



# 飛航安全調查委員會

## 航空器飛航事故

## 調查報告

中華民國 102 年 9 月 8 日

中華航空公司 CI 5621 班機

波音 B747-400F 型機

國籍標誌及登記號碼 B-18716

於距馬公機場西南方約 41 哩巡航時艙壓異常緊急下降

報告編號：ASC-AOR-14-10-001

報告日期：民國 103 年 10 月

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：

***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.***

## 摘要報告

民國 102 年 9 月 8 日中華航空公司(以下簡稱華航)一架 B747-400F 型貨機，班機號碼 CI 5621，國籍標誌及登記號碼 B-18716，執行由桃園國際機場至阿布達比國際機場之貨物載運任務。機上載有正駕駛員 1 員及副駕駛員 2 員，共計 3 員。

該班機起飛時正駕駛員坐於左座擔任操控駕駛員，副駕駛員甲坐於右座擔任監控駕駛員，副駕駛員乙坐於駕駛艙觀察席擔任監控駕駛員。該機於臺北時間約 0325 時使用 05R 跑道起飛，採用儀器離場程序飛航。航機起飛時客艙壓力（以下簡稱艙壓）為 14.63 磅/平方英寸（pounds per square inch, 以下簡稱 psi），客艙壓力高度（以下簡稱艙壓高度）約 100 呎，該機於 0346:54 時到達 30,000 呎高度並改平飛，此時艙壓為 11.28 psi，艙壓高度約 7,000 呎，於 0351:56 時，該機出現艙壓高度過高警告，此時艙壓為 10.09 psi，艙壓高度約 10,000 呎。

飛航組員表示該機到達 30,000 呎巡航時，駕駛艙內並無異狀，數分鐘後，上發動機指示及組員警示系統顯示單元才出現艙壓異常警告，飛航組員檢查下發動機指示及組員警示系統顯示單元之環境與空調系統頁面，外流閥位於關閉位置，同時亦檢查駕駛艙頂面板上外流閥指示，也是在關閉位置。之後檢查艙壓高度在 10,400 呎且繼續上升，上升速率約在 400 呎/分至 500 呎/分之間，正駕駛員因此宣告緊急狀況，戴上氧氣面罩，執行緊急下降程序，並對客艙廣播及通知航管。

航機於下降通過高度約 19,400 呎時，該機艙壓高度過高之警告消失，下降至接近 10,000 呎時，飛航組員檢查艙壓高度已下降至約 5,000 呎，正駕駛員取消緊急狀況宣告；正駕駛員判斷已無法繼續飛往目的地，經組員討論並與華航聯管中心聯絡後，決定返降桃園國際機場，該班機於 0551 時降落桃園國際機場 05R 跑道，人機均安。

調查小組於事故後至華航棚廠執行該機機艙加壓測試，結果發現供應至前貨艙之 3 號空調機空調管自止回閥與機身加壓艙耦合處脫落。

飛航安全調查委員會為負責調查民用航空器、公務航空器及超輕型載具飛航事故之獨立機關，依據飛航事故調查法並參考國際民航公約第 13 號附約相關內容，於事故發生後依法展開調查工作。受邀參與本次調查之機關（構）包括：交通部民用航空局、中華航空股份有限公司、美國國家運輸安全委員會及飛機製造廠波音公司。

本事故「調查報告草案」依程序於民國 103 年 5 月 27 日經本會第 23 次委員會議初審修正後函送相關機關（構）提供意見，並再經相關意見彙整後，於民國 103 年 8 月 26 日經本會第 25 次委員會議審議通過。

本事故調查經綜合事實資料及分析結果，獲得之調查發現共計 10 項，改善建議計 2 項，已完成之改善措施 7 項，分述如後：

## **調查發現**

### **與可能肇因有關之調查發現**

1. 內空調管進氣口被拆下修理後，凸緣部位圓管材料向外凸起，使凸緣原先之凸起呈現平坦形狀，導致修妥裝機後，管夾無法扣住內空調管進氣口凸緣。(1.6.4.1, 1.16.3, 2.2.1, 2.2.4)
2. 飛機維修手冊管夾上磅震擊程序無輕敲管壁之施作說明，致使管夾外扣環緊度可能未達應有之穩定扭矩值，使管夾無法扣緊內空調管進氣口凸緣，在航機飛航運作及空調機開啟使用狀況下，管夾緊度不足以承擔流體壓力作用於空調管路之順時針扭矩及機身震動的交互影響，導致空調機管路自止回閥與機身加壓艙接合處脫落，前貨艙內部空調氣體自機身開口處持續洩漏，導致發生艙壓高度過高警

告。(1.16.5, 1.18.5, 2.2.2, 2.2.3, 2.2.4, 附錄 8)

### **與風險有關之調查發現**

1. 維修人員未遵循「附件修理及翻修作業程序」執行零件接收檢查，亦未確認華航是否具備內空調管進氣口修理能量，可能增加飛機附件修護不符修護品質之風險。(1.18.1.6, 1.18.1.7, 1.18.1.8, 1.18.3, 2.3.1)
2. 維修工場缺乏飛機內空調管進氣口修理能量，維修人員亦未遵循「技術支援作業程序」協調總工程師部洽原製造廠，因而無法適時獲得技術性支援。(1.18.1.7, 1.18.3, 2.3.2)
3. 維修人員未遵循「拆換機件處理作業程序」對自飛機拆下之零件填掛掛籤，增加零件被誤用之風險。(1.18.4, 2.3.3)
4. 飛機維修手冊刪除管夾上磅建議程序將有可能增大空調管路脫落之風險。(1.18.5, 2.2.4)

### **其它發現**

1. 該機於事故發生前一個月內之每日檢查、飛行前檢查及過境檢查均無異常登錄，該機受影響之適航指令、維修困難報告、延遲改正缺點紀錄均依規定時限執行管制。(1.6.4.1, 2.1)
2. 內空調管進氣口材質符合原廠材料規範。(1.16.3, 1.16.4, 附錄 7)
3. 該機於民國 102 年 8 月 13 日發生與本次事故類似之空調管路脫落事件，但當時並未發生艙壓異常狀況，可能係因塌陷變形的內空調管管壁堵塞住了管口，限制艙壓空氣的漏洩，故未發生艙壓異常狀況。(1.6.4.1, 1.11.2, 2.4.1)
4. 飛航組員訪談時表示艙壓警告音響出現前，上發動機指示及組員警示系統顯示單元均未顯示出任何異常訊息，飛航組員之敘述與波音設計及事故後測試結果不符，但無其他客觀證據可以支持駕駛員所表示，發現艙壓異常前無上發動機指示及組員警示系統顯示單元相關訊息之說法。(1.6.6, 1.11.2, 1.16.2, 1.18.1.1, 2.4.2)

### **改善建議**

## 致波音飛機公司

1. 重新檢討 3 號空調機管路之設計，以防止管路自止回閥與內空調管進氣口接合處脫落。(ASC-ASR-14-10-001)
2. 747-400 型飛機維修手冊應明訂管夾上磅程序，包括輕敲管壁之施作說明、榔頭之材質、尺寸、重量及施力範圍，以利維修人員確實做好上磅工作。(ASC-ASR-14-10-002)

## 已完成或進行中之改善建議

### 中華航空公司

1. 針對 B-18716 機發布工作單共五份，更換該機艙壓控制器，以及對管路脫開區域執行重複性檢查，均已完成。
2. 針對 744 貨機機隊發布工程指令共兩份，執行全機隊一次性檢查，已完成。
3. 維修人員案例宣導共實施 77 人次，工作交接及工作回報有關之飛安宣導共實施 76 人次，進行飛機維修手冊第 21 章有關空調管路拆除及安裝之在職訓練，先學科後實作，實作訓練包括管夾固定螺帽上磅、使用木榔頭敲擊技巧及應注意事項。
4. 將 744 貨機機隊 3 號空調管區域，及前後貨艙之空調管止回閥檢查列入 C check 檢查項目。
5. 完成場站修護部專業維護組所屬工作人員教育宣導，要求執行維修工作應確實填寫維修紀錄，以及加強管路回裝前、後督導人員雙重檢查機制。
6. 完成場站修護部結構維護組對所屬工作人員教育宣導，要求確遵「技術支援作業程序」執行維修支援工作。
7. 完成場站修護部基層主管教育宣導，要求督導所屬確遵「附件修理及翻修作業程序」、「技術支援作業程序」以及「執行修護工作拆換機件處理作業程序」執行維修工作；要求基層修護部門主管應具備高度狀況警覺及風險意識，與遵行相關作業品質程序。

