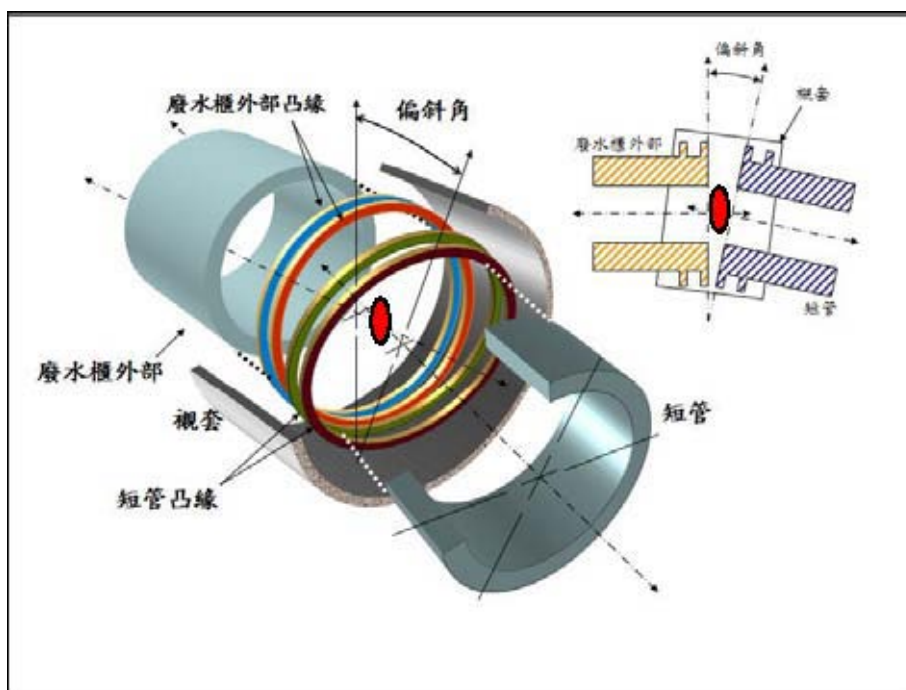


圖 2.3-4 兩管中心延長線未成一線而成一點

Figure 19 – Finite Element Results, Forward + Down Combined Loading, Max Principal Stress

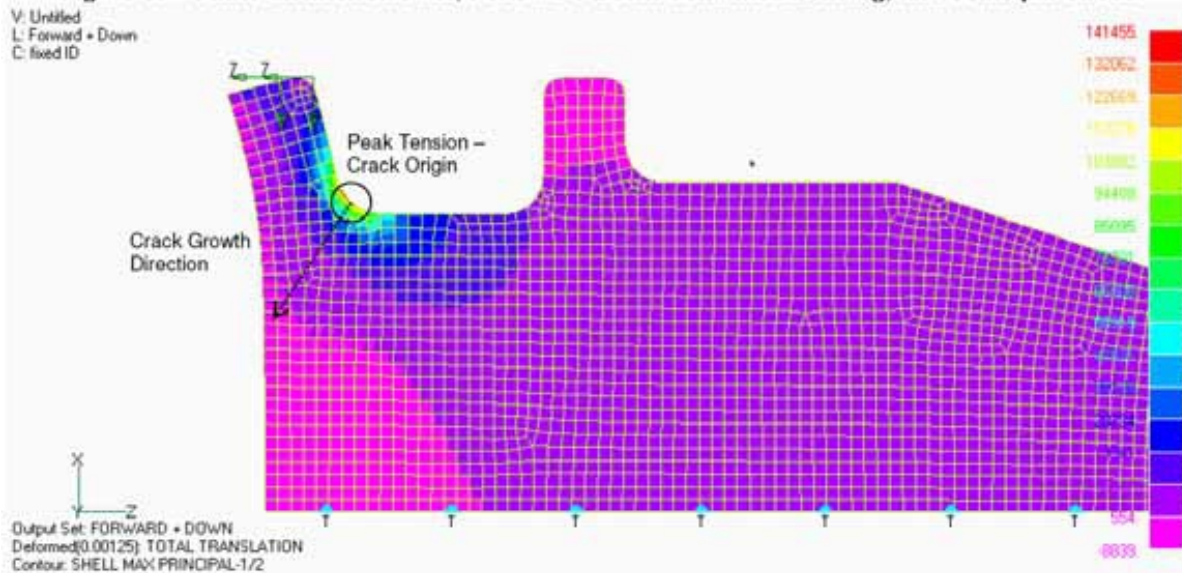


Figure 20 – Finite Element Results, Forward + Down Combined Loading, Min Principal Stress

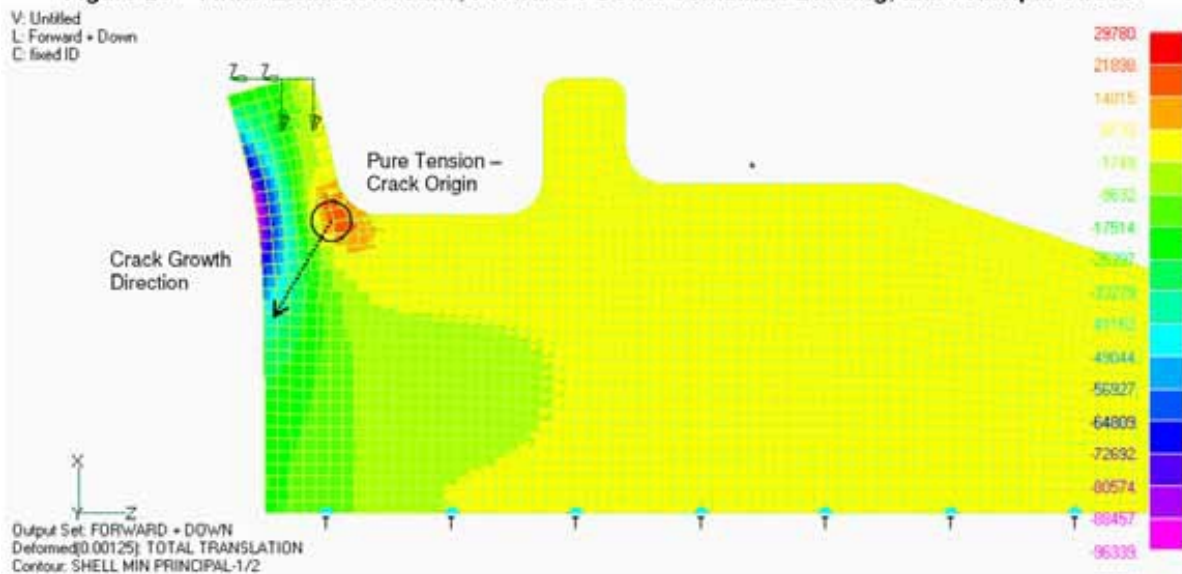


圖 2.3-5 向前及向下之合應力產生模式 1 裂縫

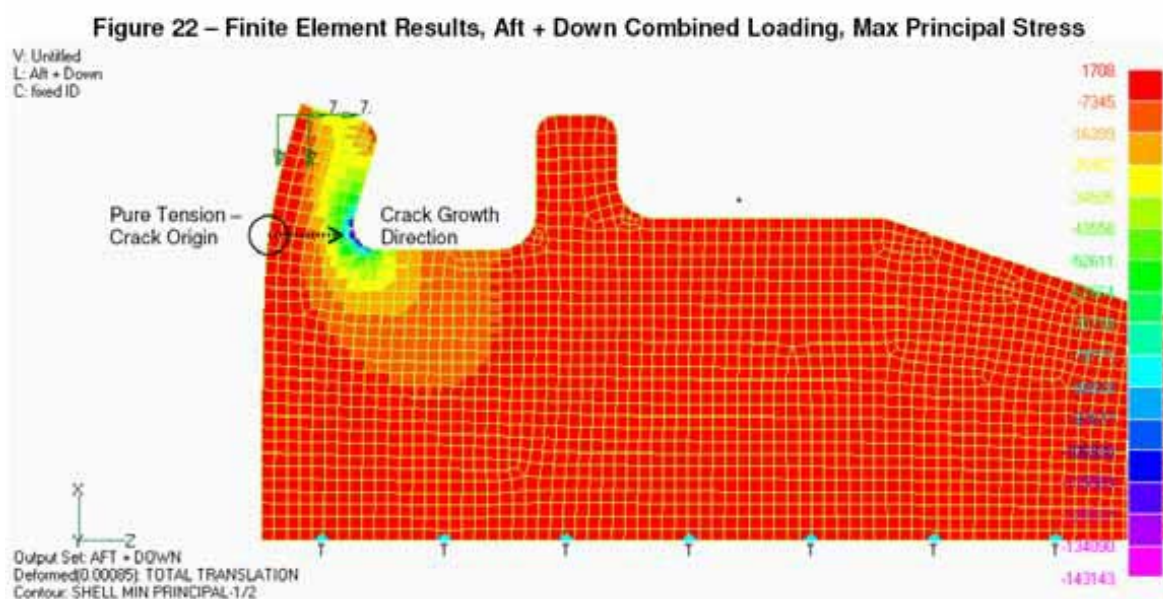
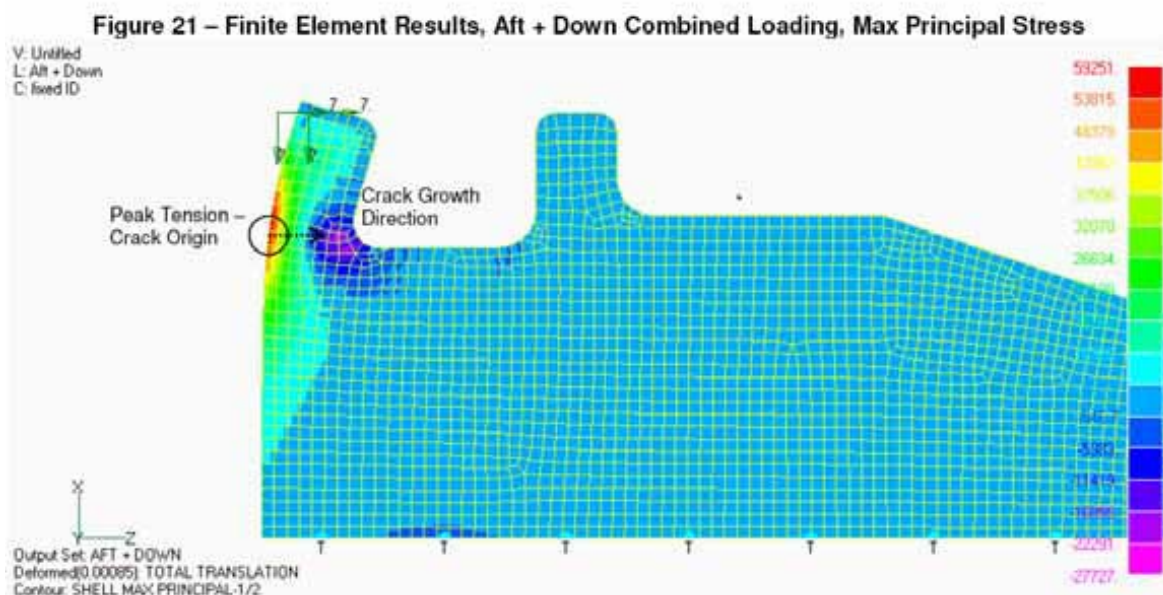


圖 2.3-6 向後及向下之合應力產生模式 2 裂縫

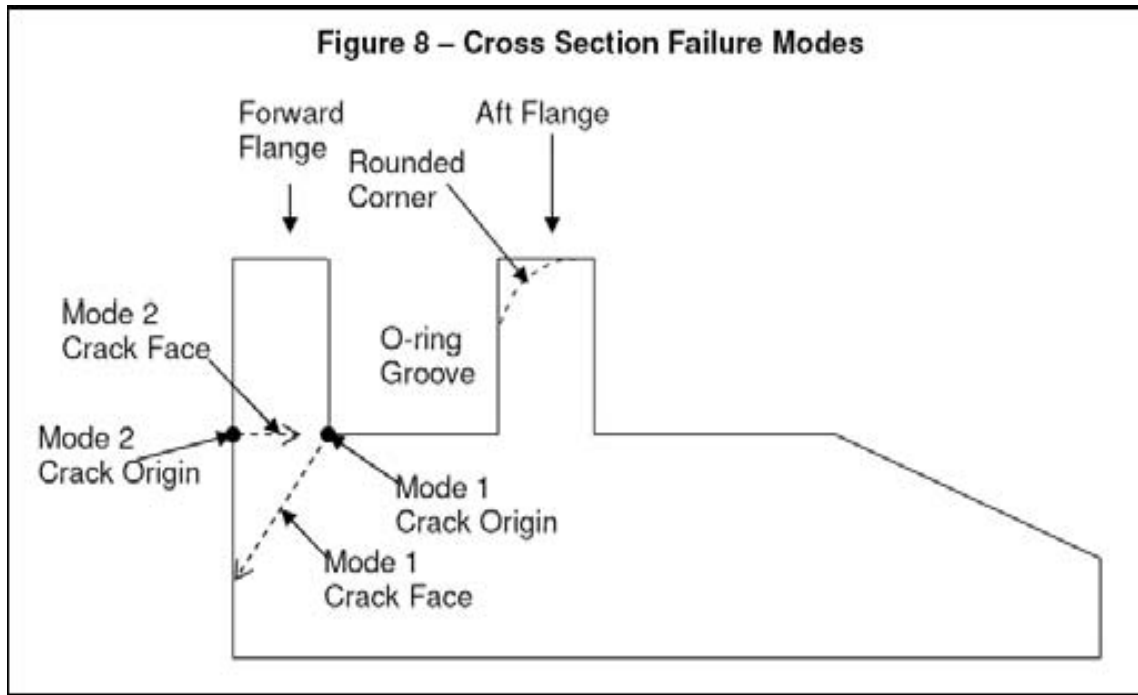


圖 2.3-7 凸緣裂縫模式

2.3.1.3 中心線不正與偏斜

廢水櫃於安裝時，如果該兩管不但中心線不正，且中心線亦偏斜（詳圖 2.3-8），則在套管內之兩管凸緣將負載兩種應力之合力。參考 1.6.5 節，表 1.6-4 廢水櫃出口管接頭間距與附錄八廢水櫃原廠報告，3 具廢水櫃出口管前後凸緣受損位置與情形比對其間距，並無一定模式及關係。1.16.4 節原廠報告結論「6.證據顯示管路凸緣曾受管夾組件造成之持續性及錯綜性之應力壓擠」，顯示廢水櫃出口管前後凸緣受損情形係受複雜應力之影響。

前節波音公司提供之測試報告並未提及兩中心線不正且接合面歪斜狀況之測試。

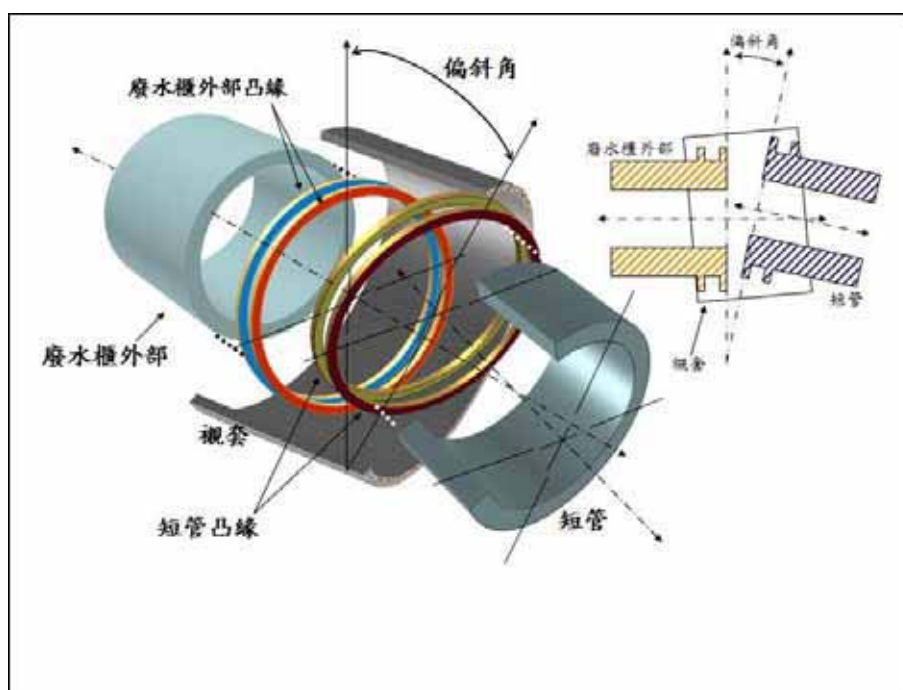


圖 2.3-8 兩管中心線不正及偏斜

2.3.1.4 管間距

廢水櫃與出口管相接合時，接合面兩管凸緣間距規格之相關波音文件如下：

1. 依據波音公司 737-X 型機工程圖編號 417A8630 廢水櫃出口與廢水排放管接合凸緣間之標示距離為 0.1500 吋（詳圖 1.6-5），惟在 737-800 型機飛機維護手冊中並未說明或標示該尺寸。廢水櫃出口與短管接合為管線對正之設計（詳圖 1.6-5）。
2. 波音信函說明該間距為 0.15 吋，波音公司計畫將此數據以特別附註方式併入飛機維護手冊中。
3. 華航詢問波音，廢水櫃出口處間距量測數據為 0.26 吋，超過工程圖所規定之標示距離 0.15 吋是否可被接受，波音答覆，只要固定夾可安裝定位即可。

華航與波音經過信函溝通後確定間距為 0.15 吋，波音也準備將其規範於飛機維護手冊中，最後於獲知現場量測紀錄後，波音信函再提供「只要固定夾可安裝定位即可」的規範，如果「只要固定夾可安裝定位即可」的規範於實際作業中較

為可行，飛安會建議應將此務實性規範取代理論性 0.15 吋之間距規範，納入飛機維護手冊中。

現場量測紀錄顯示機隊中廢水櫃管間距多與波音文件規定不符，但卻符合「只要固定夾可安裝定位即可」的規範，亦無證據顯示凸緣裂縫係因此造成。

2.3.1.5 襯套內徑之壓痕

飛機編號#7 球形閥端襯套，內側有短管與球形閥兩組凸緣的壓痕，靠近短管處的一組較深而明顯，靠近球形閥一側的壓痕則較模糊（詳圖 2.3-9）。



圖 2.3-9 襯套內側之凸緣壓痕

廢水櫃出口端襯套因廢水櫃出口為塑膠材質，質地較軟，未能在襯套內徑留下壓痕；球形閥接頭為金屬材質，質地較硬，在襯套內徑留下壓痕，雖非於廢水櫃出口端，但因其所受環境與廢水櫃出口端襯套極為相似，其呈現之情形可為研判廢水櫃出口端情況之參考。

球形閥端襯套，其內徑留下兩組壓痕均呈現歪斜的狀態，其中靠襯套內側者在襯套上壓出圓弧角約 100 度的壓痕，而靠外側者約壓出圓弧角約 170 度的壓痕，兩組壓痕一左一右分佈於不重疊的圓周，證明短管中心線與襯套中心線非在一直

線上而有偏斜角度存在。另觀察短管外凸緣壓痕之起始端點恰與內凸緣壓痕之起始端點相交會，此現象類似 1.16.4 節原廠報告結果「5. 模式 1 及模式 2 之裂縫相互接近顯示凸緣曾受有一支點之彎曲應力」。

2.3.2 廢水櫃出口凸緣材質

廢水排放管路在短管兩端的接合方式一致且接頭尺寸相同，短管接合球形閥端未曾發現有滲漏案例，究其原因應係該端兩處管路凸緣與襯套皆為不銹鋼材質，雖因施工方法或品質如中線偏移或角度不正等而產生應力，但材料強度可以容忍，廢水櫃出口管凸緣為塑膠材質，因無法承受廢水系管路安裝產生之複雜應力而斷裂，如果廢水櫃出口凸緣使用之塑膠材質改為金屬材質，在類似的安裝環境下有提升可靠性的效果。

2.3.3 化學蝕銹的影響

該後貨艙區域 S-23L~S-23R BS727~BS888 之蒙皮，係依照波音 164A3231-8 工程圖說（圖 1.12-10），依據 BAC5772, TYPE II 化學蝕銹法，由 0.1 吋厚度鋁板加工至 0.063 吋，原材料內面之純鋁層隨之去除，後續以氧化膜化學處理再以防鏽底漆和防鏽劑施用，觀察後貨艙地板下其他結構之狀況良好，無證據顯示該工法與本案有關。

2.3.4 止裂帶結構效益

參照圖 1.12-10 可以得知，在本事故中裂縫由 BS 839.2 延伸至 BS 869.7，已經通過 BS 847（上方蒙皮蝕銹至 0.080 吋）以及 BS 847 前方 S-27L 內側（下方蒙皮蝕銹至 0.071 吋）兩個加厚區域之間的較薄蒙皮（0.063 吋厚）的狹小區間，理論上將兩處加厚至 0.071~0.080 吋的區域相連，形成止裂帶（Tear Strap）往下貫穿 S-27L 左右兩側，如此可以避免或減緩沿 S-27L 成長之裂縫跨越 BS 847，但就

本事故中之裂縫係肇因於蒙皮之嚴重腐蝕而非單純的過載破壞⁹，無證據顯示該設計與本案有關。

2.4 維修作業

該型機之維護計畫（AMP）係依據 MRBR 及 MPD 訂定，分為區域性檢查計畫、結構檢查計畫及系統檢查計畫三類，經查與該結構蒙皮失效處有關之檢查計畫為區域性檢查計畫及結構檢查計畫。

2.4.1 區域性檢查計畫

區域性檢查計畫之設計為將待檢區域以區塊劃分，各區塊分別實施檢查，檢查目標及目的為發現該區域內結構件之劣化及系統件之滲漏或鬆動等情形，一但發現即予改正。

2.4.1.1 作業模式

MRBR 53-840-00、MPD 53-840-00 及 AMP 53-840-00 後貨艙地板下區域性檢查，檢查週期為每 13,000 個飛行週期或每 5 年檢查乙次，事故發生於民國 96 年 9 月 20 日，華航於民國 94 年 1 月執行該項檢查，無法證明檢查當時結構蒙皮腐蝕狀況是否即已存在，波音 9 採用表 1.16-1 採樣點位置最接近 BS847 的試片編號 3-3，平均殘餘厚度 0.0178 吋計算。

信函說明該項工單不須拆除隔熱棉，若依此作業模式，即使當時結構蒙皮腐蝕狀況即已存在，亦不能發現隔熱棉下方蒙皮結構之鏽蝕。飛安會認為現行區域性檢查之作業模式，不足以發現隔熱棉下方結構蒙皮之鏽蝕龜裂。

2.4.1.2 因果區域相異

廢水櫃艙區域為 141 區，檢查該區域之 AMP 項目編號為 53-838-00；後貨艙

⁹ 採用表 1.16-1 採樣點位置最接近 BS847 的試片編號 3-3，平均殘餘厚度 0.0178 吋計算。

地板下區域為 143 區，檢查該區域之 AMP 項目編號為 AMP 53-840-00；兩者並不在同處，亦非同時施工，若單純依據工單所示，即使執行 53-838-00，141 區廢水櫃區域性一般目視檢查，發現廢水櫃滲漏，進而檢查隔熱棉下蒙皮結構，然因滴漏位置位於左側機艙，滴漏廢水隨機艙弧度造型流往 143 區較低處之地板結構，141 區廢水滲漏處之結構因無廢水蓄積而未發生腐蝕，隔熱棉拆除後檢查結果亦為正常，如此，該檢查及相關影響之聯想自此中斷，因此亦不會執行 143 區後貨艙地板下區域性目視檢查，滲漏之廢水依機腹內部結構形狀分佈並匯集於各低窪及凹陷區域，繼續侵蝕結構而無從得知，即使得知或同時有執行 AMP 項目編號 53-840-00，143 區後貨艙下地板區域性一般目視檢查，但在隔熱棉覆蓋下之檢查模式亦無法探知下方結構之變異。

依據上述分析，該兩項檢查項目因機腹結構造型差異及位置高低變化而發生不尋常之狀況，於 141 區發生廢水滲漏之高處未發生結構鏽蝕，滲漏之廢水卻於相鄰右前方之 143 區低處匯集產生鏽蝕，區域性一般目視檢查時按波音建議不拆除覆蓋於結構上之隔熱棉，亦無從得知結構之變異。因此飛安會認為華航執行區域性或結構性之一般目視檢查必須以此為鑑，執行 AMP 項目編號 53-838-00，141 區廢水櫃之區域性目視檢查時，一旦發現廢水櫃接頭下方隔熱棉污漬，不論該區是否發現鏽蝕，即刻要有執行 143 區後貨艙地板下結構性檢查之聯想，反之，如果執行 AMP 項目編號 53-840-00，143 區後貨艙下地板結構性檢查，發現蒙皮腐蝕即刻要有執行 141 區廢水櫃區域性檢查之聯想，並立刻執行。最好於例行 AMP 53-840-00，143 區後貨艙下地板區域性一般目視檢查時，皆能拆除低窪處之隔熱棉直接目視結構蒙皮，以期及早發現徵候，防止類似蒙皮腐蝕情形再發生。

2.4.2 結構性檢查計畫

結構性檢查計畫之設計為將待檢區域以區塊劃分，各區塊分別實施檢查，檢查目標及目的為發現該區域內結構件之劣化情形，一但發現即予改正。

1.6.3.2 節 FAA MRBR 53-250-00、波音 MPD 53-250-00 及華航 AMP

53-250-00 ACCESS NOTE: 「Remove cargo floor panels and scuff plates, Remove/Displace insulation blankets as required.」。

依據上述章節，該結構檢查工單內容說明，該區域隔熱棉為視需要拆除，華航作業時亦將拆除覆蓋於結構蒙皮上之隔熱棉，檢查人員可直接目視結構，如有類似結構損害將可順利發現並予處理，於事件發生時飛機機齡為6年7個月，尚未達首次檢查之門檻，於事故前尚未執行結構檢查。該檢查之設計時程未能於類似結構失效前探知該處結構情況避免類似情況發生。

2.4.3 維護計畫

綜上所述，依據現行 FAA MRBR、波音 MPD 及華航 AMP 之設計，執行首次8年結構性檢查方須移除隔熱棉，檢查人員始可直接目視結構蒙皮，但因未達首次執行檢查之門檻，未能偵測失效蒙皮結構情況；雖於事故前在該區執行過一次區域性檢查，但因毋須移除隔熱棉，以致未能發現當時結構損害是否即已存在，因此無論 FAA MRBR、波音 MPD 及華航 AMP 之結構性檢查計畫或是區域性檢查計畫，皆不足以防範並偵測類似結構組件腐蝕失效之情形。

各航空公司的 AMP 係以飛機製造公司提供之 MPD 為基礎，並融入當地民航法規要求及其自身之經驗與需求發展成，波音 MPD 也是完全參照 FAA MRBR 維護項目製作而成，顯示監理機關 FAA 頒布之 MRBR 並未考量類似之問題，飛機製造公司波音頒布之 MPD 亦未察覺類似之問題，而飛機使用人華航於本事故前亦無類似之經驗，因此製作之 AMP 亦不足以偵測並防範類似失效情形。

2.4.4 廢水對蒙皮腐蝕之影響

2.2.1 節顯示廢水系統滲漏之廢水係為該機結構蒙皮腐蝕之原因。中科院材料測試報告結論「3.由蒙皮腐蝕粉末所淬取的溶液中，發現主要為醋酸根離子及氯離子。此兩者中，又以氯離子造成的腐蝕危害最大，為主要關鍵。4.離子層析結果發現，飛安會檢送的廢水系統清洗液與由蒙皮腐蝕粉末所淬取的溶液，兩者的

陰離子成份相同。」；1.16.3 節清洗劑檢驗結果，廢水系統清洗劑（10%醋酸溶液）及用於稀釋冰醋酸之地下水含 10 ppm 以上的氯離子；1.16.3 節管路消毒之 5% 漂白水檢驗結果，漂白水含有氯成份，但此有機氯造成的腐蝕危害遠小於氯離子，且漂白水使用量及次數遠小於管垢清除作業；以上發現顯示廢水為蒙皮及結構腐蝕之主要物質。

而後貨艙蒙皮於原廠製造過程經化學蝕銑法，將抗腐蝕性較佳之純鋁層去除，留下抗腐蝕性較差之鋁合金，蒙皮表面雖有作防鏽處理，但是廢水滲漏至後貨艙蒙皮後，長期匯集於後貨艙低窪處，廢水水分蒸發加上長期累積，造成氯離子濃度增加，導致蒙皮防鏽層失去作用，最後造成鋁合金腐蝕剝離。因該機廢水櫃發生滲漏期間每日廢水滲漏量之多寡及其濃度無法得知，蒙皮及結構發生鏽蝕期間艙底累積廢水之蒸發量及氯離子濃度變化之情形亦無法得知，故無法具體推測蒙皮腐蝕之速率，亦無法推算廢水櫃滲漏發生之時間。

2.5 座艙語音記錄器斷電分析

依據「飛航事故調查法」第 12 條之規定：「飛航事故發生後，航空器使用人於該航空器降落後應採取必要措施，以確保座艙語音記錄器內資料之完整。」以及「航空器飛航作業管理規則」第 111 條之規定：「飛航紀錄器應於飛航前開啓，不得於飛航中關閉。但於航空器失事、航空器重大意外或航空器意外事件發生後，應於飛航中止時即關閉飛航紀錄器，於取出紀錄前，不得再開啓飛航紀錄器。」

由第 1.11.2 節飛航資料記錄器資料，落地時間為 1326:09 時，發現機腹裂縫時間約為 1352:05 時，而 CVR 被抹除時間為 1512:48 時，之後 CVR 持續記錄，直到 1539:15 時 CVR 記錄終止（落地後 133 分又 06 秒，發現機腹裂縫後 107 分又 10 秒）。CVR 語音資料經還原後，檢視 1512:48 時至 1539:15 時之語音資料，並無發現與事故有關之任何語音。

依據「飛航事故調查法」及「航空器飛航作業管理規則」規定，當疑似飛航

事故發生後，航空器使用人應該採取措施以停止 CVR。本會認為華航相關人員在本次事故中，未依「飛航事故調查法」第 12 條以及「航空器飛航作業管理規則」第 111 條之規定，於飛航事件發生後執行 CVR 斷電程序，以確保座艙語音記錄器內資料之完整。

2.6 飛航操作

駕駛員皆持有適當證照，符合民用航空局有關法規要求。

依飛航資料記錄器資料顯示，未發現駕駛員操作與本次飛航事故有關之異常狀況。

2.7 天氣因素

天氣資料顯示事故當日琉球群島北部至日本東北地區受高壓影響，天氣良好，無雲幕；飛航資料記錄器資料及駕駛員訪談資料顯示該機操作未受異常天氣影響，事故肇因排除天氣因素。

第三章 結論

本章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。

其它發現

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 與可能肇因有關之調查發現

1. 塑膠材質之廢水櫃出口管凸緣，因無法承受廢水系管路安裝產生之複雜應力而斷裂。(2.3.2)
2. 廢水櫃出口管凸緣斷裂處滲漏之廢水長期於機腹內部低窪處匯集、蒸發，使氯離子濃度增加，造成蒙皮結構嚴重腐蝕，殘餘強度不勝航空器運作過程中產生之環狀應力，形成 30 吋（77 公分）之裂縫。(2.1) (2.2)

3.2 與風險有關之調查發現

1. 依現行美國聯邦航空總署 (FAA) MRBR 及波音 MPD 之設計，結構性檢查計畫雖具須移除隔熱棉之程序，使檢查人員可直接目視發現失效結構蒙皮，但因未屆 8 年期限，未能偵測出蒙皮結構失效情況；另雖於事故前在該區執行過一次區域性檢查，但因毋須移除隔熱棉之作業模式，以致未能發現當時結構損害是否即已存在。因此無論現行結構性檢查計畫或區域性檢查計畫，皆不足以偵測並防範類似結構組件腐蝕失效之情形 (2.4.3)
2. 現行華航 AMP 係完全參照 FAA MRBR、AD 及波音 MPD 等基本維護項目而製作，本事故前華航並無類似之經驗，因此華航 AMP 尚不足以偵測並防範類似失效情形。(2.4.3)
3. 廢水櫃艙區域性檢查之 AMP 項目編號為 53-838-00，工單定義該區為 141 區，後貨艙地板下區域性檢查之 AMP 項目編號為 53-840-00，工單定義該區為 143 區，兩者並不在同處，亦非同時施工，該兩份工單因機腹結構造型差異及位置高低變化，於 141 區廢水滲漏之較高處未發生結構鏽蝕，滲漏之廢水卻於相鄰之 143 區低處匯集產生鏽蝕，該區域性檢查係按波音建議，毋須拆除覆蓋於結構上之隔熱棉，屬一般目視檢查，故無從得知結構之變異。(2.4.1.2)

3.3 其它調查發現

1. 檢查華航 737-800 機隊廢水櫃出口管路之安裝，發現其管路接頭皆有中心線不正及偏斜之現象。(2.3.1)
2. 該機隊 3 具廢水櫃出口管路前後凸緣受損位置與情形，並無一定模式及關係，顯示廢水櫃出口管前後凸緣受損情形係受複雜應力之影響。(2.3.1.3)
3. 現場量測紀錄顯示機隊中廢水櫃管路間距多與波音工程圖規定不符，但卻合於波音信函「只要固定夾可安裝定位即可」的說明，亦無證據顯示凸緣裂縫係因此造成。(2.3.1.4)
4. 失效蒙皮之離子層析檢測結果，顯示廢水為蒙皮及結構腐蝕之主要物質。(2.4.4)
5. 失效蒙皮於原廠製造過程經化學蝕銹法，將抗腐蝕性較佳之純鋁層去除，留下

之鋁合金表面雖作有防鏽處理，但廢水滲漏後長期匯集於後貨艙低窪處，廢水水分蒸發加上長期累積，造成氯離子濃度增加，導致蒙皮防鏽層失去作用，最後造成鋁合金腐蝕剝離。(2.4.4)

6. 該機廢水櫃發生滲漏期間，每日廢水滲漏量之多寡及其濃度無法得知，蒙皮及結構發生鏽蝕期間艙底累積廢水之蒸發量及氯離子濃度變化之情形亦甚難得知，故無法具體推測蒙皮腐蝕之速率，亦無法推算廢水櫃滲漏發生之時間。(2.4.4)
7. 該機維修紀錄無異常登錄，區域性檢查均按 AMP 於期限內執行完成。(1.6.3)
(1.6.3.3)。
8. 本次事故發生後，華航相關人員未按規定即時關閉飛航記錄器，未能保存座艙語音記錄器資料之完整。(2.5)
9. 駕駛員皆持有適當證照，符合民用航空局有關法規要求。
10. 本次事故肇因排除飛航組員操作及天氣因素。(2.7)
11. 桃園機場機坪攝影紀錄未顯示該機機腹蒙皮裂縫係起因於機坪作業不當所致。(1.10.1)

本頁空白

第四章 飛安改善建議

本章包括調查過程中提出之期中飛安通告，及依據調查結果而提出之飛安改善建議，並納入各相關機關（構）於調查過程中已完成或進行之改善措施，惟本會並未對其所提列之飛安改善措施進行驗證。

4.1 期中飛安通告

編號：ASC-IFSB-07-12-002

通告日期：民國 96 年 12 月 26 日

1. 檢查航空器廢水系統管路接頭及滲漏廢水流經及蓄積處結構之妥善性。
2. 擬定政策避免類似事件再發生。

4.2 飛安改善建議

致中華航空公司

1. 執行工單 AMP 53-838-00，141 區廢水櫃艙之區域性一般目視檢查時，一旦發現廢水櫃接頭下方隔熱棉污漬，應即刻執行 143 區後貨艙地板下結構性檢查，於執行 AMP 53-840-00，143 區後貨艙地板下區域性一般目視檢查時，以能直接目視低窪處結構之方式執行。(ASC-ASR-09-09-001)
2. FAA MRBR 及波音 MPD 之設計，其結構性檢查計畫雖須移除隔熱棉，檢查人員可直接目視發現失效結構蒙皮，但因未屆規定之 8 年期限，未能偵測出蒙皮結構失效情況；另雖於事故前在該區執行過一次區域性檢查，但因毋須移除隔熱棉，以致未能發現當時結構損害是否即已存在。因此無論結構性檢查計畫或是區域性檢查計畫，皆無法防範並偵測類似結構組件腐蝕失效之情形。華航 AMP 係完全參照波音 MPD 而製作，亦無法偵測並防範類似失效情形，華航應依據本事故經驗研擬對策，彌補現行 AMP 未能偵測及防範類似結構失效之缺失。(ASC-ASR-09-09-002)

航空器使用人回覆本改善建議說明如下：

‘華航對於修護計畫改善措施共計3項，(1)738機隊於每RE check (500FH)定期執行廢水箱滲漏檢查。(2)738 AMP 53-838-00執行週期已由原24個月改為12個月，並要求拆開隔熱棉檢查。(3)738 AMP 53-840-00執行週期已由原60個月改為24個月，並要求拆開隔熱棉檢查。’

3. 落實「飛航事故調查法」第12條之規定及「航空器飛航作業管理規則」第111條之規定，於飛航事件發生後確實執行CVR斷電程序。(ASC-ASR-09-09-003)

致交通部民用航空局

1. 現行FAA MRBR及波音MPD之設計，結構性檢查計畫雖須移除隔熱棉，檢查人員可直接目視發現失效結構蒙皮，但因未屆規定之8年期限，未能偵測出蒙皮結構失效情況；區域性檢查計畫雖於事故前在該區執行過一次檢查，但因未移除隔熱棉之作業模式，以致未能發現當時結構損害是否即已存在，因此無論結構性檢查計畫或是區域性檢查計畫，皆無法防範並偵測類似結構組件腐蝕失效之情形。華航AMP係完全參照波音MPD而製作，亦無法偵測並防範類似失效情形，民航局應督導華航依據本事故經驗研擬對策，彌補現行AMP未能偵測及防範類似結構失效之缺失。(ASC-ASR-09-09-004)

交通部民用航空局回覆本改善建議說明如下：

‘本局已於97年2月12日以標準二字第0970003888號函核准該公司維護計畫之修訂，AMP 53-838-00執行週期已由原24個月改為12個月，並要求拆開隔熱棉檢查；738 AMP 53-840-00執行週期已由原60個月改為24個月，並要求拆開隔熱棉檢查，交付執行。’

2. 督導華航落實飛航事件發生後CVR斷電程序之執行。(ASC-ASR-09-09-005)

交通部民用航空局回覆本改善建議說明如下：

‘本局已於航空器飛航作業管理規則第111條第2項規範飛航紀錄器應於飛

航前開啓，不得於飛航中關閉。但於航空器失事、航空器重大意外或航空器意外事件發生後，應於飛航中止時即關閉飛航紀錄器，於取出紀錄前，不得再開啓飛航紀錄器。該公司亦已將其規範於其企業安全手冊 8.2.2 及航務手冊 10.2 章節內要求其飛航組員遵守之。’

致波音飛機製造公司

1. 改善廢水櫃出口凸緣材質，使能承受因管路安裝產生之預載應力而避免損壞。在材質改善完成前，要求確保廢水櫃出口管與廢水排放管之接頭安裝妥當，於施工時應避免管路中心線不正及偏斜之現象，以消除或減低接頭處產生之應力，避免造成廢水櫃出口凸緣擠壓破壞。飛機維護手冊安裝廢水櫃出口凸緣之間距規範，應納入「只要固定夾可安裝定位即可」之務實性規範，取代 0.1500 吋之設計規範。(ASC-ASR-09-09-006)
2. 現行波音 MPD 之設計，結構性檢查計畫雖須移除隔熱棉，檢查人員可直接目視發現失效結構蒙皮，但因未屆規定之 8 年期限，未能偵測蒙皮結構失效情況；另雖於事故前在該區執行過一次區域性檢查，但因毋須移除隔熱棉，以致未能發現當時結構損害是否即已存在。因此無論結構性檢查計畫或是區域性檢查計畫，皆無法防範並偵測類似結構組件腐蝕失效之情形，波音應依據本事故經驗研擬對策，彌補現行 MPD 未能偵測及防範類似結構失效之缺失。(ASC-ASR-09-09-007)

波音於 2008 年 1 月 3 日，對 737-600/700/800/900 機型使用人發布通告(Multi Operator Message, MOM) 號碼: 1-725906264-1, 標題: Vacuum Waste Tank Drain Fitting Inspection, 建議所有該型機業者對廢水櫃出口管接頭，未完成材質修改前，安裝臨時性止洩帶及定期目視檢查 (詳附錄十二)。

致美國聯邦航空總署

1. 維護審查會 (MRB) 應重新檢視波音 737 系列型機之 MRBR，並按本案須要修訂項目內容以確保從廢水系統的洩漏可在類似結構腐蝕前及早偵測，檢視內

容應包含檢查時距之分析、檢查程序是否須要改變（拆除隔熱棉）以及是否須要更詳盡的檢查工作內容描述（工卡）。（ASC-ASR-09-09-008）

附 錄

- 附錄一 波音 737 系列型機維護計畫文件
- 附錄二 間距量測與角度求解
- 附錄三 CI7552 落地後實施過境檢查時之座艙語音記錄器抄件
- 附錄四 CI7552 飛航參數繪圖
- 附錄五 中科院材料檢測與試驗測試報告
- 附錄六 台科大材料科技研究所金相試片結果
- 附錄七 廢水系統之清洗劑檢驗報告
- 附錄八 廢水櫃原廠檢測報告
- 附錄九 腐蝕過程
- 附錄十 華航修訂於每 RE check 定期執行廢水櫃滲漏檢查工單
- 附錄十一 華航修訂 AMP 53-838-00 工單之執行週期
- 附錄十二 波音與華航有關 737 機型廢水櫃接頭檢查通告信函
- 附錄十三 (A)華航提出之損傷報告
- 附錄十三 (B)華航與波音聯繫電郵資料

本頁空白

附錄一 波音 737 系列型機維護計畫文件

1-1 FAA 維護計畫文件編號 MRBR 53-250-00



737-600/700/800/900 MAINTENANCE REVIEW BOARD REPORT
STRUCTURAL MAINTENANCE PROGRAM

MRB ITEM NUMBER	P G M	ZONE	ACCESS	INTERVAL		APPLICABILITY		TASK DESCRIPTION
				THRESHOLD	REPEAT	APL	ENG	
53-250-00	S	143 144	S1402 NOTE	8 YR 24000 FC NOTE	6 YR 18000 FC NOTE	ALL	ALL	<i>INTERNAL - GENERAL VISUAL: Aft Bilge</i> Inspect aft bilge skin panels (skins, frames, stringers), longitudinal lap splices, circumferential skin and stringer splices, (note: located at Sta 7271 for -900 and 727L for -900ER models); Sta 727 bulkhead and pressure web, and cargo door cutout surround structure in bilge. INTERNAL NOTE: Whichever comes first. ACCESS NOTE: Remove cargo floor panels and scuff plates. Remove/Displace insulation blankets as required.
53-260-00	S	145 146	S1403 NOTE	12 YR 36000 FC NOTE	8 YR 24000 FC NOTE	ALL NOTE	ALL	<i>INTERNAL - GENERAL VISUAL: Area Aft of Cargo Compartment</i> Inspect area aft of cargo compartment, including: 1. Skin panels (skins, frames, stringers), longitudinal lap splices, circumferential skin and stringer splices; 2. Aft entry and galley door cutout surround structure in lower lobe; 3. STA 1016 bulkhead, including chords, pressure web, stiffeners, chord/web attachments; 4. Stringer splice fittings and tension bolts at STA 1016. AIRPLANE NOTE: Task not applicable to -900ER and -800 with Flat Pressure Bulkhead installed. INTERNAL NOTE: Whichever comes first. ACCESS NOTE: Remove aft cargo compartment aft bulkhead panel and potable water tank. Remove/displace insulation blankets as required.