# 目錄

摘要報告 .....	ii
目錄	vi
表目錄	x
圖目錄	xi
英文縮寫對照表.....	xiii
第 1 章 事實資料.....	1
1.1 飛航經過.....	1
1.2 人員傷害.....	3
1.3 航空器損害.....	3
1.4 其他損害情況.....	3
1.5 人員資料.....	3
1.5.1 駕駛員經歷 .....	4
1.5.1.1 正駕駛員 .....	4
1.5.1.2 副駕駛員甲 .....	5
1.5.1.3 副駕駛員乙 .....	6
1.6 航空器資料.....	6
1.6.1 航空器基本資料 .....	6
1.6.2 發動機基本資料 .....	7
1.6.3 載重與平衡 .....	7
1.6.4 維修資訊 .....	9
1.6.4.1 事故前維修紀錄檢視 .....	10
1.6.4.2 事故航班故障紀錄 .....	11
1.6.4.3 事故後維修作為 .....	12
1.6.4.4 事故後機隊特別檢查 .....	14
1.6.5 空調系統 .....	14
1.6.5.1 前貨艙空調配送系統 .....	14
1.6.5.2 艙壓控制系統 .....	17

1.6.6	整合顯示系統 .....	17
1.7	天氣資料 .....	19
1.8	助、導航設施 .....	19
1.9	通信 .....	19
1.10	場站資料 .....	19
1.11	飛航紀錄器 .....	19
1.11.1	座艙語音紀錄器 .....	19
1.11.2	飛航資料紀錄器 .....	19
1.12	航空器殘骸與撞擊資料 .....	22
1.13	醫療與病理 .....	22
1.14	火災 .....	23
1.15	生還因素 .....	23
1.16	測試與研究 .....	23
1.16.1	機艙加壓測試 .....	23
1.16.2	艙壓高度顯示及警示測試 .....	24
1.16.3	空調管路檢驗 .....	25
1.16.4	材料測試 .....	30
1.16.5	空調管路應力分析 .....	31
1.17	組織與管理 .....	31
1.17.1	華航修護部門組織 .....	31
1.17.2	華航修護品質文件 .....	32
1.18	其他資料 .....	33
1.18.1	訪談資料 .....	33
1.18.1.1	正駕駛員訪談摘要 .....	33
1.18.1.2	副駕駛員甲訪談摘要 .....	34
1.18.1.3	副駕駛員乙訪談摘要 .....	34
1.18.1.4	地面機械員訪談摘要 .....	35
1.18.1.5	場站修護部維修員訪談摘要 .....	35
1.18.1.6	場站修護部維修領班訪談摘要 .....	36
1.18.1.7	場站修護部門主管訪談摘要 .....	37



1.18.1.8	結構維護組部門主管訪談摘要 .....	39
1.18.1.9	結構維護組維修領班訪談摘要 .....	39
1.18.2	航空器維護作業指導文件 .....	39
1.18.3	附件修理及技術支援程序 .....	40
1.18.4	拆換件處理作業 .....	41
1.18.5	AMM 管夾上磅程序及華航維修人員執行狀況 ....	41
1.18.6	國際標準大氣壓力表 .....	42
第 2 章	分析 .....	44
2.1	概述 .....	44
2.2	空調管脫落原因 .....	44
2.2.1	內空調管進氣口修理變形 .....	44
2.2.2	AMM 管夾上磅程序 .....	45
2.2.2.1	維修人員執行管夾安裝程序 .....	45
2.2.2.2	AMM 管夾上磅震擊程序 .....	46
2.2.3	空調管路脫落扣環之負載 .....	46
2.2.4	小結 .....	47
2.3	華航維修品質文件之遵循 .....	48
2.3.1	附件修理及翻修作業程序 .....	48
2.3.2	技術支援作業程序 .....	49
2.3.3	拆換機件處理作業程序 .....	49
2.4	艙壓異常資料顯示 .....	50
2.4.1	止回閥第一次脫落無艙壓異常資料顯示之原因 ...	50
2.4.2	事故前艙壓異常資料出現時機 .....	50
第 3 章	結論 .....	52
3.1	與可能肇因有關之調查發現 .....	52
3.2	與風險有關之調查發現 .....	53
3.3	其它發現 .....	53
第 4 章	飛安改善建議 .....	54
4.1	改善建議 .....	54
4.1.1	致波音飛機公司 .....	54

4.2	已完成或進行中之改善措施.....	54
4.2.1	中華航空公司 .....	54
附錄 1	航空器維護計畫之止回閥檢查項目 .....	56
附錄 2	民國 98 年 8 月 9 日執行止回閥檢查工單.....	57
附錄 3	民國 102 年 8 月 12 日維護紀錄.....	59
附錄 4	民國 102 年 8 月 13 日維護紀錄.....	60
附錄 5	環境與空調系統之自動快照頁面資料.....	61
附錄 6	民國 102 年 9 月 8 日維護紀錄.....	62
附錄 7	內空調管進氣口材料測試報告.....	63
附錄 8	空調管路動態有限元素分析.....	65
附錄 9	美國國家運輸安全委員會(波音公司)對事故調查摘要報告 之意見陳述內容.....	68

## 表目錄

表 1.5-1 飛航組員基本資料表 .....	4
表 1.6-1 航空器基本資料 .....	6
表 1.6-2 發動機基本資料 .....	7
表 1.6-3 載重平衡表.....	9
表 1.16-1 化學成份分析.....	30

## 圖目錄

圖 1.1-1 事故機飛航軌跡圖 .....	3
圖 1.6-1 B747-400F 型機重心限制範圍 .....	8
圖 1.6-2 止回閥拆檢及裝復之事件及時間 .....	9
圖 1.6-3 前貨艙空調配送系統之內空調管塌陷圖 .....	10
圖 1.6-4 前貨艙空調配送系統 .....	15
圖 1.6-5 外空調管外觀.....	15
圖 1.6-6 外空調管安裝位置 .....	16
圖 1.6-7 前貨艙止回閥及空調管之組成圖 .....	17
圖 1.6-8 EICAS 訊息顯示及艙壓資料顯示 .....	18
圖 1.11-1 完整事故航班飛航參數圖.....	21
圖 1.11-2 事故航班事故期間飛航參數圖 .....	22
圖 1.16-1 脫落之 3 號空調機空調管 .....	24
圖 1.16-2 琥珀色艙壓高度值顯示 .....	25
圖 1.16-3 內空調管進氣口外觀照片 .....	26
圖 1.16-4 凸緣部分區域呈現鈹金修理痕跡 .....	26
圖 1.16-5 檢視內空調管進氣口凸緣幾何形狀 .....	27
圖 1.16-6 止回閥外觀照片 .....	27

圖 1.16-7 止回閥撞擊摩擦痕跡 .....	28
圖 1.16-8 已折斷之鉸鏈銷 .....	28
圖 1.16-9 金屬半環與內空調管進氣口及止回閥上緣處凸緣耦合 .....	29
圖 1.16-10 管夾組成.....	29
圖 1.17-1 華航修護部門組織圖 .....	32
圖 1.18-1 管夾安裝圖.....	40
圖 1.18-2 國際標準大氣壓力表 .....	43

## 英文縮寫對照表

縮寫	全名	中文
ACARS	Aircraft Communications Addressing and Reporting System	機載通信定址與回報系統
AMM	Aircraft Maintenance Manual	飛機維修手冊
AMP	Aircraft Maintenance Program	航空器維護計畫
AOM	Airplane Operations Manual	航機操作手冊
ATC	Air Traffic Control	飛航管制
CMC	Central Maintenance Computer	中央維修電腦
CMM	Component Maintenance Manual	組件維修手冊
DSP	Display Select Panel	顯示選擇面板
DU	Display Unit	顯示單元
ECS	Environmental Control System	環境與空調系統
EFIS	Electronic Flight Instrument System	電子飛航儀表系統
EICAS	Engine Indicating and Crew Alerting System	發動機指示及組員警示系統
EIU	EFIS/EICAS Interface Unit	EFIS/EICAS 界面單元
EO	Engineering Order	工程指令
FOM	Flight Operations Manual	航務手冊
GMM	General Maintenance Manual	航空器維護能力手冊
IDS	Integrated Display System	整合顯示系統
IPC	Illustrated Parts Catalog	圖解料件目錄
IDU	Integrated Display Unit	整合顯示單元
MOC	Maintenance Operation Center	修管中心
NTSB	National Transportation Safety Board	美國國家運輸安全委員會
PF	Pilot Flying	操控駕駛員
PMA	Parts Manufacture Approval	製造廠核可

QAR	Quick Access Recorder	快速擷取紀錄器
QRH	Quick Reference Handbook	快速參考手冊
SSCVR	Solid-State Cockpit Voice Recorder	固態式座艙語音紀錄器
SSFDR	Solid-State Flight Data Recorder	固態式飛航資料紀錄器

# 第 1 章 事實資料

## 1.1 飛航經過

民國 102 年 9 月 8 日中華航空公司（以下簡稱華航）一架 B747-400F 型貨機，班機號碼 CI 5621，國籍標誌及登記號碼 B-18716，執行由桃園國際機場（以下簡稱桃園機場）至阿布達比國際機場之貨物載運任務。機上載有正駕駛員 1 員及副駕駛員 2 員，共計 3 員。

該機於臺北時間上午約 0325 時<sup>1</sup>起飛，正駕駛員坐於左座擔任操控駕駛員（Pilot Flying, 以下簡稱 PF），副駕駛員甲坐於右座擔任監控駕駛員，副駕駛員乙坐於駕駛艙觀察席擔任監控駕駛員。該機自桃園機場 05R 跑道採用儀器離場程序起飛。依據固態式飛航資料紀錄器（Solid-State Flight Data Recorder, 以下簡稱 SSFDR）資料，航機起飛時客艙壓力（以下簡稱艙壓）約為 14.63 磅/平方英吋（pounds per square inch, 以下簡稱 psi），客艙壓力高度（以下簡稱艙壓高度<sup>2</sup>）約 100 呎；0332:07 時航機爬升至高度約 10,000 呎，正駕駛員將自動駕駛接上，當時艙壓為 14.06 psi（艙壓高度約 1,100 呎），航機爬升通過高度約 20,000 呎時，艙壓約為 12.81 psi（艙壓高度約 3,400 呎）。該機於 0346:54 時到達 30,000 呎高度並改平飛，此時艙壓為 11.28 psi（艙壓高度約 7,000 呎）；0349:09 時，艙壓為 10.91 psi（艙壓高度約 8,000 呎），0351:56 時，該機出現艙壓高度過高警告，此時艙壓為 10.09 psi（艙壓高度約 10,000 呎）。

飛航組員表示該機到達 30,000 呎巡航時，駕駛艙內並無異狀，數分鐘後，上發動機指示及組員警示系統顯示單元（Upper Engine Indicating and Crew Alerting System Display Unit, 以下簡稱 Upper EICAS DU）才出現艙壓異常警告，經確定是艙壓高度過高警告後，

---

<sup>1</sup> 除非特別註記，本報告所列之時間皆為臺北時間（UTC+8 小時），採 24 小時制。

<sup>2</sup> 客艙壓力與客艙壓力高度換算參考 1.18.7 之國際標準大氣壓力表。



檢查下發動機指示及組員警示系統顯示單元(Lower Engine Indicating and Crew Alerting System Display Unit, 以下簡稱 Lower EICAS DU) 之環境與空調系統 (Environmental Control System, 以下簡稱 ECS) 頁面 (page), 外流閥位於關閉 (close) 位置, 同時亦檢查駕駛艙頂面板 (overhead panel) 上外流閥指示, 也是在關閉位置。之後檢查艙壓高度在 10,400 呎且繼續上升, 艙壓高度上升速率約在 400 呎/分至 500 呎/分之間, 正駕駛員認定此係一緊急狀況, 因此戴上氧氣面罩, 執行緊急下降程序, 並通知航管。SSFDR 資料顯示, 航機於下降通過高度約 19,400 呎時, 該機艙壓高度過高之警告消失, 艙壓已回升至約 10.28 psi (艙壓高度約 9,500 呎)。下降至接近 10,000 呎時, 飛航組員檢查艙壓高度已下降至約 5,000 呎, 正駕駛員決定取消緊急狀況宣告, 但因正駕駛員判斷已無法繼續飛往目的地, 經組員討論並與華航聯管中心聯絡後, 決定返降桃園機場。因考慮航機落地重量, 飛航組員於桃園機場外海之待命區保持高度 10,000 呎執行燃油洩放。0519 時, 該機完成燃油洩放後下降加入桃園機場進場航線, 並由航管導引 05R 跑道進場。0532 時該機到達距桃園機場約 3 哩時, 塔臺因前機報告遭到鳥擊, 因而塔臺要求 B-18716 機重飛。之後由航管導引, 於 0551 時降落桃園機場 05R 跑道, 人機均安。該機全程之飛航軌跡如圖 1.1-1。

調查小組於事故後至華航棚廠執行該機機艙加壓測試, 結果發現供應至前貨艙之 3 號空調機空調管自止回閥與機身加壓艙耦合處脫落。

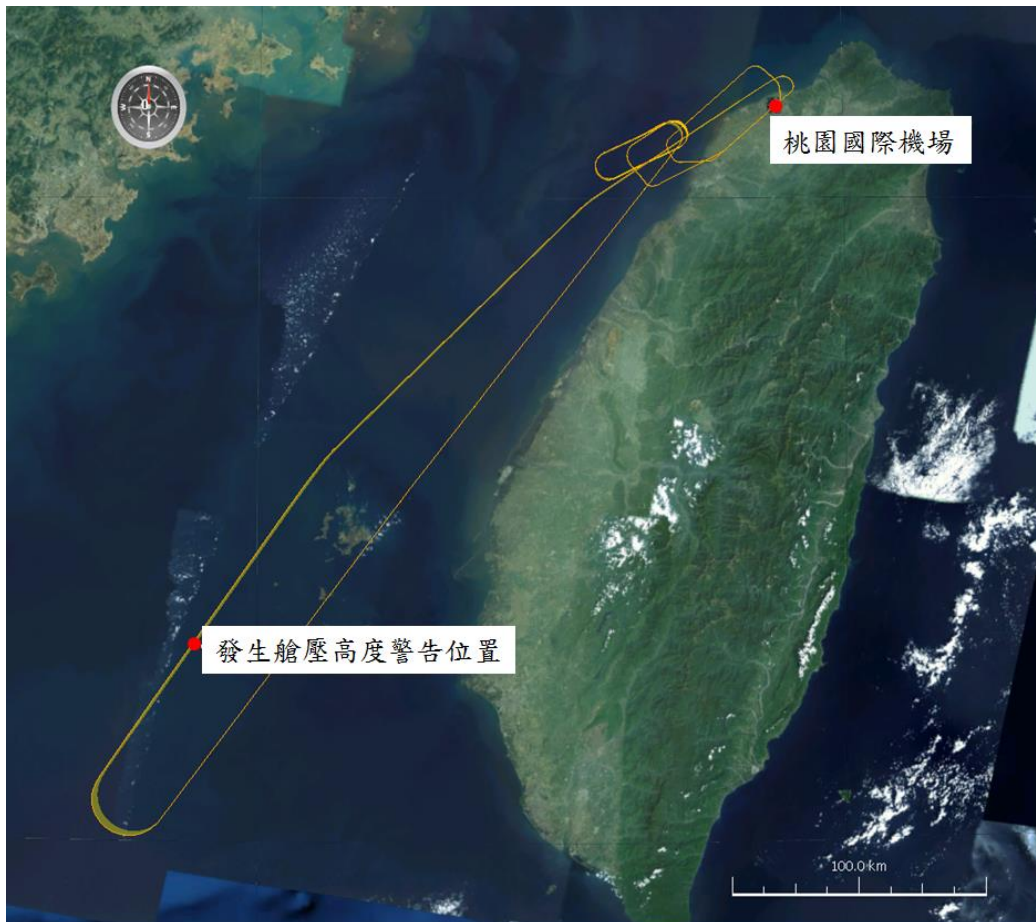


圖 1.1-1 事故機飛航軌跡圖

## 1.2 人員傷害

無人員傷亡。

## 1.3 航空器損害

航空器無損害。

## 1.4 其他損害情況

無其他損害。

## 1.5 人員資料

## 1.5.1 駕駛員經歷

飛航組員基本資料如表 1.5-1。

表 1.5-1 飛航組員基本資料表

項 目	正駕駛員	副駕駛員甲	副駕駛員乙
性 別	男	男	男
事故時年齡	43	47	32
進入公司日期	民國 84 年 7 月	民國 94 年 8 月	民國 96 年 4 月
航空人員類別	飛機民航運輸駕駛員	飛機民航運輸駕駛員	飛機民航運輸駕駛員
檢 定 項 目 發 證 日 期 到 期 日 期	B747-400 民國 99 年 8 月 17 日 民國 104 年 8 月 16 日	B747-400 F/O 民國 102 年 9 月 4 日 民國 107 年 9 月 3 日	B747-400 F/O 民國 101 年 4 月 12 日 民國 106 年 4 月 11 日
體 檢 種 類 終 止 日 期	甲類駕駛員 民國 102 年 11 月 30 日	甲類駕駛員 民國 102 年 9 月 30 日	甲類駕駛員 民國 102 年 10 月 31 日
總飛航時間	13,233 小時 17 分	8,367 小時 10 分	4,865 小時 36 分
事故機型飛 航 時 間	12,674 小時 11 分	6,368 小時 28 分	4,612 小時 18 分
最近 12 個月 飛 航 時 間	629 小時 42 分	774 小時 10 分	833 小時 53 分
最近 90 日內 飛 航 時 間	140 小時 48 分	188 小時 47 分	201 小時 36 分
最近 30 日內 飛 航 時 間	45 小時 15 分	61 小時 57 分	84 小時 48 分
最近 7 日內 飛 航 時 間	2 小時 30 分	15 小時 36 分	8 小時 55 分
24 小時內已 飛 時 間	2 小時 30 分	2 小時 30 分	2 小時 30 分
事故前休息 時 間	32 小時	49 小時	26 小時