Feb 05/2007

D626A001-MRBR

STRUCTURES
PAGE 3.1-17

BOEING PROPRIETARY - Copyright © Unpublished Work - See title page for details

Boeing Confidential Commercial Information for the exclusive use of the NTSB and Investigation Participants - No Public Release -

1-2 波音 MPD 53-250-00

MPD ITEM NUMBER	AMM REFERENCE	P G M	NOME	ACCESS	INTERVAL		APPLICABILITY		MAN- HOURS	TASK DESCRIPTION
					THRES.	REPEAT	APL	ENG		
53-250-00	51-05-01-210 53-05-03-210	S	143 144	S1402 NOTE	8YR 24000 FC NOTE	6YR 18000 FC NOTE	ALL	ALL	2.50	<i>INTERNAL - GENERAL VISUAL: Aft Bilge</i> Inspect aft bilge skin panels (skins, frames, stringers), longitudinal lap splices, circumferential skin and stringer splices, (note: located at Sta 7271 for -900 and 727L for -900ER models); Sta 727 bulkhead and pressure web, and cargo door cutout surround structure in bilge. INTERNAL NOTE: Whichever comes first. ACCESS NOTE: Remove cargo floor panels and scuff plates. Remove/Displace insulation blankets as required.

1-3 華航 AMP 53-250-00

OF	ITEM NO	TSCODE	JOB TITLE	INTERVAL	SOURCE	EFFECTIVITY	REV DATE
09	53-250-00	E2	INTERNAL - GENERAL VISUAL: AFT	T:	MRBR	ALL	NOV 27/06
		CP	BILGE	8 YR	CPC		
0			INSPECT AFT BILGE SKIN PANELS (SKINS, FRAMES, STRINGERS), LONGITUDINAL LAP SPLICES, CIRCUMFERENTIAL SKIN AND STRINGER SPLICES, (NOTE: LOCATED AT STA 727I FOR -900 AND 727L FOR -900ER MODELS); STA 727 BULKHEAD AND PRESSURE WEB, AND CARGO DOOR CUTOUT SURROUND STRUCTURE IN BILGE.	I: 24000 FC 6 YR 18000 FC NOTE			
			INTERVAL NOTE: WHICHEVER COMES FIRST.				
			ACCESS NOTE: REMOVE CARGO FLOOR PANELS AND SCUFF PLATES. REMOVE/DISPLACE INSULATION BLANKETS AS REQUIRED.				

2-1 FAA MRBR 53-838-00



737-600/700/800/900 MAINTENANCE REVIEW BOARD REPORT
ZONAL MAINTENANCE PROGRAM

MRB ITEM NUMBER	ZONE	ACCESS	INTERVAL		APPLICABILITY		TASK DESCRIPTION
			THRESHOLD	REPEAT	APL	ENG	
53-834-00	141 142	822 NOTE	36000 FC 12 YR NOTE	36000 FC 12 YR NOTE	ALL	ALL	<i>INTERNAL - ZONAL (GV):</i> Aft Cargo Compartment Perform an internal zonal inspection (gv) of the aft cargo compartment - section 46 and 47 (part), sta 727 to sta 947.5. INTERVAL NOTE: Whichever comes first. ACCESS NOTE: Sidewall panels removal required.
53-836-00	142	822	1500 FC 180 DY NOTE	1500 FC 180 DY NOTE	ALL	ALL	<i>EXTERNAL - ZONAL (GV):</i> Aft Cargo Door Surround Structure Fittings and Stops Perform an external zonal inspection (gv) of the aft cargo door surround structure fittings and stops - section 46, sta 827. INTERVAL NOTE: Whichever comes first.
53-838-00	141	822 NOTE	5500 FC 24 MO NOTE	5500 FC 24 MO NOTE	ALL	ALL	<i>INTERNAL - ZONAL (GV):</i> Aft Cargo Compartment Vacuum Waste Compartment Perform an internal zonal inspection (gv) of the aft cargo compartment vacuum waste compartment. INTERVAL NOTE: Whichever comes first. ACCESS NOTE: Vacuum waste compartment panels removal required.
53-840-00	143 144	822 NOTE	13000 FC 60 MO NOTE	13000 FC 60 MO NOTE	ALL	ALL	<i>INTERNAL - ZONAL (GV):</i> Area Below Aft Cargo Compartment Perform an internal zonal inspection (gv) of the area below the aft cargo compartment - section 46 and 47 (part), sta 727 to sta 947.5. INTERVAL NOTE: Whichever comes first. ACCESS NOTE: Center floor panels removal required. Cargo loading system removed/ displaced as required.

Feb 05/2007

D626A001-MRBR

ZONAL
PAGE 4.1-14

BOEING PROPRIETARY - Copyright © Unpublished Work - See title page for details
Boeing Confidential Commercial Information for the exclusive use of the NTSB and Investigation Participants - No Public Release -

2-2 波音 MPD 53-838-00

MPD ITEM NUMBER	AMM REFERENCE	ZONE	ACCESS	INTERVAL		APPLICABILITY		MAN-HOURS	TASK DESCRIPTION
				THRES.	REPEAT	APL	ENG		
53-838-00	05-41-01-210	141	822 NOTE	5500 FC 24 MO NOTE	5500 FC 24 MO NOTE	ALL	ALL	0.25	<i>INTERNAL - ZONAL (GV):</i> Aft Cargo Compartment Vacuum Waste Compartment Perform an Internal zonal Inspection (gv) of the aft cargo compartment vacuum waste compartment. INTERVAL NOTE: Whichever comes first. ACCESS NOTE: Vacuum waste compartment panels removal required.

2-3 華航 AMP 53-838-00

OF	ITEM NO	TSCODE	JOB TITLE	INTERVAL	SOURCE	EFFECTIVITY	REV DATE
09	53-838-00	E2	INTERNAL - ZONAL (GV): AFT CARGO	5500 FC	MRBR	ALL	JUL 15/03
0			COMPARTMENT VACUUM WASTE	24 MO			
0			COMPARTMENT	NOTE			
0			PERFORM AN INTERNAL ZONAL				
0			INSPECTION (GV) OF THE AFT CARGO				
0			COMPARTMENT VACUUM WASTE				
0			COMPARTMENT. ZONE: 141				
0			INTERVAL NOTE:				
0			WHICHEVER COMES FIRST.				
0			ACCESS NOTE:				
0			VACUUM WASTE COMPARTMENT PANELS				
0			REMOVAL REQUIRED.				

2-4 華航 AMP 53-838-00 執行記錄

執行日期民國 95 年 11 月 24 日

WORK ORDER NUMBER		A/C-TYPE	A/C-REG.	TITLE	ISSUED BY / DATE	JOB CARD NUMBER
5B1769		738	B16805	INTERNAL ZONAL INSPECTION (GV) OF THE AFT CARGO COMPARTMENT VACUUM WASTE COMPARTMENT	J.H. LIANG FEB 10, 2006	P-1410-30-11
COST ENTER / SKILL		CREW SIZE	DOWN TIME		MHRS	CHECKED BY
QC		1	1	1		EVENT AV 2
PFM. BY	INSP.	JOB DESCRIPTION				
		<p>ZONAL MPD ITEM: 53-838-00 INTERNAL - ZONAL (GV) AFT CARGO COMPARTMENT VACUUM WASTE COMPARTMENT</p> <p>ACCESS PANELS/DOORS: 822</p> <p>ACCESS PANELS NOTE: VACUUM WASTE COMPARTMENT PANELS REMOVAL REQUIRED.</p> <p>DEFINITION OF ZONAL VISUAL INSPECTION</p> <p>A GENERAL VISUAL INSPECTION OF:</p> <ol style="list-style-type: none"> (1) ALL VISIBLE PARTS OF STRUCTURE BY LOOKING FOR DEGRADATION SUCH AS DAMAGE, CHAFING, DEFORMATION, CORROSION, LEAKS, CRACKS, AND GENERAL CONDITION OF FASTENERS. (2) ALL VISIBLE SYSTEM INSTALLATIONS (E.G. WIRING, DUCTING, TUBING, PLUMBING, PULLEYS, BEARINGS, FITTINGS, BRACKETS, ELECTRICAL BONDING, ETC.) AND COMPONENTS, (E.G. ACTUATORS, ACCUMULATORS, VALVES, LIGHTS, ETC.) FOR DETERIORATION/IRREGULARITY SUCH AS DAMAGE, FAILURE LEAKS, MISSING PARTS, CORROSION AND PROPER ATTACHMENT. (3) ALL OPENED AND REMOVED ACCESS DOORS AND PANELS WHERE LISTED. (4) WHENEVER PHYSICALLY POSSIBLE, THE ZONAL INSPECTIONS WILL BE CONDUCTED WITHIN TOUCHING DISTANCE UNLESS OTHERWISE STATED. <p>THE INSPECTION TASK DOES NOT PROVIDE A SUMMATION OF ALL ITEMS TO BE INSPECTED WITHIN EACH ZONE BOUNDARY, BECAUSE IT IS CONSIDERED THAT THE PERSON HAS ADEQUATE LEVEL OF KNOWLEDGE OF THE AIRFRAME AND SYSTEM INSTALLATION. HOWEVER, THE EXTENT OF THE INTENDED AREA OF THE INSPECTION IS DEFINED BY THE ACCESS, IF ANY, LISTED WITH INSPECTION ITEM.</p> <p>DEFINITION OF EXTERNAL/INTERNAL</p> <p>INSPECTIONS ARE CLASSIFIED AS "INTERNAL" OR "EXTERNAL".</p> <p>AN INSPECTION OF THE AIRCRAFT IS CONSIDERED "EXTERNAL" PROVIDED THAT:</p> <ol style="list-style-type: none"> A) IT IS A VISUAL INSPECTION B) ACCESS IS GAINED THROUGH A DOOR OR HATCH. NO TOOLS REQUIRED C) NO REMOVAL OF FAIRINGS, LININGS, INSULATION, EQUIPMENT OR STRUCTURAL COMPONENTS ARE REQUIRED D) IT IS NOT INSIDE THE WING, FIN OR STABILIZER BOX STRUCTURE. <p>ALL OTHER INSPECTIONS NOT COVERED BY THE ABOVE DEFINITION ARE "INTERNAL".</p>				
		STATION	DATE	ACCOMPLISHED		
		TPE	11/24/2006	CAL J-382		

QP08MN082F1R2




JOB CARD

WORK ORDER NUMBER 581769	A/C-TYPE 738	A/C-REG. B16805	TITLE INTERNAL ZONAL INSPECTION (GV) OF THE AFT CARGO COMPARTMENT VACUUM WASTE COMPARTMENT	ISSUED BY / DATE J.H. LIANG FEB 10, 2006	JOB CARD NUMBER P-1410-30-11
COST ENTER / SKILL QC	CREW SIZE 1	DOWN TIME 1	MHRS 1	CHECKED BY	PAGE 2 OF 3
			AMP 53-838-00		EVENT AV 2
PFM. BY	INSP.	JOB DESCRIPTION			
	I	<p>E2 EXAMINATION 2</p> <p>GENERAL VISUAL INSPECTION USING ACCESS MEANS: IT MAY REQUIRE FOR EXAMPLE THE USE OF WORKSTANDS, DOCKS, "SNORKEL" CRANE, AND IF NECESSARY OPENING OF SPECIFIC PANELS. THIS LEVEL OF INSPECTION DOES REQUIRE ACCESS MEANS AND IS MADE UNDER NORMAL LIGHTING CONDITIONS SUCH AS DAYLIGHT, HANGAR LIGHTING, OR FLASHLIGHT. CLEANING MAY BE REQUIRED.</p> <p>PERFORM AN INTERNAL ZONAL INSPECTION (GV) OF THE AFT CARGO COMPARTMENT VACUUM WASTE COMPARTMENT. (Figure 220)</p> <p>Inspection Result: <u>SATISFACTORY</u></p>			
			STATION TPE	DATE 11.24.2005	ACCOMPLISHED



QP08MN082F1R2

執行日期民國 94 年 1 月 3 日

129

CHINA AIRLINES 

JOB CARD

WORK ORDER NUMBER 4 B1016	A/C-TYPE 738	A/C-REG. B16805	TITLE INTERNAL ZONAL INSPECTION (GV) OF THE AFT CARGO COMPARTMENT VACUUM WASTE COMPARTMENT	ISSUED BY / DATE J.H. LIANG NOV 05, 2004	JOB CARD NUMBER P-1410-30-11
COST ENTERY / SKILL QC	CREW SIZE 1	DOWN TIME 1	MHRS 1	CHECKED BY	PAGE 1 OF 3
AMP 53-838-00			EVENT AV 2		
PFM. BY	INSP.	JOB DESCRIPTION			
	I	<p>ZONAL MPD ITEM: 53-838-00 INTERNAL -ZONAL (GV): AFT CARGO COMPARTMENT VACUUM WASTE COMPARTMENT</p> <p>ACCESS PANELS/DOORS: 822</p> <p>ACCESS PANELS NOTE: VACUUM WASTE COMPARTMENT PANELS REMOVAL REQUIRED.</p> <div style="text-align: right;">  *4B1016TM-0123* B16805 </div> <p>DEFINITION OF ZONAL VISUAL INSPECTION A GENERAL VISUAL INSPECTION OF:</p> <ol style="list-style-type: none"> (1) ALL VISIBLE PARTS OF STRUCTURE BY LOOKING FOR DEGRADATION SUCH AS DAMAGE, CHAFING, DEFORMATION, CORROSION, LEAKS, CRACKS, AND GENERAL CONDITION OF FASTENERS. (2) ALL VISIBLE SYSTEM INSTALLATIONS (E.G. WIRING, DUCTING, TUBING, PLUMBING, PULLEYS, BEARINGS, FITTINGS, BRACKETS, ELECTRICAL BONDING, ETC.) AND COMPONENTS, (E.G. ACTUATORS, ACCUMULATORS, VALVES, LIGHTS, ETC.) FOR DETERIORATION/IRREGULARITY SUCH AS DAMAGE, FAILURE LEAKS, MISSING PARTS, CORROSION AND PROPER ATTACHMENT. (3) ALL OPENED AND REMOVED ACCESS DOORS AND PANELS WHERE LISTED. <p>THE INSPECTION TASK DOES NOT PROVIDE A SUMMATION OF ALL ITEMS TO BE INSPECTED WITHIN EACH ZONE BOUNDARY, BECAUSE IT IS CONSIDERED THAT THE PERSON HAS ADEQUATE LEVEL OF KNOWLEDGE OF THE AIRFRAME AND SYSTEM INSTALLATION. HOWEVER, THE EXTENT OF THE INTENDED AREA OF THE INSPECTION IS DEFINED BY THE ACCESS, IF ANY, LISTED WITH INSPECTION ITEM.</p> <p>DEFINITION OF EXTERNAL/INTERNAL INSPECTIONS ARE CLASSIFIED AS "INTERNAL" OR "EXTERNAL". AN INSPECTION OF THE AIRCRAFT IS CONSIDERED "EXTERNAL" PROVIDED THAT:</p> <ol style="list-style-type: none"> A) IT IS A VISUAL INSPECTION B) ACCESS IS GAINED THROUGH A DOOR OR HATCH. NO TOOLS REQUIRED C) NO REMOVAL OF FAIRINGS, LININGS, INSULATION, EQUIPMENT OR STRUCTURAL COMPONENTS ARE REQUIRED D) IT IS NOT INSIDE THE WING, FIN OR STABILIZER BOX STRUCTURE. <p>ALL OTHER INSPECTIONS NOT COVERED BY THE ABOVE DEFINITION ARE "INTERNAL".</p>			
		STATION TPE	DATE JAN. 03 '05	ACCOMPLISHED 	

QP08MN082F1R2


CHINA AIRLINES

JOB CARD

WORK ORDER NUMBER		A/C-TYPE	A/C-REG.	TITLE		ISSUED BY / DATE	JOB CARD NUMBER	
		738	B16805	INTERNAL ZONAL INSPECTION (GV) OF THE AFT CARGO COMPARTMENT VACUUM WASTE COMPARTMENT		J.H. LIANG NOV 05, 2004	P-1410-30-11	
COST ENTER / SKILL		CREW SIZE	DOWN TIME	MHRS	CHECKED BY			PAGE 2 OF 3
QC		1	1	1	[Redacted]			EVENT AV2
AMP 53-838-00								
PFM. BY	INSP.	JOB DESCRIPTION						
	I	<p>E2 EXAMINATION 2</p> <p>GENERAL VISUAL INSPECTION USING ACCESS MEANS: IT MAY REQUIRE FOR EXAMPLE THE USE OF WORKSTANDS, DOCKS, "SNORKEL" CRANE, AND IF NECESSARY OPENING OF SPECIFIC PANELS. THIS LEVEL OF INSPECTION DOES REQUIRE ACCESS MEANS AND IS MADE UNDER NORMAL LIGHTING CONDITIONS SUCH AS DAYLIGHT, HANGAR LIGHTING, OR FLASHLIGHT. CLEANING MAY BE REQUIRED.</p> <p>PERFORM AN INTERNAL ZONAL INSPECTION (GV) OF THE AFT CARGO COMPARTMENT VACUUM WASTE COMPARTMENT.</p> <p>Inspection Result <u>SATISFACTORY</u></p>						
		STATION		DATE		ACCOMPLISHED		
		TPE		JAN. 03 '05				

QP08MN082F1R2

執行日期民國 93 年 1 月 5 日

CHINA AIRLINES				JOB CARD 113	
W/C ORDER NUMBER	A/C-TYPE	A/C-REG.	TITLE		ISSUED BY / DATE
3B1006	737-800	B16805	INTERNAL ZONAL: AFT CARGO COMPARTMENT VACUUM WASTE COMPARTMENT		F.K.Su MAR 06/2001
COST CENTER / SKILL	CREW SIZE	DOWN TIME	MHRS	AMP ITEM: 53-838-00	JOB CARD NUMBER Q-1410-30
ML/AGP	1	0.75	0.75		PAGE 1 OF 2
PFM BY	INSP.	JOB DESCRIPTION			
A1 CAL 637754 JAN-05-04		ACCESS PANELS NOTE: VACUUM WASTE COMPARTMENT PANELS REMOVAL REQUIRED. - Open aft cargo door.			 *3B1006CB-0113* B16805
A1 CAL 637754 JAN-05-04		- Gain access to the inspection area as shown in FIG 1.			
A1 CAL 637754 JAN-05-04		- Perform an internal zonal inspection of the aft cargo compartment vacuum waste compartment.			
A1 CAL 637754 JAN-05-04		- Close the access to the inspection area as shown in FIG 1.			
A1 CAL 637754 JAN-05-04		- Close aft cargo door.			
			STATION	DATE	ACCOMPLISHED
			TPE	JAN-05-04	CAL 637754

QP08MB082F1R1

執行日期民國 91 年 7 月 9 日

Q **BOEING**
 737-600/700/800/900
 TASK CARDS

DATE		TAIL NUMBER B16805	STATION	AIRLINE CARD NO.	BOEING CARD NO. 53-838-00-00											
SKILL AIRPL	WORK AREA FUSELAGE	RELATED TASK	VERSION 1.1 1.2	THRESHOLD 4000 CYC 18 MOS	REPEAT 4000 CYC 18 MOS											
TASK GEN VISUAL INTERNAL		TITLE AFT CARGO COMPARTMENT VACUUM WASTE COMPARTMENT		APPLICABILITY AIRPLANE ALL ENGINE ALL												
ZONES 141		ACCESS 822														
<p>ZONAL</p> <p>INTERVAL NOTE: WHICHEVER COMES FIRST.</p> <p>ACCESS PANELS NOTE: VACUUM WASTE COMPARTMENT PANELS REMOVAL REQUIRED.</p> <p>MPD ITEM: 53-838-00 INTERNAL - ZONAL (GV): AFT CARGO COMPARTMENT VACUUM WASTE COMPARTMENT</p> <p>PERFORM AN INTERNAL ZONAL INSPECTION (GV) OF THE AFT CARGO COMPARTMENT VACUUM WASTE COMPARTMENT.</p> <div style="text-align: center; margin-top: 20px;"> <table border="1" style="width: 100%;"> <tr> <td style="width: 50%; text-align: center;">MECH</td> <td style="width: 50%; text-align: center;">AUTHORITY/ INSP</td> </tr> <tr> <td style="text-align: center;"></td> <td style="text-align: center;"></td> </tr> </table> </div> <div style="text-align: center; margin-top: 10px;"> <table border="1" style="width: 100%;"> <tr> <td colspan="2" style="text-align: center;">檢查結果</td> </tr> <tr> <td style="width: 50%;">NORMAL</td> <td style="width: 50%;">SQUAWK NO.</td> </tr> <tr> <td style="text-align: center;">✓</td> <td></td> </tr> </table> </div>					MECH	AUTHORITY/ INSP			檢查結果		NORMAL	SQUAWK NO.	✓		MECH	INSP
MECH	AUTHORITY/ INSP															
檢查結果																
NORMAL	SQUAWK NO.															
✓																
CUSTOMER FLEET EFFECTIVITY ALL			SOURCE MRB	AFT CARGO COMPARTMENT VACUUM WASTE COMPARTMENT												
			53-838-00-00	PAGE 1 of 2 Oct 10/00												

075

3-1. FAA MRBR 53-840-00



**737-600/700/800/900 MAINTENANCE REVIEW BOARD REPORT
ZONAL MAINTENANCE PROGRAM**

MRB ITEM NUMBER	ZONE	ACCESS	INTERVAL		APPLICABILITY		TASK DESCRIPTION
			THRESHOLD	REPEAT	APL	ENG	
53-834-00	141 142	822 NOTE	36000 FC 12 YR NOTE	36000 FC 12 YR NOTE	ALL	ALL	<i>INTERNAL - ZONAL (GV):</i> Aft Cargo Compartment Perform an internal zonal inspection (gv) of the aft cargo compartment - section 46 and 47 (part), sta 727 to sta 947.5. INTERVAL NOTE: Whichever comes first. ACCESS NOTE: Sidewall panels removal required.
53-836-00	142	822	1500 FC 180 DY NOTE	1500 FC 180 DY NOTE	ALL	ALL	<i>EXTERNAL - ZONAL (GV):</i> Aft Cargo Door Surround Structure Fittings and Stops Perform an external zonal inspection (gv) of the aft cargo door surround structure fittings and stops - section 46, sta 827. INTERVAL NOTE: Whichever comes first.
53-838-00	141	822 NOTE	5500 FC 24 MO NOTE	5500 FC 24 MO NOTE	ALL	ALL	<i>INTERNAL - ZONAL (GV):</i> Aft Cargo Compartment Vacuum Waste Compartment Perform an internal zonal inspection (gv) of the aft cargo compartment vacuum waste compartment. INTERVAL NOTE: Whichever comes first. ACCESS NOTE: Vacuum waste compartment panels removal required.
53-840-00	143 144	822 NOTE	13000 FC 60 MO NOTE	13000 FC 60 MO NOTE	ALL	ALL	<i>INTERNAL - ZONAL (GV):</i> Area Below Aft Cargo Compartment Perform an internal zonal inspection (gv) of the area below the aft cargo compartment - section 46 and 47 (part), sta 727 to sta 947.5. INTERVAL NOTE: Whichever comes first. ACCESS NOTE: Center floor panels removal required. Cargo loading system removed/ displaced as required.

Feb 05/2007

D626A001-MRBR

ZONAL
PAGE 4.1-14

BOEING PROPRIETARY - Copyright (c) Unpublished Work - See title page for details
Boeing Confidential Commercial Information for the exclusive use of the NTSS and Investigation Participants - No Public Release -

3-2. 波音 MPD 53-840-00

MPD ITEM NUMBER	AMM REFERENCE	ZONE	ACCESS	INTERVAL		APPLICABILITY		MAN-HOURS	TASK DESCRIPTION
				THRES.	REPEAT	APL	ENG		
53-540-00	05-41-01-210	143 144	822 NOTE	1300 FC 60 MO NOTE	13000 FC 60 MO NOTE	ALL	ALL	150	<i>INTERNAL - ZONAL (GV):</i> Area Below Aft Cargo Compartment Perform an internal zonal inspection (gv) of the area below the aft cargo compartment - section 46 and 47 (part), sta 727 to sta 947.5. INTERVAL NOTE: Whichever comes first. ACCESS NOTE: Center floor panels removal required. Cargo loading system removed/displaced as required.

3-3. 華航 AMP 53-840-00

0F	ITEM NO	TSCODE	JOB TITLE	INTERVAL	SOURCE	EFFECTIVITY	REV DATE
09	53-840-00	E2	INTERNAL - ZONAL (GV): AREA BELOW	13000 FC	MRBR	ALL	JAN 07/05
			AFT CARGO COMPARTMENT	60 MO			
			PERFORM AN INTERNAL ZONAL	NOTE			
			INSPECTION (GV) OF THE AREA BELOW				
			THE AFT CARGO COMPARTMENT -				
			SECTION 46 AND 47 (PART), STA 727				
			TO STA 947.5.				
0			ZONES: 143 144				
0			INTERVAL NOTE:				
			WHICHEVER COMES FIRST.				
0			ACCESS NOTE:				
			CENTER FLOOR PANELS REMOVAL				
			REQUIRED. CARGO LOADING SYSTEM				
			REMOVED/DISPLACED AS REQUIRED.				

3-4. 華航 AMP 53-840-00 執行記錄

CHINA AIRLINES				JOB CARD	
WORK ORDER NUMBER	A/C-TYPE	A/C-REG.	TITLE		ISSUED BY / DATE
738	B16805	B16805	GENERAL VISUAL INTERNAL: AREA BELOW AFT CARGO COMPARTMENT		M.S.L.O NOV.02'2004
COST ENTER/ SKILL	CREW SIZE	DOWN TIME	MHRS	AMP 53-840-00	JOB CARD NUMBER
APG IMS	4	3.0	12		E-1400-30-06
PFM. BY	INSP	JOB DESCRIPTION			
A2		<p>ZONAL</p> <p>MPD ITEM: 53-840-00</p> <p>INTERNAL -ZONAL (GV): AREA BELOW AFT CARGO COMPARTMENT</p> <p>DEFINITION OF ZONAL VISUAL INSPECTION</p> <p>A GENERAL VISUAL INSPECTION OF:</p> <ol style="list-style-type: none"> (1) ALL VISIBLE PARTS OF STRUCTURE BY LOOKING FOR DEGRADATION SUCH AS DAMAGE, CHAFING, DEFORMATION, CORROSION, LEAKS, CRACKS, AND GENERAL CONDITION OF FASTENERS. (2) ALL VISIBLE SYSTEM INSTALLATIONS (E.G. WIRING, DUCTING, TUBING, PLUMBING, PULLEYS, BEARINGS, FITTINGS, BRACKETS, ELECTRICAL BONDING, ETC.) AND COMPONENTS, (E.G. ACTUATORS, ACCUMULATORS, VALVES, LIGHTS, ETC.) FOR DETERIORATION/IRREGULARITY SUCH AS DAMAGE, FAILURE, LEAKS, MISSING PARTS, CORROSION AND PROPER ATTACHMENT. (3) ALL OPENED AND REMOVED ACCESS DOORS AND PANELS WHERE LISTED. <p>AN INSPECTION OF THE AIRCRAFT IS CONSIDERED "EXTERNAL" PROVIDED THAT:</p> <ol style="list-style-type: none"> A. IT IS A VISUAL INSPECTION B. ACCESS IS GAINED THROUGH A DOOR OR HATCH. NO TOOLS REQUIRED C. NO REMOVAL OF FAIRINGS, LININGS, INSULATION, EQUIPMENT OR STRUCTURAL COMPONENTS ARE REQUIRED D. IT IS NOT INSIDE THE WING, FIN OR STABILIZER BOX STRUCTURE. <p>ALL OTHER INSPECTIONS NOT COVERED BY THE ABOVE DEFINITION ARE "INTERNAL".</p> <p>E2: EXAMINATION 2</p> <p>GENERAL VISUAL INSPECTION USING ACCESS MEANS: IT MAY REQUIRE FOR EXAMPLE THE USE OF WORKSTANDS, DOCKS, "SNORKEL" CRANE, AND IF NECESSARY OPENING OF SPECIFIC PANELS. THIS LEVEL OF INSPECTION DOES REQUIRE ACCESS MEANS AND IS MADE UNDER NORMAL LIGHTING CONDITIONS SUCH AS DAYLIGHT, HANGAR LIGHTING, OR FLASHLIGHT. CLEANING MAY BE REQUIRED.</p> <p>A. Consumable Materials</p> <ol style="list-style-type: none"> (1) A00247 Sealant, Pressure and Environmental-Chromate Type - BMS5-95 (2) B00083 Solvent, Aliphatic naphtha (for acrylic plastics) - TT-N-95, Type II (3) G02471 Tape, Skyflex noise reduction - GUA1001-1 			
				STATION	DATE
				TPE	01.01.05
				ACCOMPLISHED	

QP08MN082F1R2

CHINA AIRLINES				JOB CARD		
WORK ORDER NUMBER	A/C-TYPE	A/C-REG.	TITLE			
	738	B16805	GENERAL VISUAL INTERNAL: AREA BELOW AFT CARGO COMPARTMENT			
COST ENTER/ SKILL	CREW SIZE	DOWN TIME	MHRS	ISSUED BY/ DATE	JOB CARD NUMBER	
APG IMS	4	3.0	12	M.S.LO NOV.02'2004	E-1400-30-06	
				CHECKED BY	PAGE 2 OF 7	
					EVENT P 11 C'K	
PFM. BY	INSP	JOB DESCRIPTION				
A		<p>1. Floor Panel Removal</p> <p>(1) Remove the screws and bolts that attach the cap strips, tiedowns, and floor panel to the support structure.</p> <p>NOTE: The bolts in different locations are of different lengths. Make a note of the location of the bolts.</p> <p>(2) Remove the following floor panels from forward cargo compartment (Figure 4-20) 140AF, 140BF, 140CF, 140DF.</p>				
A2		<p>2. PERFORM AN INTERNAL ZONAL INSPECTION (GV) OF THE AREA BELOW THE AFT CARGO COMPARTMENT -SECTION 46 AND 47 (PART), STA 727 TO STA 947.5. (with the floor panels listed in step 1 (2) removed)</p> <p>Inspection Result <u>NORMAL</u></p>				
B		<p>Reinstall the following floor panels to forward cargo compartment by the Step 3 140AF, 140BF, 140CF, 140DF,</p> <p>3. Floor Panel Installation (Fig 401)</p> <p>(1) Make sure the tape, GUA1001-1, on the floor panels is in good condition.</p> <p>(2) If it is necessary to replace the tape, do the steps that follow:</p> <p>(a) Remove the tape from the floor panel.</p> <p>(b) Use the solvent, TT-N-95, Type II, to remove the remaining tape or adhesive from the floor panel.</p> <p>(c) Install the tape, GUA1001-1, on the edges of the floor panel.</p> <p>1) Make sure there are no clearances (gaps) between the sections of tape.</p> <p>(3) Put the floor panel, cap strips, and tiedowns in the correct locations.</p> <p>(4) Apply sealant, BMS5-95, on the screws and bolts, and install the screws and bolts while the sealant is wet.</p>				
		STATION	DATE	ACCOMPLISHED		
		TPE	010625			

QP08MN082F1R2

附錄二 間距量測與角度求解

如表 1.6-4 所示，最初只取管接頭兩端各四個定點執行間距量測（編號#1#2 及 #3 三架飛機），過程中發現該處間距大小會受另一端短管及球型閥相接處間距影響，且廢水櫃出口處平面與短管接合面之間的最大或最小距離不一定正好在量測位置上，因而以 12、3、6 及 9 點鐘四個點位置的量測數據，解算出兩接合面間之歪斜角度，配合量測數據判斷接合管路歪斜方位，做為更進一步分析之依據，解算過程及步驟敘述如下：

- 步驟 1. 定座標系統。

設定廢水櫃出口處凸緣面為 $y-z$ 平面，與機身縱向 x 軸垂直，原點位於凸緣面圓心位置，詳圖 1。

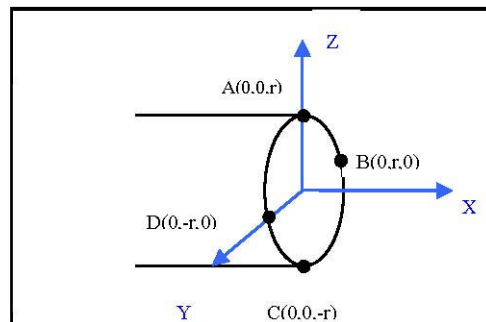


圖 1 座標系統

- 步驟 2. 標定各點相對座標位置。

以廢水櫃出口管接頭兩端為例，相對於原點座標位置，可得廢水櫃出口處凸緣面上 12、3、6 及 9 點鐘位置相對座標分別為 A、B、C 及 D，量測與短管相對應位置距離分別可得 a 、 b 、 c 及 d ，短管 12、3、6 及 9 點鐘位置相對座標分別為 A'、B'、C' 及 D'，詳圖 2。

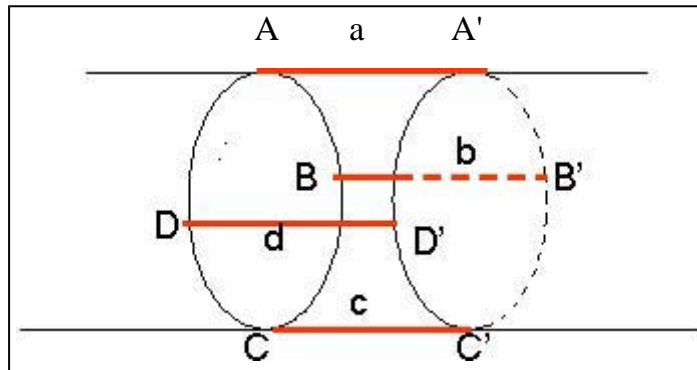


圖 2 相對座標位置

● 步驟 3. 求平面法向量。

過不共線三點恰可決定一平面，以廢水櫃出口管接頭兩端為例，取廢水櫃出口端之點 A、B 及 D（12、3 及 9 點鐘位置），以及另一端之點 A'、B' 及 D' 分別可得代表兩平面之法向量，詳圖 3。

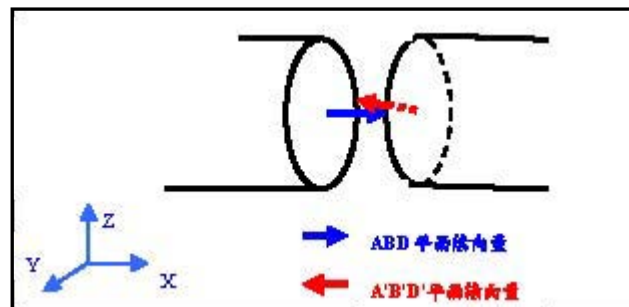


圖 3 平面法向量

● 步驟 4. 求兩平面歪斜角。

空間中兩相異平面若相交，則不在同一平面之兩半平面與兩平面相交線所成的圖形稱為二面角；從步驟 3 中已知兩平面法向量，可利用向量內積公式求得兩法向量之餘弦（Cosine），再反餘弦可求得角度值，內積公式如下所示，其中 r 為管半徑：

此角度與前述之二面角相等，在利用向量內積公式求解過程中，因涉及開根號而有負值可能，若為負值 (-S) 則其反餘弦所得角度恰為正值 (+S) 反餘弦所得角度之補角，同樣可得兩平面法向量之夾角，在此均取正餘弦值。

● 步驟 5. 結果。

依上述步驟計算所得角度詳表 1 及表 2。

表 1 廢水櫃至短管

	d	b	a	COS θ	θ	夾角方位
編號#1	0.262	0.261	0.258	0.999997	0.129232	3~6 點鐘
編號#2	0.111	0.126	0.115	0.999986	0.302522	9~12 點鐘
編號#3	0.275	0.348	0.331	0.999652	1.512271	6~9 點鐘
編號#4	0.084	0.043	0.051	0.999883	0.877568	12~3 點鐘
編號#5	0.093	0.045	0.092	0.999775	1.214874	3~6 點鐘
編號#6	0.191	0.206	0.235	0.999718	1.361778	6~9 點鐘
編號#7	0.003	0.015	0.002	0.999983	0.336992	9 點鐘
編號#8	0.058	0.246	0.132	0.998126	3.508438	9~12 點鐘
編號#9	0.035	0.165	0.044	0.998505	3.132928	9~12 點鐘
編號#10	0.194	0.182	0.179	0.99976	0.395368	3~12 點鐘

表 2 短管至球形閥

	d	b	a	COS θ	θ	夾角方位
編號#4	0.021	0.069	0.066	0.999793	1.165509	6~9 點鐘
編號#5	0.061	0.051	0.042	0.999955	0.543373	12~3 點鐘
編號#6	0.122	0.184	0.118	0.999555	1.708486	9~12 點鐘
編號#7	0.08	0.03	0.018	0.999594	1.631775	12~3 點鐘
編號#8	0.437	0.001	0.042	0.98433	10.15644	12~3 點鐘
編號#9	0.391	0.006	0.227	0.992382	7.076814	12~3 點鐘
編號#10	0.147	0.169	0.129	0.999804	1.133564	9~12 點鐘

在步驟 4 中取正餘弦所得角度必定為銳角（小於 90 度），判斷管接頭歪斜方位則依表 1.6-4 所量測數據，各組數據以最小值（最短距離）位置為管接頭歪斜角度方位。

● 步驟 6. 驗證。

廢水櫃至短管部分取 6、12 及 9 點鐘位置量測數據，詳表 3 及表 4。

表 3 廢水櫃至短管

	c	a	d	COS θ	θ	夾角方位
編號#1	0.25	0.258	0.262	0.999984	0.32693	3~6 點鐘
編號#2	0.13	0.115	0.111	0.999962	0.501834	9~12 點鐘
編號#3	0.31	0.331	0.275	0.999557	1.706337	6~9 點鐘
編號#4	0.087	0.051	0.084	0.999888	0.856385	12~3 點鐘
編號#5	0.032	0.092	0.093	0.999622	1.576444	3~6 點鐘
編號#6	0.187	0.235	0.191	0.999801	1.14178	6~9 點鐘
編號#7	0.003	0.002	0.003	~1	0.025846	9 點鐘
編號#8	0.205	0.132	0.058	0.997256	4.245888	9~12 點鐘
編號#9	0.174	0.044	0.035	0.998032	3.595446	9~12 點鐘
編號#10	0.210	0.179	0.194	0.999951	0.566837	3~12 點鐘

短管至球形閥部分取 6、12 及 9 點鐘位置量測數據。

表 4 短管至球形閥

	c	a	d	COS θ	θ	夾角方位
編號#4	0.041	0.066	0.021	0.999753	1.272578	6~9 點鐘
編號#5	0.09	0.042	0.061	0.999878	0.896018	12~3 點鐘
編號#6	0.203	0.118	0.122	0.999331	2.095175	9~12 點鐘
編號#7	0.103	0.018	0.08	0.999555	1.708681	12~3 點鐘
編號#8	0.249	0.042	0.437	0.981079	11.16327	12~3 點鐘
編號#9	0.508	0.227	0.391	0.995896	5.19268	12~3 點鐘
編號#10	0.135	0.129	0.147	0.999952	0.559125	9~12 點鐘

附錄三 CI7552 落地後實施過境檢查時之座艙語音記錄器抄件

代號說明：

CAM : 座艙區域麥克風

CAM 之發話來源註解

-1 : 正駕駛員

-2 : 副駕駛員

-3 : 空服組員

-? : 發話來源無法辨識

... : 無法辨識之發話

* : 與操作無關之發話

() : 註解

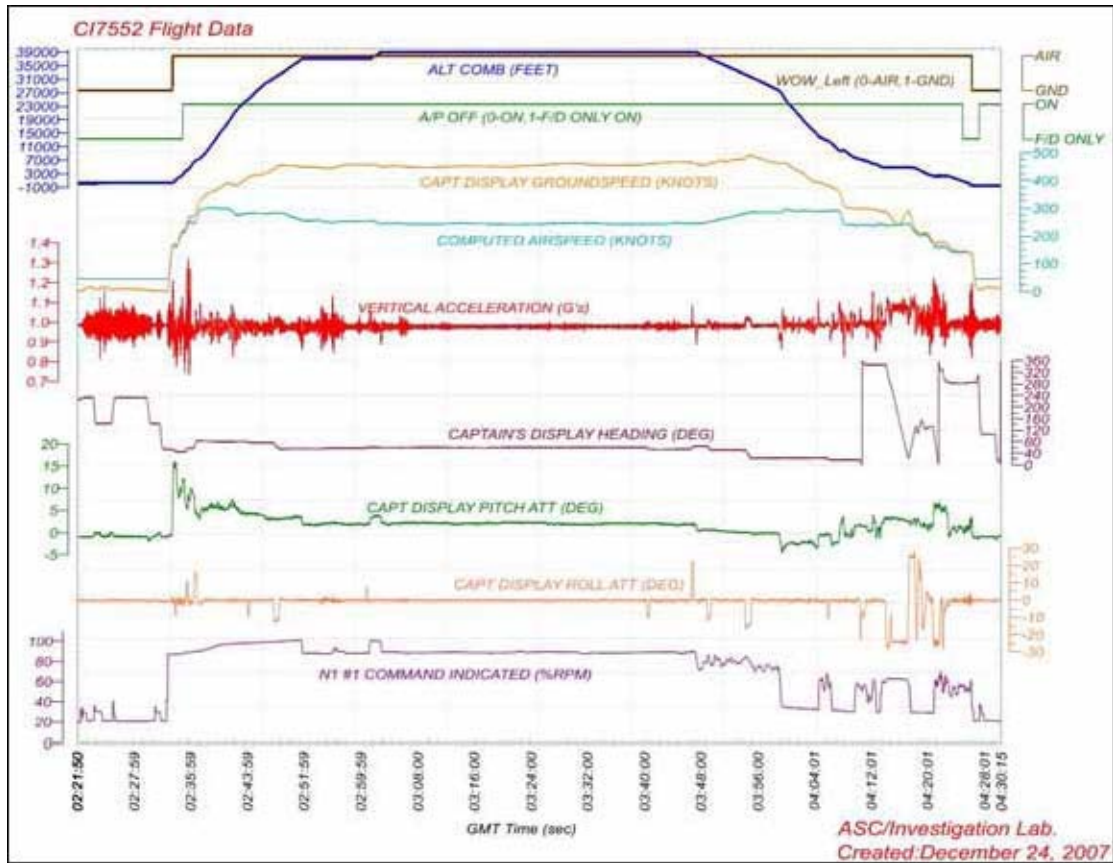
hh	mm	ss	來源	內容
04	35	51.4		(座艙語音記錄開始)
04	36	24.4	CAM-1	...繞來繞去 ...看不到跑道也就 ...
04	36	26.4	CAM-2	對對呵呵呵
04	36	29.0	CAM-?	...
04	36	30.4	CAM-?	...
04	36	38.5	CAM-2	剛剛這樣飛過去...
04	36	40.7	CAM-1	我跟你講不可以這樣飛是要作 teardrop 進來它的 holding pattern 在這邊對不對
04	36	45.9	CAM-2	對
04	36	46.1	CAM-1	作一個 teardrop 進來然後 check out bound
04	36	49.0	CAM-1	我們不可能直接這樣 turn 是轉不過來
04	36	49.1	CAM-2	喔

hh	mm	ss	來源	內容
04	36	52.0	CAM-2	對
04	36	52.6	CAM-1	所以說我 teardrop 就等於說我左轉一個 heading 這樣進來攔一下攔它
04	36	56.6	CAM-2	嗯
04	36	59.9	CAM-2	可是剛剛這樣轉過來的時候也已經到這邊了嘛
04	37	04.1	CAM-1	對呀所以說就
04	37	04.6	CAM-2	可是它還是要 report high station
04	37	06.4	CAM-1	你還是要
04	37	06.7	CAM-2	還是要...
04	37	07.2	CAM-1	因為你你你既然要飛這樣的話就照他他要他要你 report over high station 嘛
04	37	13.2	CAM-2	對
04	37	13.7	CAM-1	那我們沒辦法 over 啊
04	37	16.1	CAM-2	...剛剛好像...
04	37	16.1	CAM-1	...所以說我們已經飛到這邊來然後我們叫沒辦法就 check in bound 進去再 check out bound
04	37	21.7	CAM-2	喔
04	37	31.0	CAM-1	...以前也在那個哪裡也是一樣
04	37	34.2	CAM-2	... asahikawa ...
04	37	36.0	CAM-1	要 check out bound 他叫你先過 over 然後再 check out bound ...那都是一樣的道理...你要必須要作一個 teardrop
04	37	49.1	CAM-1	看你從哪個方向你這個方向進來一定是作這個 teardrop 這樣進來嘛對不對這樣最近如果從這個方向那當然不用呀你就直接 check out bound over high station 直接 check out bound
04	37	59.9	CAM-2	對
04	38	00.5	CAM-1	對呀
04	38	01.8	CAM-1	那你如果這個方向進來你要作一個 parallel 進去然後左轉然後這樣轉進來還都是一樣啦
04	38	13.6	CAM-1	因為你不管從哪個方向你要直接轉轉出去的話絕對不能 over high station 因為你直接轉那你就等於說 fly by path
04	38	23.6	CAM-1	你若從這邊進來直接轉這個 out bound 進去的話你

hh	mm	ss	來源	內容
				就必須要有攔截角度喔
04	38	39.9	CAM-?	...
04	38	57.4	CAM-1	好啦飛完就好了呵呵呵呵
04	39	00.1	CAM-2	...下次看怎麼飛
04	39	00.9	CAM-1	呵呵
04	39	04.0	CAM-2	上一次是直接就是往 saga 然後叫我們 report airport insight 作 visual 么么
04	39	09.4	CAM-1	因為這個機場很平你知道看不出來
04	39	12.1	CAM-2	嗯喔
04	39	14.8	CAM-2	所以這一次
04	39	17.0	CAM-1	我就直接打點
04	39	18.7	CAM-2	呵呵呵
04	39	19.4	CAM-1	好那那那那可以呀
04	39	20.2	CAM-2	直接 L-NAV 飛 *
04	39	22.4	CAM-1	那可以呀
04	39	22.9	CAM-2	* 那個它也是
04	39	24.4	CAM-1	好像那時候...好像也沒來幾次也搞不清楚
04	39	28.8	CAM-2	所以還是先做好比較保險呵呵
04	39	36.1	CAM-1	*
04	39	39.2	CAM-2	呵呵呵
04	39	44.0	CAM-2	反正我們也都目視狀況嘛
04	39	45.7	CAM-2	對呀
04	39	46.0	CAM-1	對呀
04	39	51.5	CAM-1	你只要記得 airport 在哪裡就好了
04	39	53.7	CAM-2	嗯嗯
04	39	54.0	CAM-1	...orientation 不要 lost
04	39	56.0	CAM-2	對對對
04	39	56.3	CAM-1	大概知道 airport 現在正正在哪個方向不要轉呀轉轉昏頭了
04	39	58.7	CAM-2	嗯
04	40	00.5	CAM-2	對
04	40	01.3	CAM-1	對呀
04	40	03.9	CAM-1	管它 airport 在哪裡對不對
04	40	05.3	CAM-2	呵呵呵

hh	mm	ss	來源	內容
04	40	09.6	CAM	(本時段內之對話皆與飛航作業無關)
43	52.3			
04	43	52.3	CAM-1	好吧下去吧給你一響就 hydraulic 開了
04	43	54.8	CAM-2	謝謝謝謝
04	43	55.1	CAM-1	好吧嗯
04	43	59.3	CAM	(疑似座椅滑動聲響)
04	44	08.8	CAM-?	*
04	44	51.2	CAM-?	*
04	44	53.7	CAM-1	*
04	44	54.9	CAM-2	*
04	46	14.1	CAM	(不明聲響)
04	46	18.2	CAM	噹(單聲訊息聲)
04	47	41.6	CAM	(不明聲響)
04	48	13.6	CAM	(不明聲響)
04	49	23.7	CAM-?	...
04	51	00.3	---	...
04	51	13.7	---	...
04	52	04.7	CAM-1	現在我們現在發現喔它機腹下面裂了
04	52	08.8	CAM-2	喔
04	52	09.5	CAM-1	裂痕很大然後沒有辦法...沒有辦法加壓然後加壓因為因為...因為它現在...
04	52	21.4	CAM-1	那不是外傷不是外面刮到的
04	52	25.0	CAM-1	不知道為什麼它這樣...先跟你講一下好不好...
04	52	35.3	CAM-?	...
04	52	45.6	CAM-1	對嘛...
04	52	45.9	CAM-?	...剛才 preflight...台北出來的時候有沒有發覺到
04	52	49.2	CAM-1	嗯
06	39	14.8		(座艙語音記錄終止)

附錄四 CI7552 飛航參數繪圖



本頁空白

附錄五 中科院材料檢測與試驗測試報告

報告編號:960375
Report No.: 960375



材料試驗報告

Materials Test Report

委託單位：行政院飛航安全委員會
APPLICANT:
試驗名稱：華航客機蒙皮裂紋分析
TEST ITEM:
試驗日期：11/27/2007
TEST DATE:

1. 測試報告內容如內頁。
The content of the test report is as the interior page.
2. 本報告含封面共 35 頁，分開使用無效。
The test report includes 35 pages, being invalid if separated
3. 本報告未經本實驗室同意，不得摘錄複製。
This report can't extract and duplicate without laboratory's consent.
4. 本報告須有報告簽署人簽名，始生效。
This report is valid after signing by approval signatory.
5. 本報告內容任意塗改，視為無效。
It is invalid if the content of the report is altered.
6. 本報告僅對所測試的樣品有效。
This report is valid only to the testing specimen.



測試單位:中山科學研究院 航空研究所
結構與材料工程組 材料測試實驗室
Test By: CSIST/ASRD/AMS/Materials Test Laboratory
地址: 台中郵政 90008 附 11-3 號信箱
Address: P.O.Box 90008-11-12 Taichung, Taiwan R.O.C.
電話: 04-27023051 轉 503030
Tel: 04-27023051 Ext.503726



材料試驗報告(Materials Test Report)

中山科學研究院 Chung Shan Institute of Science and Technology
 第一(航空)研究所 Aeronautical Systems Research Division
 結構與材料工程組 Structure and Materials Section

工令報告編號 (Report No.)

960375

小組試驗編號 (Lab. No.)

專案名稱 (Project)		申請者/單位 (Applicant/Department)	
技服案(24)		行政院飛航安全委員會	
物件名稱 (Part Name)		件號 (Part No.)	序號 (Serial No.)
華航 737-800 型客機機身蒙皮裂紋		-----	-----
材料 (Material)	規範 (Specification)	批號 (Lot No.)	爐號 (Heat No.)
2024-T3	-----	-----	-----

試驗方法 (Test Method)

破損分析



試驗結果 (Results)

一、說明

隸屬中華航空公司編號 B-16805 之波音 737-800 型客機，於日本佐賀機場落地後，發現機身有長達 77 公分之裂紋。該機於 96.10.11 飛返國內，96.10.16 由行政院飛航安全委員會協同交通部民航局、波音公司及華航公司代表等人，親將該破損蒙皮送至本組，擬委請本組進行破損分析，以期釐清肇因。

依據華航公司提供之藍圖顯示，該破損蒙皮材質為 2024-T3 Clad 之鋁合金，內表面經化學蝕銹處理。平時維護清洗飛機廢水系統管路時，以 10% 醋酸與冰混合後，進行清洗。

二、試驗步驟

試驗者 (Tested by)/日期(Date)	審查者 (Reviewed by)/日期(Date)	核准者 (Approved by)/日期(Date)
 (MM) (DD) (YY;西元)	/ / (MM) (DD) (YY;西元)	 8, 07 (MM) (DD) (YY;西元)

台中郵政 90008-11-3 號信箱 (P.O. Box 90008-11-3, Taichung, Taiwan, R.O.C.)
 Tel: 04-27023051 Ext.503030
 Fax: 04-22846548

FORM 140-069
 本報告分開使用無效
 PAGE 1 OF 34



材料試驗報告(Materials Test Report) 續頁

- 1、外觀分析。
- 2、破斷面掃描式電子顯微鏡(SEM)觀察。
- 3、化學成份分析。
- 4、硬度及導電度測試
- 5、金相組織觀察。
- 6、基材厚度及鍍鋁層(Clad Layer)厚度量測。
- 7、腐蝕後殘存厚度量測。
- 8、腐蝕物離子層析(Ion Chromatography)及比對試驗。

三、試驗結果與討論

1、外觀分析

圖 1 與圖 2 分別為華航公司編號 B-16805 波音 737-800 型客機送檢機身蒙皮之內側與外側外觀，箭頭所指為裂紋，此區段內之破斷面粗糙，並有腐蝕生成物附著。除斷面以外，在內側表面亦發現有大面積之腐蝕生成物，如圖 1 灰色區塊。

圖 3~圖 12 為將圖 1 內側表面分成 10 段放大觀察之圖片，其相對編號位置標示於圖 1，由這些圖片可以更明顯地發現斷面呈現崎嶇不平並有腐蝕生成物之外觀破壞特徵。這些腐蝕生成物已造成鋁合金基材剝離(Exfoliation)，可輕易地以外力刮下。

2、破斷面掃描式電子顯微鏡(SEM)觀察



材料試驗報告(Materials Test Report) 續頁

以掃描式電子顯微鏡檢視編號 1 號試片整個斷面如圖 13、圖 14，圖中顯示蒙皮外側表面還存在有較完好的面漆保護，但內側表面則呈現嚴重表面剝離的情形，破斷表面皆已遭非金屬物質覆蓋，無法辨識基材之破壞結構。

編號 9 號試片斷面之電子顯微鏡觀察結果如圖 15，在蒙皮厚度方向可以清楚區隔為兩個斷面特徵(如圖 15(a))，靠蒙皮內側的斷面顯現的是延晶破裂的模式(如圖 15(b))，而靠蒙皮外側的斷面則顯現強制破裂的模式(如圖 15(c))，前者為主要破斷因素，所佔之面積遠較後者為廣。為了確認延晶破壞以及破斷面表面覆蓋物質與腐蝕之關聯性，以掃描式電子顯微鏡能量散佈光譜(SEM/EDS)分析該等物質之組成，結果如圖 15(d)，顯示除了一般可能來自於外界之污染物質之外，還有少許之氯(Cl)元素，氯是造成鋁合金腐蝕的重要元素，不過考量儀器之精確度以及可能來自大氣環境影響的因素，將另以離子層析儀來檢定其腐蝕物型態。

編號 5 號試片斷面之電子顯微鏡觀察結果如圖 16，整個斷面之形貌與前述 9 號試片完全相同。另外再選擇靠蒙皮內側之一處已經剝離之表面來觀察，其破斷特徵如圖 17，顯示同樣為極典型之延晶破壞之模式，顯見這一種破裂模式由蒙皮內側表面往蒙皮厚度方向不斷成長延伸，直到受力面積不足以承受負載後，產生過載破壞(Overload)，並於殘存面積遺留下凹渦特徵(Dimples)，如圖 16 之(b)圖所示。另由



材料試驗報告(Materials Test Report)續頁

凹渦微觀剪力唇(Shear Lip)近乎垂直於斷面研判，其受力應以垂直於斷面的力量型態為主。

3、化學成份分析

表一為蒙皮基材之 SPARK 化學成份分析結果，經比對其成份符合 AMS-QQ-A-250/5A 規範需求之 2024 鋁合金。

4、硬度及導電度測試

蒙皮基材硬度測試結果，平均值為 75.9 HRB，配合導電度的測試平均值 29.8 IACS，研判其熱處理狀態應為 T3 熱處理。符合 AMS 2658B 對 2024 鋁合金 T3 熱處理狀態之要求，即導電度介於 27.5~32.5 IACS；硬度大於 63 HRB。

5、金相組織觀察

圖 18 與圖 19 分別為蒙皮基材 L 方向和 T 方向的金相組織觀察，為固溶+冷加工的組織，屬典型之 2024-T3 金相組織。

圖 20~圖 22 分別為編號 4 蒙皮裂紋 L 方向和 T 方向的剖面金相觀察，無論從 L 方向或 T 方向觀察均能發現明顯的沿晶裂紋，且其內面外緣的孔蝕從 T 方向觀察更明顯。

6、基材厚度及鍍鋁層(Clad Layer)厚度量測

圖 23~圖 26 分別為鋁合金基材(含鍍鋁層)和鍍鋁層厚度量測，量測結果為：鋁合金基材 L 方向厚度為 0.0644 英吋(1635 μ m)、T 方向



材料試驗報告(Materials Test Report)續頁

厚度為 0.0625 英吋(1587 μm)；鍍鋁層 L 方向厚度為 0.0056 英吋(141 μm)、T 方向厚度為 0.0054 英吋(137 μm)。

7、腐蝕後殘存厚度量測

圖 27~圖 30 分別為編號 1、4、7、10 蒙皮裂紋 T 方向的殘存基材厚度量測結果，編號 1 為 0.024 英吋 (604 μm)、編號 4 為 0.019 英吋(494 μm)、編號 7 為 0.023 英吋(584 μm)、編號 10 為 0.024 英吋(615 μm)。(另加鍍鋁層厚度量測值以作為結論之依據)

8、腐蝕物離子層析(Ion Chromatography)及比對試驗

以美工刀刮取蒙皮上腐蝕物粉末共 2.26 克，將腐蝕粉末分成兩等份(A) & (B)，每份 1.13 克，如圖 31。本試驗共計執行 5 種試樣，如下

(1) 溶液(a)

將上述(A)粉末浸於 50cc 去離子水 18 小時→過濾→取濾液→稀釋至 1000cc。

(2) 溶液(b)

將上述(B)粉末浸於 50cc 去離子水，加熱(60°C)1 小時 → 過濾 → 取濾液 → 稀釋至 1000cc。

(3) 溶液(c)

直接取用飛安會檢送之清洗用稀釋醋酸溶液(10% Acetic acid)再稀釋 1/10000，濃度相當於 10 ppm 為溶液(c)。



材料試驗報告(Materials Test Report)續頁

(4) 溶液(d)

配置 Cl^- , SO_4^{2-} , PO_4^{3-} , 飛安會檢送之 10% Acetic acid, 各為濃度 10ppm 之溶液為(d)。

(5) 溶液(e)

以 MERCK 公司化學試藥級 Acetic acid 純度>99.8%, 稀釋 1/100000, 濃度相當於 10 ppm 為溶液(e)。

以離子層析儀檢測 (a)、(b)、(c)、(d)、(e) 等溶液內各離子滯留時間(Retention Time), 測試結果分別溶液(a)如圖 32、溶液(b)如圖 33、溶液(c)如圖 34、溶液(d)如圖 35、及溶液(e)如圖 36。

由溶液(d)圖 35 獲知各離子滯留時間約分別為 CH_3COO^- : 0.996 min., Cl^- : 1.329 min., PO_4^{3-} : 3.538 min., SO_4^{2-} : 4.904 min.。

由溶液(c)圖 34 及溶液(e)圖 36 比對顯示, 純醋酸根離子 (CH_3COO^- , 99.8% Merck Acetic acid)滯留時間應只有 0.992~1.004 min.之 Peak, 顯示飛安會檢送之醋酸溶液中, 除醋酸根離子(CH_3COO^-)外, 尚含有其它陰離子。

由溶液(a)圖 32、溶液(b)圖 33、溶液(c)圖 34、及溶液(d)圖 35 比對顯示, 飛安會檢送之醋酸溶液與由腐蝕物淬取(室溫或加熱)之溶液 IC 圖譜幾乎完全相同。且經比對, 飛安會檢送之醋酸溶液及淬取液中, 除醋酸根離子(CH_3COO^-)外, 尚含有氯離子(Cl^-)及極微量硫酸根離子(SO_4^{2-}), 但無發現磷酸根離子(PO_4^{3-})或其他陰離子。



材料試驗報告(Materials Test Report) 續頁

註：離子層析儀廠牌：Dionex-dx-120;

Column：Ion Pac AS4A-SC

Fluent：1.8mM Na₂CO₃/1.7mM NaHCO₃

Flow Rate：2.0 ml/min.

(6). 定量分析(僅供參考)

因無醋酸根離子之標準濃度溶液可供比對，以下定量計算僅供參考。以標示濃度 99.8% 之 MERCK 醋酸(已使用一段時間，濃度僅供參考)配置成 10ppm 之溶液(e)。為比對之標準相對濃度，(a),(b),(c),(d) 各溶液之陰離子相對濃度及腐蝕物內醋酸及氯離子含量計算如下表。

溶液編號	圖譜面積	相對濃度	含量(%)	計算方式		
a	CH ₃ COO ⁻	8.93 x 10 ⁷	28.1 ppm	2.5	8.93/(3.18x1.13x10)	
	Cl ⁻	3.15 x 10 ⁷	1.83 ppm	0.16	3.15/(17.24x1.13x10)	
b	CH ₃ COO ⁻	17.35 x 10 ⁷	54.6 ppm	4.83	17.35/(3.18x1.13x10)	
	Cl ⁻	4.02 x 10 ⁷	2.33 ppm	0.21	4.02/(17.24x1.13x10)	
c	CH ₃ COO ⁻	3.85 x 10 ⁷	12.1 ppm	12.1		
	Cl ⁻	1.03 x 10 ⁷	0.6 ppm	0.6		
d	CH ₃ COO ⁻	3.70 x 10 ⁷	11.6 ppm	11.6		
	Cl ⁻	17.24 x 10 ⁷	10 ppm			
	SO ₄ ⁼	3.88 x 10 ⁷	10 ppm			
	PO ₄ ⁻³	12.16 x 10 ⁷	10 ppm			
e	CH ₃ COO ⁻	3.18 x 10 ⁷	10 ppm			

四、結果與討論



材料試驗報告(Materials Test Report)續頁

由化學成份分析及金相、硬度及導電度試驗結果顯示，送檢鋁合金蒙皮屬 2024-T3 Clad 鋁合金，原材內表面因化學蝕蝕已將鍍鋁層去除，但此為波音公司律定製程，即原材符合藍圖需求。

在 SEM 觀察結果中，未被腐蝕生成物覆蓋的破斷面呈現典型的沿晶破壞模式，破裂由蒙皮內側表面往蒙皮厚度方向不斷成長延伸，並在斷面上偵測到氯等腐蝕元素。相同的沿晶破壞模式亦在破斷面金相觀察中發現：沿晶腐蝕次裂縫(Secondary Crack)並繼續延伸至基材。因此，由 SEM/EDS 及金相試驗之分析結果判定，送檢蒙皮之破壞機制為腐蝕所造成。

此等由蒙皮內側開始的剝離腐蝕現象使得受力面積減小，最後因不足以承受外載而產生裂紋，並於後段斷面上遺留下凹渦特徵，由凹渦特徵的微觀剪力唇型態研判，其受力型態應以垂直於斷面的力量為主。

為確認腐蝕物來源，本案執行包括自蒙皮取下之腐蝕物粉末、飛安會檢送之稀釋醋酸(廢水系統清洗液)及標準液等五種溶液之離子層析試驗。分析結果顯示，由蒙皮腐蝕粉末所淬取的溶液中，主要為醋酸根離子及氯離子，未無發現其他陰離子，故醋酸根離子或氯離子為主要腐蝕因子，對金屬材料而言，此兩者又以氯離子造成的腐蝕危害最大，為主要關鍵。

另由飛安會檢送之廢水系統清洗液中發現，除醋酸根離子外，




材料試驗報告(Materials Test Report) 續頁

尚含有氯離子，且其 IC 圖譜與由蒙皮腐蝕粉末淬取之溶液中的陰離子成份相同。

五、結論

1. 送檢中華航空公司編號 B-16805 客機蒙皮，材質為 2024-T3 Clad 鋁合金，符合華航公司所提供之藍圖需求。
2. 腐蝕為造成蒙皮裂紋的主要機制，其型態屬於剝離(Exfoliation)腐蝕。腐蝕由無鍍鋁層的內側蒙皮表面開始，逐漸往蒙皮外側擴展，最後因有效截面積不足，無法承受外載力量而出現過載破壞裂紋。
3. 由蒙皮腐蝕粉末所淬取的溶液中，發現主要為醋酸根離子及氯離子。此兩者中，又以氯離子造成的腐蝕危害最大，為主要關鍵。
4. 離子層析結果發現，飛安會檢送的廢水系統清洗液與由蒙皮腐蝕粉末所淬取的溶液，兩者的陰離子成份相同。

 材料試驗報告(Materials Test Report) 續頁

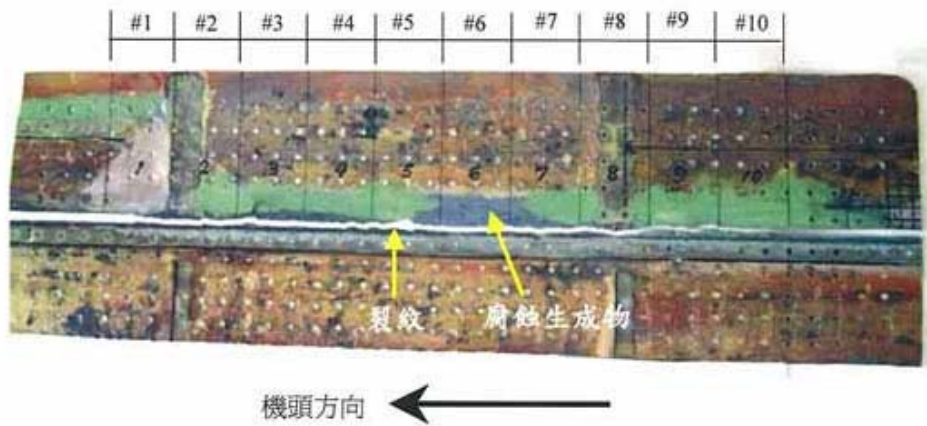


圖 1、波音 737-800 型客機機身蒙皮裂紋的外觀觀察(內側表面)

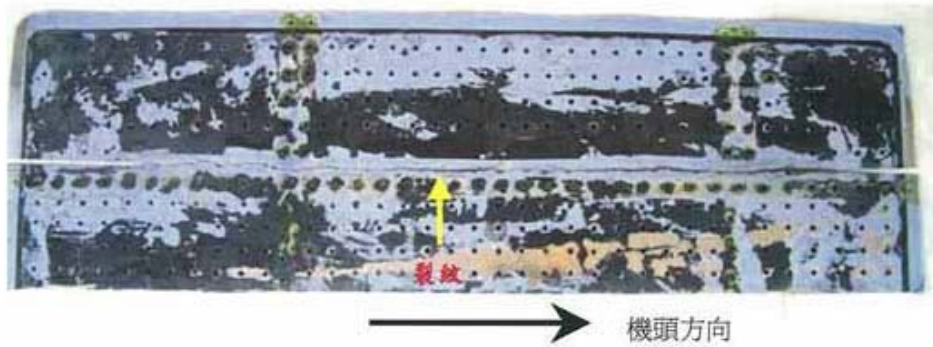


圖 2、波音 737-800 型客機機身蒙皮裂紋的外觀觀察(外側表面)


 材料試驗報告(Materials Test Report) 續頁



圖 3、編號 1 蒙皮試片巨觀觀察(下圖為斷面正視)。



圖 4、編號 2 蒙皮試片巨觀觀察(下圖為斷面正視)。



材料試驗報告(Materials Test Report) 續頁



圖 5、編號 3 蒙皮試片巨觀觀察(下圖為斷面正視)。



圖 6、編號 4 蒙皮試片巨觀觀察(下圖為斷面正視)。


 材料試驗報告(Materials Test Report) 續頁



圖 7、編號 5 蒙皮試片巨觀觀察(下圖為斷面正視)。



圖 8、編號 6 蒙皮試片巨觀觀察(下圖為斷面正視)。


 材料試驗報告(Materials Test Report) 續頁



圖 9、編號 7 蒙皮試片巨觀觀察(下圖為斷面正視)。

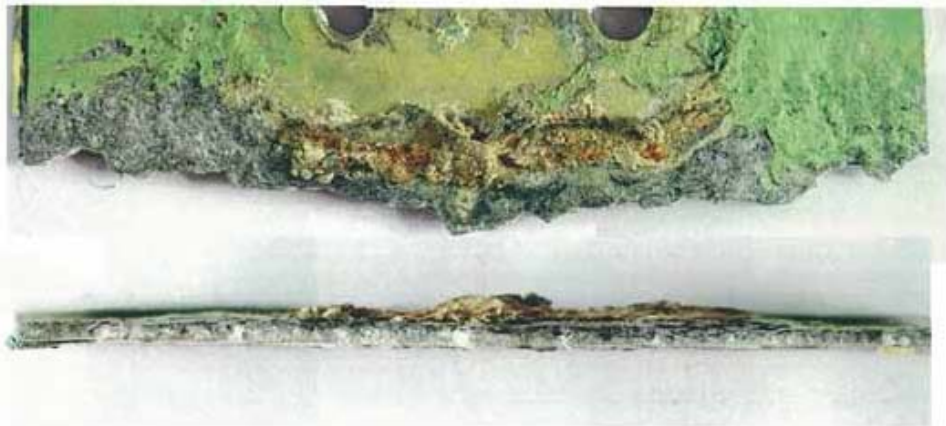



圖 10、編號 8 蒙皮試片巨觀觀察(下圖為斷面正視)。

 材料試驗報告(Materials Test Report) 續頁

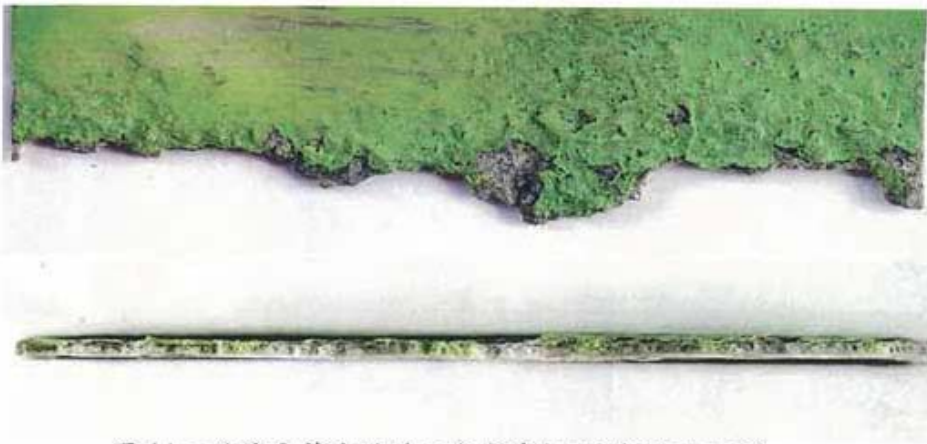


圖 11、編號 9 蒙皮試片巨觀觀察(下圖為斷面正視)。

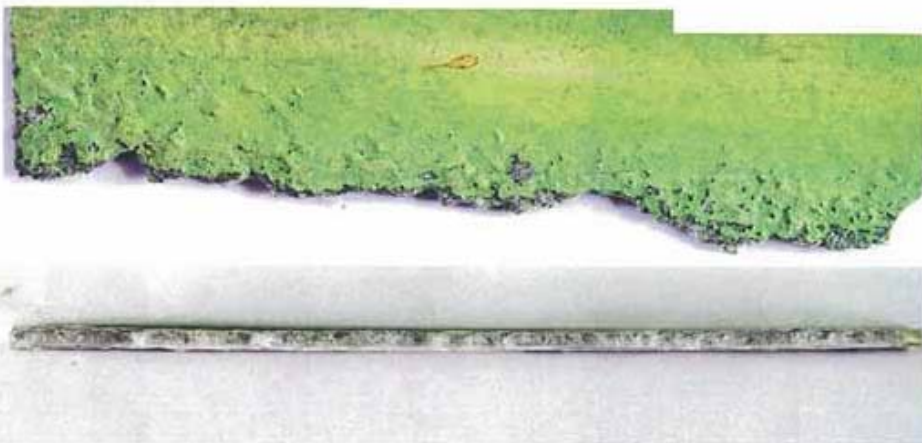

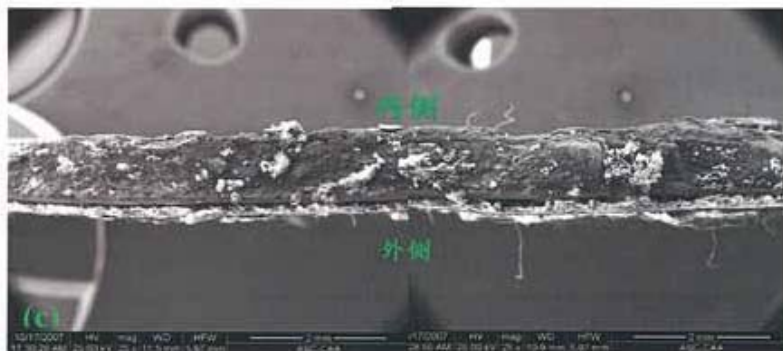
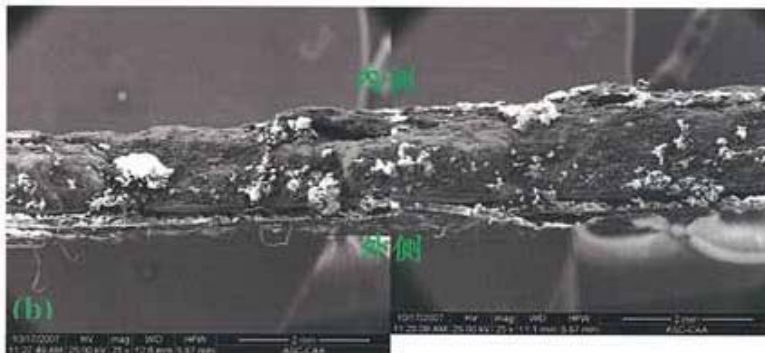
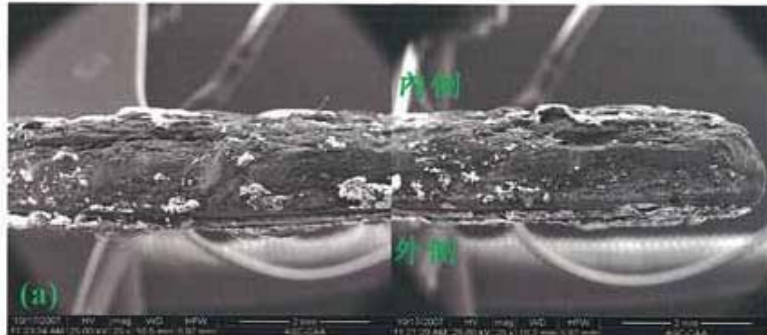



圖 12、編號 10 蒙皮試片巨觀觀察(下圖為斷面正視)。

 材料試驗報告(Materials Test Report) 續頁



台中郵政 90008-11-3 號信箱 (P.O. Box 90008-11-3, Taichung, Taiwan, R.O.C.)
Tel: 04-27023051 Ext.503030
Fax: 04-22846548

FORM 140-069
本報告分閱使用無效
PAGE 16 OF 34

 材料試驗報告(Materials Test Report) 續頁

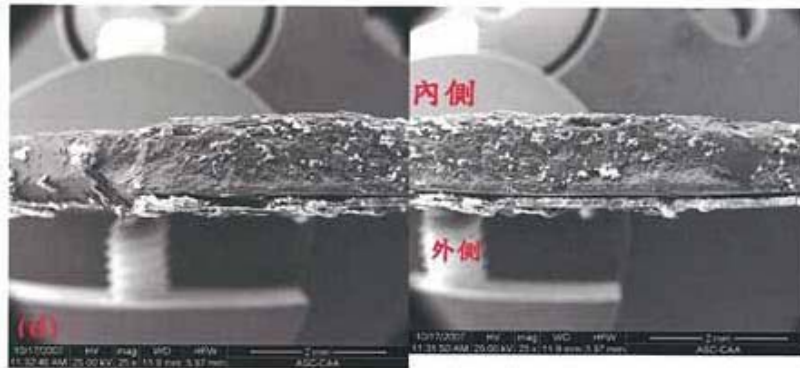


圖 13、編號 1 號試片整個破斷面特徵觀察。



圖 14、編號 1 號試片 SEM 下之破斷面微觀特徵觀察。



材料試驗報告(Materials Test Report) 續頁

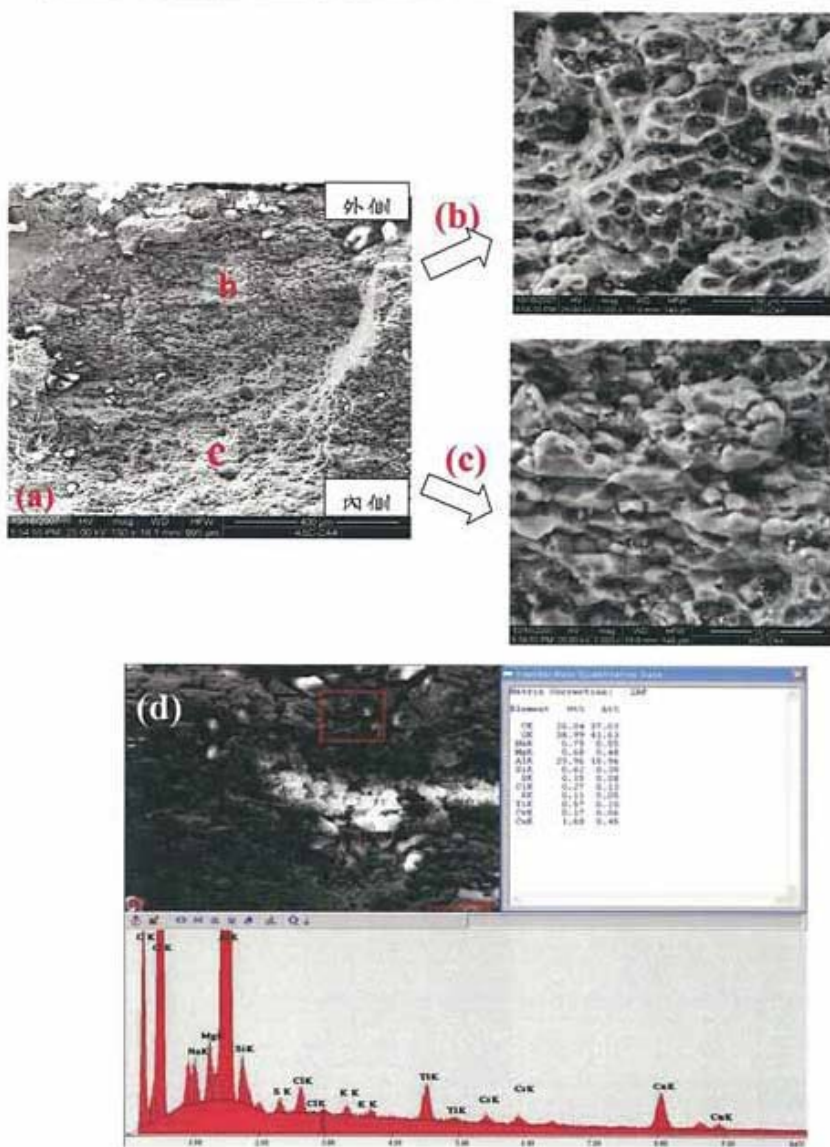


圖 15、編號 9 號試片 SEM/EDS 下之破斷面微觀特徵觀察。

台中郵政 90008-11-3 號信箱 (P.O. Box 90008-11-3, Taichung, Taiwan, R.O.C.)
 Tel: 04-27023051 Ext.503030
 Fax: 04-22846548