### 1.5.1.1 正駕駛員

中華民國籍，民國 84 年 7 月進入華航，為華航自行培訓之機師。

持有中華民國飛機民航運輸業駕駛員檢定證，檢定項目欄內之註記為：「B747-400，陸上，多發動機 *Multi-Engine, Land* 具有於航空器上無線電通信技能及權限 *Privileges for operation of radiotelephone on board an aircraft*」，特定說明事項欄內註記為：「無線電溝通英語專業能力等級六(Y/M/D) *English Proficient : ICAO Level-6 Expiry Perpetual 永久有效*」。

該員曾擔任 B747-400 型機副駕駛員，民國 92 年 10 月完成升等訓練後擔任 B747-400 型機正駕駛員，目前為 B747-400 型機之檢定機師。總飛航時間 13,233 小時 17 分。最近一次之模擬機考驗及實機考驗日期分別為民國 102 年 8 月 8 日及民國 101 年 11 月 19 日，考驗結果均為滿意 (check result:satisfactory)。

該員體格檢查種類為甲類駕駛員，上次體檢日期為民國 102 年 5 月 14 日，體檢及格證限制欄內註記為：「*Holder shall wear correcting glasses or contact lenses. 視力需戴眼鏡矯正*」。正駕駛員於事故後曾於桃園機場航務處，由航務人員執行酒精測試，測試結果：酒精值為零。

#### 1.5.1.2 副駕駛員甲

中華民國籍，為自行學飛之飛行員，民國 94 年 8 月進入華航。持有中華民國飛機民航運輸業駕駛員檢定證，檢定項目欄內之註記為：「飛機，陸上，多發動機 *Aeroplane, Land, Multi-Engine*，儀器飛航 *Instrument Aeroplane, B-747-400*，具有於航空器上無線電通信技能及權限 *Privileges for operation of radiotelephone on board an aircraft*」，限制欄內之註記為：「*B-747-400 F/O*」，特定說明事項欄內註記為：「無線電溝通英語專業能力(Y/M/D) *English Proficient : ICAO L5 Expiry Date 2013/11/19*」。

該員民國 95 年 7 月完訓後擔任 B747-400 型機副駕駛員，民國 100 年 11 月完訓後擔任 B747-400 型機巡航駕駛員。B747-400 型機飛航時間 6,368 小時 28 分，總飛航時間 8,367 小時 10 分。最近一次之模擬機考驗及實機考驗日期分別為民國 102 年 7 月 20 日及民國 101 年 10 月 7 日，考驗結果均為滿意 (check result :satisfactory)。

該員體格檢查種類為甲類駕駛員，上次體檢日期為民國 102 年 3 月 15 日，體檢及格證限制欄內註記為：「*眼角膜手術，視力需戴眼鏡矯正 Holder shall wear correcting glasses or contact lenses.*」。該員於事

故後曾於桃園機場航務處，由機場航務人員執行酒精測試，測試結果：酒精值為零。

### 1.5.1.3 副駕駛員乙

中華民國籍，民國 96 年 4 月進入華航，為華航自行培訓之機師。持有之中華民國飛機民航運輸業駕駛員檢定證，檢定項目欄內之註記為：「B747-400 F/O，陸上，多發動機 Multi-Engine, Land 具有於航空器上無線電通信技能及權限 Privileges for operation of radiotelephone on board an aircraft」，特定說明事項欄內註記為：「無線電溝通英語專業能力等級五(Y/M/D) English Proficient : ICAO Level-5 Expiry Date 2016/07/22」。

該員民國 97 年 6 月完訓後擔任 B747-400 型機副駕駛員。總飛航時間 4,865 小時 36 分。最近一次之模擬機考驗及實機考驗日期分別為民國 102 年 8 月 7 日及民國 102 年 1 月 30 日，考驗結果均為滿意 (check result:satisfactory)。

該員體格檢查種類為甲類駕駛員，上次體檢日期為民國 101 年 10 月 11 日。該員於事故後曾於桃園機場航務處，由機場航務人員執行酒精測試，測試結果：酒精值為零。

## 1.6 航空器資料

### 1.6.1 航空器基本資料

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 102 年 9 月 8 日)		
國籍		中華民國
航空器登記號碼		B-18716
機型		B747-400F
製造廠商		波音公司
出廠序號		33732
生產線序號		1339
出廠日期		民國 92 年 12 月 11 日
接收日期		民國 92 年 12 月 13 日

所 有 人	Freighter Giant Ltd	
使 用 人	中華航空公司	
國 籍 登 記 證 書 編 號	92-898	
適 航 證 書 編 號	102-07-132	
適 航 證 書 生 效 日	民國 102 年 7 月 16 日	
適 航 證 書 有 效 期 限	民國 103 年 7 月 15 日	
航 空 器 總 使 用 時 數	41,214 時 8 分	
航 空 器 總 落 地 次 數	7,225 次	
上 次 定 檢 種 類	A05 CHECK	C06 CHECK
上 次 定 檢 日 期	民國 102 年 8 月 30 日	民國 102 年 7 月 15 日
上 次 定 檢 後 使 用 時 數	83 時 10 分	395 時 44 分
上 次 定 檢 後 落 地 次 數	17 次	78 次

### 1.6.2 發動機基本資料

該機發動機基本資料如表 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 102 年 9 月 8 日)				
製造廠商	奇異飛機發動機公司			
編號 / 位置	No. 1/左	No. 2/左	No. 3/右	No. 4/右
型 別	CF6-80C2B1F	CF6-80C2B1F	CF6-80C2B1F	CF6-80C2B1F
序 號	706634	706242	706686	706670
製造日期	民國 93 年 4 月	民國 90 年 11 月	民國 94 年 3 月	民國 93 年 12 月
總使用時數	37,584 時	48,830 時	34,235 時	35,644 時
總使用週期數	6,563 週期	8,576 週期	4,996 週期	6,156 週期