FORM 140-069
 本報告分開使用無效
 PAGE 18 OF 34

材料試驗報告(Materials Test Report) 續頁

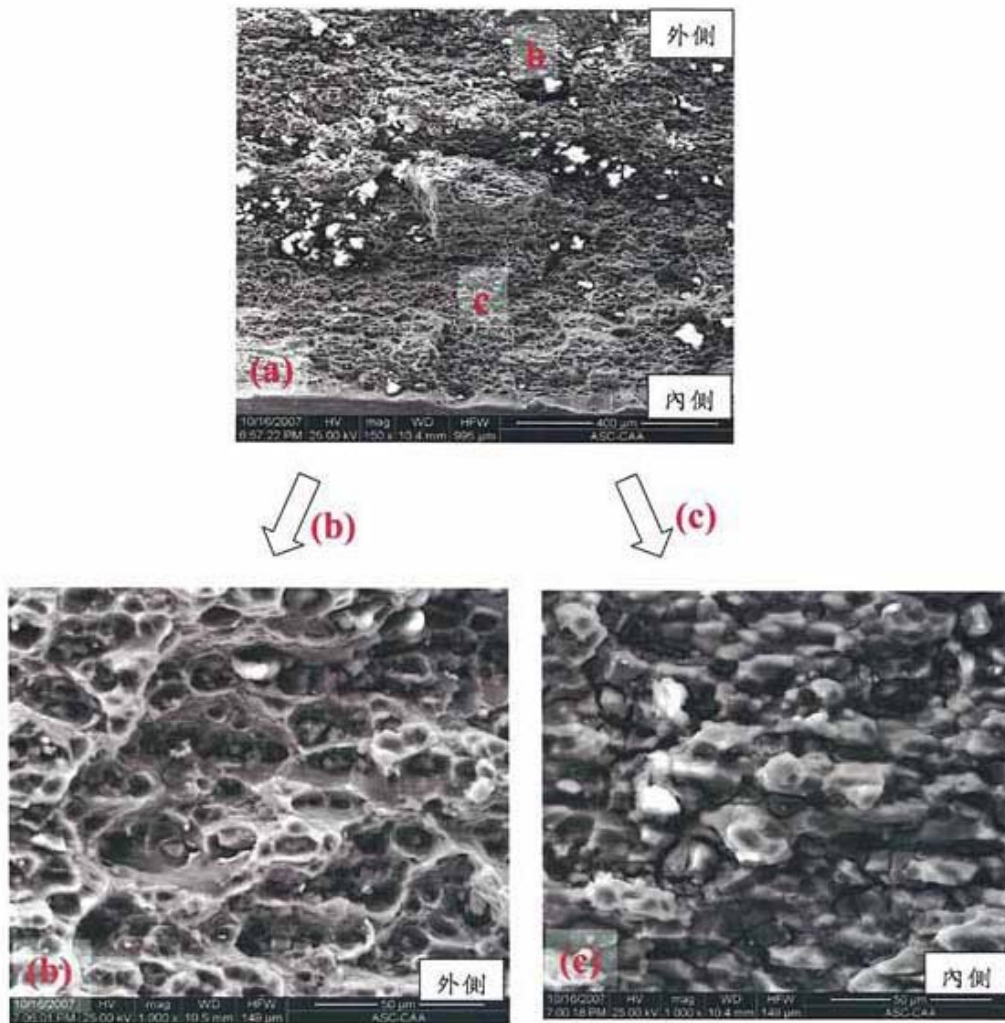



圖 16、編號 5 號試片 SEM 下之破斷面微觀特徵觀察。

 材料試驗報告(Materials Test Report) 續頁

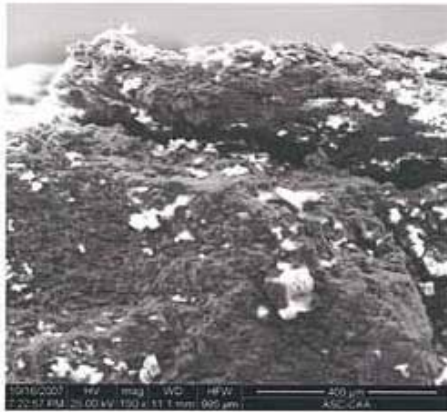


圖 17、編號 5 號試片鄰近內側表面之破斷面微觀特徵觀察。

 材料試驗報告(Materials Test Report) 續頁

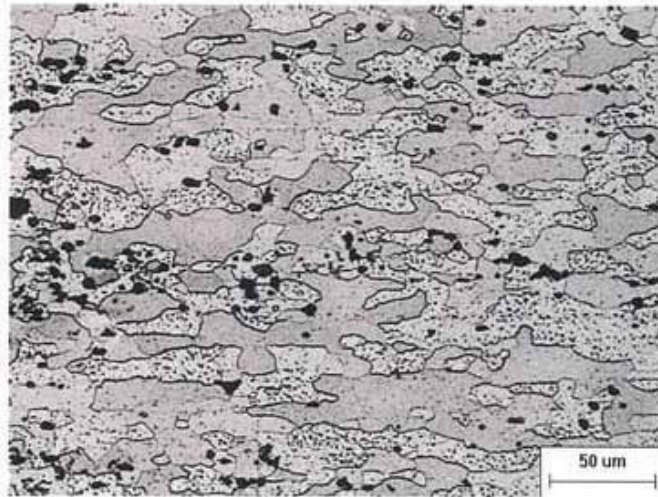


圖 18、機身蒙皮 L 方向的金相觀察。

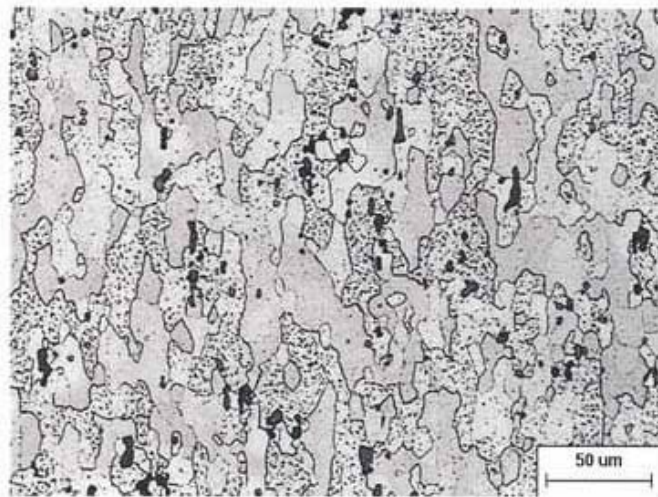


圖 19、機身蒙皮 T 方向的金相觀察。

 材料試驗報告(Materials Test Report) 續頁

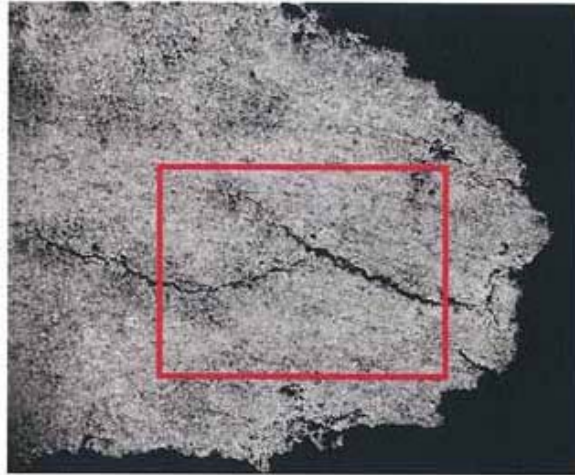



圖 20、編號 4 試片 L 方向剖面金相觀察。

 材料試驗報告(Materials Test Report) 續頁

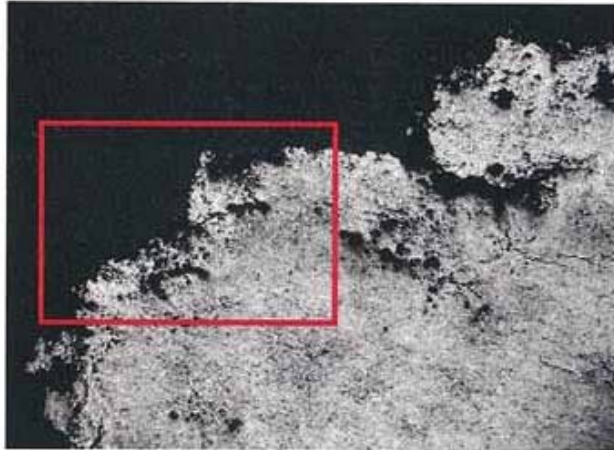


圖 21、編號 4 試片 L 方向另一處剖面金相觀察。

 材料試驗報告(Materials Test Report) 續頁

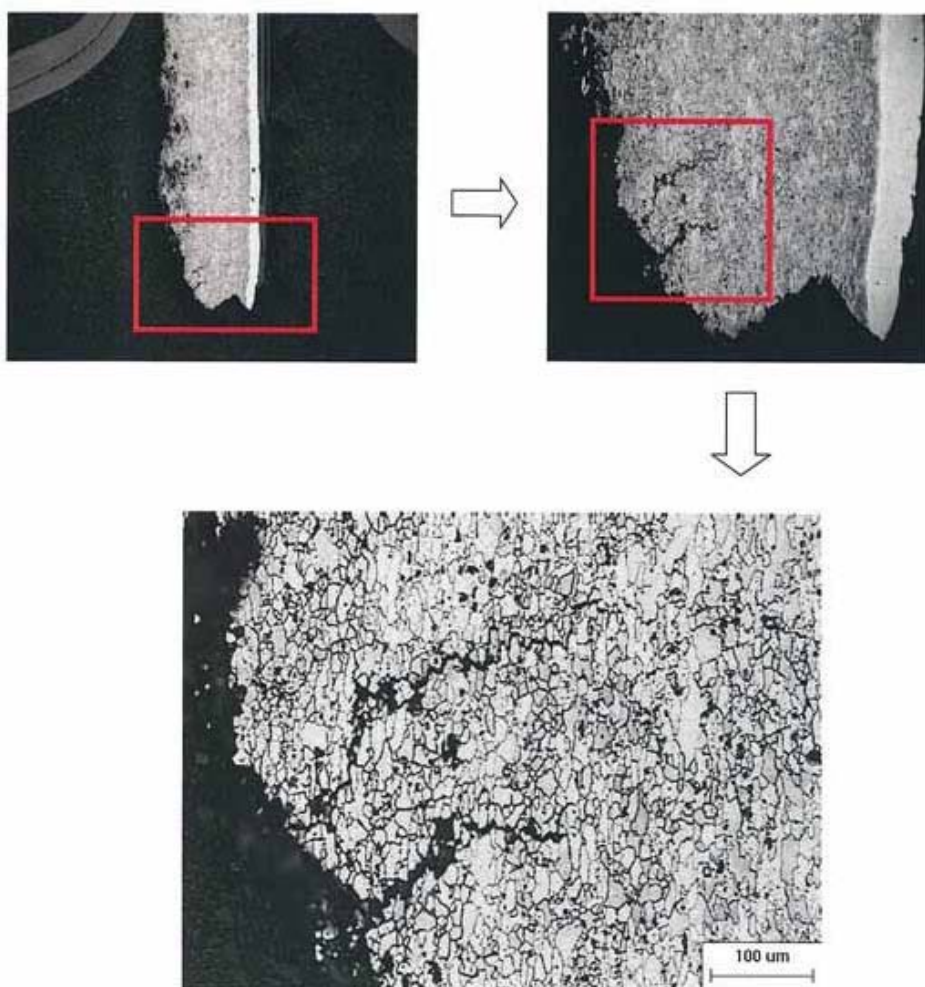


圖 22、編號 4 試片 T 方向剖面金相觀察。



材料試驗報告 (Materials Test Report) 續頁

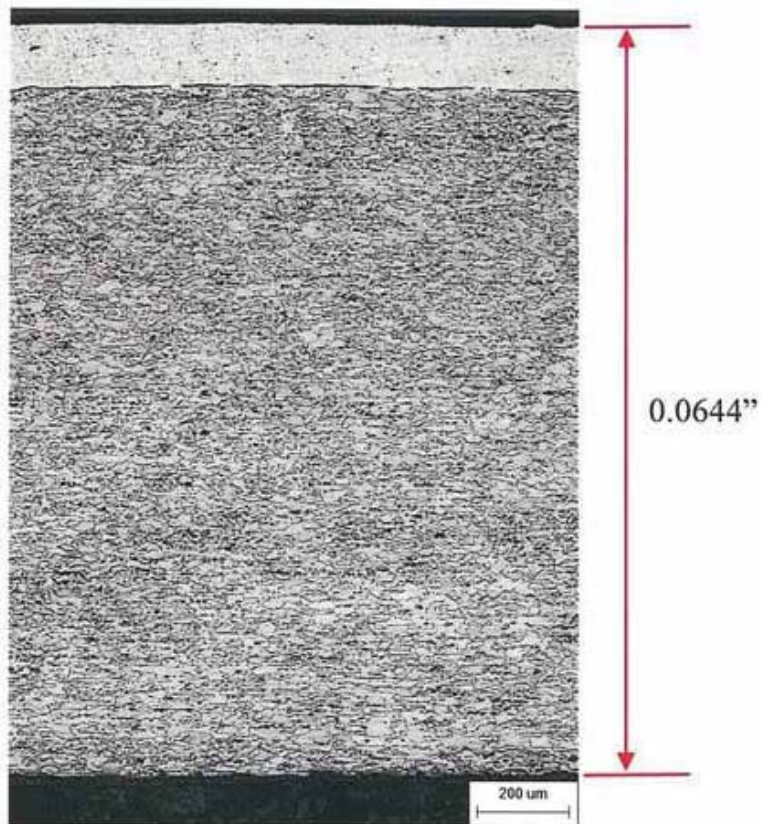



圖 23、鋁合金片材厚度量測。

 材料試驗報告(Materials Test Report) 續頁

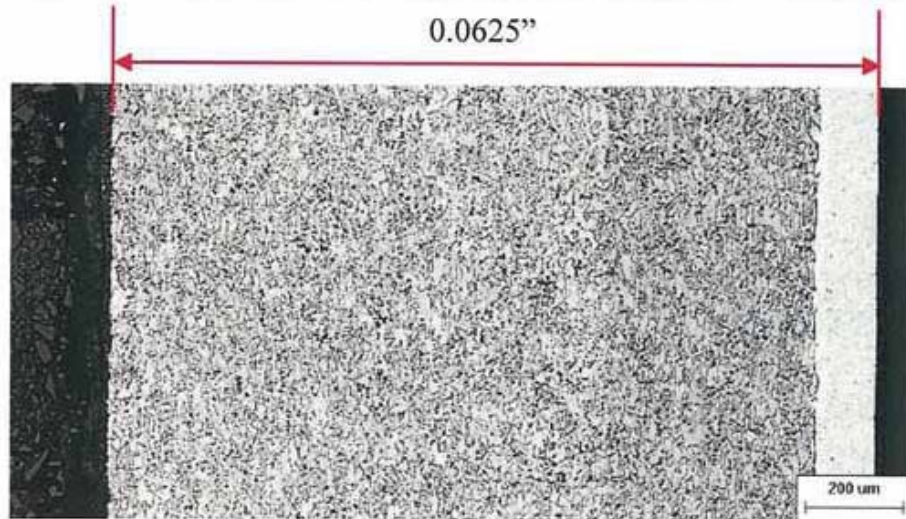


圖 24、另一處鋁合金片材厚度量測。

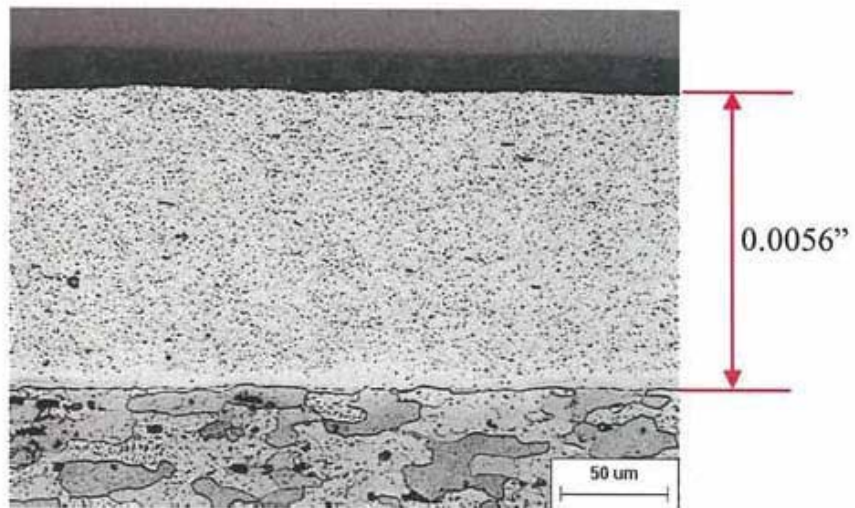



圖 25、鍍鋅層厚度量測。

 材料試驗報告(Materials Test Report) 續頁

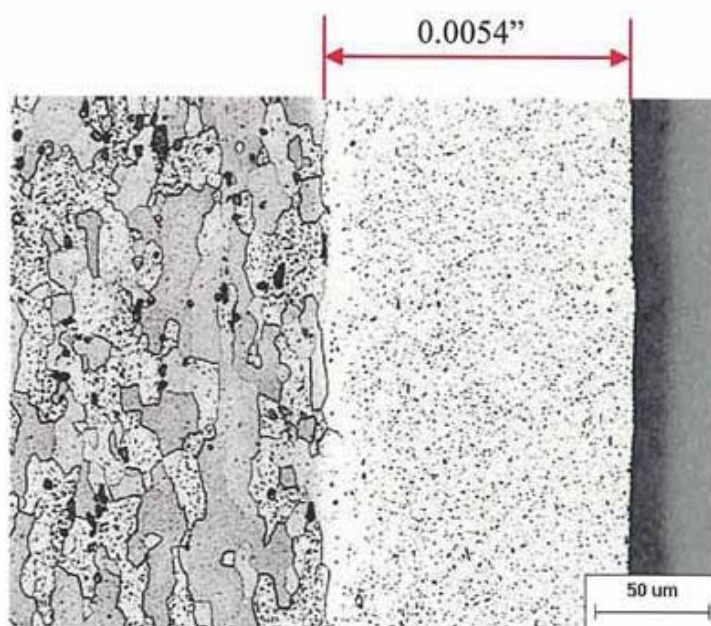


圖 26、另一處鍍鋁層厚度量測。

 材料試驗報告(Materials Test Report) 續頁

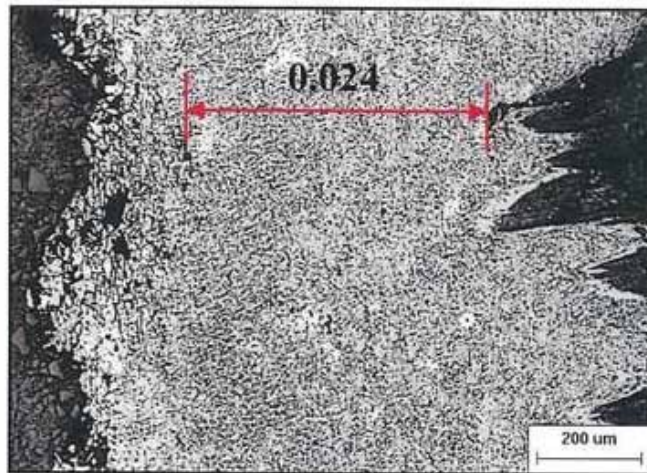


圖 27、編號 1 試片 T 方向的腐蝕殘餘厚度量測結果。

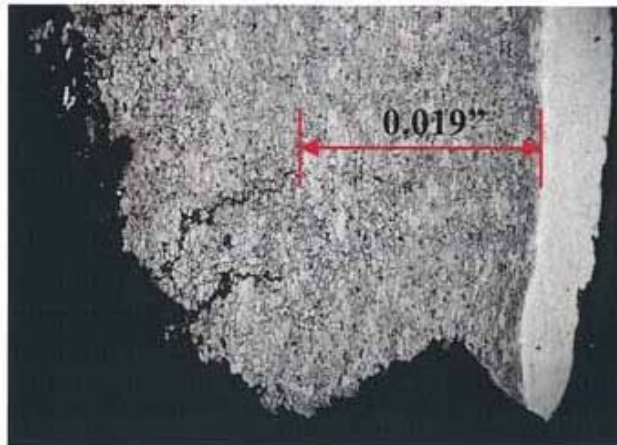



圖 28、編號 4 試片 T 方向的腐蝕殘餘厚度量測結果。

 材料試驗報告(Materials Test Report) 續頁

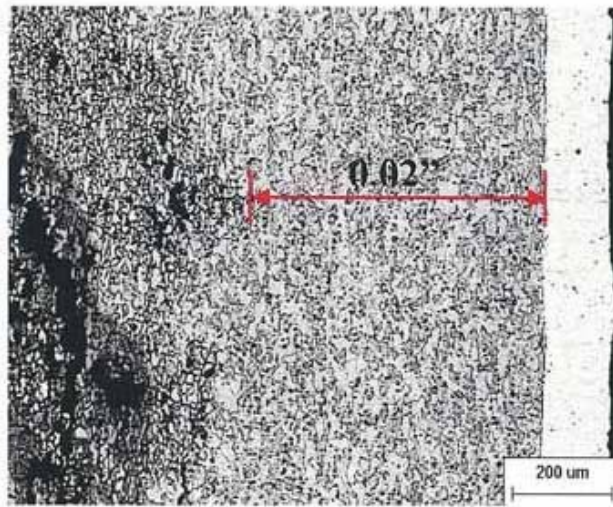


圖 29、編號 7 試片 T 方向的腐蝕殘餘厚度量測結果。

 材料試驗報告(Materials Test Report) 續頁

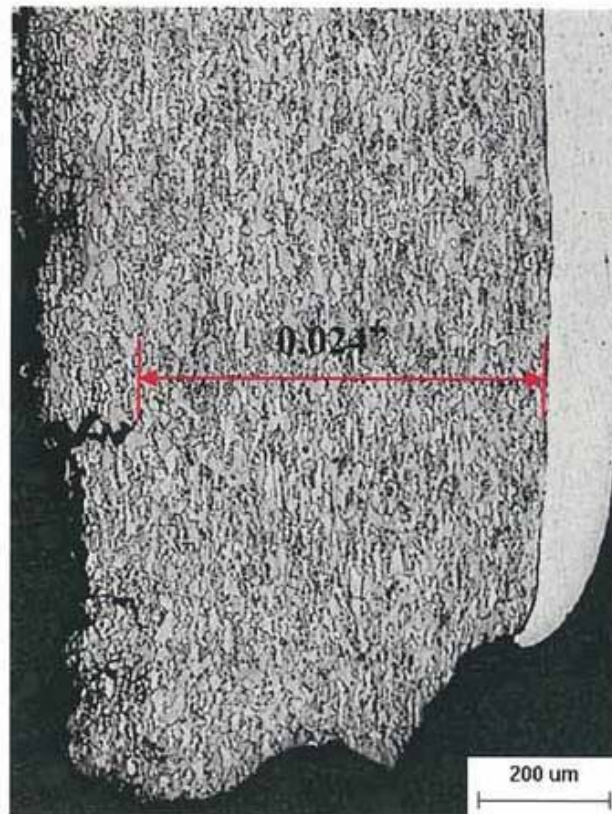


圖 30、編號 10 試片 T 方向的腐蝕殘餘厚度量測結果。

材料試驗報告(Materials Test Report) 續頁

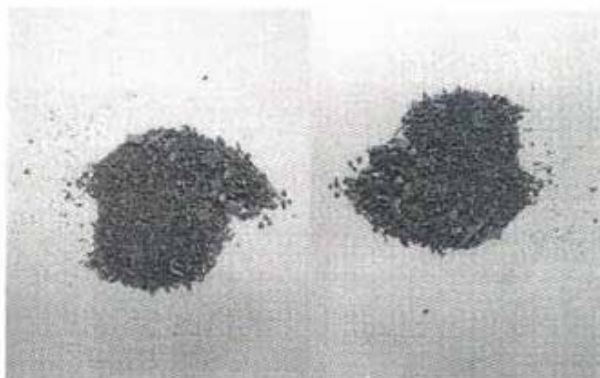


圖 31、自送檢蒙皮取下之腐蝕粉末，分成兩等份---(a) & (b)

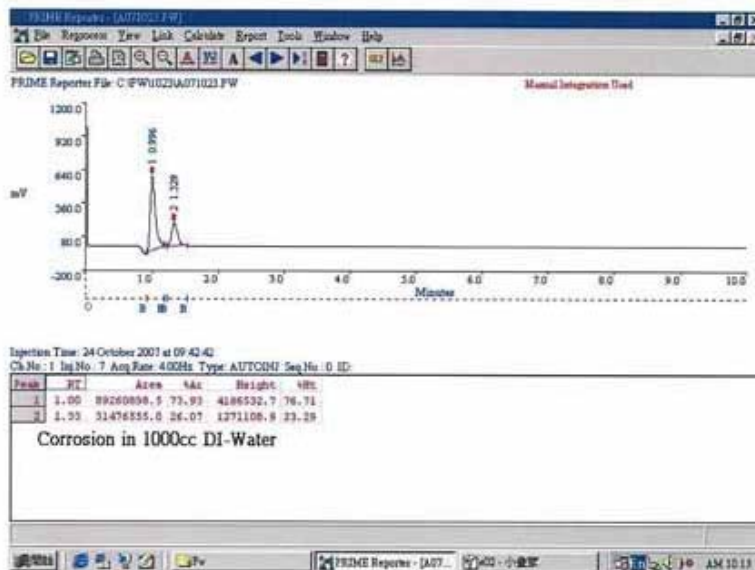



圖 32、腐蝕粉末以去離子水萃取溶液(a)之 IC 圖譜


材料試驗報告(Materials Test Report) 續頁

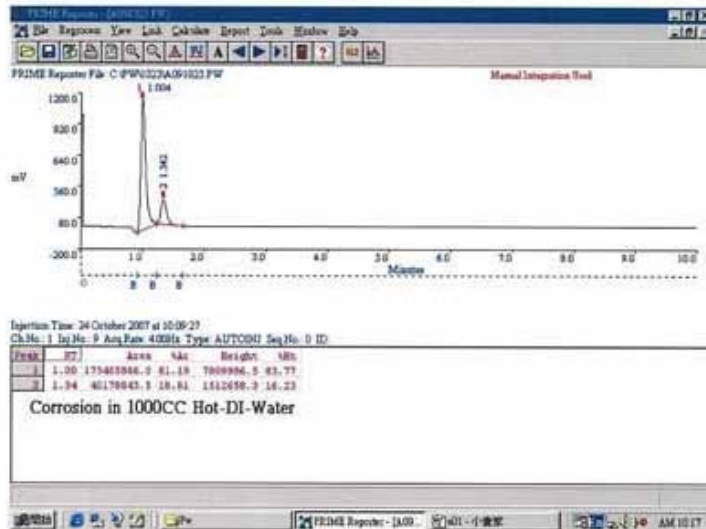


圖 33、腐蝕粉末以熱去離子水萃取溶液(b)之 IC 圖譜

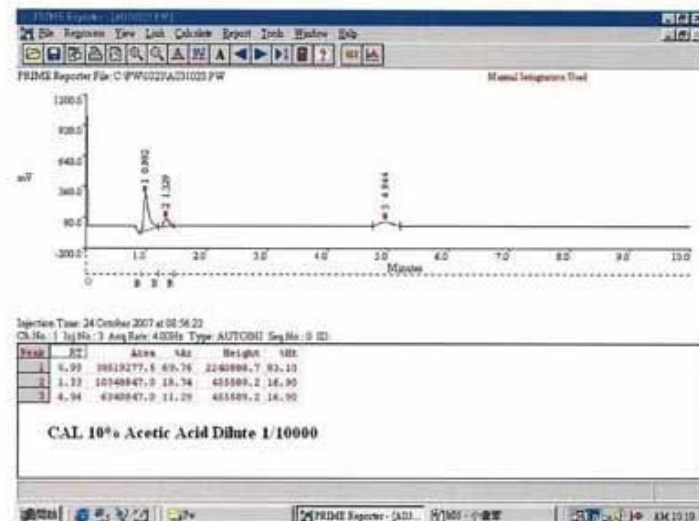


圖 34、飛安會檢送 10% Acetic acid 稀釋 1/10000 溶液(c)之 IC 圖譜

材料試驗報告(Materials Test Report) 續頁

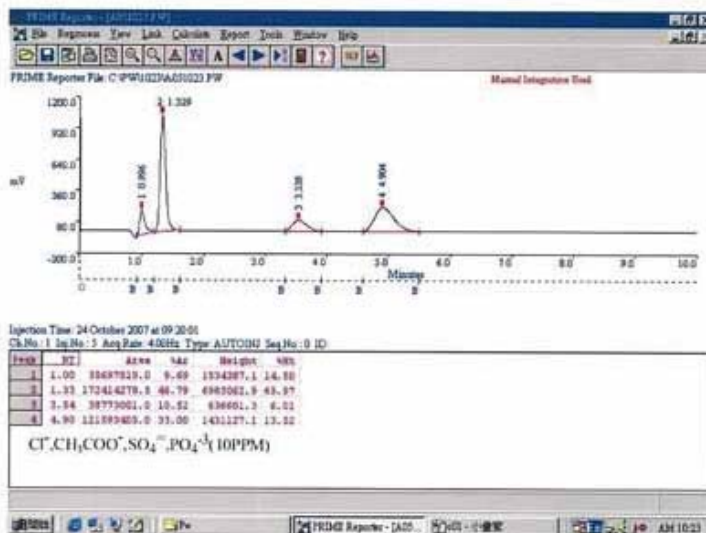


圖 35、Cl⁻，SO₄²⁻，PO₄³⁻ 及飛安會檢送之醋酸配置 10ppm 溶液(d)IC 圖譜

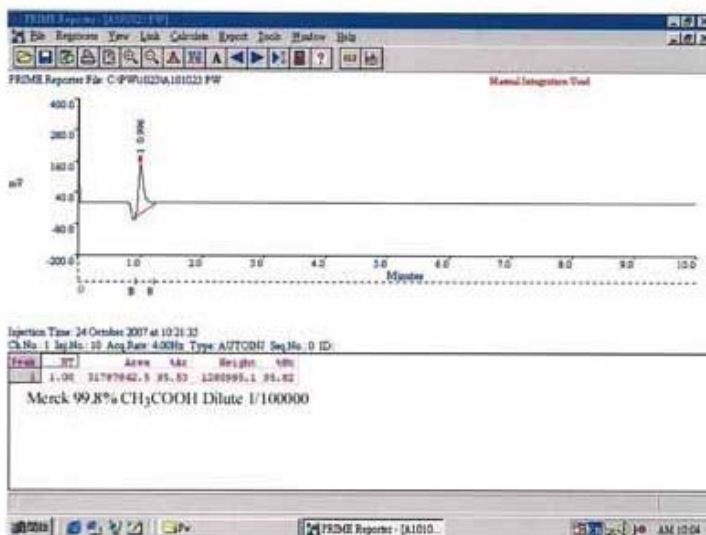


圖 36、以 Merck 99.8%醋酸配置 10ppm 溶液(e)之 IC 圖譜



材料試驗報告 (Materials Test Report) 續頁



中山科學研究院 Chung Shan Institute of Science and Technology
第一(航空)研究所 Aeronautical Systems Research Division
結構與材料工程組 Structure and Materials Section

工令報告編號 (Report No.)
 960375
 小組試驗編號 (Lab. No.)
 96A0520

專案名稱 (Project)		申請者/單位 (Applicant/Department)	
技服(24)		行政院飛航安全委員會	
物件名稱 (Part Name)		件號 (Part No.)	序號 (Serial No.)
737-800 型客機機身蒙皮		N/A	N/A
材料 (Material)	規範 (Specification)	批號 (Lot No.)	爐號 (Heat No.)
2024-T3	AMS-QQ-A-250/5A	N/A	N/A
試驗方法 (Test Method)			
ASTM E1251			

試驗結果 (Results)

Si : 0.0444%	Fe : 0.0787%	Cu : 4.50%
Mn : 0.600%	Mg : 1.45%	Zn : 0.0460%
Ni : 0.0065%	Cr : 0.0040%	Ti : 0.0195%
Al : Rem.		

依成份分析結果，材質符合規範。

- ★本報告僅對樣品負責。
- ★完整報告始屬有效。

表一、送檢蒙皮之 SPARK 化學成份分析結果

台中郵政 90008-11-3 號信箱 (P.O. Box 90008-11-3, Taichung, Taiwan, R.O.C.)
 Tel: 04-27023051 Ext.503030
 Fax: 04-22846548

FORM 140-069
 本報告分閱使用無效
 PAGE 34 OF 34

本頁空白

附錄六：台科大材料科技研究所金相試片結果

截取方法：一片試片分為前、中、後三部份，各截取一小片製作金相，某些試片先前已經裁切過，因此避開裁切處，在其它位置另外截取。

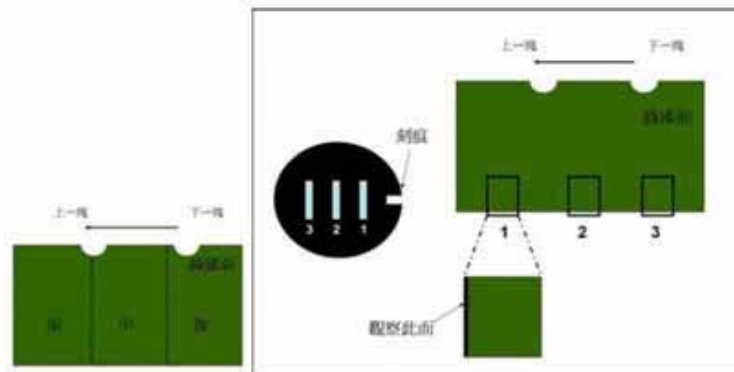


圖 1 金相試片截取示意圖

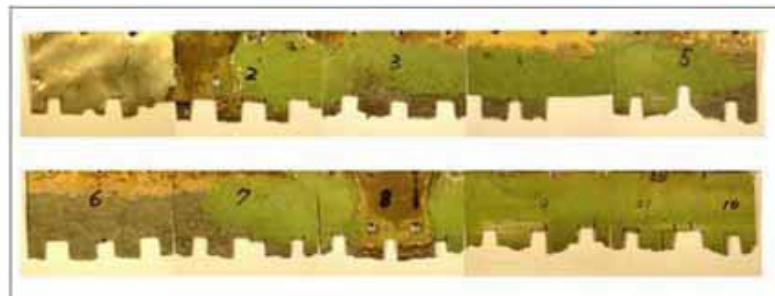


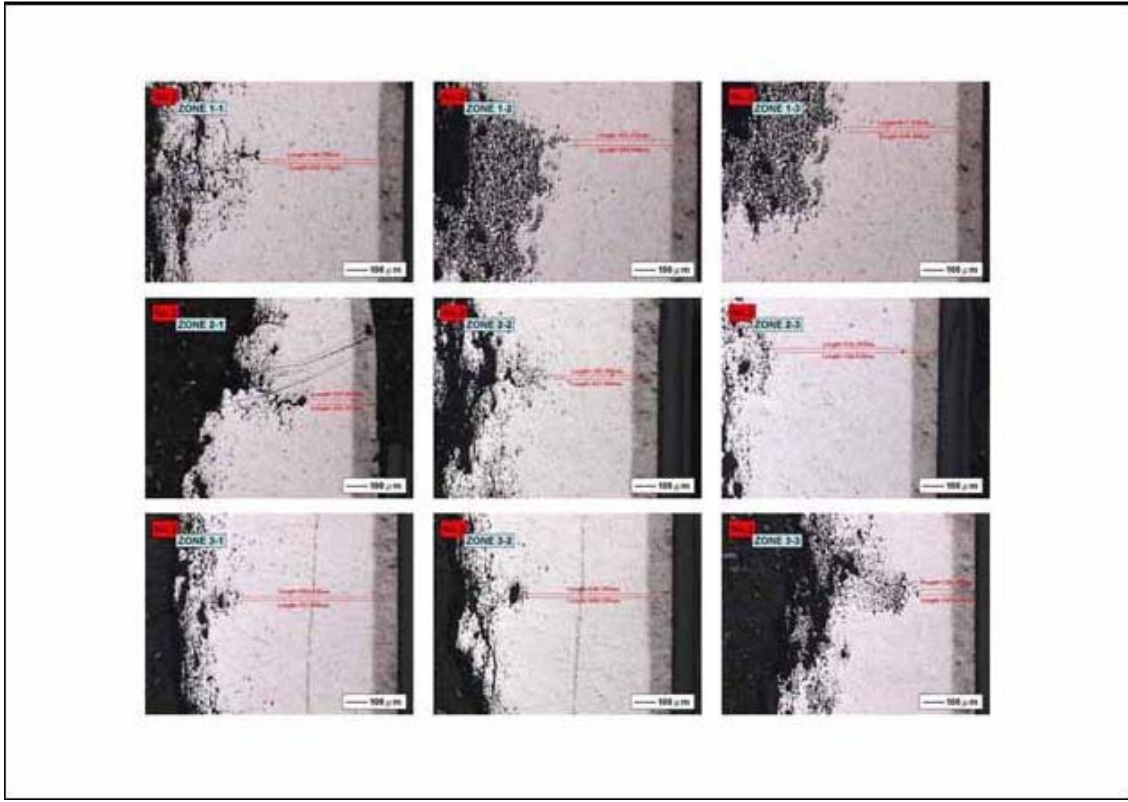
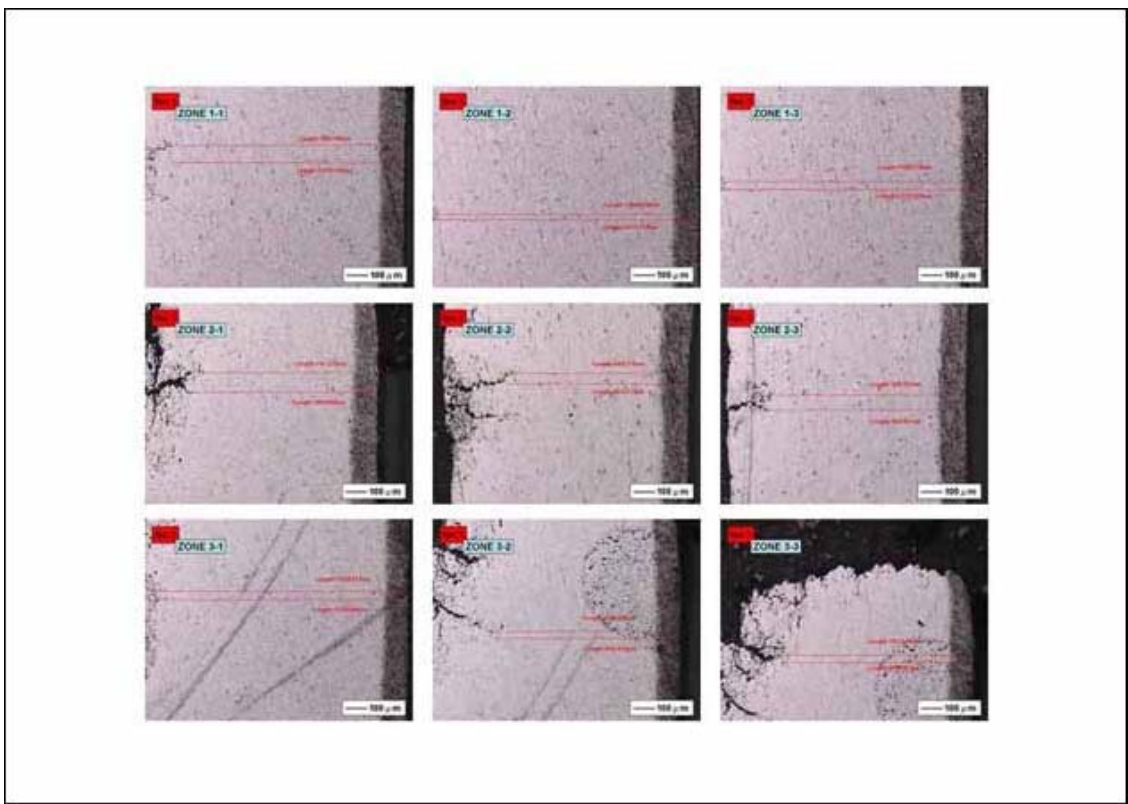
圖 2 截取金相試片之相對位置

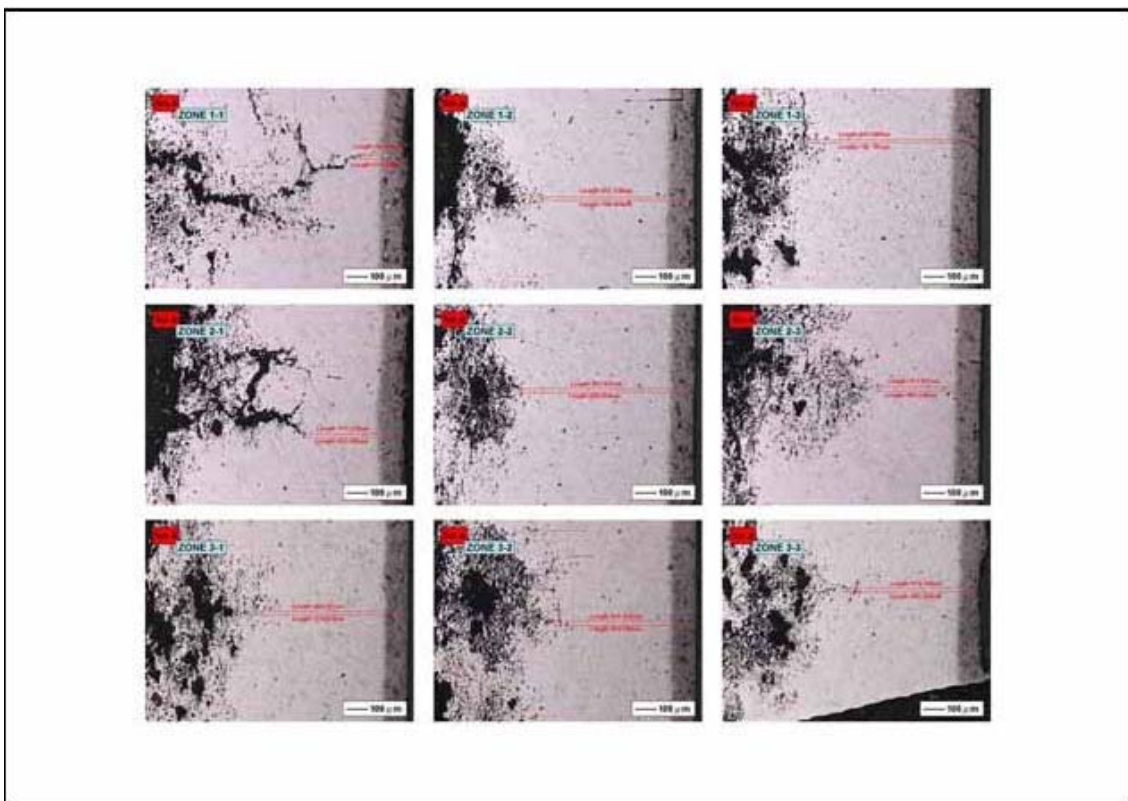
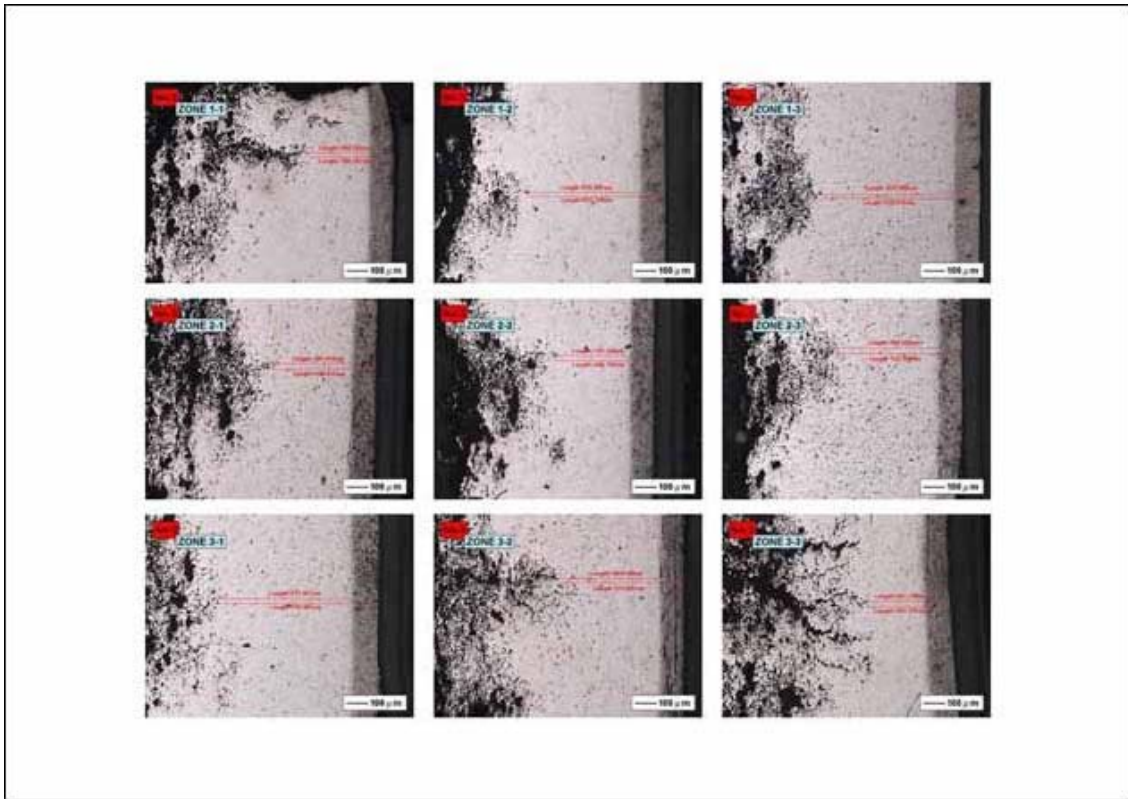
試片標號 X-Y-Z：X 表 1-10 蒙皮編號、Y 表示區域相對位置(如上所示)、Z 表示隨機取樣腐蝕區域(取腐蝕深度的三點)

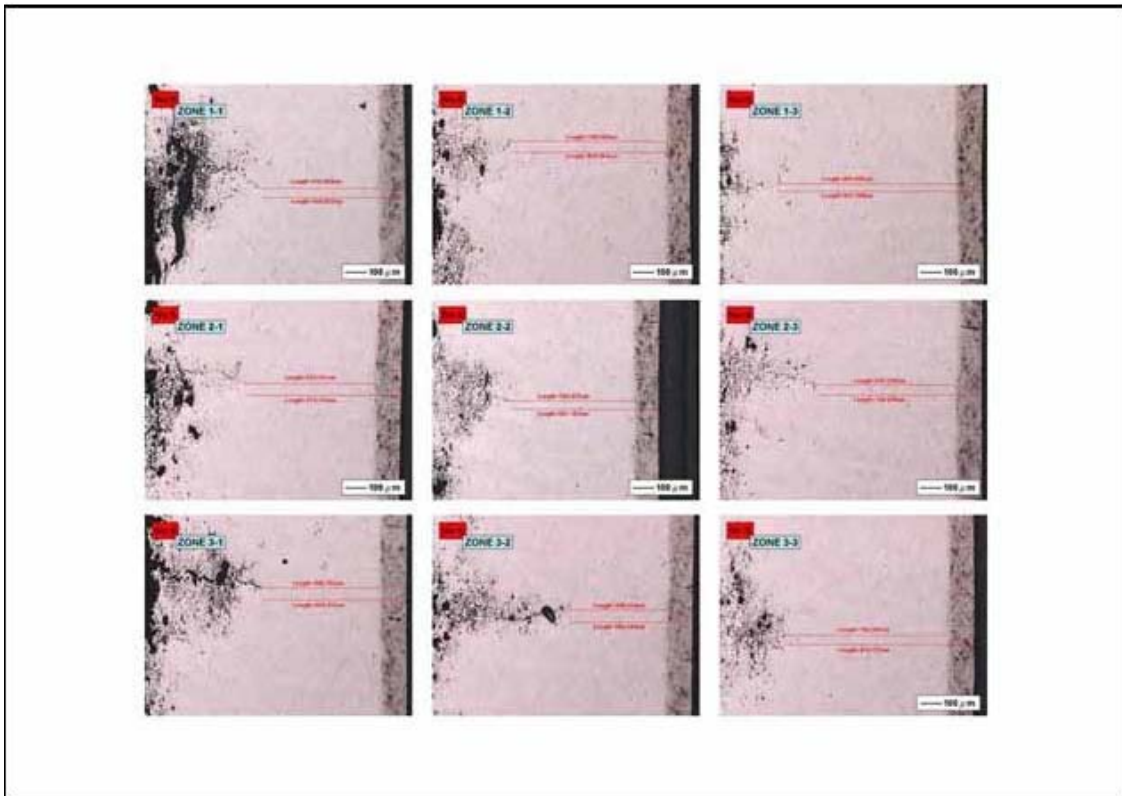
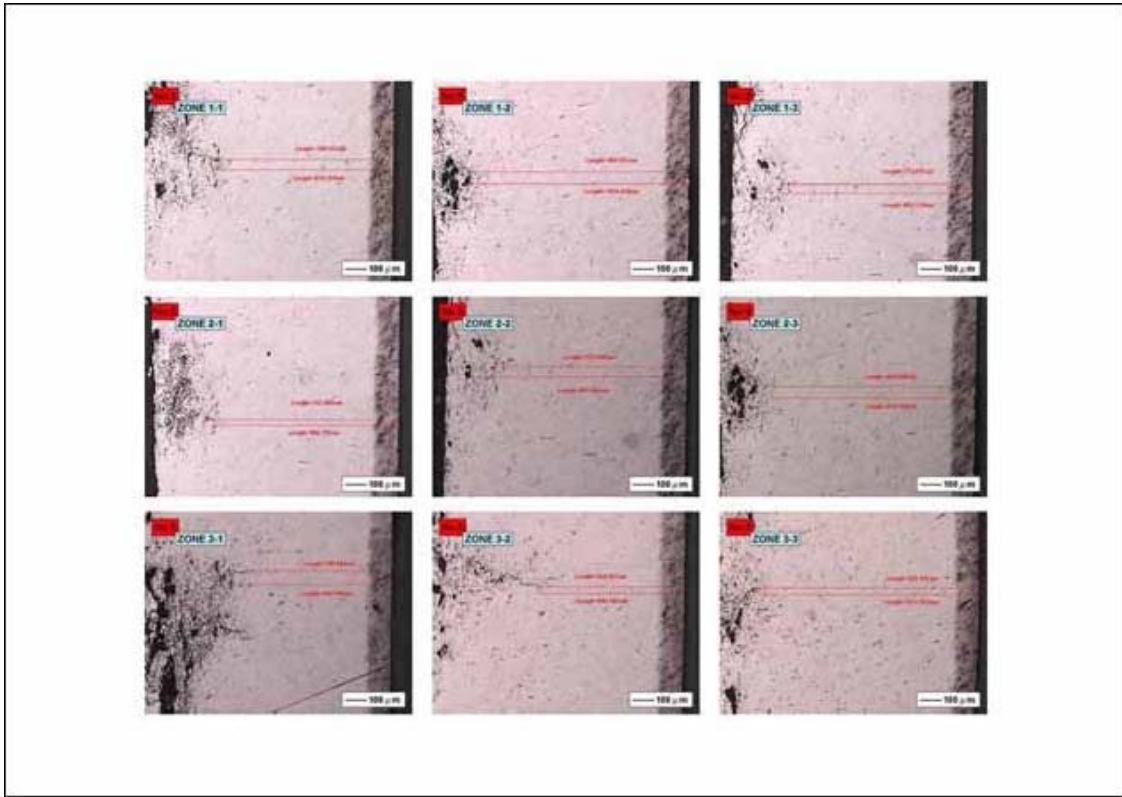
編號 7-3 試片厚度太厚，改用 SEM(HITACHIM-1000)作測量。

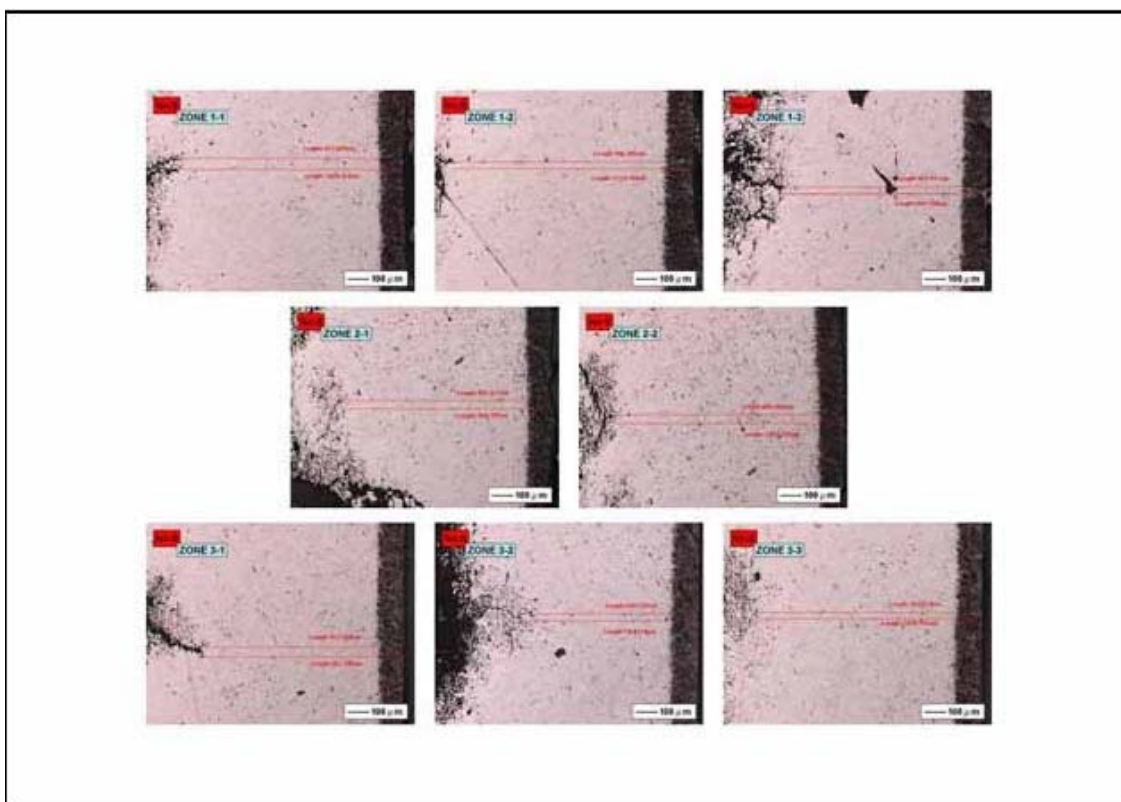
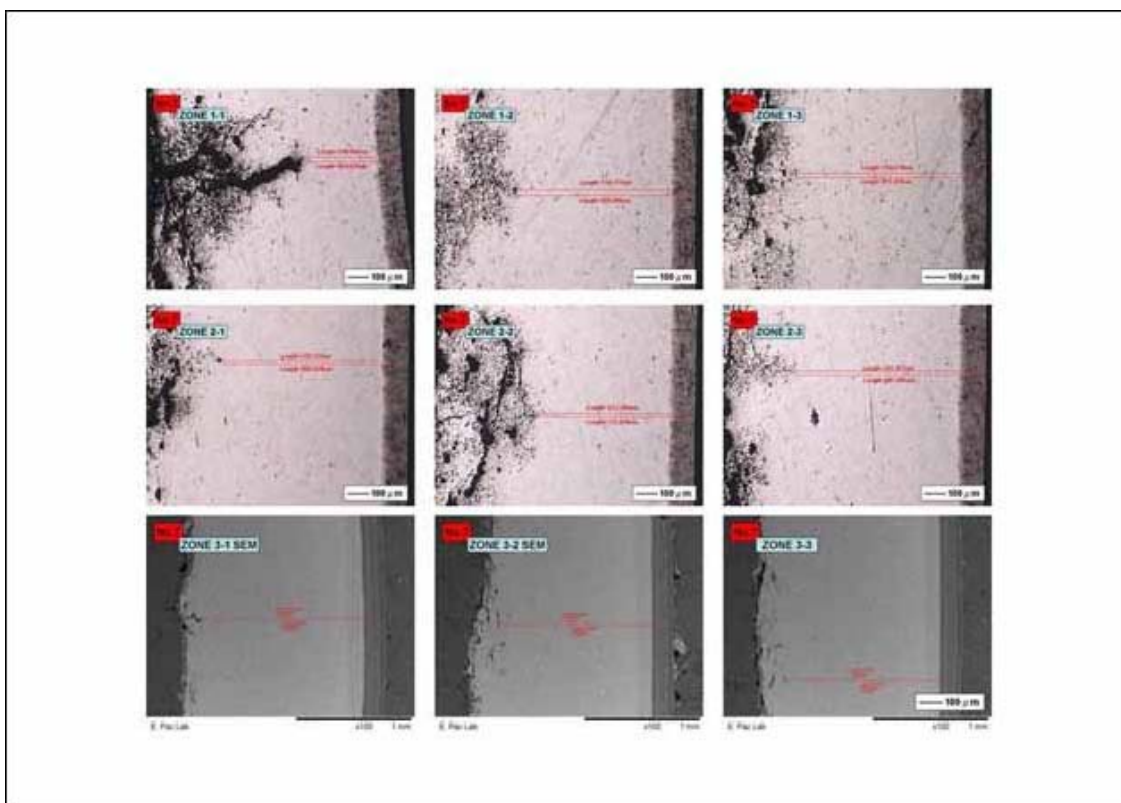
編號 8-2 試片，僅靠近斷裂面有腐蝕區域，其餘則無腐蝕特徵。

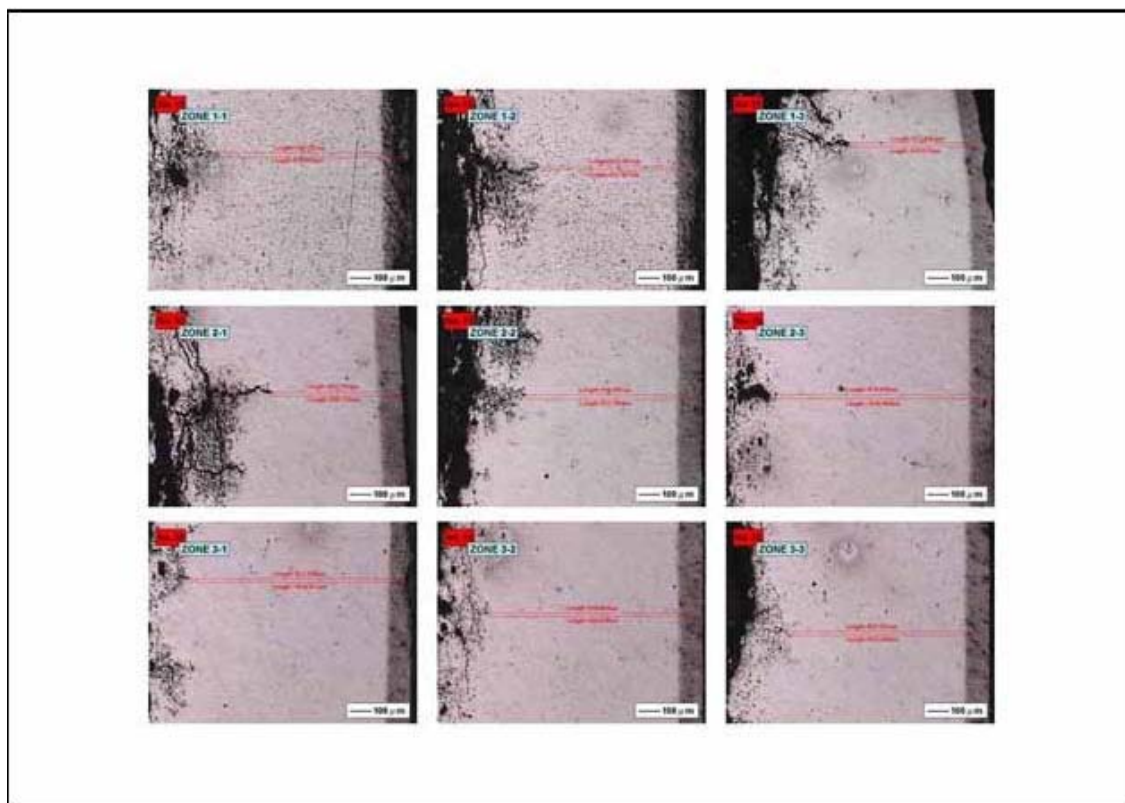
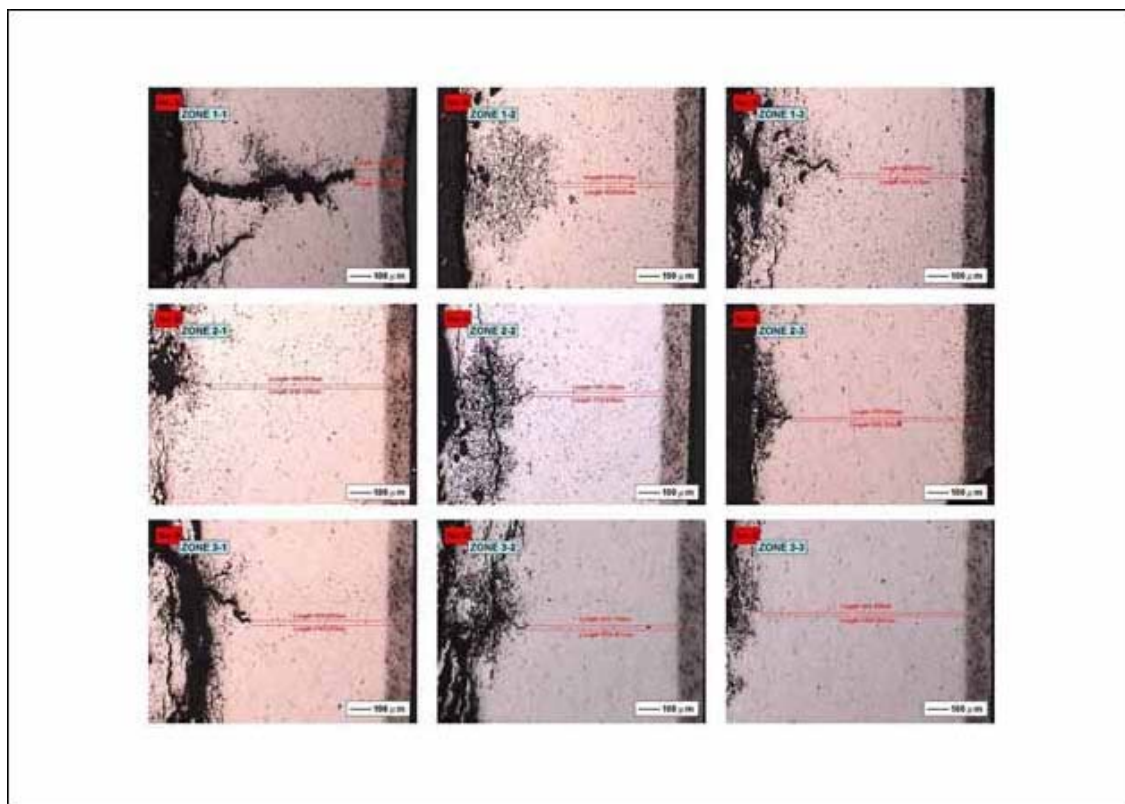
標號 10-2、10-3 試片，沒有明顯的腐蝕特徵。












附錄七：廢水系統之清洗劑檢驗報告



工業技術研究院
Industrial Technology
Research Institute

分析測試報告

ANALYSIS/TESTING REPORT

委託單位：行政院飛航安全委員會
Applicant
 地址：台北縣新店市北新路3段200號11樓
Address
 樣品名稱：樣品A-10%醋酸溶液
Test Item(s) 樣品B-稀釋用之地下水
 測試名稱：Cl⁻、SO₄⁻²、pH
Test(s)

1. 本報告含本封面共 2 頁，分離使用無效。
This report includes 2 pages (including this page), being invalid if separated.

2. 本報告需加蓋本單位檢驗章及簽名始生效。
The report is valid after signing and affixing the inspection seal of this institute.

3. 本報告僅對檢送樣品負責。
The report refers only to the specimen(s) submitted to testing.

4. 本報告內容以任何方式塗改、翻製、複印部份或全部無效。
This report will be invalid if obliterated modified, duplicated on photocopy in any part or in whole.

5. 本報告僅供委託者參考，不作任何證明或推銷廣告之用。
The content of this report is for reference only, but not for advertising or other commercial purpose.

6. 樣品保存自簽發日起 30 天。
The tested specimen(s) will be preserved thirty days from the date issued.

工服編號： D9642061
Application No.

登錄編號：
Registration No.


委託日期： 96.11.15
Date Received

申請人：
Applicant

核准簽名：
Approved by

授權簽發：
Authorized by

新竹市 300-11 光復路 2 段 321 號 電話：03-5721321
 321 Kuang Fu Road, Section 2, Hsinchu, Taiwan 300-11, R.O.C.





試驗項目 Item(s)	方法 Method(s)	結果 Result(s)		備註 Remark(s)
		樣品A	樣品B	
pH	pH meter	2.18	7.05	報告日期: 96.11.23 以下空白
Cl ⁻	自動電位滴定儀	12.7	14.9	
SO ₄ ⁻²	離子層析儀	7.5	50.6	

DO NOT COPY

禁止複印

工業技術研究院
96.11.23

本資料均為機密其所有權暨智慧財產權俱屬工業技術研究院非經許可不得以任何方式翻製或複印
All rights reserved. No part of this confidential report may be reproduced in any form or by any means without written permission from ITRI.



工業技術研究院
Industrial Technology
Research Institute

分析測試報告

ANALYSIS/TESTING REPORT

委託單位：中華航空股份有限公司修護工廠
Applicant
 地址：臺北市松山區敦化北路 405 巷 123 弄 10 號
Address
 樣品名稱：5%漂白水、純冰醋酸
Test Items
 測試名稱：總氮、有效氯、Cl⁻、SO₄²⁻
Test(s)

1. 本報告含本封面共 2 頁，分離使用無效。
This report includes 2 pages (including this page), being invalid if separated.
2. 本報告需加蓋本單位檢驗章及簽名始生效。
The report is valid after signing and affixing the inspection seal of this institute.
3. 本報告僅對檢送樣品負責。
The report refers only to the specimen(s) submitted to testing.
4. 本報告內容以任何方式塗改、翻製、複印部份或全部無效。
This report will be invalid if obliterated, modified, duplicated or photocopied in any part or in whole.
5. 本報告僅供委託者參考，不作任何證明或推銷廣告之用。
The content of this report is for reference only, but not for advertising or other commercial purpose.
6. 樣品保存自簽發日起 30 天。
The tested specimen(s) will be preserved thirty days from the date issued.

工服編號：D9711102
Application No.
 登錄編號：
Registration No.
 委託日期：97.01.16
Date Received

申請人：
Applicant
 核准簽名：
Approved by
 授權簽發：
Authorized by



新竹市 300-11 光復路 2 段 321 號 電話：03-5721321
 321 Kuang Fu Road, Section 2, Hsinchu, Taiwan 300-11, R.O.C.



工業技術研究院
Industrial Technology
Research Institute

試驗項目 Item(s)	方法 Method(s)	結果 Result(s)	備註 Remark(s)
5%漂白水:			報告日期: 97.02.15
總氯 w%	ASTM D2022	3.5±0.1	以下空白
有效氯 w%	ASTM D2022	2.4±0.1	
水醋酸:			
SO ₄ ²⁻ ppm	ICP-AES	11.3±0.1	
Cl ⁻ ppm	濁度法	<1	



本資料均為機密其所有權暨智慧財產權俱屬工業技術研究院非經許可不得以任何方式翻製或複印
All rights reserved. No part of this confidential report may be reproduced in any form or by any means without written permission from ITRI.

附錄八 廢水櫃原廠檢測報告

REVISION			
LTR	DESCRIPTION	DATE	APPROVED
-	Initial Release per ECN A9517		

Proprietary Notice
 This document and the information herein disclosed is proprietary property of EDO Fiber Science. Reproduction of the document or use or disclosure of its contents beyond the specific limited purposes for which the document was delivered is prohibited by EDO Fiber Science.

DEPARTMENT	SIGNATURE	DATE	EDO FIBER SCIENCE			
DRAWN			506 NORTH BILLY MITCHELL ROAD			
CHECK			SALT LAKE CITY, UTAH 84116			
STRESS			TITLE:			
WEIGHT			Investigation report on 737X Drain fitting failures			
Q. C.						
MFG. ENGR						
PROJ. ENGR			SIZE	CODE IDENT	REPORT NO.	REVISION
APPROVAL			A	32500	20110	-
APPROVAL			SCALE	WEIGHT		
RELEASE DATE			N/A	N/A	SHEET (S) 1	OF 22

FORM REVISED: 7 Dec 2000

1. SCOPE

China Airlines reported that a 737NG waste tank was leaking at the drain interface. They subsequently inspected 12 aircraft and found 3 were leaking at the drain interface. These three tanks were removed and sent to EDO for examination and repair. This report documents the results of the investigation conducted on the 3 returned tanks. A physical examination of the fittings was conducted, as well as an analysis.

2. APPLICABLE DOCUMENTS

The following documents of the latest issue in effect form a part of this specification to the extent they are specified herein:

2.1. Customer

None

2.2. Fiber Science

01930-007 Waste Tank, 737-600, 700, 800, 60 gal. Final Assembly

3. PHYSICAL EXAMINATION

A physical examination of all 3 drains was conducted. This examination involved pictures of the tanks as received from China Air, removal of the end of the drain fitting from the tanks, dimensional comparison, and detailed documentation of the features of each drain.

3.1. General observations

The following observations were made during the physical examination and are common to 2 or more of the drains. Pictures of each drain are included in the appendix. The black permanent marker line in the pictures indicates the bottom mold line of the fittings. To aid in examination, the end of the fitting was cut off just behind the aft flange.

Physical dimensions were taken of the flange area on all three fittings, as well as on 3 production fittings for comparison. The inner diameter does not appear to be warped or deformed on any of the returned tanks. However, the measured dimension are smaller than the drawing due to waste buildup on the inside diameter of the fitting.

The aft flange is intact in 2 of the 3 fittings. Measurements show the aft flange varies in thickness on the returned tanks more than the uninstalled drains; however the dimensions is within drawing tolerance. On all 3 fittings there is some evidence of damage to the aft flange. The forward upper corner of the aft flange is rounded in several places.

Forward flange is cracked on all three drains, and parts of it are missing in two of the three drains. The cracks occur mostly in the lower outboard quadrant (figure 7) from 70 to 200 degrees. The cracks in the forward flange occur in two different and distinct forms. The most common crack method, from hereon referred to as crack mode 1, is a diagonal crack face beginning at the inside of the o-ring groove and progressing forward and inwards, as shown in figure 8. Failure mode 1 cracks have a dark discolored face, like that of the inside diameter of the fitting. The crack face is relatively smooth and regular, with small concentric ridges (figure

EDO FIBER SCIENCE 506 NORTH BILLY MITCHELL ROAD SALT LAKE CITY, UTAH 84116	SIZE	CODE IDENT	DRAWING NO.	REVISION
	A	32500	20110	-
	SCALE - N/A	WEIGHT - N/A	SHEET (S) 2 OF 22	

FORM REVISED: 7 Dec 2000

3). The ends of the crack are white in two of the 3 fittings. Notches, as labeled in figures 4 and 5, are seen in the concentric ridges on the crack face in 2 of the 3 drains investigated. Failure crack mode 2 is less common but distinctly different than crack mode 1. Crack mode 2 begins at the forward surface of the fitting and progresses inwards towards the corner of the o-ring groove (figure 8).

The o-ring groove is discolored in spots, as shown in figure 5 and figures 9 through 11. The majority of the discoloration is not in the area of forward flange cracking indicated in figure 7.

3.2. Detailed Observations

Detailed observations were made on each drain and are documented in the following sections, as well as diagramed in figures 9 through 11.

3.2.1. Observations on S/N 09-00-777

Measurements were taken of the drain flange on S/N 09-00-777 on 11/4/07.

Inner Diameter

Drawing States Should Be = 3.135 +/- 0.015
 Production Parts ARE = 3.135 to 3.121
 Damaged Drain IS = 3.111 3.112 3.105 3.097

Aft flange

Drawing States Should Be = 0.065 +/- 0.010
 Production Parts ARE = 0.064 to 0.061
 Damaged Drain IS = 0.059 0.067 0.064 0.071 0.067

Forward Flange

Drawing States Should Be = 0.065 +/- 0.010
 Production Parts ARE = 0.065 to 0.062
 Damaged Drain IS = 0.068 0.068 0.068 0.067 0.065 0.067

Figure 9 is a diagram of the damage to the S/N 09-00-777 fitting. Cross sections of the fitting were drawn at various locations around the circumference to highlight features of interest.

Cross-section AA: There is no pronounced rounding of aft flange corners. The forward flange is broken off at a sharp angle in a mode 1 crack, but the flange piece is still attached. Forward flange is tilted forward.

Cross-section BB: The forward corner of aft flange is rounded. The forward flange is broken off in a mode 1 crack but still attached. The broken piece of flange spirals forward and inward.

Cross-section CC: There is no pronounced rounding of aft flange corners. The forward flange is partially broken in a mode 2 crack. The forward flange is bent aft, the opposite direction shown in cross-section BB.

Cross-section DD: The forward corner of aft flange is rounded. The forward flange is partially broken and bent forward. The crack is mode 1 and the angle of the crack face approximately matches that of sections AA and BB.

The aft flange has some evidence of small nicks. The aft flange varies in thickness, as can be seen in the measurements listed above.

EDO FIBER SCIENCE 506 NORTH BILLY MITCHELL ROAD SALT LAKE CITY, UTAH 84116	SIZE	CODE IDENT	DRAWING NO.	REVISION
	A	32500	20110	-
SCALE - N/A		WEIGHT - N/A	SHEET (S) 3 OF 22	

FORM REVISED: 7 Dec 2000

The forward flange is broken in one location, on the bottom of the fitting (figures 1, 2, and 9). The flange is cracked over 200 degrees, from 20 degrees to 220 degrees. The remaining flange is also bent forward at 320 degrees as shown in cross -section DD. One end of crack is still white, near cross-section CC.

3.2.2. Observations on S/N 10-00-789

Measurements were taken of the drain flange on S/N 10-00-789 on 11/4/07

Inner Diameter

Drawing States Should Be= 3.135 +/- 0.015

Production Parts ARE = 3.135 to 3.121

Damaged Drain IS = 3.113 3.108 3.111 3.107

Aft Flange

Drawing States Should Be= 0.065 +/- 0.010

Production Parts ARE = 0.064 to 0.061

Damaged Drain IS = 0.071 0.066 0.067 0.065 0.068

Forward Flange

Drawing States Should Be = 0.065 +/- 0.010

Production Parts ARE = 0.065 to 0.062

IS = 0.066 0.063 0.065 0.066

Figure 10 is a diagram of the damage to the S/N 10-00-789 fitting. Cross sections of the fitting were drawn at various locations around the circumference to highlight features of interest.

Cross-section AA: The forward corner of aft flange is rounded. The forward flange is partially broken in a Mode 2 crack. The forward flange is bent aft, into the o-ring groove.

Cross-section BB: The forward corner of the aft flange is rounded. This is the location of the worst rounding.

Cross-section CC: The forward corner of the aft flange is rounded. The forward flange is partially broken in crack mode 2.

Cross-section DD: There is no pronounced rounding of the aft flange. The forward flange is broken off completely at a sharp angle in crack mode 1.

Cross-section EE: The forward corner of the aft flange is rounded. The aft flange is cracked at this location in crack mode 2. The aft flange is pushed aft along the crack face.

The aft flange is chipped in several places. The damage faces are very rough, jagged, and whiter than the aged but uncontaminated faces of the fitting. The aft flange varies in thickness, as can be seen in the measurements listed above. The edge of the aft flange is rounded in places on the on the o-ring side, with the worst rounding on the top of the fitting. There is a clear, flexible adhesive substance on the outside of the fitting just beyond the aft flange.

The right side of the forward flange is broken off completely in a mode 1 crack, covering approximately 255 degrees extending from 10 to 265 degrees. The edges of the forward flange appear to be rounded, although not as rounded as the aft flange mentioned previously. One

EDO FIBER SCIENCE 506 NORTH BILLY MITCHELL ROAD SALT LAKE CITY, UTAH 84116	SIZE	CODE IDENT	DRAWING NO.	REVISION
	A	32500	20110	-
	SCALE - N/A	WEIGHT - N/A	SHEET (S) 4 OF 22	

FORM REVISED: 7 Dec 2000

end of the cracked flange is white, as can be seen in figure 3. The mode 1 crack face has one large notch centered at 140 degrees.

3.2.3. Observations on 04-02-1226

Measurements were taken of the drain flanges on S/N 04-02-1226 on 11/4/07

Inner Diameter

Drawing States Should Be = 3.135 +/- 0.015
 Production Parts ARE = 3.135 to 3.121
 Damaged Drain IS = 3.118 3.121 3.120 3.120

Aft flange

Drawing States Should Be = 0.065 +/- 0.010
 Production Parts ARE = 0.064 to 0.061
 Damaged Drain IS = 0.068 0.071 0.071 0.067 0.063

Forward Flange

Drawing States Should Be = 0.065 +/- 0.010
 Production Parts ARE = 0.065 to 0.062
 Damaged Drain IS = 0.066 0.067 0.066 0.068

Figure 11 is a diagram of the damage to the S/N 04-02-1226 fitting. Cross sections of the fitting were drawn at various locations around the circumference to highlight features of interest.

Cross-section AA: The forward corner of aft flange is rounded.

Cross-section BB: There is no pronounced rounding of aft flange corner. The forward flange is broken off completely at a sharp angle in crack mode 1.

The aft flange is intact, although there is evidence of damage (figure 6). The aft flange varies in thickness, as seen in the measurements listed above. The edge of the flange is rounded, most noticeably at the top centered at 345 degrees, which corresponds to the smallest measurement 0.063". The aft flange is also noticeably rounded at 270 and at 115 in the area of the forward flange crack.

The right side of the forward flange is broken off, cracked through approximately 145 degrees, from 65 to 210 degrees. The crack face is slanted in a mode 1 crack. Both ends of the mode one crack on the forward flange are whiter in color. The crack face has two notches, one at 115 and the other at 170 degrees.

4. FINITE ELEMENT ANALYSIS

A finite element analysis model was created of a cross-section of the drain flange. The model was then analyzed to determine stress patterns under different loading conditions. This analysis will help to predict the loading method that may have caused the cracks seen in the physical examination.

4.1. Model Construction

The objective of the finite element analysis was to analyze the distribution and gradients of stresses in the cross section of the drain fitting. The drain fitting cross section was meshed with plane strain plate elements, as shown in Figure 12. The trends obtained from the finite element analysis helped to understand how the cross section of the drain flange behaved due to its geometry. The actual magnitude of stresses will scale linearly with the assumed thickness of the plane strain elements, with the material properties, and with the magnitude of the load

EDO FIBER SCIENCE 506 NORTH BILLY MITCHELL ROAD SALT LAKE CITY, UTAH 84116	SIZE	CODE IDENT	DRAWING NO.	REVISION
	A	32500	20110	-
	SCALE - N/A	WEIGHT - N/A	SHEET (S) 5 OF 22	

FORM REVISED: 7 Dec 2000

applied to the model. Therefore the exact thickness and material properties of the plane strain elements are not relevant to this type of analysis, and are not discussed. Any isotropic material can be used so long as it behaves in the elastic range.

The plane strain elements were constrained on the inside diameter to simulate the inherent stability of a circular fitting, as represented by the blue triangles on the cross section in figure 12. Three load cases of forward, aft, and down, were analyzed, both individually and in combination. The load cases are illustrated by the green arrows in figures 13 through 20. These three load cases were judged to be the most likely methods by which the forward flange could be loaded.

4.2. Analysis Results

Figures 13 through 20 show the maximum and minimum principal stresses from all the load cases analyzed. The most likely crack origin under any loading is at a position of pure tensile stress, as any compressive stress will tend to close a crack rather than open it. Furthermore, cracks are also more likely to occur in locations of rapidly changing stresses and geometry, such as at a corner or radius. Once a crack has started, they grow away from their origin along a line of approximately equal stress; if stress is higher on one side of the progressing crack than the other it will bend away from the high stress in order to equalize stress. On figures 13 through 20 the position of the maximum tensile stress is circled and labeled as the crack origin. The dotted arrow in each figure illustrates the most likely direction for the crack to grow from its origin.

5. DISCUSSION OF RESULTS

5.1. Results of Physical Examination

From the physical examination of each drain, conclusions can be drawn as to what may have occurred to cause the damage seen.

The forward surface of the fitting shows no signs of contact with the adjacent tube in the assembly. Possible signs of contact would include rubbing, scratching, or thinning of the forward flange.

The variation in thickness of the aft flange seen on all three drains could be indicative of rubbing or chaffing. The rounding of the aft flange corner could also be evidence of this. The rounding of the aft flange is predominately in the 270 to 20 degree area, which is approximately opposite the forward flange mode 1 cracking in all three drains examined. There is no clear indication of what may have caused the rubbing seen. However, components of the attachment clamp, including the sleeve or o-ring, are likely candidates.

The damage to the aft flange could be due to removal of the clamp attached to the drain, especially the jagged damage seen on SN 10-00-789 in figure 4. Removing the drain clamp after time in service has been shown to be difficult in the past, and damage to the aft flange is likely if the procedure is not done with care. Furthermore, the clear, flexible adhesive substance on the outside of drain fitting SN 10-00-789 could be evidence of an attempt to repair the leaking fitting after installation into the aircraft. This possible repair method is not standard EFS procedure or per the CMM, which would entail replacement of the entire drain fitting.

EDO FIBER SCIENCE 506 NORTH BILLY MITCHELL ROAD SALT LAKE CITY, UTAH 84116	SIZE	CODE IDENT	DRAWING NO.	REVISION
	A	32500	20110	-
SCALE - N/A		WEIGHT - N/A	SHEET (S) 6 OF 22	

FORM REVISED: 7 Dec 2000

The dark brown or black discoloration of the plastic in areas is an indication of exposure to waste. The plastic fittings are a bright white color when installed, and under normal conditions the outer surface of the plastic turns a light grey color because it is slightly porous and will absorb microscopic particles of dirt and dust over time. Therefore, a bright white surface on a part indicates recent damage. The forward flange mode 1 crack faces on all 3 fittings are a dark brown/black color, indicating they were exposed to waste and therefore occurred over an extended period of time. Furthermore, the two tanks manufactured in 2000 have substantially larger mode 1 cracks than the one tank manufactured in 2002. The comparative length of the cracks also suggests the damage was progressive and occurred over a long period of time. The ends of several of the crack faces are white, indicating recent damage that may have occurred during removal.

The relative smoothness of the mode 1 crack faces in the forward flange, combined with the small concentric ridges or "beach marks", all suggest a fatigue failure mode. The notches in the mode 1 crack faces, as seen in SN 10-00-789 figure 4 and SN 04-02-1226 figure 5, suggest the forward flange cracks contained more than one segment. These segments may have started independently of each other and grown into one large crack, started successively with one cascading into the next, or started simultaneously. Regardless of the timeline of the segments, the complexity of the mode 1 crack line indicates a complex loading situation. The mode 2 cracks in the forward flange are a distinctly different failure method. This failure method occurs in close proximity to the ends of mode 1 cracks, suggesting a pinch or pivot point.

The spots of discoloration in the o-ring grooves indicate contamination by waste. It is unclear if these are due to leaks or merely contamination from another cause. The majority of the discolorations are not in the area of the cracked forward flange, and therefore it is unlikely that the cracks leaked past the o-ring.

5.2. Comparison of Physical Examination and FEA results

The two crack modes seen in the physical examination and shown in figure 8 are very similar to the crack behavior suggested by the finite element analysis. The mode 1 crack suggests either a forward or forward plus down combined loading. The mode 2 cracks suggest the opposite, either a pure aft loading, or an aft plus down combined loading. These comparisons are confirmed by the direction of forward flange movement; the forward flange moves forward for a mode 1 crack (figure 1) and aft for a mode 2 crack (figure 2). None of the cracks suggest a pure down loading, as the finite element analysis suggests this type of crack face would not have a radius from the o-ring groove because the origin point would be well inside the groove, and some radius can be felt on all 3 drains. Furthermore, the close proximity of mode 1 and mode 2 cracks suggest the drain flange is under a bending loading with pivot points.

6. CONCLUSIONS

From the examination of the drain flanges, no definitive conclusions can be made. There is evidence that the drain flange was in a continual state of complex loading as applied by a component of the drain flange clamp. The failure appears to have been progressive and occurred over an extended period of time. The application of the clear sealant on SN 10-00-789 indicates that a leak was detected at one point and a repair was attempted. However, standard EFS procedure to repair a leaking drain would be replacement of the entire fitting.

EDO FIBER SCIENCE 506 NORTH BILLY MITCHELL ROAD SALT LAKE CITY, UTAH 84116	SIZE	CODE IDENT	DRAWING NO.	REVISION
	A	32500	20110	-
SCALE - N/A		WEIGHT - N/A	SHEET (S) 7	OF 22

FORM REVISED: 7 Dec 2000

Figure 1 – S/N 09-00-777 after removal



EDO FIBER SCIENCE 506 NORTH BILLY MITCHELL ROAD SALT LAKE CITY, UTAH 84116	SIZE A	CODE IDENT 32500	DRAWING NO. 20110	REVISION -
	SCALE - N/A	WEIGHT - N/A	SHEET (S) 8 OF 22	

FORM REVISED: 7 Dec 2000

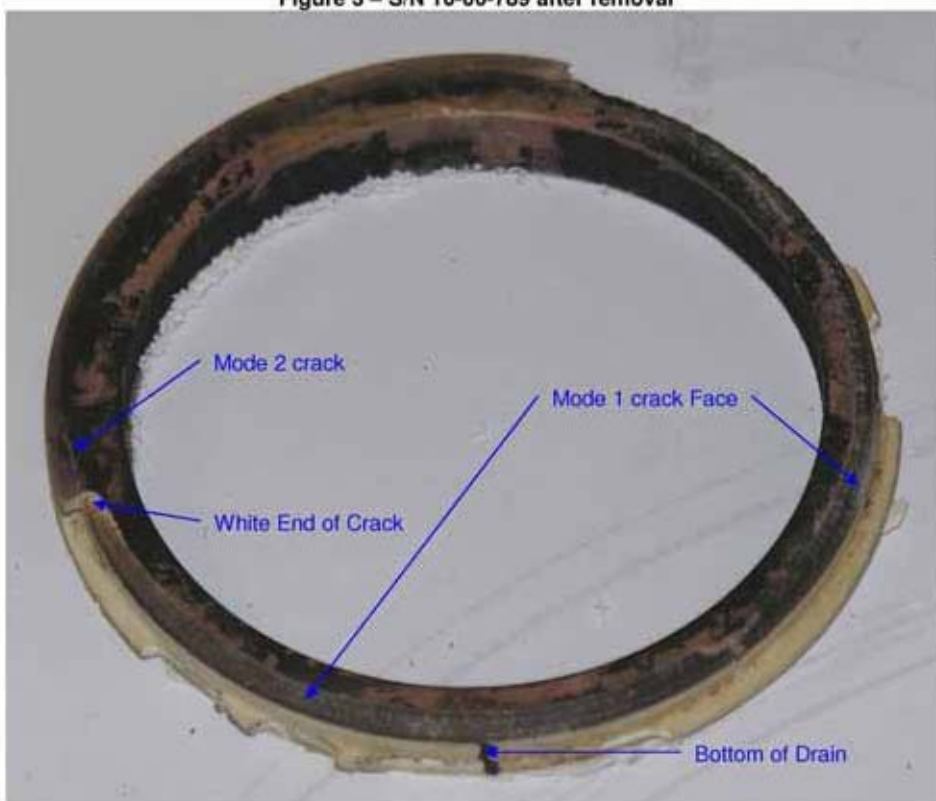
Figure 2 – S/N 09-00-777 after removal



EDO FIBER SCIENCE 506 NORTH BILLY MITCHELL ROAD SALT LAKE CITY, UTAH 84116	SIZE A	CODE IDENT 32500	DRAWING NO. 20110	REVISION -
	SCALE - N/A	WEIGHT - N/A	SHEET (S) 9 OF 22	

FORM REVISED: 7 Dec 2000

Figure 3 – S/N 10-00-789 after removal



EDO FIBER SCIENCE 506 NORTH BILLY MITCHELL ROAD SALT LAKE CITY, UTAH 84116	SIZE	CODE IDENT	DRAWING NO.	REVISION
	A	32500	20110	-
	SCALE - N/A	WEIGHT - N/A	SHEET (S) 10 OF 22	

FORM REVISED: 7 Dec 2000

Figure 4 – S/N 10-00-789 after removal



EDO FIBER SCIENCE 506 NORTH BILLY MITCHELL ROAD SALT LAKE CITY, UTAH 84116	SIZE A	CODE IDENT 32500	DRAWING NO. 20110	REVISION -
	SCALE - N/A	WEIGHT - N/A	SHEET (S) 11 OF 22	

FORM REVISED: 7 Dec 2000

Figure 5 – S/N 04-02-1226 after removal



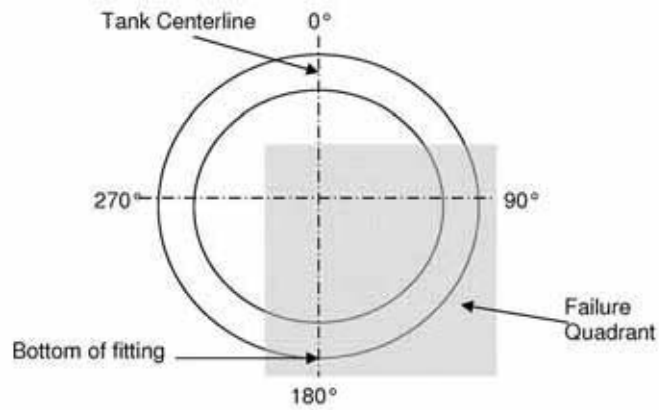
EDO FIBER SCIENCE 506 NORTH BILLY MITCHELL ROAD SALT LAKE CITY, UTAH 84116	SIZE	CODE IDENT	DRAWING NO.	REVISION
	A	32500	20110	-
	SCALE - N/A	WEIGHT - N/A	SHEET (S) 12 OF 22	

FORM REVISED: 7 Dec 2000

Figure 6 – S/N 04-02-1226 after removal



Figure 7 – Common Failure Quadrant



EDO FIBER SCIENCE 506 NORTH BILLY MITCHELL ROAD SALT LAKE CITY, UTAH 84116	SIZE	CODE IDENT	DRAWING NO.	REVISION
	A	32500	20110	-
SCALE - N/A		WEIGHT - N/A	SHEET (S) 13 OF 22	

FORM REVISED: 7 Dec 2000

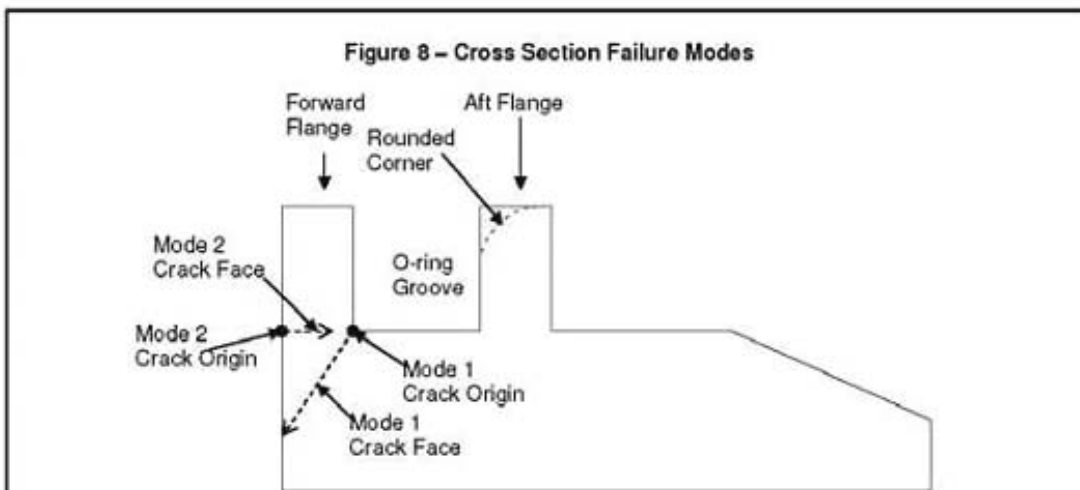
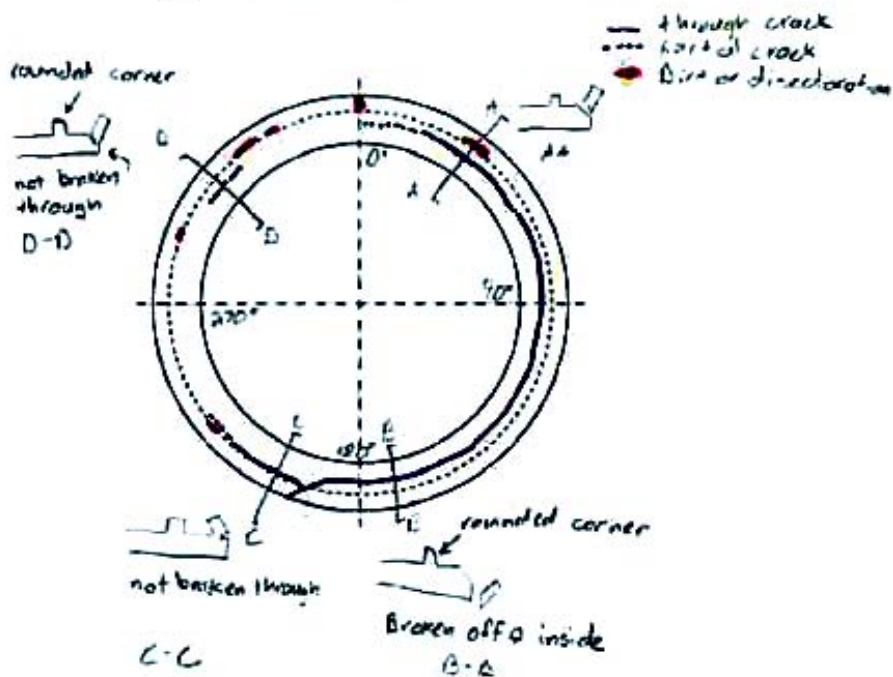


Figure 9 - S/N 09-00-777 Damage Diagram

09-00-777

11/10/08



EDO FIBER SCIENCE 506 NORTH BILLY MITCHELL ROAD SALT LAKE CITY, UTAH 84116	SIZE	CODE IDENT	DRAWING NO.	REVISION
	A	32500	20110	-
SCALE - N/A		WEIGHT - N/A	SHEET (S) 14 OF 22	
FORM REVISED: 7 Dec 2000				