### 1.6.3 載重與平衡

本次航班其重心限制範圍如圖 1.6-1，表 1.6-3 為該事故航班之載重平衡表。

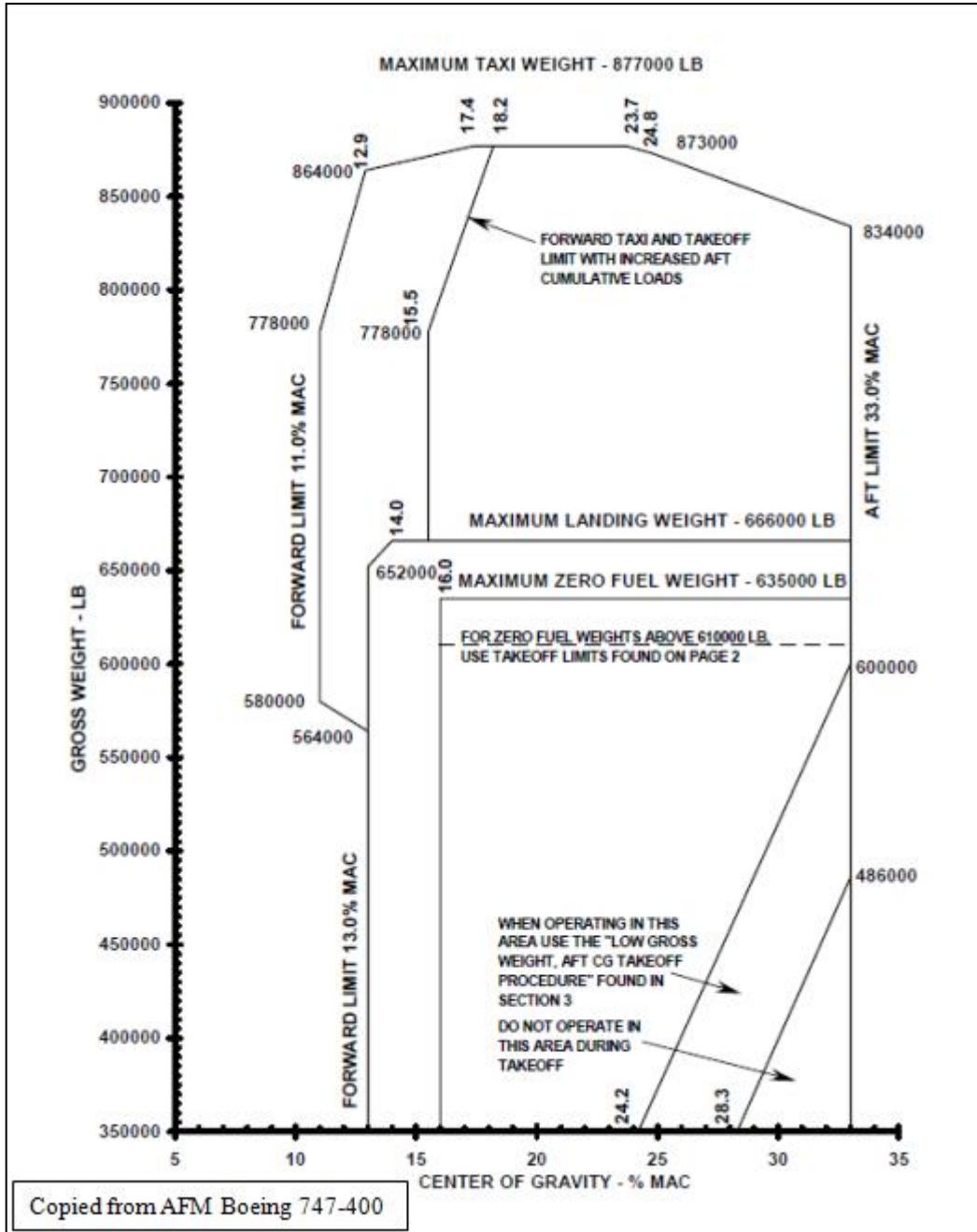


圖 1.6-1 B747-400F 型機重心限制範圍

表 1.6-3 載重平衡表

最大零油重量	610,000 磅
實際零油重量	596,662 磅
最大起飛總重	874,999 磅
實際起飛總重	845,062 磅
起飛油量	248,400 磅
航行耗油量	210,700 磅
最大落地總重	665,999 磅
落地總重	634,362 磅
起飛重心位置	22.8 % MAC <sup>3</sup>

#### 1.6.4 維修資訊

該機於民國 102 年 8 月 13 日發生第一次止回閥脫落，在 1 個月後的民國 102 年 9 月 8 日，止回閥又再自與內空調管進氣口接合處脫落，造成航機艙壓異常肇致本次事故，有關止回閥拆檢及裝復之事件及時間詳圖 1.6-2。

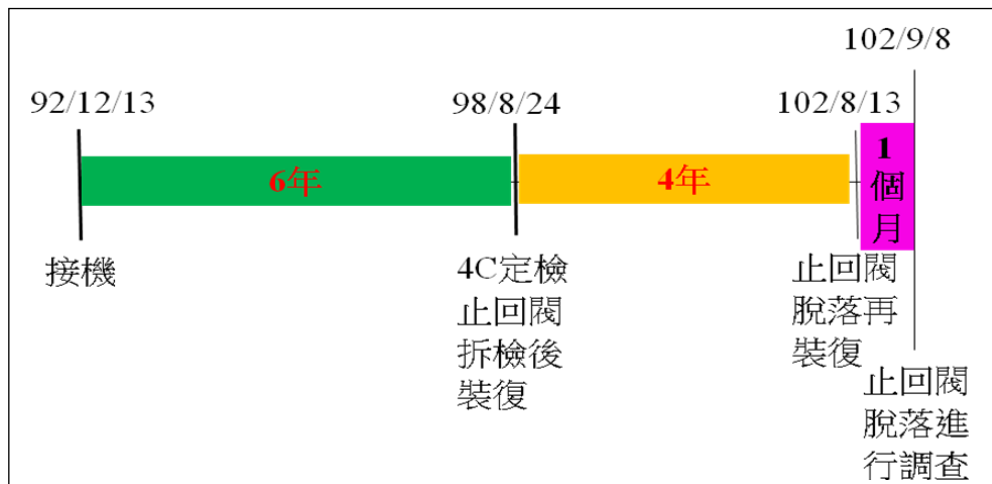


圖 1.6-2 止回閥拆檢及裝復之事件及時間

<sup>3</sup> MAC: Mean Aerodynamics Chord.



### 1.6.4.1 事故前維修紀錄檢視

查閱該機事故發生前一個月內之每日檢查、飛行前檢查及過境檢查，無異常登錄，該機受影響之適航指令、維修困難報告、延遲改正缺點紀錄及其缺點改正均依規定時限執行管制。

依據華航該型機航空器維護計畫（Aircraft Maintenance Program, 以下簡稱 AMP），3 號空調機空調管止回閥必須每 4C 定檢時拆下檢查止回瓣及鉸鏈銷狀況後裝復（詳附錄 1）；上次執行止回閥檢查後裝復時間為民國 98 年 8 月 9 日（詳附錄 2）。

華航維護紀錄顯示，該機於民國 102 年 8 月 12 日駕駛員報告「STS MSG ZONE TEMP」，維修員據報檢查中央維修電腦（Central Maintenance Computer, 以下簡稱 CMC）紀錄，發現「FWD CGO DUCT TEMP SENSOR/WIRING FAIL(T1657)」訊息（詳附錄 3）；復於次日民國 102 年 8 月 13 日，執行管路溫度感測器更換時發現，整根空調管自兩端接頭處脫落，但維護紀錄無止回閥自接合處脫落之相關內容（詳附錄 4）；維修員執行工作時，發現 3 號空調機內空調管有塌陷狀況，圖 1.6-3 左圖為由內空調管進氣口往內空調管方向之視圖，圖 1.6-3 右圖為位於前貨艙內部之內空調管塌陷狀況。

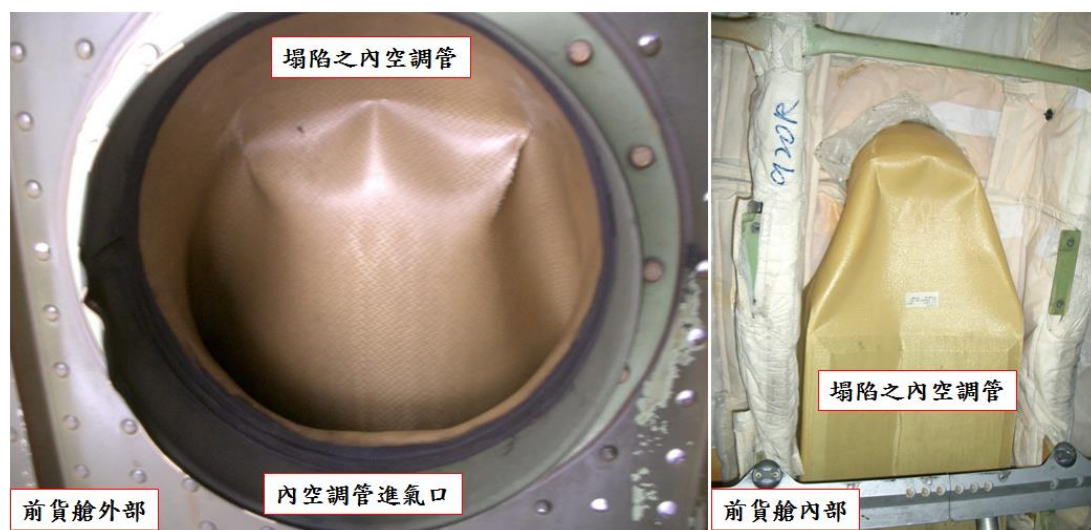


圖 1.6-3 前貨艙空調配送系統之內空調管塌陷圖

- REPORT(故障報告): *GRD PFM RPLD DUCT TEMP. SENSOR CHK FOUND AIR TUBE DEFORMED.* (譯：執行供氣管路溫度感測器更換，檢查時發現空調管變形。)