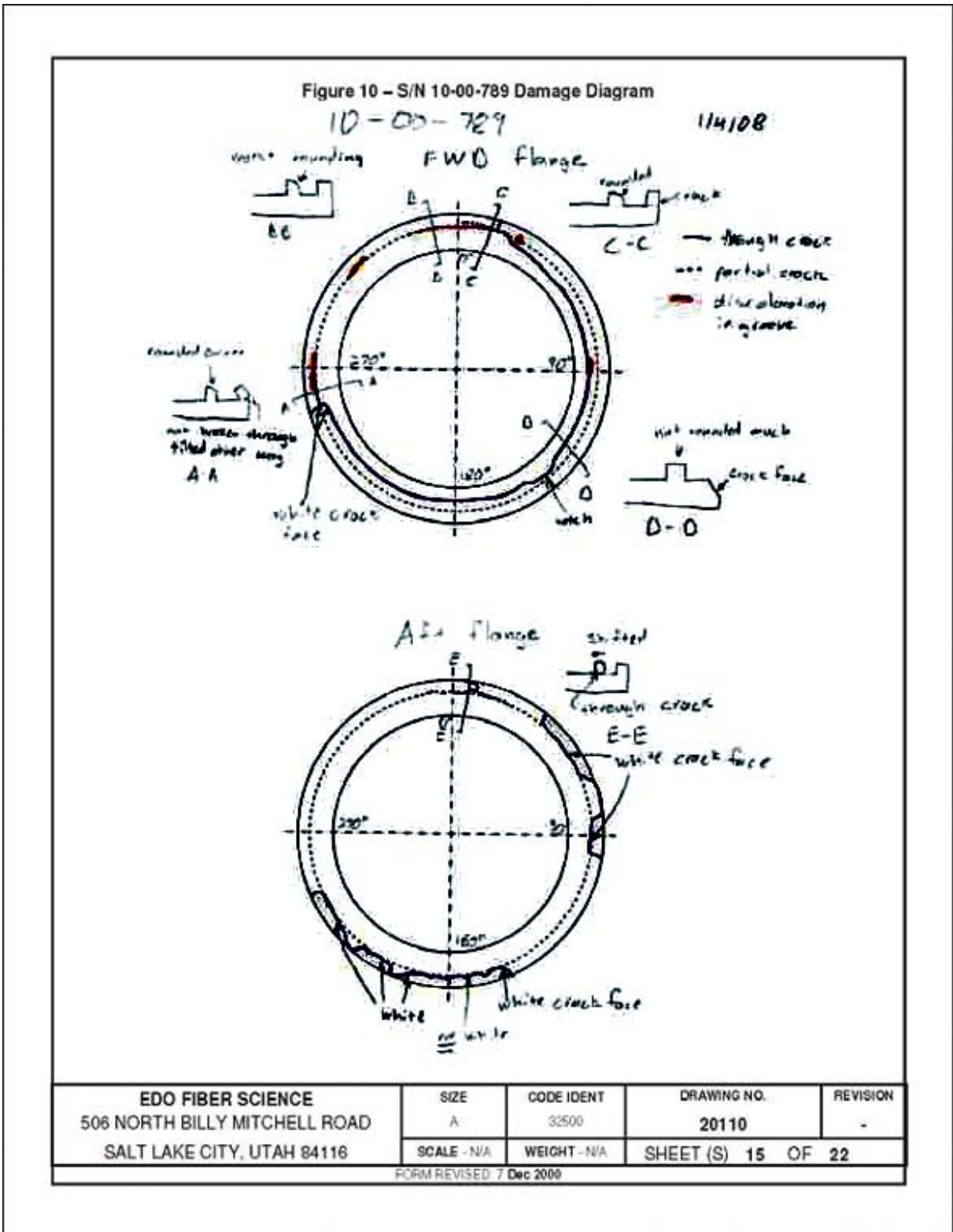
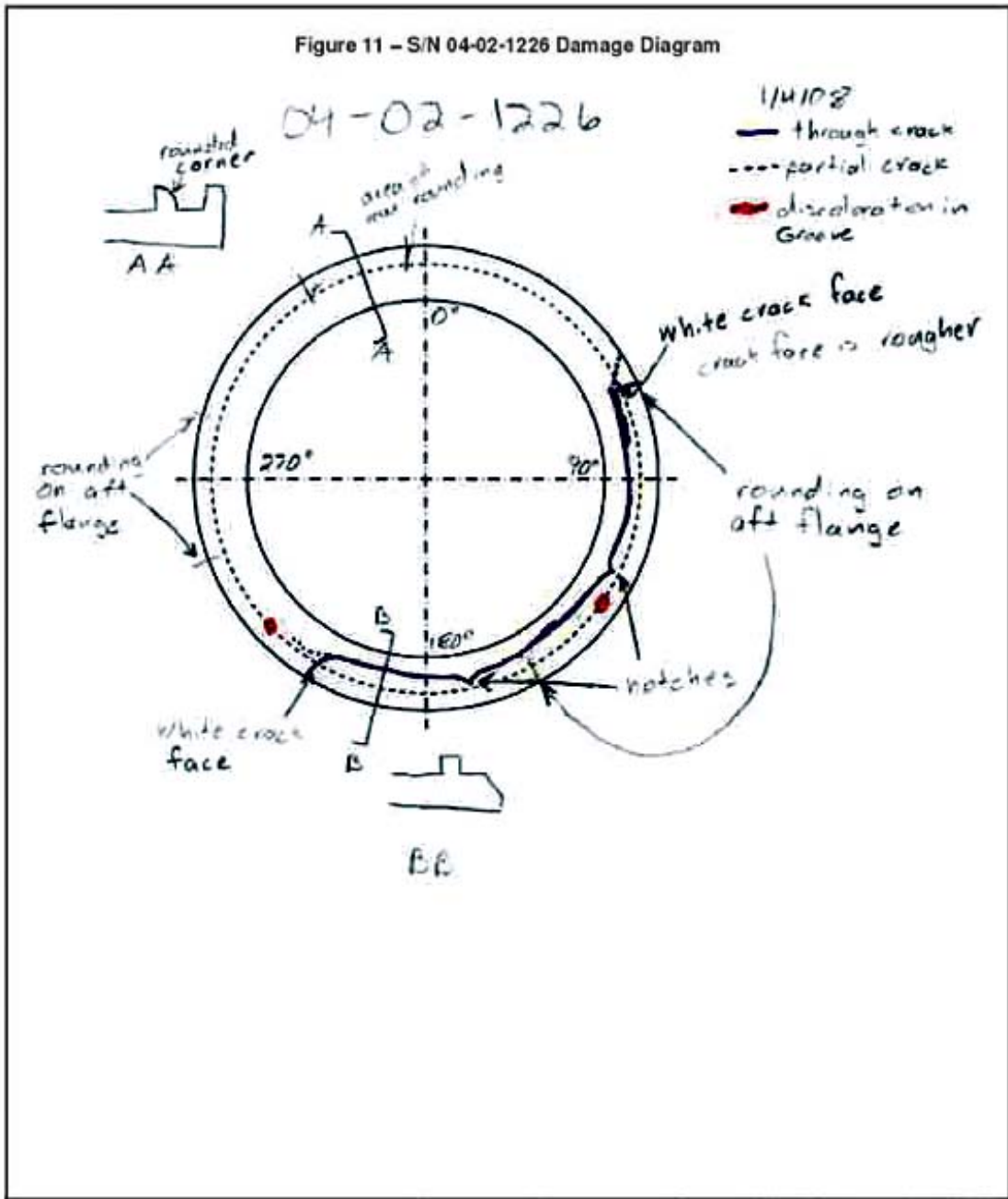
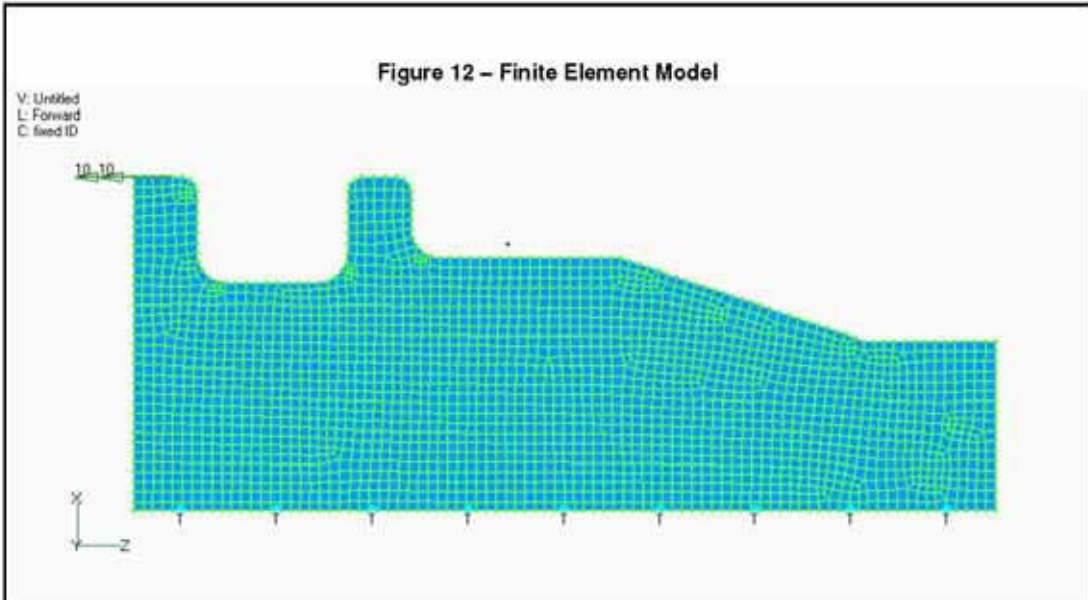


Figure 11 - S/N 04-02-1226 Damage Diagram



EDO FIBER SCIENCE 506 NORTH BILLY MITCHELL ROAD SALT LAKE CITY, UTAH 84116	SIZE	CODE IDENT	DRAWING NO.	REVISION
	A	32500	20110	-
	SCALE - N/A	WEIGHT - N/A	SHEET (S) 16 OF 22	

FORM REVISED 7 Dec 2000



EDO FIBER SCIENCE 506 NORTH BILLY MITCHELL ROAD SALT LAKE CITY, UTAH 84116	SIZE A	CODE IDENT 32500	DRAWING NO. 20110	REVISION -
	SCALE - N/A	WEIGHT - N/A	SHEET (S) 17 OF 22	

FORM REVISED: 7 Dec 2000

Figure 13 – Finite Element Results, Forward Loading, Max Principal Stress

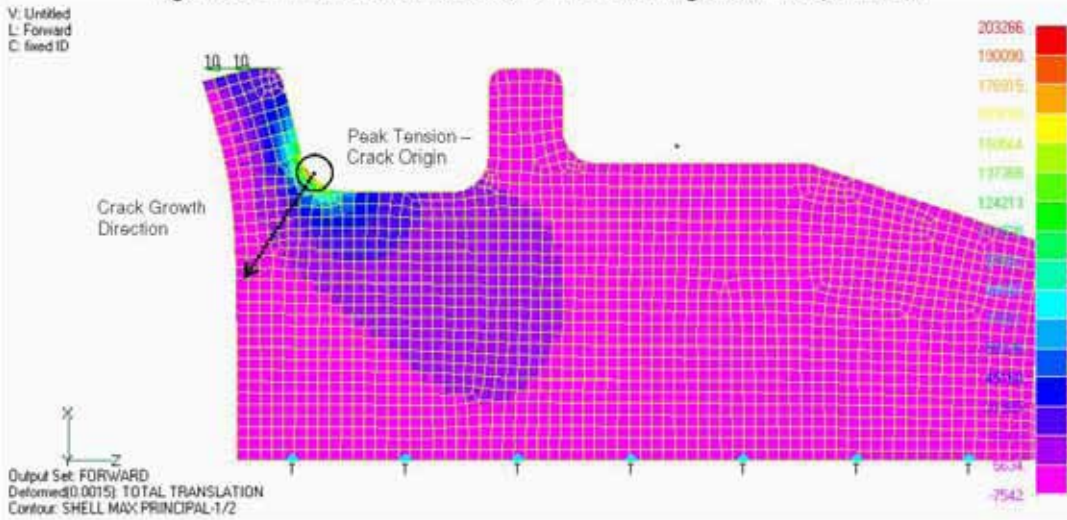
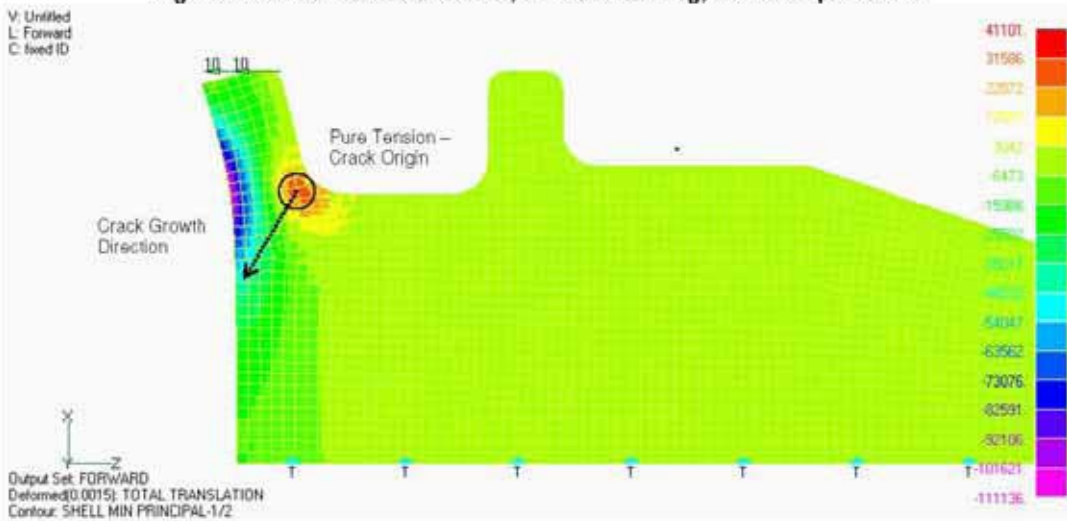
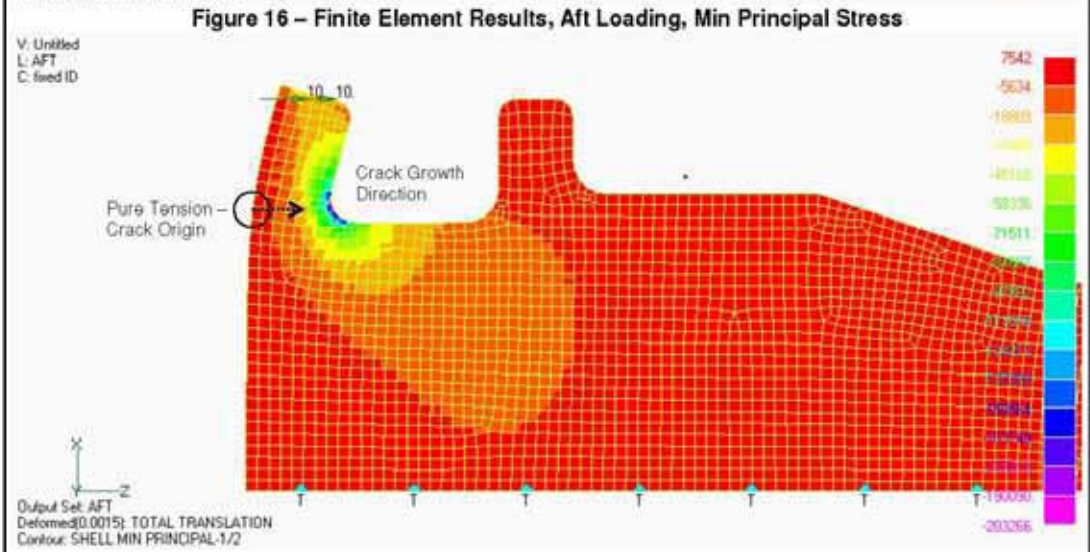
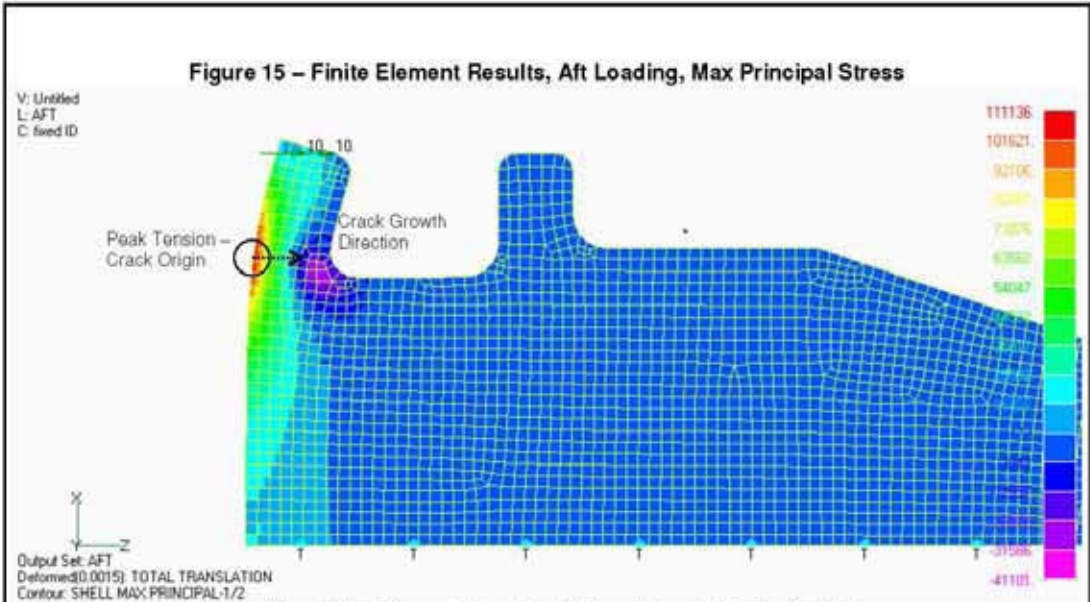


Figure 14 – Finite Element Results, Forward Loading, Min Principal Stress



EDO FIBER SCIENCE 506 NORTH BILLY MITCHELL ROAD SALT LAKE CITY, UTAH 84116	SIZE	CODE IDENT	DRAWING NO.	REVISION
	A	32500	20110	-
SCALE - N/A		WEIGHT - N/A		SHEET (S) 18 OF 22

FORM REVISED: 7 Dec 2000



EDO FIBER SCIENCE 506 NORTH BILLY MITCHELL ROAD SALT LAKE CITY, UTAH 84116	SIZE	CODE IDENT	DRAWING NO.	REVISION
	A	32500	20110	-
SCALE - N/A		WEIGHT - N/A	SHEET (S) 19 OF 22	
FORM REVISED: 7 Dec 2000				

Figure 17 – Finite Element Results, Down Loading, Max Principal Stress

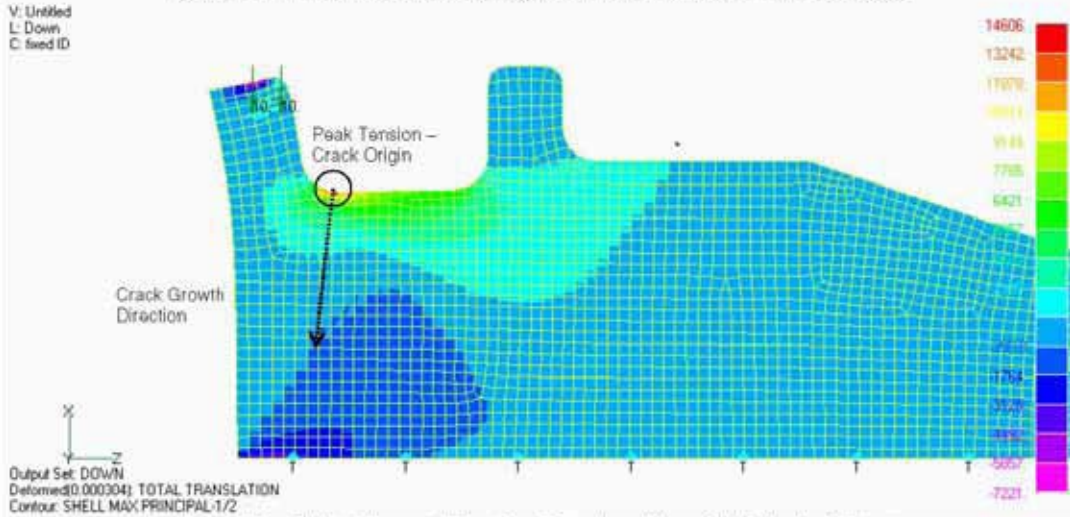
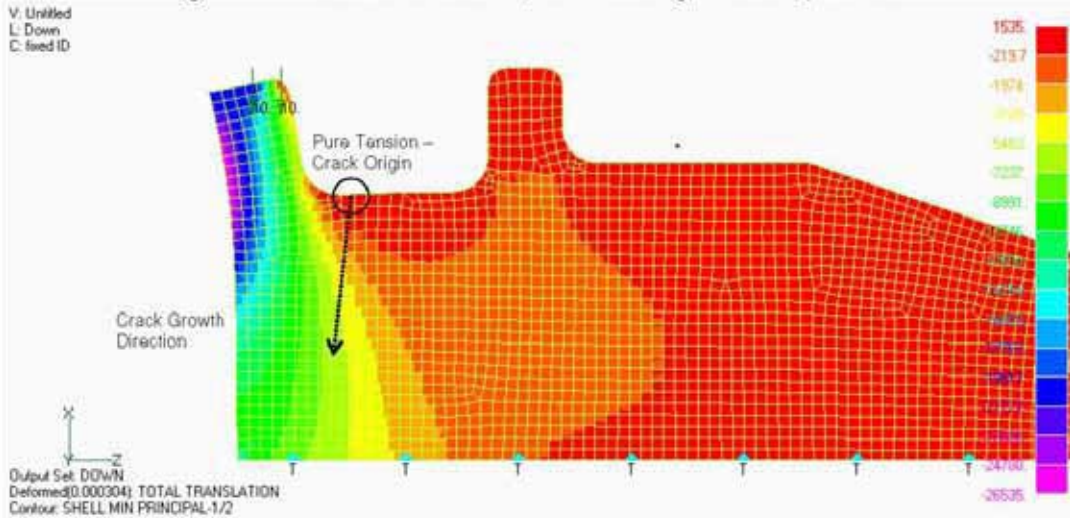


Figure 18 – Finite Element Results, Down Loading, Min Principal Stress



EDO FIBER SCIENCE 506 NORTH BILLY MITCHELL ROAD SALT LAKE CITY, UTAH 84116	SIZE	CODE IDENT	DRAWING NO.	REVISION
	A	32500	20110	-
SCALE - N/A		WEIGHT - N/A		SHEET (S) 20 OF 22

FORM REVISED: 7 Dec 2000

Figure 19 – Finite Element Results, Forward + Down Combined Loading, Max Principal Stress

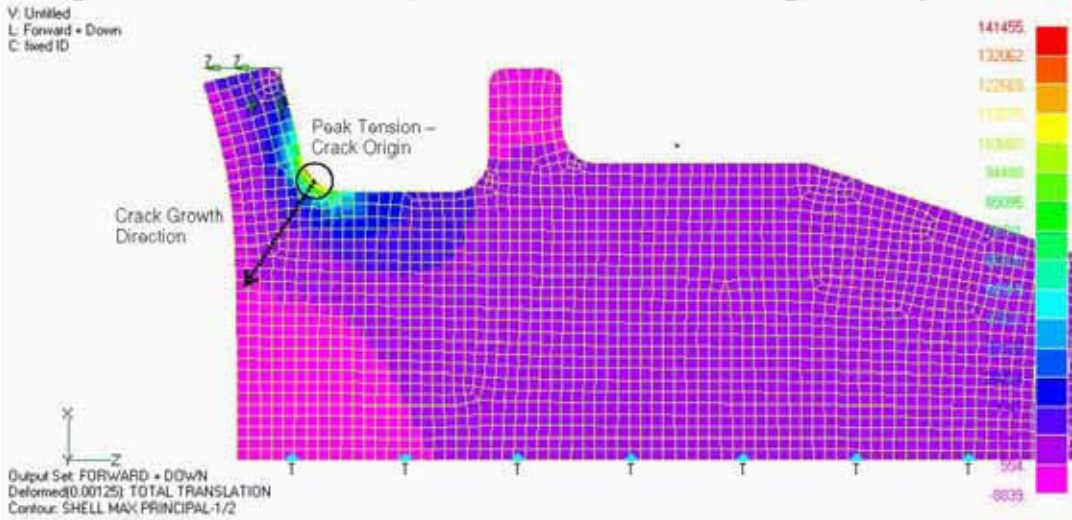
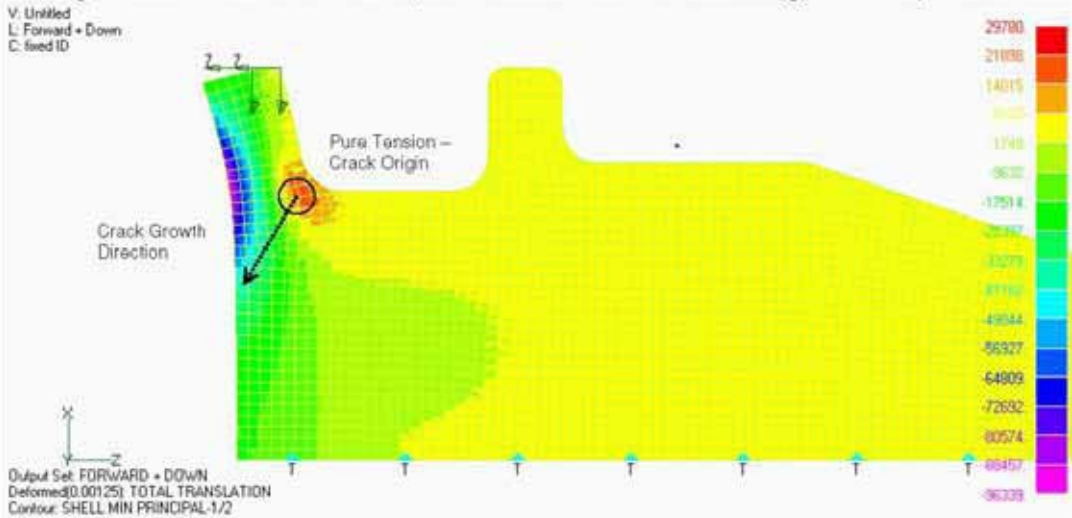
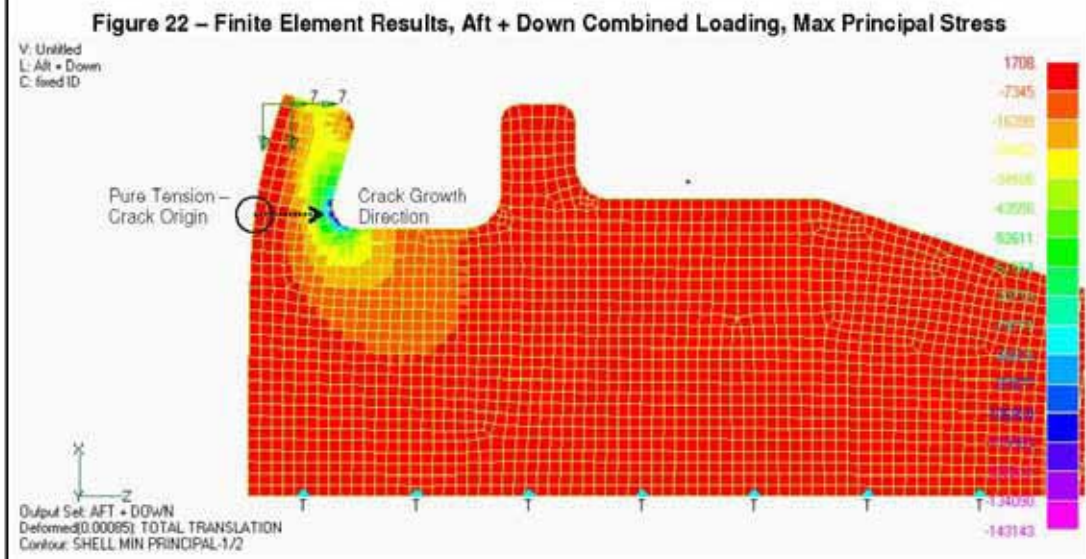
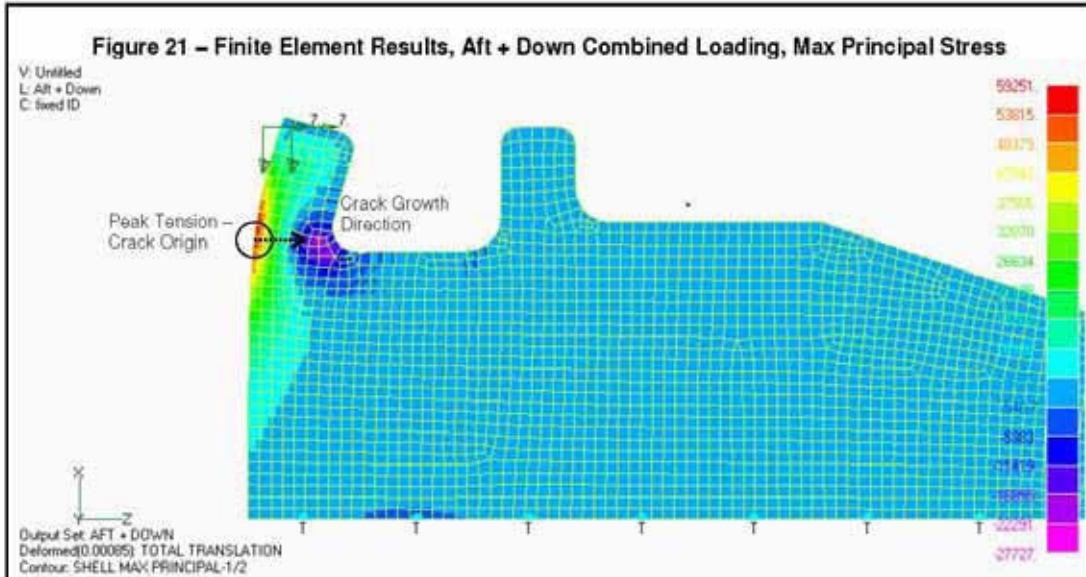


Figure 20 – Finite Element Results, Forward + Down Combined Loading, Min Principal Stress



EDO FIBER SCIENCE 506 NORTH BILLY MITCHELL ROAD SALT LAKE CITY, UTAH 84116	SIZE	CODE IDENT	DRAWING NO.	REVISION
	A	32500	20110	-
SCALE - N/A		WEIGHT - N/A		SHEET (S) 21 OF 22

FORM REVISED: 7 Dec 2000



EDO FIBER SCIENCE 506 NORTH BILLY MITCHELL ROAD SALT LAKE CITY, UTAH 84116	SIZE	CODE IDENT	DRAWING NO.	REVISION
	A	32500	20110	-
SCALE - N/A		WEIGHT - N/A	SHEET (S) 22 OF 22	

FORM REVISED 7 Dec 2000

附錄九 腐蝕過程

參照圖 1.12-54 結構腐蝕損傷圖，以及由第 1.12.1 節至 1.12.6 節航空器損害檢查結果，分析該機結構腐蝕發展如下：

1. 廢水系統之接頭損壞滲漏廢水並污染下方隔熱棉（圖 1.12-5）
2. 廢水滲透隔熱棉在蒙皮表面留下污漬（圖 1.12-6, 1.12-7）
3. 廢水受重力向較低處的前方流動，浸潤 Sta. 867 ~ Sta. 887 S-26L ~S-27L 間之縱向搭接片，並造成該縱向搭接片腐蝕（圖 1.12-49, 1.12-7）
4. 廢水通過縱向搭接片的疏水孔繼續向前方低處行進至縱樑 S-27L，並沿其外側低處流動，導致：
 - A. 沿線機腹蒙皮腐蝕
 - B. 沿線 S-27L 縱樑左側表面腐蝕
5. 廢水通過 S-27L 左側疏水孔進入 S-27L 中間部位，造成縱樑內側表面腐蝕。
6. 飛航中於機體姿態改變成仰角時，廢水流向水線（water line）較高的 S-27L 後方（此時相對機腹為較低點），引發機身 47 段 S-27L 縱樑內側表面腐蝕及 S-27L 外側沿線機腹蒙皮腐蝕，詳圖 2.2-A。

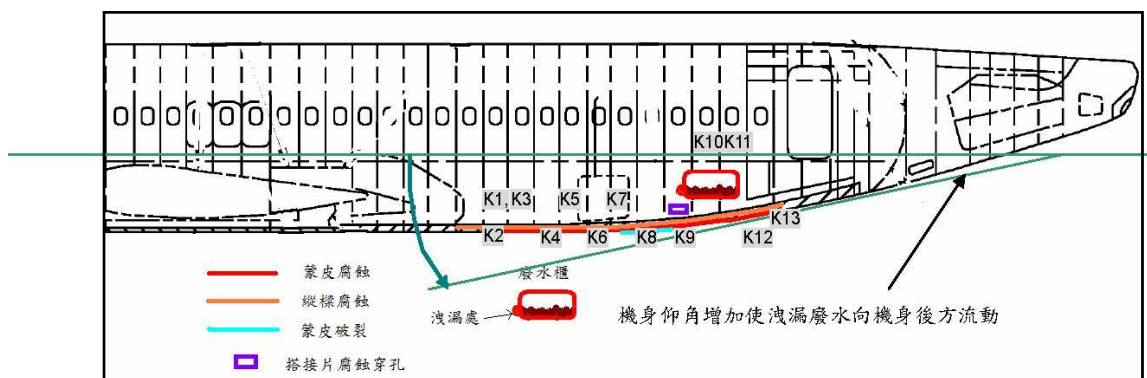


圖 2.2-A 機身仰角增加使滲漏廢水向機身後方流動

7. 蒙皮腐蝕程度由表 1.12-1 得知位於編號 K8（BS 847 ~ BS 872）前方約五個隔框範圍（K3~K8）腐蝕面積較大且深度較深，顯示為大部分時間滲漏廢水匯集

之處，見圖 2.2-B¹⁰。腐蝕深度以華航暫時性修理打磨之深度計，由於接近 K8 蒙皮破裂處的腐蝕並未打磨，但由第 1.16.2 節顯微金相試片觀察得知蒙皮殘餘厚度最低為 0.0037 吋，腐蝕程度是原 0.063 吋厚度的 94%。

8. 依據華航提供之波音回函，編號 1-725906264-1，廢水櫃內部氣壓在航機飛行時均保持負值，廢水被較高之機艙氣壓維持在廢水槽中，滲漏之可能及量較小，航機在地面斷電狀態時，廢水櫃真空馬達停止運轉，廢水櫃恢復至大氣壓力，櫃內廢水因重力由損壞接頭滲漏，並依此時航機在地面之姿態往前方低處流動並匯集，遂造成較大的腐蝕區域，飛行途中航機呈仰角姿態時匯集之廢水往回流動，故於廢水滲漏處後方之較高之 K9,10,11,12,13 區亦有些許腐蝕現象，航機呈俯角姿態時匯集之廢水向前流動，故於更前方之 K1,2 區亦有些許腐蝕現象。

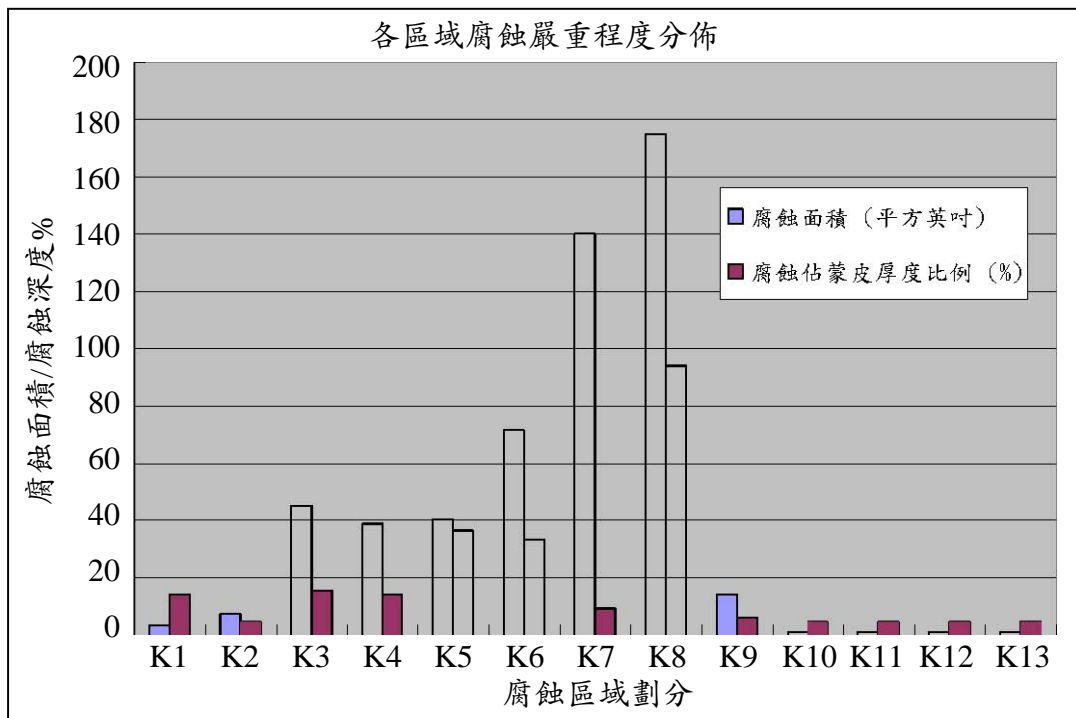


圖 2.2-B 蒙皮遭受腐蝕的嚴重程度分佈表

¹⁰ 腐蝕面積參照表 1.12-1 與照片按比例及方格法求得。

附錄十 華航修訂於每 RE check 定期執行廢水櫃滲漏檢查工單

工 程 執 行 單 ENGINEERING ORDER ENGINEERING & MAINTENANCE DIVISION, CAL 中華航空公司 修護工廠		TYPE OF E.O. <input type="checkbox"/> ALTERATION <input checked="" type="checkbox"/> INSPECTION <input type="checkbox"/> MODIFICATION <input type="checkbox"/> REPAIR <input type="checkbox"/> OTHERS	E.O. NO. 738-38-32-0004 ATA SYSTEM 38 CLASSIFICATION <input type="checkbox"/> MAJOR <input checked="" type="checkbox"/> MINOR	ISSUED DATE INITIAL: Oct. 05, 2007 REVISION: PAGE 1 OF 1
SUBJECT Repetitive Leakage Test for 738 Waste Tank				
AIRCRAFT MODEL OR REGISTRY NO. AFFECTED 737-809(B16802, B16803, B16805, B18601, B18605, B18606, B18607, B18608, B18609, B18610, B18612, B18615, B18617.)		ENG. MODEL OR ENG. S/N OR EBU NO. AFFECTED N/A		ACTIVE: 1 PASSIVE: 0 TOTAL: 13
COMPONENTS AFFECTED: N/A		P/N: N/A		REFERENCE: (TYPE NO, REV. DATE, ORIGINATOR) 738 AMM 38-32-07 738 AMM 12-17-01 738 IPC 38-32-51-04
REASON: To prevent gray leakage from the waste tank and the related supply & drain lines.				
AD NUMBER N/A		REV. EFFECTIVE DATE AD FINAL DATE		AFFECTED DOC: N/A
EO FINAL DATE At every RE Check.		ESTIMATION COST PER <input checked="" type="checkbox"/> AIRCRAFT <input type="checkbox"/> ENGINE <input type="checkbox"/> COMPONENT		WEIGHT & BALANCE 0 WEIGHT CHANGE (LBS) 0 MOMENT CHANGE (LBS-INCH) ELECTRICAL LOADING CHANGE: DC LOADS: 0 A. 0 BUS. AC LOADS: 0 W. 0 BUS.
RESPONSIBLE CONTROL UNIT NAME TELEPHONE MN H. M. Chen 7918		SHOP M/H NONE A/C MH 5 MATERIAL USS: FREE CHARGE TOOLS USS: FREE CHARGE SCRAP MATERIAL USS: FREE CHARGE TOTAL USS: 250		
VALUE INCREASED <input type="checkbox"/> YES <input checked="" type="checkbox"/> NO		WARRANTY <input type="checkbox"/> YES <input checked="" type="checkbox"/> NO		TOTAL COST OF E.O. US\$: 3250
INFORM FLIGHT CREW: <input type="checkbox"/> YES <input checked="" type="checkbox"/> NO		FLIGHT OPERATION WILL ISSUE AD/ SB BULLETIN FORM <input type="checkbox"/> YES <input checked="" type="checkbox"/> NO		
SIMULATOR AFFECTED: <input type="checkbox"/> YES <input checked="" type="checkbox"/> NO				
DESCRIPTION 1. Perform repetitive DVI on the waste tank and the associated components/plumbing (supply/drain lines from waste tank to service panel) to check if there is any sign of gray water leakage during flush the waste tank of the waste tank servicing. 2. Refer to job card for Accomplishment Instructions.				
LIST OF EFFECTIVE PAGES OF EO.(ML=MATERIAL LIST, IFS=IMPLEMENTATION FEEDBACK SHEET) REVISION CODE: D=DELETED, N=NEW, R=REVISED, U=UNCHANGED				DISTRIBUTION 分發單位 <input checked="" type="checkbox"/> MN 工程計劃部 <input checked="" type="checkbox"/> MS 補給部 <input checked="" type="checkbox"/> ML 停機維修部 <input type="checkbox"/> MV 裝備修理部 <input checked="" type="checkbox"/> MB 場站修理部 <input type="checkbox"/> EZ 空服處 <input type="checkbox"/> MH 發修部 <input type="checkbox"/> OZ 航務處 <input type="checkbox"/> MD 專修部 <input type="checkbox"/> TZ 貨運處 <input checked="" type="checkbox"/> ME 總工室 <input type="checkbox"/> ZG 機務訓練部 <input checked="" type="checkbox"/> MI 品管室 <input type="checkbox"/> 橫濱機料 <input type="checkbox"/> MA 會計部 <input type="checkbox"/> 安管處
PREPARE: _____ REVIEW: _____ APPROVED BY: _____ M8 Confirmed (AD ONLY)				

QP08ME099FIR9

本頁空白

附錄十一 華航修訂 AMP 53-838-00 工單之執行週期

OF	ITEM NO	TSCODE	JOB TITLE	INTERVAL	SOURCE	EFFECTIVITY
1	PROG NO : MG071		B737-800			
	RUN DATE : APR 15/08		ZONAL INSPECTION PROGRAM			
			BY ZONE SEQ			
0			ZONE: 142			
0			INTERVAL NOTE:			
			WHICHEVER COMES FIRST.			
09	53-838-00	E2	INTERNAL - ZONAL (GV): AFT CARGO COMPARTMENT VACUUM WASTE COMPARTMENT	12 MO	MRB CHI	ALL
0			PERFORM AN INTERNAL ZONAL INSPECTION (GV) OF THE AFT CARGO COMPARTMENT VACUUM WASTE COMPARTMENT.			
0			ZONE: 141, 143			
0			ACCESS NOTE:			
			VACUUM WASTE COMPARTMENT PANELS REMOVAL REQUIRED. REMOVE INSULATION BLANKETS AND SUPPORT TRAYS IN ORDER TO LOOK FOR BILGE STRUCTURAL DEGRADATION SUCH AS DAMAGE, CHAFING, DEFORMATION, CORROSION, LEAKS, CRACKS, AND GENERAL CONDITION OF FASTENERS.			
09	53-840-00	E2	INTERNAL - ZONAL (GV): AREA BELOW AFT CARGO COMPARTMENT	24 MO	MRB CHI	ALL
0			PERFORM AN INTERNAL ZONAL INSPECTION (GV) OF THE AREA BELOW THE AFT CARGO COMPARTMENT - SECTION 46 AND 47 (PART), STA 727 TO STA 947.5.			
0			ZONES: 143 144			
0			ACCESS NOTE:			
			REMOVE FLOOR PANELS, INSULATION BLANKETS AND SUPPORT TRAYS IN ORDER TO LOOK FOR BILGE STRUCTURAL DEGRADATION SUCH AS DAMAGE, CHAFING, DEFORMATION, CORROSION, LEAKS, CRACKS, AND GENERAL CONDITION OF FASTENERS. CARGO LOADING SYSTEM REMOVED/DISPLACED AS REQUIRED.			

本頁空白

附錄十二 波音與華航有關 737 機型廢水櫃接頭檢查通告信函

FROM: THE BOEING COMPANY
TO: MOM [MESSAGE NUMBER:1-725906264-1] 02-Jan-2008 13:32:14 US PACIFIC TIME
Multi Operator Message

This message is sent to all 737-600/700/800/900 customers and to respective Boeing 737 Field Service bases, Regional Directors.

SERVICE REQUEST ID: 1-725906264
ACCOUNT: BOEING CORRESPONDENCE (MOM)
DUE DATE: 02-Jan-2008
PRODUCT TYPE: Airplane
PRODUCT LINE: 737
PRODUCT: 737-800
ATA: 3832-07

SUBJECT: Vacuum Waste Tank Drain Fitting Inspection

REFERENCES:
/A/ Vacuum Waste Tank P/N 01930-007
/B/ Attachment – File, ClamShell Typ.jpg
/C/ Attachment – File, Leak Example.pdf

SUMMARY:

This message is sent to advise operators of a severe corrosion condition found on a 737-800 airplane. The corrosion was extensive and resulted in a crack in the airplane skin at stringer (STR) 27L. The corrosion was traced to an undetected leak of material from the vacuum waste tank. The corrosion was extensive and resulted in a crack in the aircraft skin at stringer 27L. The leak occurred as a result of damage to the vacuum waste tank drain fitting. This message requests operators perform a visual inspection for leaks at the waste tank drain fitting, to inspect for corrosion, and to repair any damage as a result of this corrosion. Also, a temporary installation of a protective cover on the waste tank drain fitting is recommended.

DESCRIPTION:

Boeing has received a report from a 737-800 operator of severe corrosion at STR 27L near the waste tank service panel. It was determined that the corrosion was caused by waste tank leakage. This leakage occurred because of damage to the waste tank drain fitting flange. Subsequent inspection revealed two (2) additional airplanes in this operator's 737-800 fleet that also had leakage at the waste tank drain fitting.

The waste tank drain fitting is made from a nylon material and is connected to a stainless steel drain tube. This connection has a clamshell style clamp, which seals the joint with a stainless steel sleeve that slips over the o-rings on the tank drain fitting flange and the drain tube fitting flange. The sleeve is then held in place with the clamshell clamp. The type of joint allows axial and angular movement between the tank and the drain tube to avoid stresses to the joint. The configuration of this joint is depicted in the attached file, ref /B/ (Clamshell Typ.jpg).

Boeing contacted another operator, which had reported similar damage to their waste tank drain fitting. This operator indicated that approximately ninety percent of the waste tanks that are removed during heavy maintenance have shown some form of damage to the waste tank drain fittings. However, none of these airplanes exhibited any leakage from the waste tank joint at this location. It should be noted that the joint design can tolerate a certain amount of damage to the flange on the waste tank drain fitting without having leakage occur. The seal at the joint is between the stainless steel sleeve that slips over the two o-rings. The damage to the flange would have to be significant enough to allow the o-ring to be displaced from its installed position before leakage would occur. Please see ref /B/. The damage to the waste tank drain fitting flange appears to consistently be on the outboard lower section of the drain fitting. Boeing believes the damage may be caused by a riding condition between the waste tank nylon drain fitting flange and the stainless steel drain tube flange. It is possible that over time, a riding condition would result in the flange on the tank wearing through or being fractured.