- ACTION (維修作為):
  1. *GRD PFM REMOVED PNL "192BR" AND 192AH. AND TUBE ASSY. P/N: 214U6109-1019. AMM 06-09-02 AMM 21-61-16.* (譯: 依據 AMM 06-09-02 及 AMM 21-61-16, 拆除 192BR、192AH 面板及料號為 214U6109-1019 之管總成件。)
  2. *GRD C'K FOUND SEVERAL CONDITION AIR DUCTS DEFORMED. AND FWD CGO ZONE DUCT TEMP SENSOR DAMAGED.* (譯: 檢查發現多根空調管變形, 前貨艙供氣管路溫度感測器損壞。)
  3. *REPLACED PARTS AS FOLLOWING AND PARTS FROM B-18721. DUCT, P/N: 214U6128-68, 214U6128-64, 214U6110-1, 214U6109-3019, AND FWD CGO COMPT COND AIR C'K VLV.* (譯: 自 B-18721 拆移件及更換料件清單如下: 214U6128-68、214U6128-64、214U6110-1、214U6109-3019 及前貨艙空調管路止回閥。)
  4. *REPLACED FWD CGO ZONE DUCT TEMP SENSOR & FWD CGO AIR CONDITION FLOW REGULATING VLV.* (譯: 更換前貨艙供氣管路溫度感測器及前貨艙空調管流量調節閥。)
  5. *PERFORMED PACK-3 FUNCTION OPERATION C'K WAS NML & FROM PACK-3 OUTLET TO FWD CGO COND AIR C'K VLV NO LEAKING FOUND. PERFORMED C'K OF THE FWD CGO DUCT TEMP SENSOR WAS NML. IAW AMM 21-00-00, 21-61-16* (譯: 依據 AMM21-00-00 及 21-61-16, 執行 3 號空調機功能檢查正常, 3 號空調機出口至前貨艙空調管止回閥無洩漏, 前貨艙供氣管路溫度感測器檢查正常。)
  6. *PFM REINSTALLED PNL 192BR, 192AH COND CHK NML. AMM 06-09-02.*(譯: 依據 AMM06-09-02 重新安裝 192BR、192AH 面板, 檢查正常。)

#### 1.6.4.2 事故航班故障紀錄

依據該機事故發生時經由機載通信定址與回報系統 (Aircraft Communications Addressing and Reporting System, 以下簡稱 ACARS) 傳至修管中心 (Maintenance Operation Center, 以下簡稱 MOC) 之訊息, 以及自該機 CMC 下載之該航班故障訊息, 無與本次事故相關之故障訊息; 另依據 Lower EICAS 記錄 ECS 之自動快照 (auto snapshot)

頁面資料，於臺北時間民國 102 年 9 月 8 日 0351:56 時，該機曾記錄艙壓高度 10,000 呎之訊息資料（詳附錄 5）。

#### 1.6.4.3 事故後維修作為

事故發生後，該機飛航維護紀錄簿登錄之相關故障報告及維修作為如下（詳附錄 6）：

- REPORT(故障報告): *AFTER REACHING CRUISE ALTITUDE FOR SEVERAL MINUTES, "CABIN ALTITUDE" WARNING APPEARED WITH WARNING SOUND. "CABIN ALTITUDE" CAUTION MESSAGE NEVER APPEARED. AFTER CONFIRMING ALL PACKS ON & OUTFLOW VALVE CLOSED. "EMERGENCY DESCENT" QRH PROCEDURE PERFORMED DUE TO CABIN STILL CLIMBING. DURING DESCENT, CABIN ALT. STILL REMAIN ABOVE 10,000 FT. UNTIL CLOSE TO 10,000 FT. NOTICED CABIN ALTITUDE WAS AROUND 5000 ~ 6000 ft. HALF WAY THROUGH FUEL DUMPING CABIN DECENTED & REMAINED AT -100 ft. AFTER GO AROUND CABIN ALT. REMAINED AT 300 FT. DURING SECOND APPROACH CM3 NOTICE OUTFLOW VALVE REMAINED NEARLY CLOSED POSITION THROUGH OUT DESECENT. CM1, 2, 3 O<sub>2</sub> USED.*（譯：到達巡航高度後幾分鐘，艙壓高度警告出現，同時伴隨聲響警告，艙壓高度警示從未出現，因艙壓高度持續上升，經確定所有空調機均開啟且外流閥均在關閉位置後，立即執行快速參考手冊（Quick Reference Handbook, 以下簡稱 QRH）緊急下降程序，下降時艙壓高度仍高於 10,000 呎，直到下降至接近 10,000 呎高度時，艙壓高度約降到 5,000 至 6,000 呎；洩油中途，艙壓高度以約 100 呎速率減少<sup>4</sup>，重飛時艙壓高度保持約 300 呎，第二次進場時副駕駛員乙注意到飛機在下降期間，外流閥幾乎在全關位置；正駕駛員、副駕駛員甲、副駕駛員乙均有使用氧氣。）
- ACTION (維修作為):
  1. *PER AMM 53-51-01 REMOVED WING TO BODY FAIRING 192AHR & 192BR.*（譯：依據 AMM 53-51-01，拆除機翼至機身整流罩 192BR 及 192AH。）
  2. *PER AMM 25-52-01 REMOVED FWD CGO SLOPING*

---

<sup>4</sup> 經查詢該項故障報告填寫者，原文「-100 ft」係指每分鐘 100 呎之下降速率。

- SIDEWALL LINING PANEL RH STA880 ~ 980.* (譯：依據 AMM 25-52-01，拆除前貨艙右斜側內襯面板 STA880 至 980。)
3. *PER AMM 21-28-08 REMOVED FWD CGO COMP. COND. AIR C'K VLV & DUCT* (譯：依據 AMM 21-28-08，拆除前貨艙空調管及止回閥。)
  4. *PER AMM 21-28-10 REMOVED FWD CGO FLOW REGULATING VLV.* (譯：依據 AMM 21-28-10，拆除前貨艙空氣流量調節閥。)
  5. *I.A.W. AMM 21-61-16 REPLACED TEMPERATURE SENSOR AND FUNCTION CHECK NORMAL.* (譯：依據 AMM21-61-16，更換溫度感測器，功能檢查正常。)
  6. *I.A.W. AMM 21-61-07 REPLACED OVERHEAT SWITCH AND FUNCTION CHECK NORMAL.* (譯：依據 AMM21-61-07，更換超溫開關，功能檢查正常。)
  7. *I.A.W. AMM 21-28-10 REINSTALLED FWD CGO FLOW REGULATING VALVE, DUCT CONNECTION AIR LEAK CHECK WAS NORMAL, AND FWD CGO FLOW REGULATING VLV FUNCTION TEST NORMAL.* (譯：依據 AMM21-28-10，重新安裝前貨艙空氣流量調節閥，管路接合後空氣洩漏檢查結果正常，前貨艙空氣流量調節閥功能測試正常。)
  8. *PER AMM 53-51-01 REINSTALLED WING TO BODY FAIRING 192AHR & 192BR.* (譯：依據 AMM53-51-01，重新安裝機翼至機身整流罩 192AHR 及 192BR。)
  9. *REF T1300096-1 REPLACED DUCT AND LEAK CHECK NML.* (譯：參考工單 T1300096-1，更換空調管，洩漏檢查結果正常。)
  10. *REF T1300096-2 REPLACED CHECK VLV AND LEAK CHECK NML.* (譯：參考工單 T1300096-2，更換止回閥，洩漏檢查結果正常。)
  11. *I.A.W. AMM25-52-01 REINSTALLED FWD CGO SLOPING SIDEWALL LINING PNL RH STA880-980.* (譯：依據 AMM25-52-01，重新安裝前貨艙右斜側內襯面板 STA880 至 980。)
  12. *I.A.W. 35-11-18 & 35-11-00 PFM CREW OXY MASK CLEANING & INSP & CK AND OPS TEST NML.* (譯：依據 35-11-18 及 35-11-00，執行組員氧氣面罩清潔及檢視，檢查及操作測試正常。)

13. *COMPLTED WITH TASK CARD 7E-21-28-0003-02R1*. (譯：  
依工卡 7E-21-28-0003-02R1<sup>5</sup>完成。)

#### 1.6.4.4 事故後機隊特別檢查

事故發生後，華航總工程師部發布工程指令 (Engineering Order, 以下簡稱 EO)，執行該公司 B747-400 型貨機位於非加壓區空調系統之特別檢查，執行項目計有：前貨艙空調管止回閥及內空調管進氣口檢查、3 號空調機空調管出口至溫度感測器間之空調管檢查、後貨艙空調管止回閥檢查及整體洩漏檢查等；機隊共計執行 18 架，檢查結果無管路鬆脫現象。

#### 1.6.5 空調系統

空調系統功能為飛機機艙內空氣換氣、冷暖氣控制，以及機艙加壓。依據版期為民國 102 年 7 月 15 日 Rev. 78 之飛機維修手冊 (Aircraft Maintenance Manual, 以下簡稱 AMM) 21-00-11，該機配備 3 套完全相同且各自運作之空調機 (pack)，使用發動機引進的加壓空氣，以 21psi 的壓力將至少每分鐘 150 磅的空氣量分送至駕駛艙、前、後貨艙等，透過飛機艙壓及溫度控制系統控制機艙內部適當壓力及溫度，以維持機艙內安全舒適環境。

##### 1.6.5.1 前貨艙空調配送系統

前貨艙空調系統由 3 號空調機負責，如圖 1.6-4 所示，該圖上方為紅框區域之放大圖，加壓後的空氣由空調管路輸送，經由外空調管進入調節空氣止回閥 (conditioned air check valve)，再由內空調管輸送至前貨艙內。

---

<sup>5</sup> 工卡 7E-21-28-0003-02R1 項目內容包含艙壓高度顯示及警告測試，測試結果為：滿意 (satisfactory)。

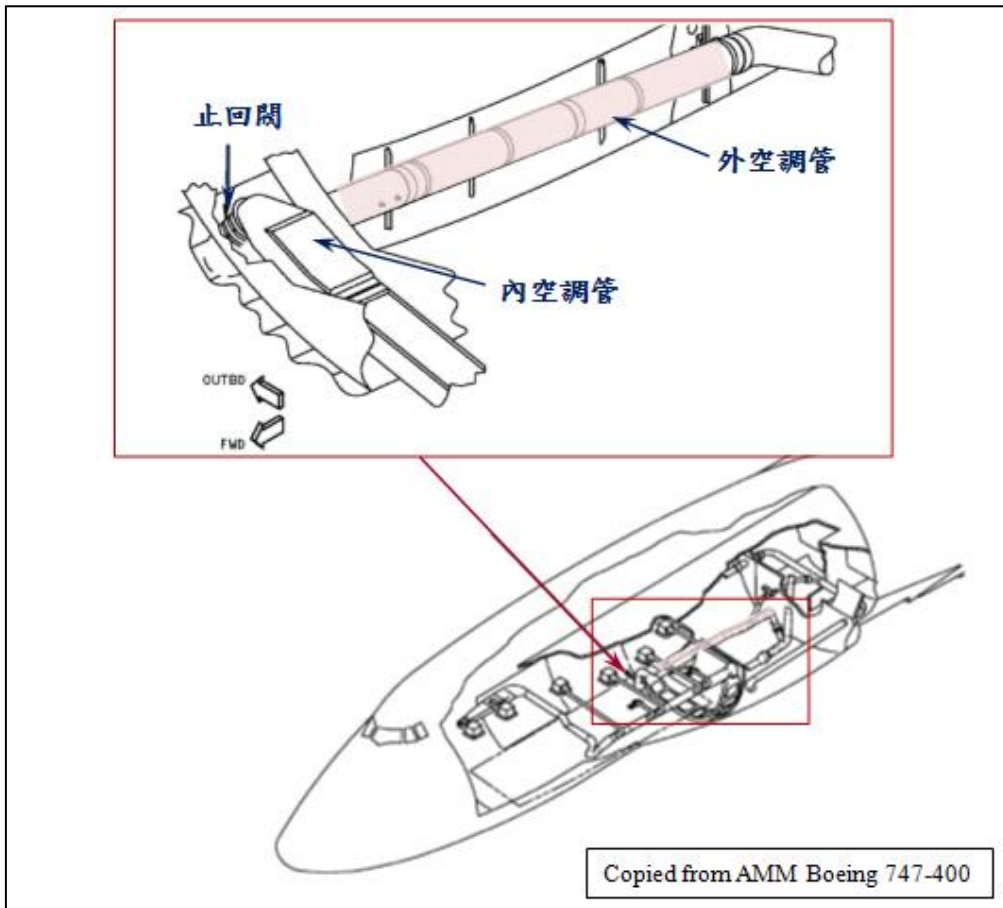


圖 1.6-4 前貨艙空調配送系統

如圖 1.6-5 所示之外空調管總長約 78.7 吋，靠近加壓艙處呈現彎折，水平方向長度約 66.2 吋，管半徑為 4.8 吋，重量約 10.6 磅，沿機身方向有扣環將外空調管固定於機身，位置約在外空調管中間，彎折段無支撐設計，直接與止回閥、內空調管相接，如圖 1.6-6 所示。

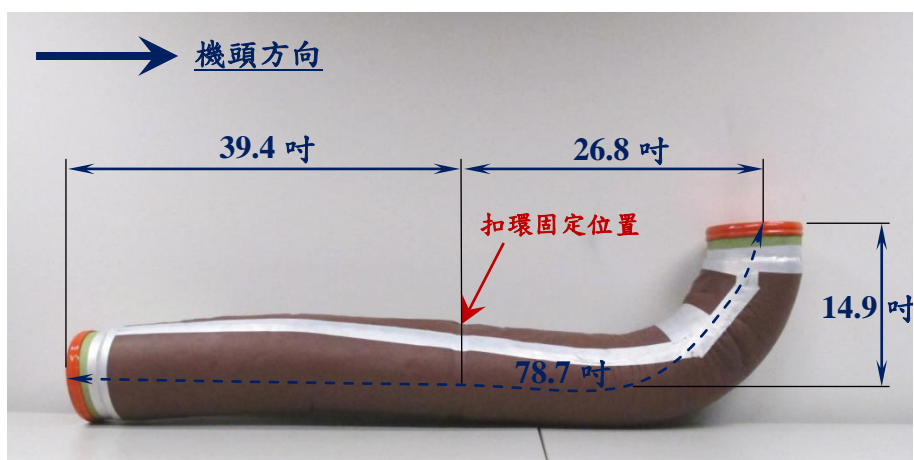


圖 1.6-5 外空調管外觀



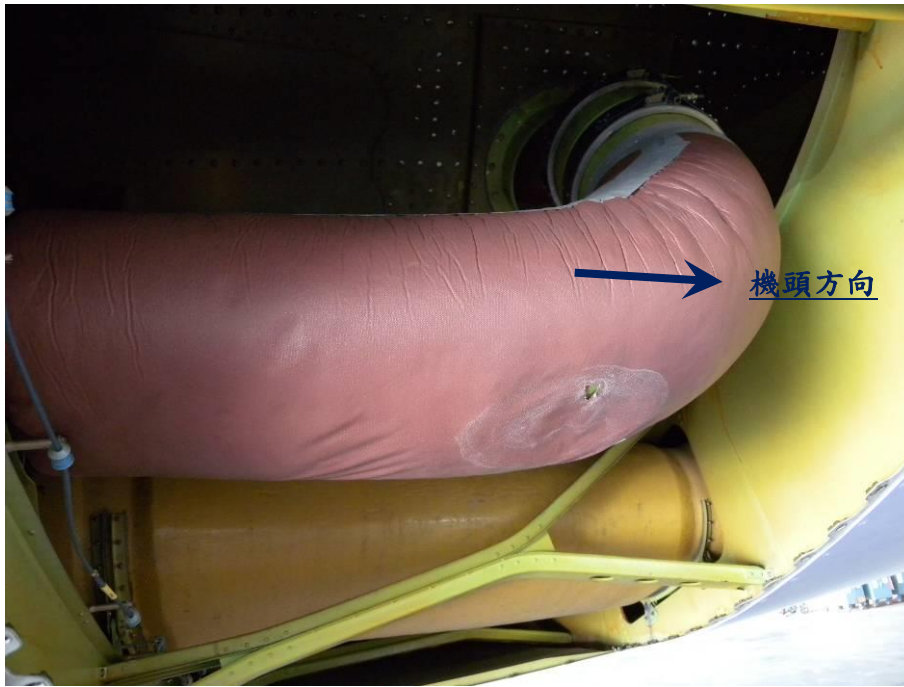


圖 1.6-6 外空調管安裝位置

止回閥兩端分別與機身加壓區內、外側之空調管相接，位於外側之空調管與止回閥以 9 英寸管夾固定，止回閥與位於內側之空調管則以 9.25 吋管夾固定，其固定螺帽扭矩均為 60 至 70 磅力吋<sup>6</sup>，如圖 1.6-7 所示。止回閥包含兩個對稱之止回瓣（flappers）及一鉸鏈銷，鉸鏈銷固定於止回閥內側，兩片對稱之止回瓣可作向機身加壓區方向之 90 度轉動，分別為開啟或閉合狀態。當空調管無送氣時，止回瓣會因裝置傾斜角度之重力而關閉，當外空調管氣壓大於內空調管氣壓時，止回瓣會開啟，外空調管氣體會輸送至前貨艙；內空調管氣壓大於外空調管氣壓時，止回瓣會因重力及壓力差而呈現閉合狀態，逆流氣體無法再回流，避免前貨艙加壓區內之空氣外洩。