Boeing visited an operator to witness the waste tank removal during a heavy maintenance visit. The drawing specifies a nominal gap of 0.15 inch between the waste tank drain fitting flange and the drain tube flange. On this airplane, there was a 0.18+ inch gap between the flanges, and the waste tank fitting was not damaged. It was observed that removal of this clamshell clamp was very difficult. Furthermore, it is possible that the nylon waste tank drain fitting flange can be damaged during the clamp removal process.

Boeing believes that a change to the material for the waste tank drain fitting flange from nylon to stainless steel would greatly improve the resistance to damage for the flange. This material change would improve durability of the tank drain fitting flange from any impacts with the adjacent drain tube, and also provide a more durable fitting from when the clamp and sleeve at this joint are removed during maintenance. Boeing is working with EDO Fiber Science, the manufacturer of the ref /A/ vacuum waste tank, on a plan to modify the drain fitting to include a stainless steel flange insert to replace the current nylon flange. At this time, a schedule for any design improvements to the tank has not been established. EDO is also planning on releasing a component service bulletin to allow for the retrofit/repair of the existing drain fitting.

DESIRED ACTION

=====

At the next available maintenance opportunity, Boeing recommends all operators of 737-600/700/800/900 airplanes perform a visual inspection of the area around the vacuum waste tank to determine if there is any leakage from the waste tank drain fitting. The Maintenance Planning Document (MPD) Item 53-838-00 identifies an inspection of the waste tank compartment in the aft cargo compartment every 5500 flight cycles or 24 months, whichever comes first. This inspection requires removal of the vacuum waste compartment panels. Perform this inspection to determine if any leakage has occurred at this fitting. Leakage from the waste tank should be clearly evident on the insulation blankets directly beneath the waste tank drain fitting, as shown in the ref /C/ attachment to this message.

If no leakage is observed, repeat this inspection at the regular maintenance intervals specified in the MPD.

If leakage from the waste tank is evident, remove the insulation blankets to inspect for corrosion on the structure in this area. This would include removing the cargo compartment floor panels and insulation blankets, inboard of the waste tank installation. Inspect for corrosion and remove additional insulation blankets as required, to determine the extent of any corrosion damage.

If corrosion damage is found, repair per the SRM and contact Boeing with the results of the inspection and repair. If the damage is beyond the SRM limits, contact Boeing for repair recommendations.

If leakage is found but no corrosion damage has occurred, Boeing suggests cleaning up the waste water on the interior surfaces and reapplying CIC as necessary to the airplane structure. Replace insulation blankets, as necessary.

There is currently no Boeing-approved repair that can be performed on the waste tank drain fitting by the operators. Damaged tanks would need to be returned to EDO for repair. Removing the clamp and stainless steel sleeve at the waste tank drain is difficult, and could result in further damage to the tank flange. Boeing recommends operators do not attempt to remove the clamp unless the operator intends to replace the waste tank assembly.

Boeing suggests a temporary installation to help reduce the potential for future leakage. The waste tank drain fitting experiences either a negative delta pressure or very low positive delta pressure. While the airplane is on the ground, if the tank is full, head pressure at the waste tank drain fitting may be up to one psi. If the tank is empty, head pressure will be zero. In flight, the tank drain fitting sees a negative delta pressure.

Because this fitting sees minimal positive pressure, a leak can be contained by wrapping the fitting with tape. Boeing suggests the following products:

- 1) Self-Fusing Silicon tapes (Example: Arlon and MOX-Tape)
- 2) Cargo Floor Moisture Barrier Tape per BMS8-346

Boeing suggests these tape be installed per the following instructions. Clean the area around the clamshell clamp. Wrap multiple layers of tape around at least one inch of the tank drain fitting, the clamshell clamp, and at least one inch of the drain tube. Wider tapes are preferable because there will be fewer seams and leakage paths. Ensure the entire fitting is encased in tape, and that there are no leakage paths for fluids from the clamp. Boeing recommends reinspection for leakage of the area around the waste tank drain fitting at a 60-day interval. If leaks are found, perform the above inspection and cleanup. If no leaks are found, no further action is required. Any repairs must be approved by the local regulatory agency.

If you need further information regarding the subject or if copies of attachments (when referenced) are required, please contact your local Boeing Field Service Representative. If your local Field Service Representative is unavailable, you may contact the appropriate Airline Support Manager or call the BCA Operations Center at XXX-XXX-XXXX.

Fleet Support Engineering
Technical Customer Support
Commercial Aviation Services
The Boeing Company

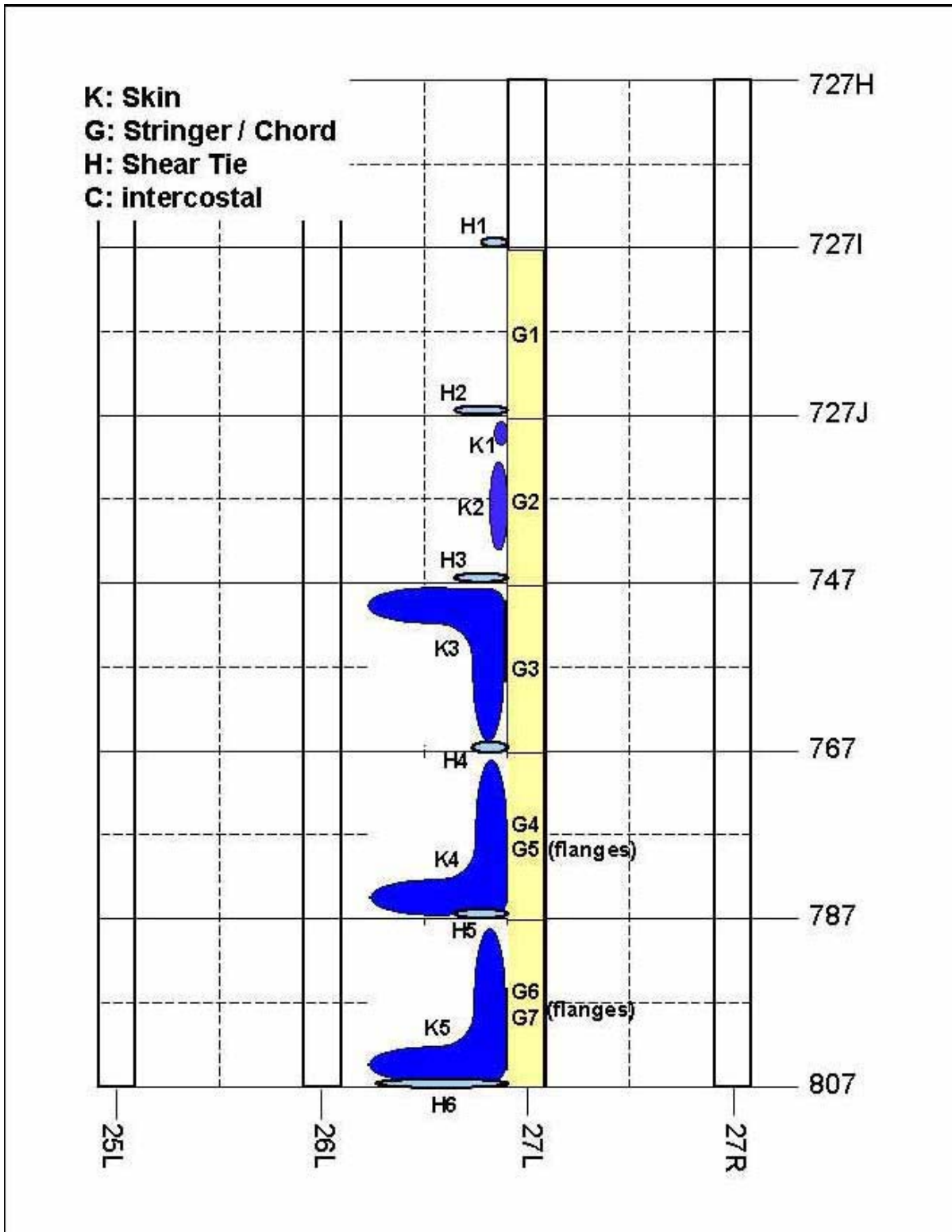
本頁空白

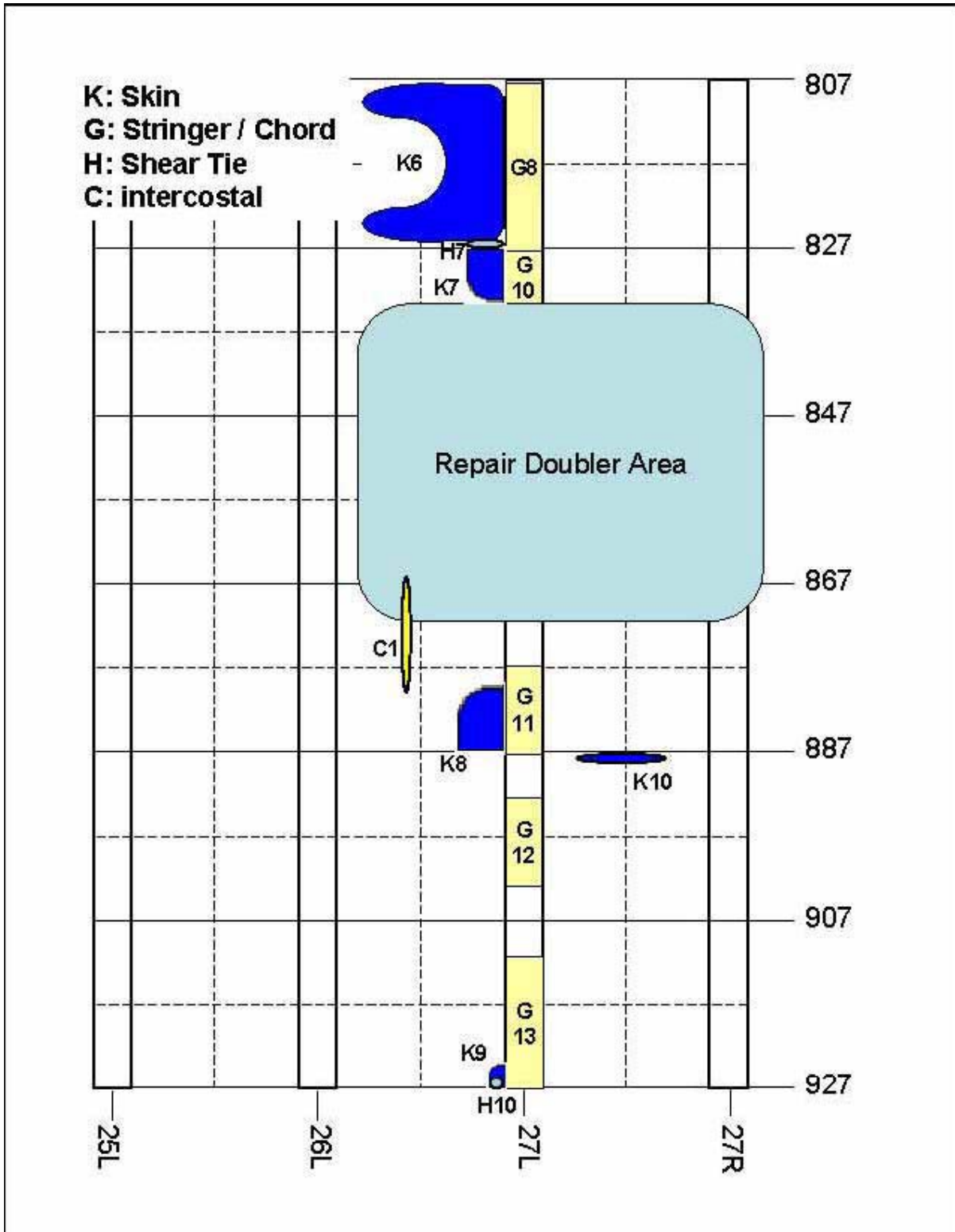
附錄十三 (A)華航提出之損傷報告

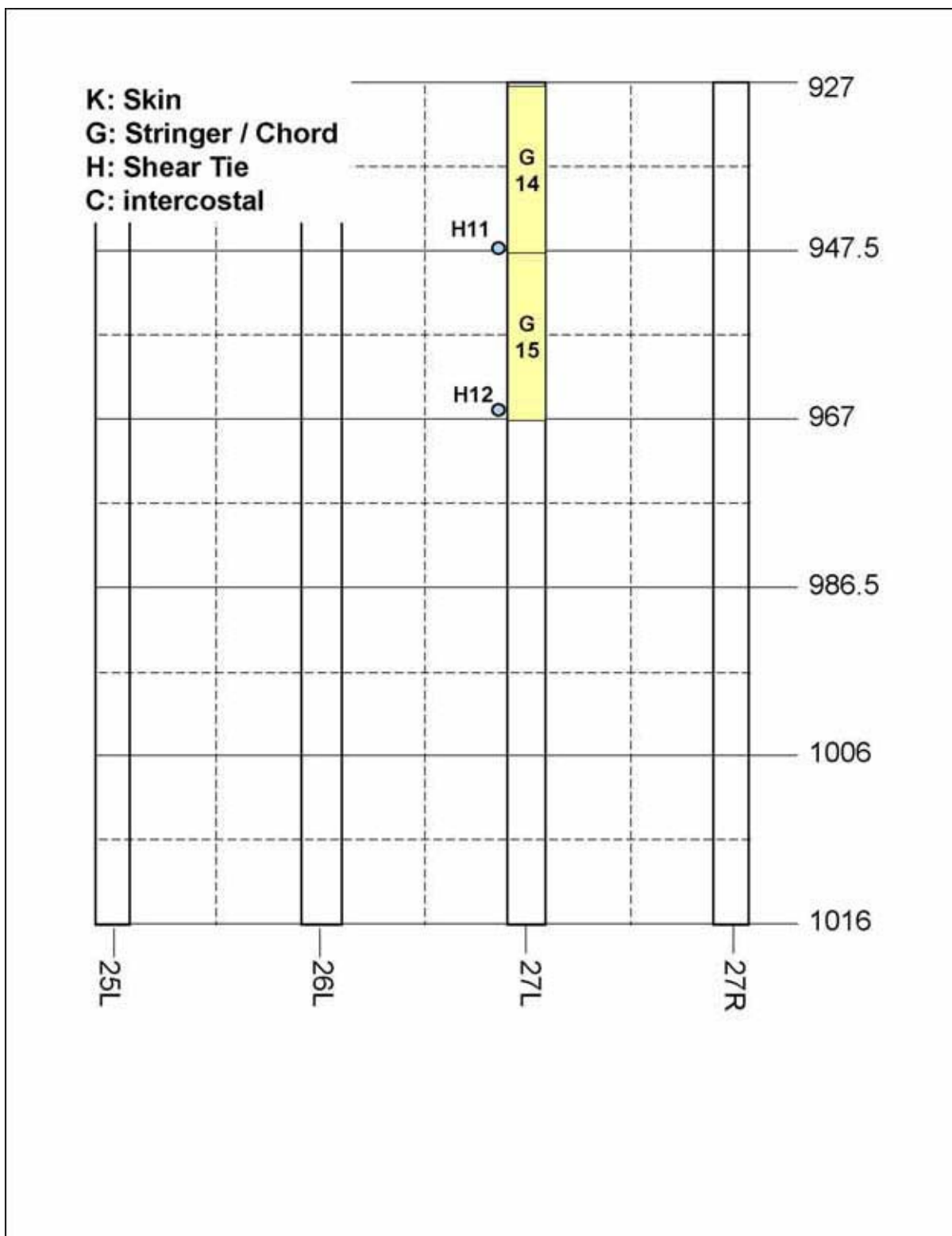
**YC589 (B-16805)
AFT CARGO COMPARTMENT
BELLEY STRUCTURES**

DAMAGE MAP

Oct-17-2007



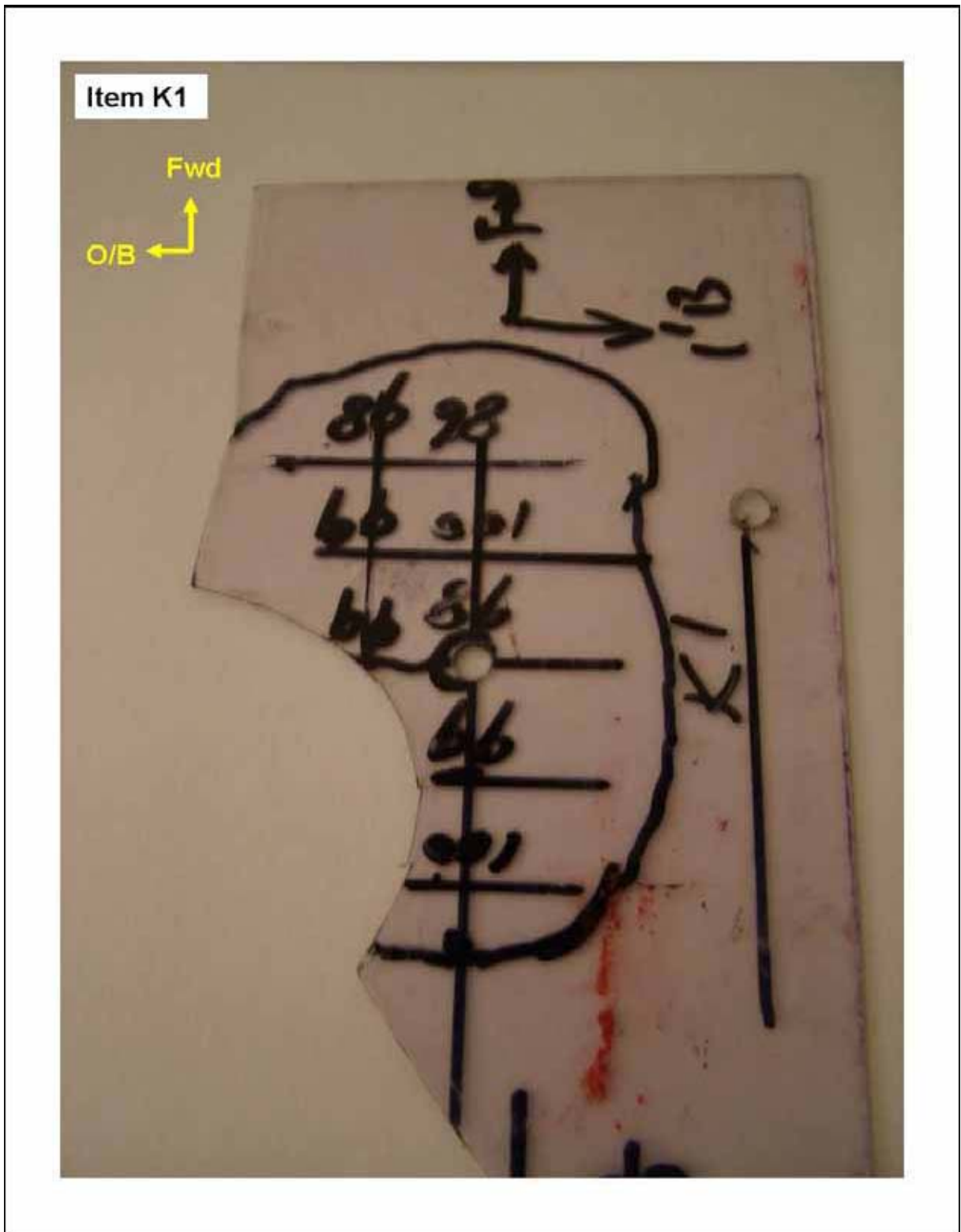


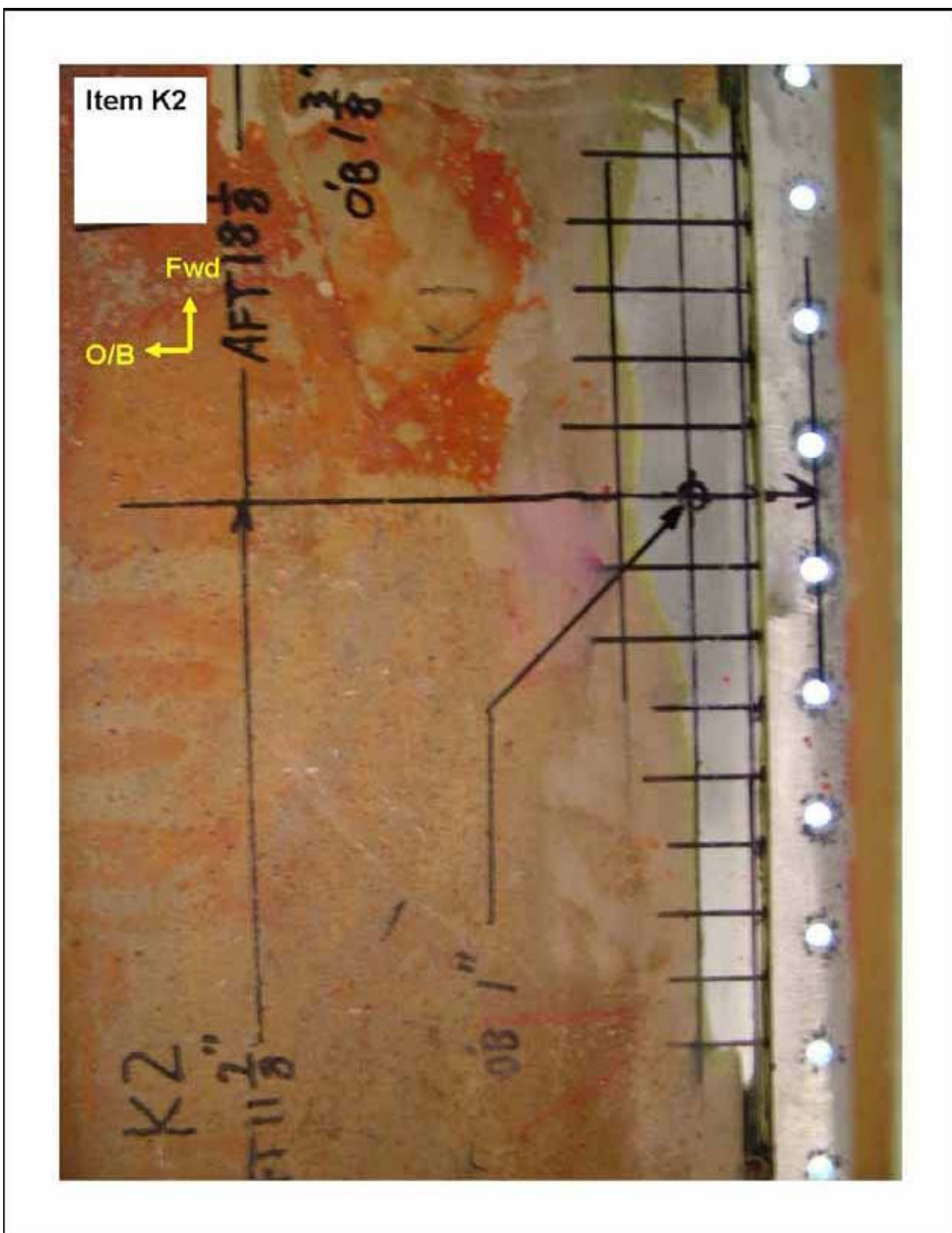


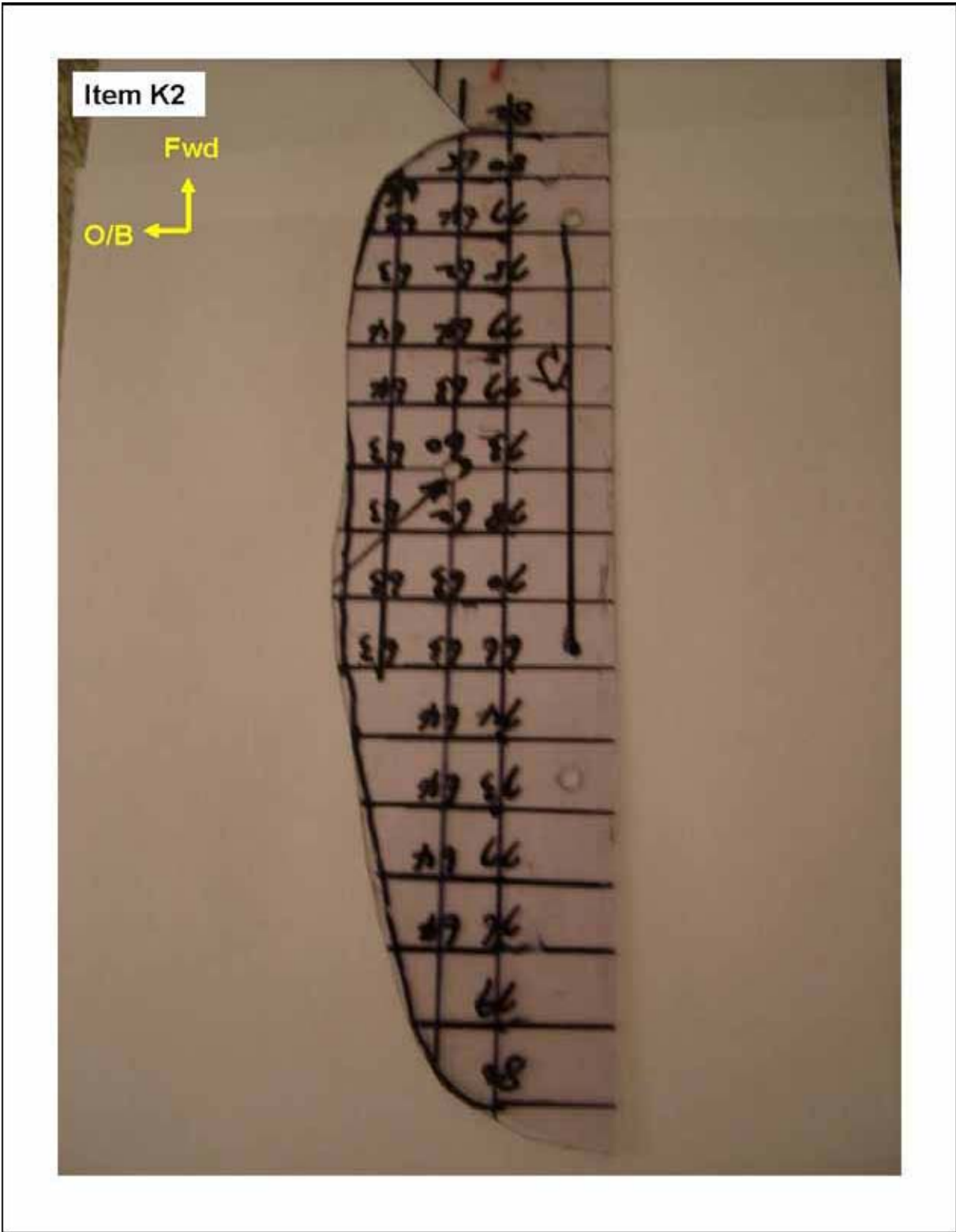
SKIN

ITEM NO.	LOCATION		DIMENSION (INCHES)		MIN. REMAINING THICKNESS (INCHES)
	STA	STRINGER	FWD-AFT DIRECTION	I/B-O/B DIRECTION	
K1	727J - 747	1.5 INCHES O/B OF S-27L	2	1	0.086
K2	727J - 747	1.5 INCHES O/B OF S-27L	9	1	0.060
K3	747 - 767	2 INCHES O/B OF S-27L	20	6	Fwd: 0.053 Aft: 0.055
K4	767 - 787	1 INCHES O/B OF S-27L	20	6	Fwd: 0.054 Aft: 0.055
K5	787 - 807	1 INCHES O/B OF S-27L	20	6	Fwd: 0.057 Aft: 0.040
K6	807 - 827	2 INCHES O/B OF S-27L	20	5	Fwd: 0.051 Aft: 0.042
K7	827 - 847	1.5 INCHES O/B OF S-27L	6	2	0.057
K8	867 - 887	1.5 INCHES O/B OF S-27L	6	2	0.060
K9	907 - 927	1.5 INCHES O/B OF S-27L	2	2	0.057
K10	AT AFT OF 887 FRAME		TBD (尚未開工無法打磨確認)		

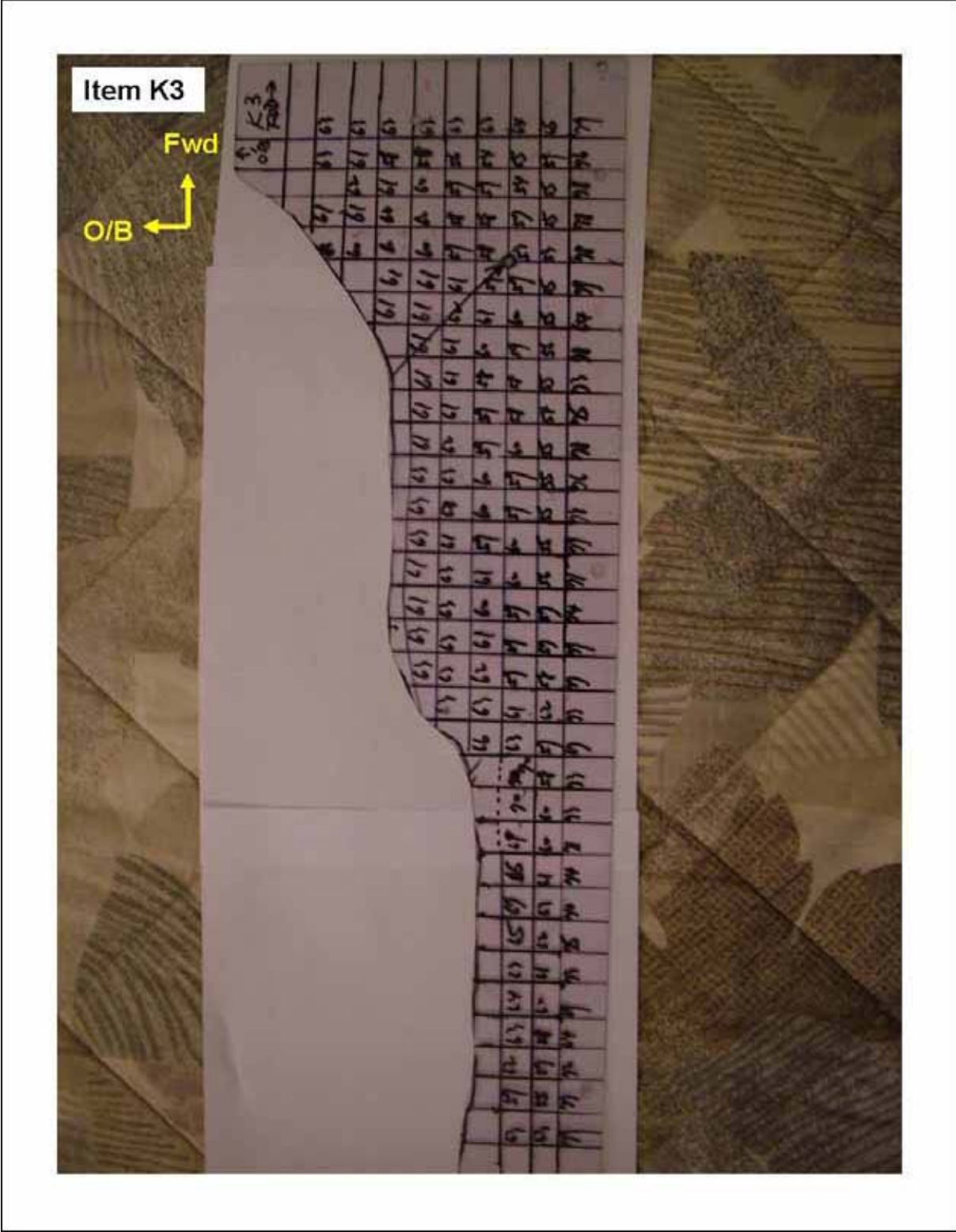


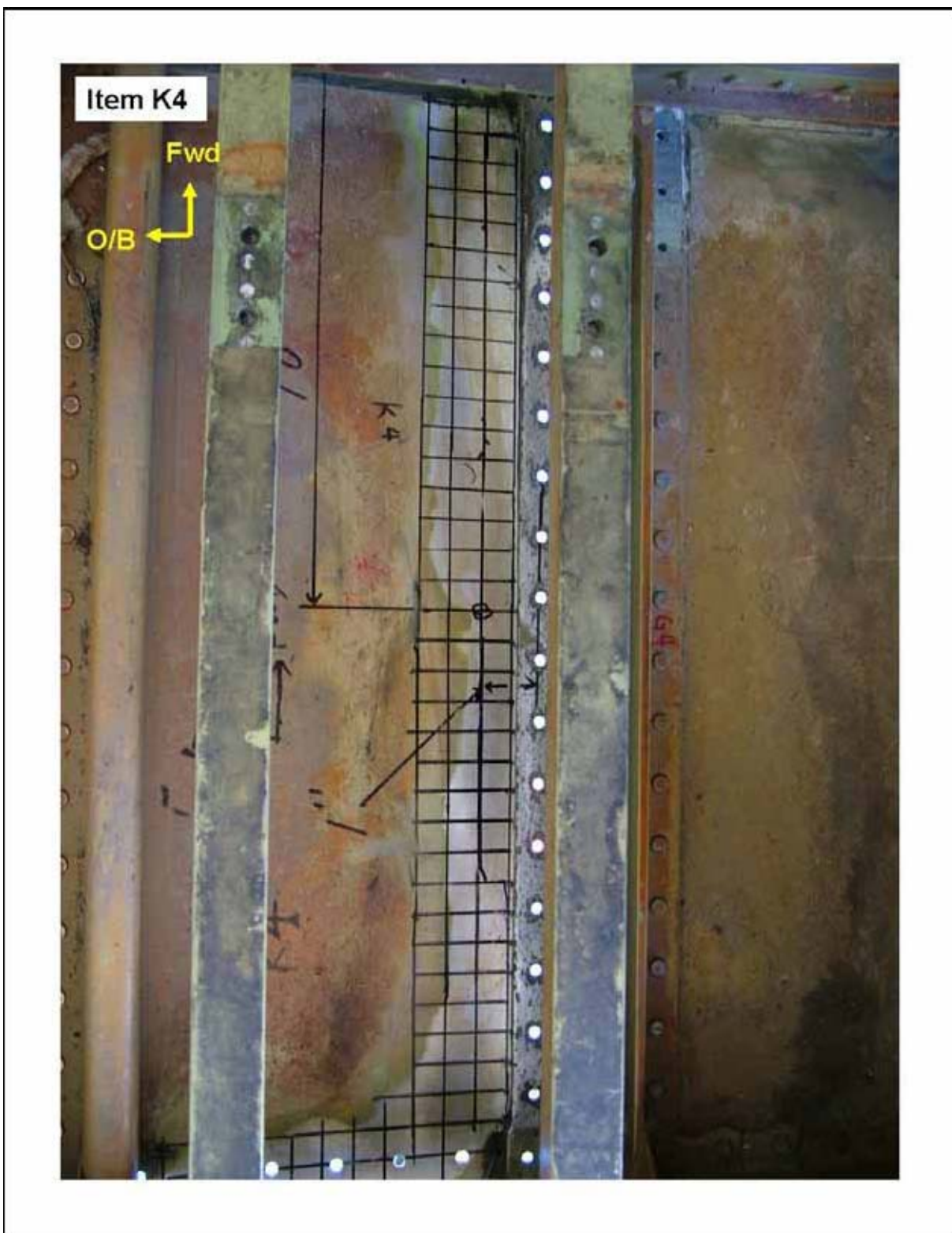


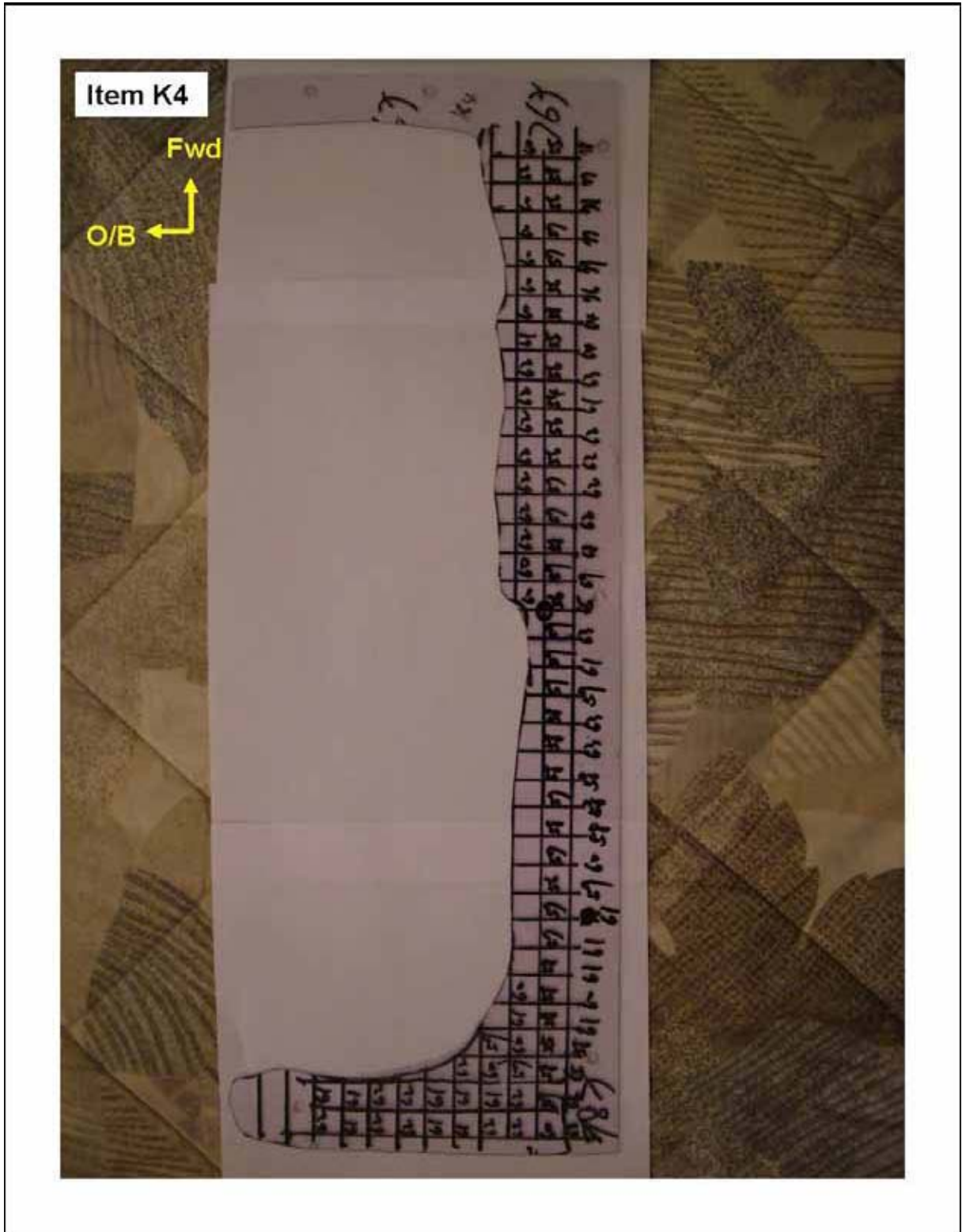




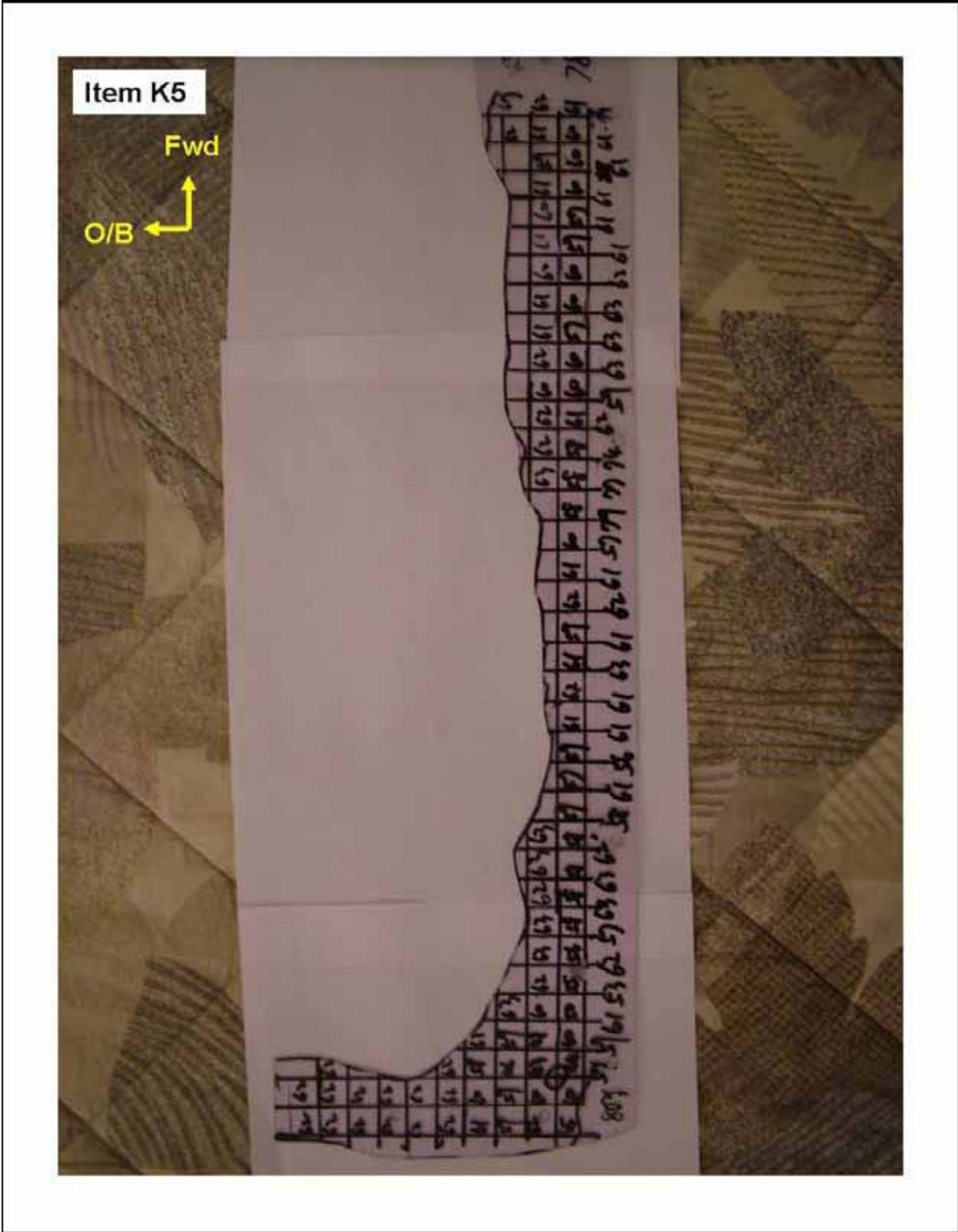




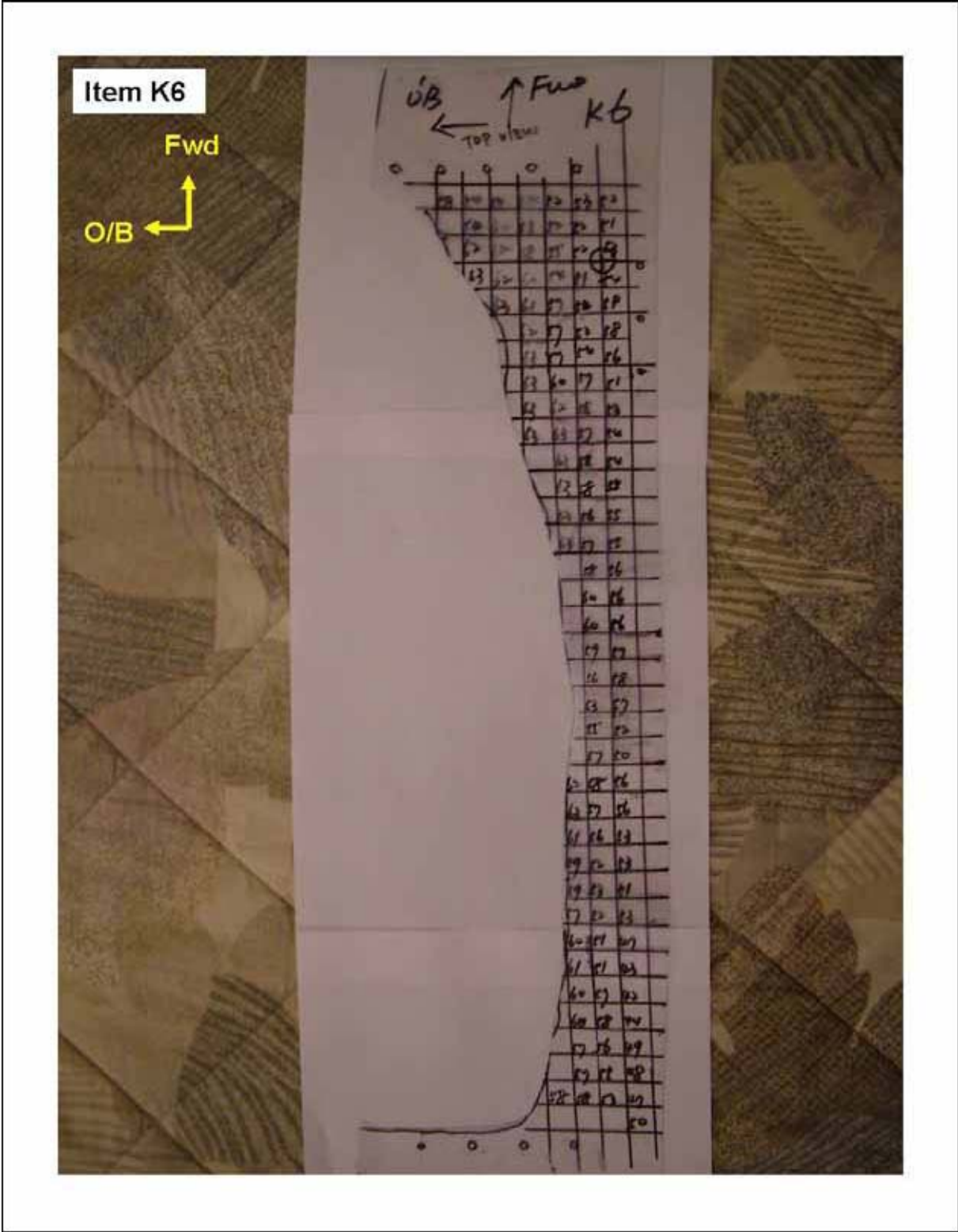


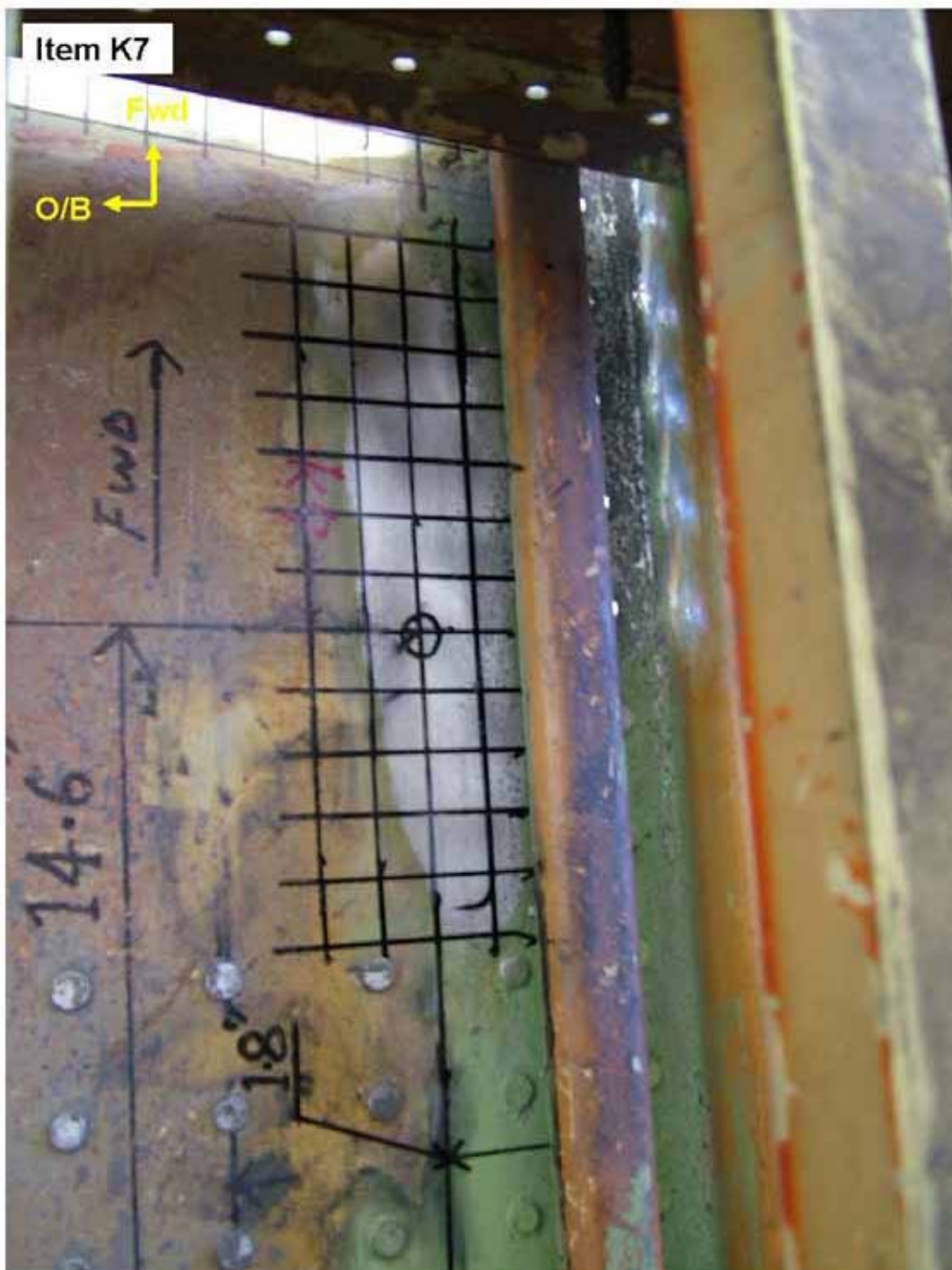


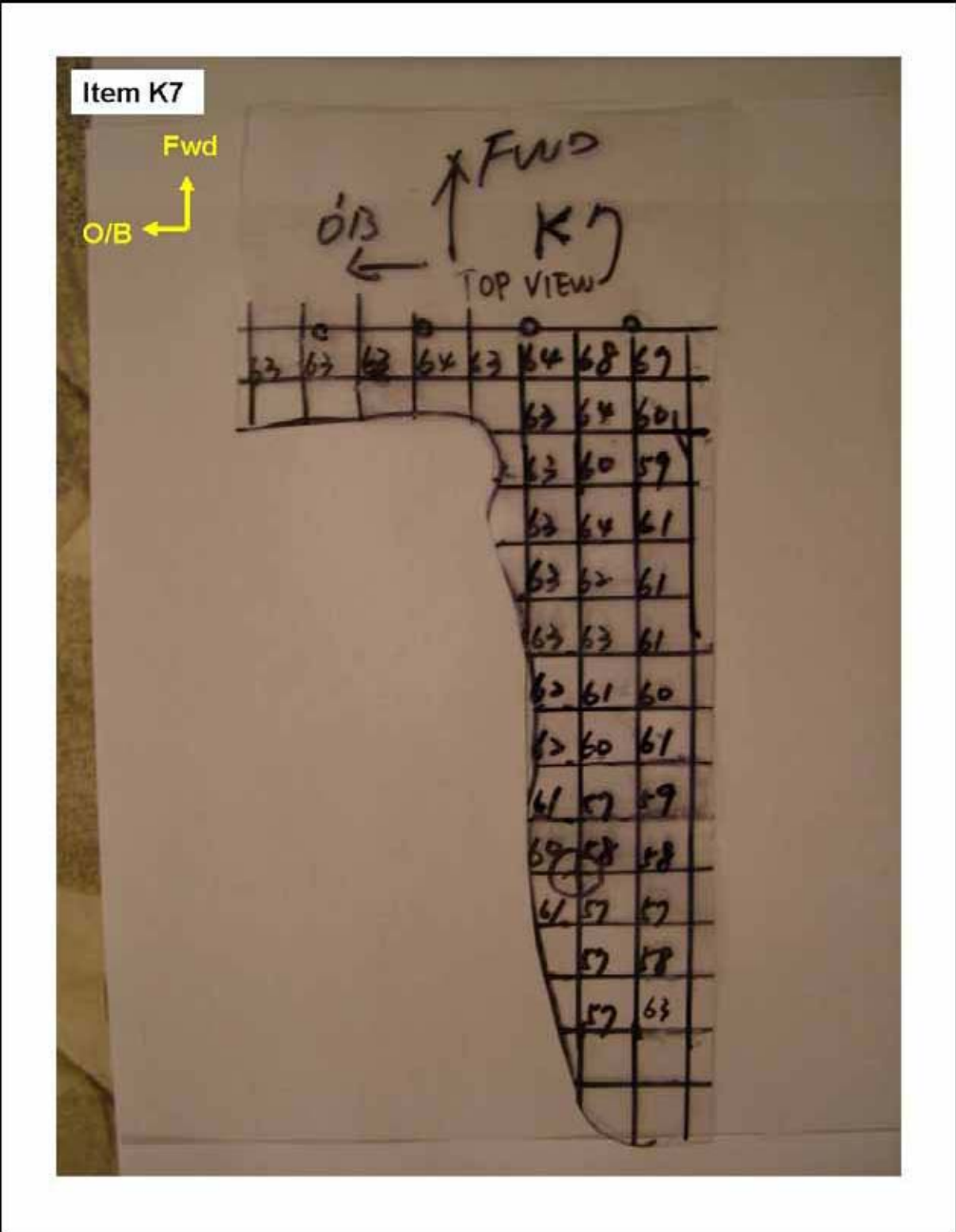


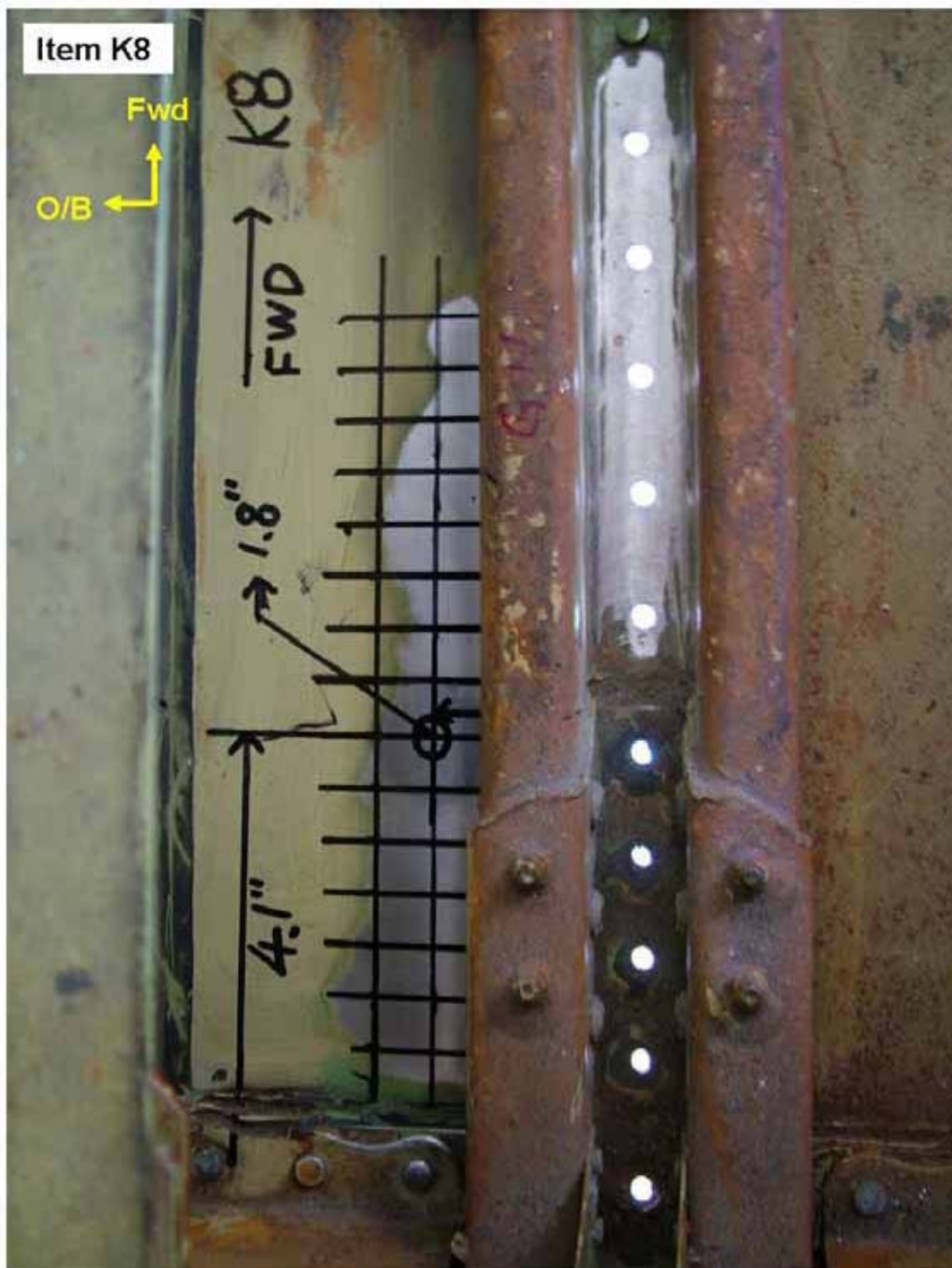


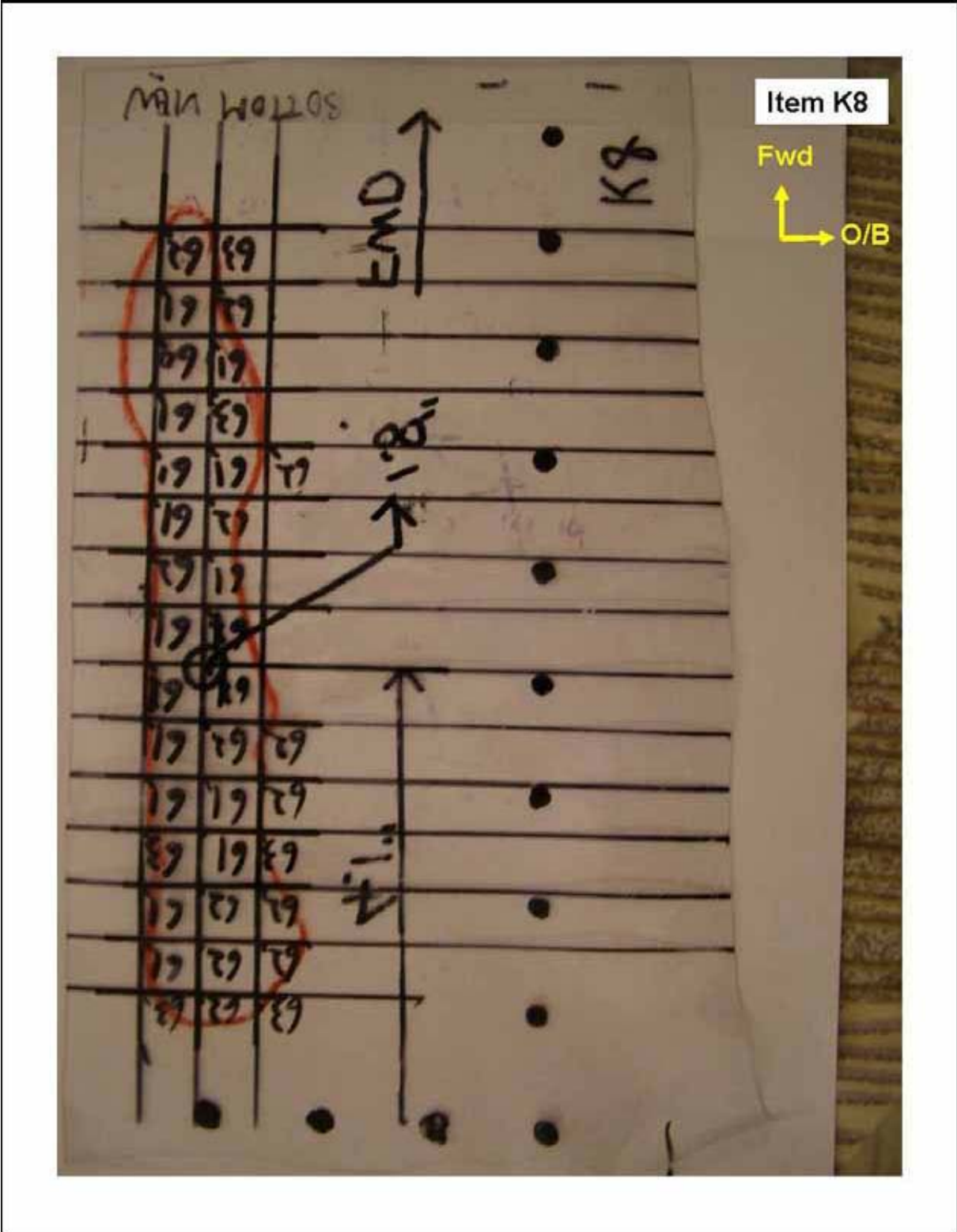


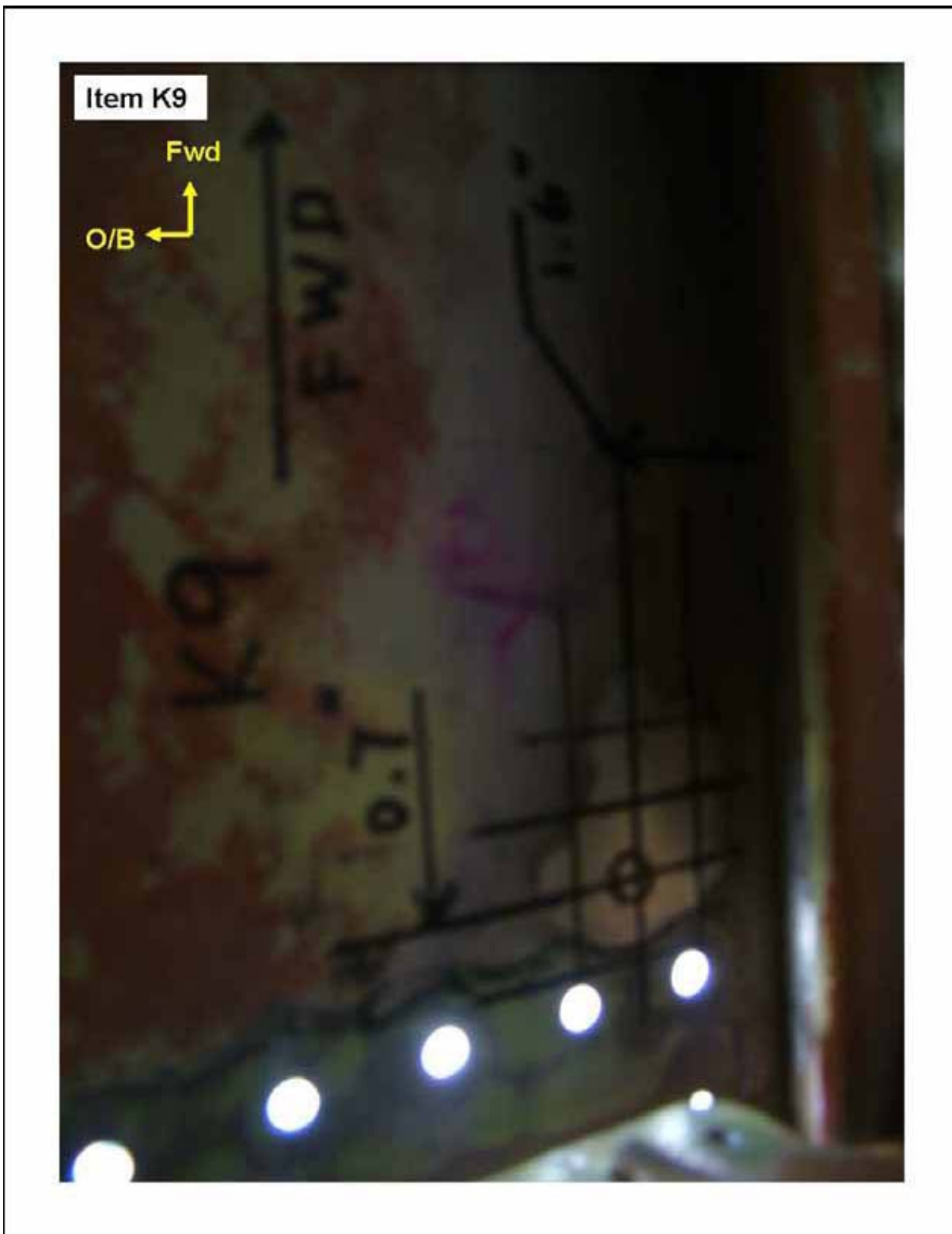


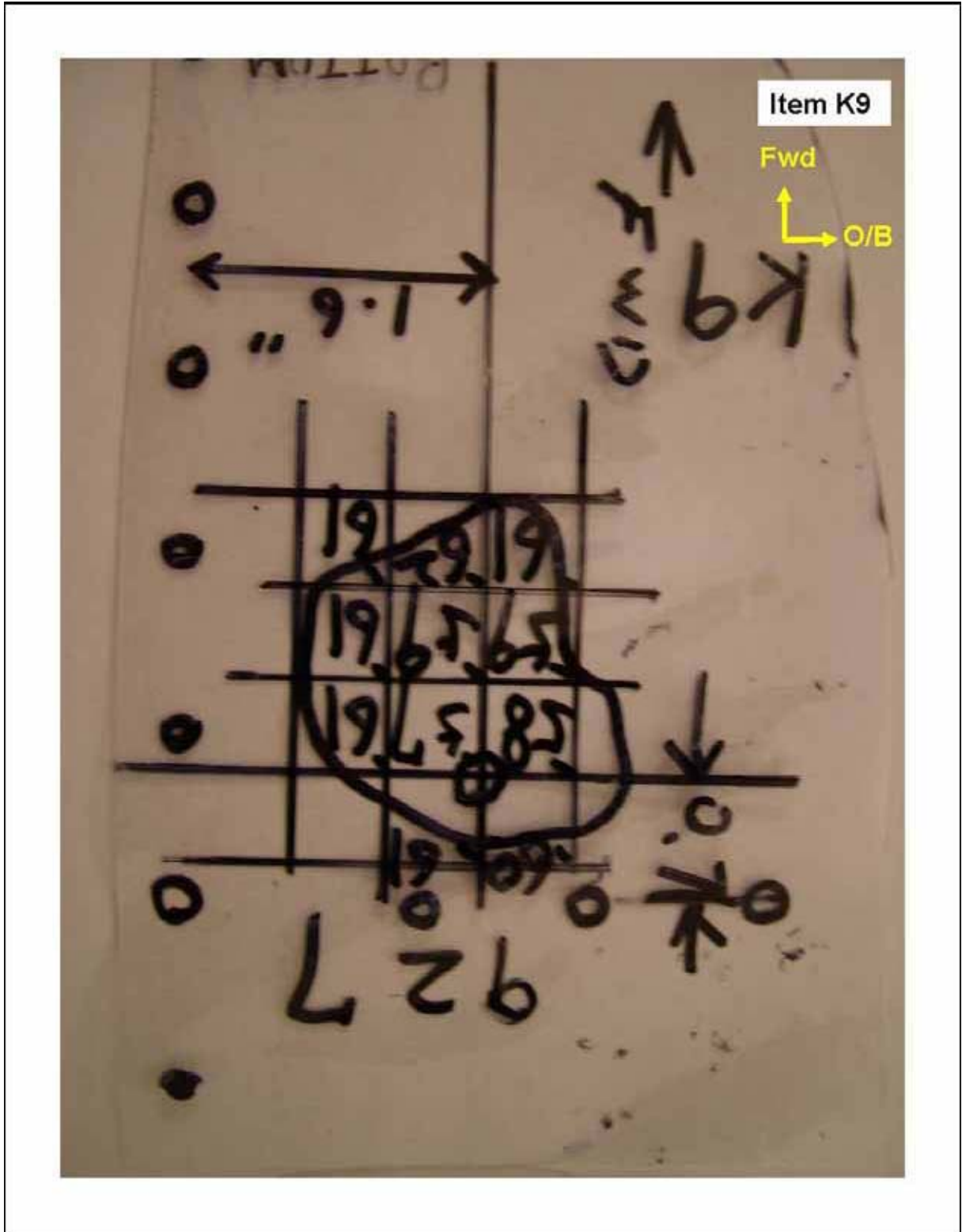












STRINGER / CHORD

ITEM NO.	LOCATION		DIMENSION (INCHES)	
	BETWEEN STA	STRINGER / CHORD	FWD-AFT DIRECTION	I/B-O/B DIRECTION
G1	727I - 727J	S-27L	19	1.2
G2	727J - 747	S-27L	20	1.2
G3	747 - 767	S-27L	20	1.2
G4	767 - 787	S-27L	16	0.8
G5	767 - 787	S-27L	19	0.9
G6	787 - 807	S-27L	20	0.8
G7	787 - 807	S-27L	20	0.9
G8	807 - 827	S-27L	20	1.1
G9	807 - 827	S-27L	5	0.8
G10	827 - 847	S-27L	6	1.1
G11	867 - 887	S-27L	6	1.1
G12	887 - 907	S-27L	6	1
G13	907 - 927	S-27L	10	0.9
G14	927 - 947	S-27L	20	0.9
G15	947 - 967	S-27L	20	0.9

SHEAR TIE

ITEM NO.	LOCATION	
	STA	BETWEEN STRINGER
H1	727I	S-26L~S-27L
H2	727J	S-26L~S-27L
H3	747	S-26L~S-27L
H4	767	S-26L~S-27L
H5	787	S-26L~S-27L
H6	807	S-26L~S-27L
H7	827	S-26L~S-27L
H8	847	S-26L~S-27L
H9	867	S-26L~S-27L
H10	927	S-26L~S-27L
H11	947	S-26L~S-27L
H12	967	S-26L~S-27L

ITEM NO.	LOCATION	
	BETWEEN STA	BETWEEN STRINGER
C1	867~887	S-26L~S-27L

附錄十三 (B)華航與波音聯繫電郵資料

Page 1 of 4

Email Message related to SR #: 1-624827258 **Account:** China Airlines

Activity #: 1-AERPFO **Timestamp:** 14-Apr-2009 10:56:34 PM

Owner: [REDACTED] **Status:** Done

Message Number: 1-624827258-17

Type: Email - Outbound **Sub Type:** Boeing Response

From: BOECOM CAS BOC

Field Base: BFSTPE-CHI-Taipei-Taiwan

To: [REDACTED]

[REDACTED]

Cc:

Bcc: [REDACTED]

[REDACTED]

Subject: Fuselage skin damage from approx. STA839.5 to 868.5 at outboard of S-27L

Body:

FROM: THE BOEING COMPANY
TO: CHI [MESSAGE NUMBER:1-624827258-17] 24-Sep-2007 21:04:07 US PACIFIC TIME
Boeing Response

This message is sent to the following:

[REDACTED]



SERVICE REQUEST ID: 1-624827258
 PRIORITY: AOG
 ACCOUNT: China Airlines (CHI)
 DUE DATE: 24-Sep-2007
 PROJECT: BFSTPE-CHI-Taipei-Taiwan
 PRODUCT TYPE: Airplane
 PRODUCT LINE: 737
 PRODUCT: 737-800
 ATA: 5361-10
 PART NUMBER:

AIRPLANE (VARIABLE/SERIAL): YC589/30636 REGISTRY: B-16805
 HOURS/CYCLES:15,890/6,385

SUBJECT: * Fuselage skin damage from approx. STA839.5 to 868.5 at outboard of S-27L

REFERENCES:

/A/ 1-624827258-16 CHI incoming dated 24-Sept-2007
 /B/ 1-624827258-15 TBC response dated 24-Sept-2007

DESCRIPTION:

Ref /A/ reports receiving the ref /F/ Boeing response requesting that CHI perform a close visual inspection in aircraft belly to ensure no other corrosion pockets exist. CHI would like Boeing to provide some additional clarification on how far forward and aft they should be looking for corrosion. If Boeing could provide stringer locations or a distance beyond the end of corrosion found (i.e. 12 inches past the last corrosion location) it would be helpful. CHI specifically inquired if inspections in the aft cargo area was required.

CHI has also inquired if Boeing would be willing to provide a NTO for a one-time non-pressurized ferry flight with the airplane in the current condition.

DESIRED ACTION

=====

1. Can Boeing provide an NTO for CHI to perform an unpressurized ferry flight from HSG to TPE with the

airplane in the current condition?

2. Can Boeing please provide some more definition regarding the inspection range for the corrosion. Please provide a stringer and body STA range or other parameters that would help CHI quantify the inspection area.

3. If removal of the stringer from the skin is required, does Boeing recommend that a cradle be installed? If yes, please specify locations for the cradle to be installed.

4. CHI is hoping Boeing can provide a plan that will provide the simplest and most efficient means of performing and required inspections and returning the airplane to TPE as soon as possible.

RESPONSE:

We have reviewed the Ref /A/ and offer the following response to items 1 through 4 above:

1) Boeing cannot provide approval to allow an unpressurized ferry flight without complete quantification of material lost and damage removal.

2) Visually inspect the corroded region and find where the corrosion ends. Then visually inspect an additional frame bay fore/aft and one stringer inbd/outbd. Also, report damage details of the intercostal referenced in Ref /B/ to Boeing.

3) Cradling is not required. As an alternate to removing stringer see Item 4 below.

4) As a means of quantifying material lost and corrosion removal do the following:

-Clean up all debris inside the stringer and on the skin.

-Look for pillowing along stringer fastener row to identify corrosion areas under stringer.

-As an alternate to removing stringer CHI may confirm corrosion removal by removing a representative amount of fasteners along stringer and borescoping the holes to confirm there is no corrosion between skin and stringer.

-HFEC or UT along the skin side under the stringer AND inside the stringer to determine thickness along the fastener row. Compare to the dwg thicknesses to confirm no corrosion.

-Remove corrosion, as reqd. Report all blendouts to Boeing that exceed 10 percent of material thickness.

-Report any corrosion found that is inaccessible.

[REDACTED]
Fleet Support Engineering - Structures

[REDACTED]
Operations Center

Commercial Aviation Services
The Boeing Company

BOEING PROPRIETARY

This message and any attachments to it contain or may contain Boeing proprietary material which is protected by law and/or per the terms of existing agreements with Boeing. Proprietary material may be used by the recipient only as permitted under the terms of any such prior agreement with Boeing. This message is intended only for the named recipients. If you are not an intended recipient, you are hereby notified that any further review, copying, use or dissemination of this message is strictly prohibited. If you have received this message in error, delete it from your computer and/or other storage medium and notify the sender immediately.

Email Message related to SR #: 1-624827258

Account: China Airlines

Activity #: 1-AHPXBZ

Timestamp: 14-Apr-2009 11:00:09 PM

Owner: [REDACTED]

Status: Done

Message Number: 1-624827258-26

Type: Email - Inbound

Sub Type:

From: [REDACTED]

Field Base:

To: [REDACTED]

Cc: [REDACTED]

[REDACTED]

Bcc:

Subject: Fuselage skin damage from approx. STA839.5 to 868.5 at outboard of S-27L

Body:

Dear Boeing engineer,

This is a follow-up message of service request ID 1-624827258.

The priority is AOG.

Please kindly provide response on or before Sep-29-2007 14:00 Seattle Time.

Thank you very much.

REFERENCES:

/A/ Attachment: External Angle Repair Sketch and Intercostal Repair

/B/ 1-624827258-14

/C/ P/N 146A9403-142

/D/ Attachment: 20070928 Preliminary Damage Report

DESCRIPTION:

(I) CHI accomplished the ultrasonic inspection of skin from external side, and

found there is no skin material lost under the stringer due to corrosion.

(II) Please refer to ref /D/ attachment for the skin remaining thickness after blend out. No visible corrosion after blend out. We propose to leave the skin as is.

(III) Please see ref /A/ attachment for the repaired ref /C/ intercostal. The corrosion has been blended out and the Repair Angle has been installed. Material: 7075-T6. Repair Angle Dimension: 13" x 2.5" x 0.050"(Thickness).

(IV) Because the material of the outboard flange of the stringer 27L between station BS 727I+3" and BS 820, and the flange attached to the skin between BS 812 and 904 is beyond repair due to corrosion damage, we are proposing to install repair angles on the exterior surface of the skin. See ref /A/ attachment and steps (1) to (5) below.

(1) Keep the existing stringer 27L as is.

(2) Prepare 1 EA External Repair Angle under the Stringer outboard flange from BS727I+3" to BS820. Thickness: 0.160". Material: 7075-T6.

(3) Prepare 1 EA External Repair Angle under the Stringer from BS812 to BS904. Thickness: 0.080". Material: 7075-T6.

(4) Install the above two External Angles by installing BACR15BB6D Rivets at existing stringer fastener holes. Install tapered filler at the step of the external doubler. Splice the 2EA External Angles by installing 6 EA BACR15BB6D Rivets. Refer to 737-800 SRM 51-40-02 for fastener installation.

(5) Apply alodine and one layer of BMS10-11 primer on all bare aluminum surfaces. Refer to 737-800 SRM 51-20-01.

(V) For the corroded shear ties that we reported before, we will reinstall 4 EA shear ties because only minor surface corrosion was found on those and corrosion has been blended out. The other 6 EA shear ties will be fabricated locally as replacements.

DESIRED ACTION:

(a) Please provide NTO on or before Sep-29-2007 14:00 Seattle Time if the proposed repair plan stated above is acceptable as a temporary repair to ferry

flight the airplane back to Taiwan.

(b) If NTO is acceptable by boeing, please provide 8100-9 for the temporary repair by Sep-30-2007 17:00 Seattle Time.

best regards,


+886-932-941485 (cell at Japan)

Email Message related to SR #: 1-624827258

Account: China Airlines

Activity #: 1-AIN16B

Timestamp: 14-Apr-2009 11:31:42 PM

Owner: [REDACTED]

Status: Done

Message Number: 1-624827258-28

Type: Email - Inbound

Sub Type:

From: [REDACTED]

Field Base: BFSTPE-CHI-Taipei-Taiwan

To: [REDACTED]

Cc: [REDACTED]

Bcc:

Subject: Fuselage skin damage from approx.STA839.5 to 868.5 at outboard of S-27L

Body:

Dear Boeing engineer,

This is a follow-up message of Service Request ID 1-624827258.

The priority is AOG.

CHI accomplished the repair without deviation.

On or before Sep-30-2007 23:00 Seattle Time, please kindly provide 8100-9 form for the temporary repair. (including the external repair doubler and external repair angles)

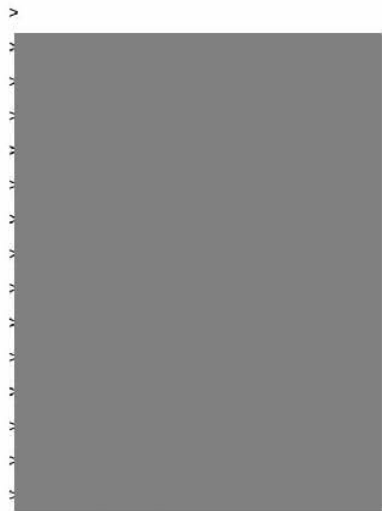
Note: CHI is not requesting the 8100-9 form for the ferry flight. CHI is requesting 8100-0 form for the temporary repair. CHI will request approval for ferry flight from both CAA and JCAB once we get the 8100-9 form for the temporary repair.

best regards,

[REDACTED]
+886-932-941485 (cell at Japan)

> FROM: THE BOEING COMPANY
 > TO: CHI [MESSAGE NUMBER:1-624827258-27] 29-Sep-2007 18:25:14 US
 > PACIFIC TIME
 > Boeing Response
 >

> This message is sent to the following:



>
 > SERVICE REQUEST ID: 1-624827258
 > PRIORITY: AOG
 > ACCOUNT: China Airlines (CHI)
 > DUE DATE: 29-Sep-2007
 > PROJECT: BFSTPE-CHI-Taipei-Taiwan
 > PRODUCT TYPE: Airplane
 > PRODUCT LINE: 737
 > PRODUCT: 737-800
 > ATA: 5361-10
 > PART NUMBER:
 >
 > AIRPLANE (VARIABLE/SERIAL): YC589/30636 REGISTRY: B-16805
 > HOURS/CYCLES:15,890/6,385
 >
 > SUBJECT: Fuselage skin damage from approx.STA839.5 to 868.5 at outboard of
 > S-27L
 >
 > REFERENCES:
 > /A/ 1-624827258-26

- >
- > DESCRIPTION:
- > The Ref /A/ message documented inspection results completed to date and
- > proposed a temporary repair to allow a one-time unpressurized ferry flight
- > from from HSG to TPE.
- >
- > RESPONSE:
- > Boeing has completed review of the Ref /A/ message and finds the proposed
- > repair to be structurally acceptable with the following provisions:
- >
- > 1/ The repair angle from BS 812 to 904 is 0.160" thick.
- >
- > 2/ The repair angles are installed to the skin using BACB30MY6KX or Y hex
- > drive bolts [or equivalent] in transition fit holes per BAC 5004-2.
- >
- > 3/ The repair angles are spliced between BS 812 and BS820 using BACB30MY6KX
- > or Y hex drive bolts or their SRM equivalents installed in transition fit
- > holes per BAC 5004-2.
- >
- > 4/ The remaining thickness of the stringer from BS 812 to 904 is 0.040
- > inches minimum.
- >
- > 5/ The fasteners that install the repair angle from BS 7271 + 3" to BS 820
- > are also common to the outboard flange of S-27L.
- >
- > 6/ The repair angles extend past the damage by at least six fasteners.
- >
- > 7/ All the corrosion has been removed from the affected stringer.
- >
- > 8/ The skin common to the stringer is corrosion free, defect free and per
- > the engineering drawing thickness.
- >
- > 9/ The shear ties that are being re-installed have a remaining thickness per
- > the engineering drawing or are within the SRM allowable damage limits.
- >
- > The above repair approval assumes that there is no damage to underlying
- > structure.
- >
- > Once the repair as noted above is accomplished without deviation, and based
- > upon the information provided in the Ref /A/ message, we have no objection
- > for the requested ferry flight from HSG to TPE under the following
- > conditions:

- >
- > 1/ The requested ferry flight is to be accomplished unpressurized.
- >
- > 2/ Avoid known areas of turbulence and abrupt maneuvers, if possible.
- >
- > This evaluation for non-revenue ferry flight of the subject airplane was
- > based upon the damage assessment stated in SR 1-624827258. Damage other than
- > stated was not considered in the evaluation and Boeing cannot attest to the
- > operational status of the subject airplane if any other damage, not reported,
- > is present.
- >
- > The above detailed ferry flight has not been coordinated with the FAA, or any
- > other regulatory agency. It is the responsibility of the operator to obtain
- > any necessary permissions or permits from their local regulatory agency.
- >
- > NOTE: Per FAA guidance, Boeing AR delegated authority for FAA 8100-9 form
- > signature in support of ferry flights does not extend to international
- > carriers as they do not operate under CFR 21.197. Consequently, Boeing is
- > no longer able to provide a FAA 8100-9 form granting ferry flight approval.
- >
- > If attachments are referred to, and are not present, please reply to this
- > e-mail or contact your Boeing Field Service Representative.
- >
- >
- > [REDACTED]
- > Fleet Support Engineering - Structures
- >
- > [REDACTED]
- > Operations Center
- > Commercial Aviation Services
- > The Boeing Company
- >
- > BOEING PROPRIETARY
- > This message and any attachments to it contain or may contain Boeing
- > proprietary material which is protected by law and/or per the terms of
- > existing agreements with Boeing. Proprietary material may be used by the
- > recipient only as permitted under the terms of any such prior agreement with
- > Boeing. This message is intended only for the named recipients. If you are
- > not an intended recipient, you are hereby notified that any further review,
- > copying, use or dissemination of this message is strictly prohibited. If you
- > have received this message in error, delete it from your computer and/or
- > other storage medium and notify the sender immediately.

Email Message related to SR #: 1-624827258

Account: China Airlines

Activity #: 1-AIN9JF

Timestamp: 14-Apr-2009 11:00:28 PM

Owner: [REDACTED]

Status: Done

Message Number: 1-624827258-29

Type: Email - Outbound

Sub Type: Boeing Response

From: [REDACTED]

Field Base: BFSTPE-CHI-Taipei-Taiwan

To: [REDACTED]

Cc:

Bcc: [REDACTED]

Subject: Fuselage skin damage from approx. STA839.5 to 868.5 at outboard of S-27L

Body:

FROM: THE BOEING COMPANY

TO: CHI [MESSAGE NUMBER:1-624827258-29] 30-Sep-2007 17:25:43 US PACIFIC TIME

Boeing Response

This message is sent to the following:

[REDACTED]



SERVICE REQUEST ID: 1-624827258
PRIORITY: AOG
ACCOUNT: China Airlines (CHI)
DUE DATE: 01-Oct-2007
PROJECT: BFSTPE-CHI-Taipei-Taiwan
PRODUCT TYPE: Airplane
PRODUCT LINE: 737
PRODUCT: 737-800
ATA: 5361-10
PART NUMBER:

AIRPLANE (VARIABLE/SERIAL): YC589/30636 REGISTRY: B-16805
HOURS/CYCLES:15,890/6,385

SUBJECT: Fuselage skin damage from approx.STA839.5 to 868.5 at outboard of S-27L

REFERENCES:

/A/ 1-624827258-28 CHI incoming dated 30-Sept-2007
/B/ 1-624827258-27 TBC response dated 29-Wept-2007

DESCRIPTION:

Ref /A/ reported that CHI accomplished the repair without deviation.
On or before Sep-30-2007 23:00 Seattle Time, CHI requests that Boeing provide an 8100-9 form for the temporary repair (including the external repair doubler and external repair angles).

Note: CHI is not requesting the 8100-9 form for the ferry flight. CHI is requesting 8100 form for the temporary repair. CHI will request approval for ferry flight from both CAA and JCAB once they receive the 8100-9 form for the temporary repair.

RESPONSE:

We have reviewed the Ref /A/ request for 8100-9. The repair as accomplished per Ref /B/ is structurally acceptable for the ferry flight.

Please be advised we cannot provide an 8100-9 for this ferry flight.

[REDACTED]
Fleet Support Engineering - Structures

[REDACTED]
Operations Center
Commercial Aviation Services
The Boeing Company

BOEING PROPRIETARY

This message and any attachments to it contain or may contain Boeing proprietary material which is protected by law and/or per the terms of existing agreements with Boeing. Proprietary material may be used by the recipient only as permitted under the terms of any such prior agreement with Boeing. This message is intended only for the named recipients. If you are not an intended recipient, you are hereby notified that any further review, copying, use or dissemination of this message is strictly prohibited. If you have received this message in error, delete it from your computer and/or other storage medium and notify the sender immediately.

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 96 年 9 月 20 日，中華航空公司 CI7552 班機，波音 737-800 型機，國籍標誌及登記號碼 B-16805，於日本佐賀機場過境..... / 行政院飛航安全委員會編著. -- 初版. -- 臺北縣新店市：飛安委員會，民 98.11
冊； 公分

ISBN 978-986-02-0292-2 (全套：平裝)

1. 航空事故 2. 飛行安全

557.909

98019292

飛航事故調查報告

中華民國 96 年 9 月 20 日，中華航空公司 CI7552 班機，波音 737-800 型機，國籍標誌及登記號碼 B-16805，於日本佐賀機場過境檢查發現機腹蒙皮 30 吋（77 公分）裂縫

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) 8912-7388

地址：231 台北縣新店市北新路 3 段 200 號 11 樓

網址：<http://www.asc.gov.tw>

出版年月：中華民國 98 年 11 月（初版）

經銷處：國家書店：台北市松江路 209 號 1 樓

五南文化廣場：台中市中山路 6 號

GPN：1009802866

ISBN：978-986-02-0292-2

定價：新台幣 950 元

出版品內容可至上開網址「出版品與著作」中全文下載