---

<sup>6</sup> 該機所裝用之管夾固定螺帽標準扭矩值未列於 AMM 20-51-01 節適用之件號中，其扭矩值係參考 AMM 21-28-08 節。

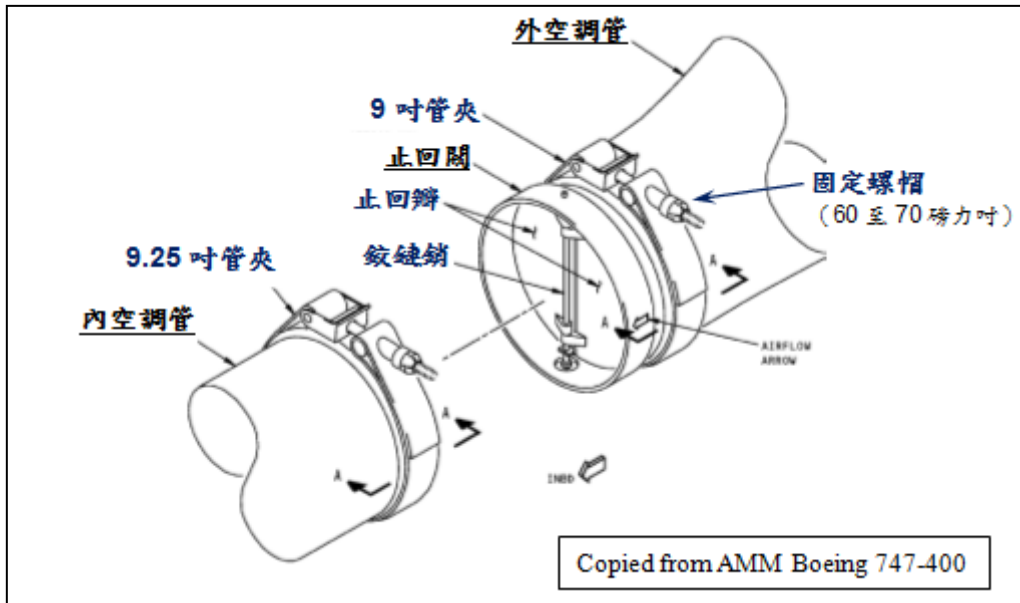


圖 1.6-7 前貨艙止回閥及空調管之組成圖

### 1.6.5.2 艙壓控制系統

艙壓控制系統可控制機艙內部排出空氣之速率，以維持機艙內安全且舒適之艙壓環境。艙壓控制系統主要元件包含：選擇面板、2 具艙壓控制器、2 具界面控制單元、2 具外流閥及手動控制繼電器。艙壓控制系統同時控制機艙內、外壓差以及艙壓改變之速率，艙壓調整由外流閥控制，當外流閥開口加大時，機艙內空氣外流量增加，若空調進氣量小於空氣外流量時，會降低機艙內艙壓；反之，當外流閥開口縮小，使機艙內空氣外流量小於空調進氣量時，會增加機艙內之艙壓。

### 1.6.6 整合顯示系統

整合顯示系統 (Integrated Display System, 以下簡稱 IDS) 結合電子飛航儀表系統 (Electronic Flight Instrument System, 以下簡稱 EFIS) 及 EICAS, IDS 系統包含 6 具整合顯示單元 (Integrated Display Unit, 以下簡稱 IDU 或 DU)、3 具 EFIS/EICAS 界面單元 (EFIS/EICAS Interface Unit, 以下簡稱 EIU)、2 具 EFIS 控制面板、1 具 EICAS 顯示選擇面板 (Display Select Panel, 以下簡稱 DSP) 以及相關之開關等。

EICAS 訊息顯示區分為 Upper EICAS DU 及 Lower EICAS DU，



Upper EICAS DU 位於儀表板中央上方位置，提供駕駛員發動機主要參數資料以及警告 (warning)、警示 (caution)、諮詢 (advisory) 及註記 (memo) 等訊息，訊息顯示例如圖 1.6-8 右上紅框所示。EICAS 訊息依狀況之優先順序依次為警告、警示、諮詢及註記。警告訊息顏色為紅色，此種訊息需要駕駛員立刻採取改正作為。警示訊息顏色為琥珀色 (amber<sup>7</sup>)，此種訊息需要駕駛員立刻知道狀況並及時採取改正作為。諮詢訊息顏色為琥珀色，縮排一個字元，此種訊息需要駕駛員知道狀況及有可能需要進一步的作為。註記訊息顏色為白色，為正常情況下用以提醒駕駛員。



圖 1.6-8 EICAS 訊息顯示及艙壓資料顯示

Upper EICAS DU 左下方顯示資訊為艙壓資料 (cabin pressure data)，如圖 1.6-8 左下紅框所示，其資料包含左右兩側之供氣壓力 (DUCT PRESS)、艙壓高度 (CAB ALT)、艙壓高度變化率 (RATE)、客艙內外壓力差 ( $\Delta P$ ) 以及落地機場高度 (LDG ALT) 等。若 Upper EICAS DU 有顯示正常艙壓高度值，當飛機艙壓高度到達約 8,500 呎時，白色艙壓高度數值會轉為琥珀色，當飛機艙壓高度到達約 10,000 呎時，艙壓高度值會由琥珀色轉為紅色；若 Upper EICAS DU 之左下方未顯示艙壓資料值，則當艙壓高度到達約 8,500 呎時，琥珀色艙壓高度值會自動彈出，顯示於 Upper EICAS DU。

<sup>7</sup> Amber 顏色近似橘色或略紅的黃色，使用中文常被稱之黃色。

## **1.7 天氣資料**

無相關議題。

## **1.8 助、導航設施**

無相關議題。

## **1.9 通信**

無相關議題。

## **1.10 場站資料**

無相關議題。

## **1.11 飛航紀錄器**

### **1.11.1 座艙語音紀錄器**

該機裝置固態式座艙語音紀錄器 (Solid-State Cockpit Voice Recorder, 以下簡稱 SSCVR), 製造商為 L-3 Communications 公司, 件號及序號分別為 2100-1020-00 及 00201。該座艙語音紀錄器具備 2 小時記錄能力, 其中 4 軌語音資料為 30 分鐘高品質錄音, 聲源分別來自正駕駛員麥克風、副駕駛員麥克風、廣播系統麥克風及座艙區域麥克風。該座艙語音紀錄器下載情形正常, 錄音品質良好, 於 0401:56.8 時開始記錄, 於 0605:28.9 時停止記錄, 語音資料共 2 小時 3 分 32.1 秒, 因主警告作動於 0351:59 時, 故 SSCVR 未包括事故發生當時的過程。

### **1.11.2 飛航資料紀錄器**

該機 SSFDR 製造商為漢威 (Honeywell) 公司, 件號及序號分別為 980-4700-042 及 SSFDR-19005, 該 SSFDR 資料長度為 26 小時 55

分鐘 55 秒。事故發生後，本會依據華航提供之波音解讀文件<sup>8</sup>進行解讀，該紀錄器共記錄 1067 項參數，該航班與事故相關之飛航資料繪圖如圖 1.11-1 及圖 1.11-2，SSFDR 資料摘錄如下：

- 0326:21 時，「Air/Ground」參數由 Ground 轉變為 Air，該班機起飛，此時艙壓（cabin pressure）為 14.63 psi（艙壓高度<sup>9</sup>111 呎）。
- 0346:54 時，氣壓高度增加至 30,002 呎，之後維持此高度巡航；0346:54 時至 0347:49 時，氣壓高度約為 30,000 呎，艙壓為 11.28 至 11.25 psi（艙壓高度 6,983 呎至 7,057 呎）。
- 0347:53 時起，艙壓由 11.22 psi（艙壓高度 7,131 呎）開始下降，氣壓高度維持約 30,000 呎高度。
- 0351:56 時，艙壓下降至 10.09 psi（艙壓高度 9,955 呎），艙壓高度過高警告作動，0351:59 時，主警告作動。
- 0352:22 時，「MASTER CAUTION RESET」參數作動，0352:23 時，主警告停止作動。
- 0353:33 時，氣壓高度為 29,998 呎，艙壓為 9.72 psi（艙壓高度 10,961 呎），航機開始下降。
- 0353:53 時，氣壓高度下降至 29,616 呎，艙壓下降至 9.66 psi（艙壓高度 11,132 呎），此後艙壓開始回升。
- 0357:06 時，氣壓高度下降至 19,403 呎，艙壓上升至 10.29 psi（艙壓高度 9,445 呎），艙壓高度過高警告停止作動。
- 0351:56 時至 0357:06 時，艙壓高度過高警告作動期間，艙壓最低為 9.66 psi（艙壓高度 11,132 呎）。
- 0551:21 時，磁航向 52 度，「Air/Ground」參數由 Air 轉變為 Ground，該班機落地。

事故發生後，本會向華航索取該機於民國 102 年 8 月 13 日維修前之 SSFDR 資料，該 SSFDR 包含自 8 月 10 日至 8 月 13 日凌晨之 7 個航班飛航參數資料，皆無艙壓異常及艙壓高度過高警告作動紀錄。

---

<sup>8</sup> 波音解讀文件：DFDR and AUX Output data frame Requirements Rev. N , 747-207 D243U316 Appendix G。

<sup>9</sup> 參考 1.18.7 國際標準大氣壓力表，將客艙壓力視為標準大氣條件下之氣壓值，由表中壓力與高度之關係，線性內插求得艙壓高度。

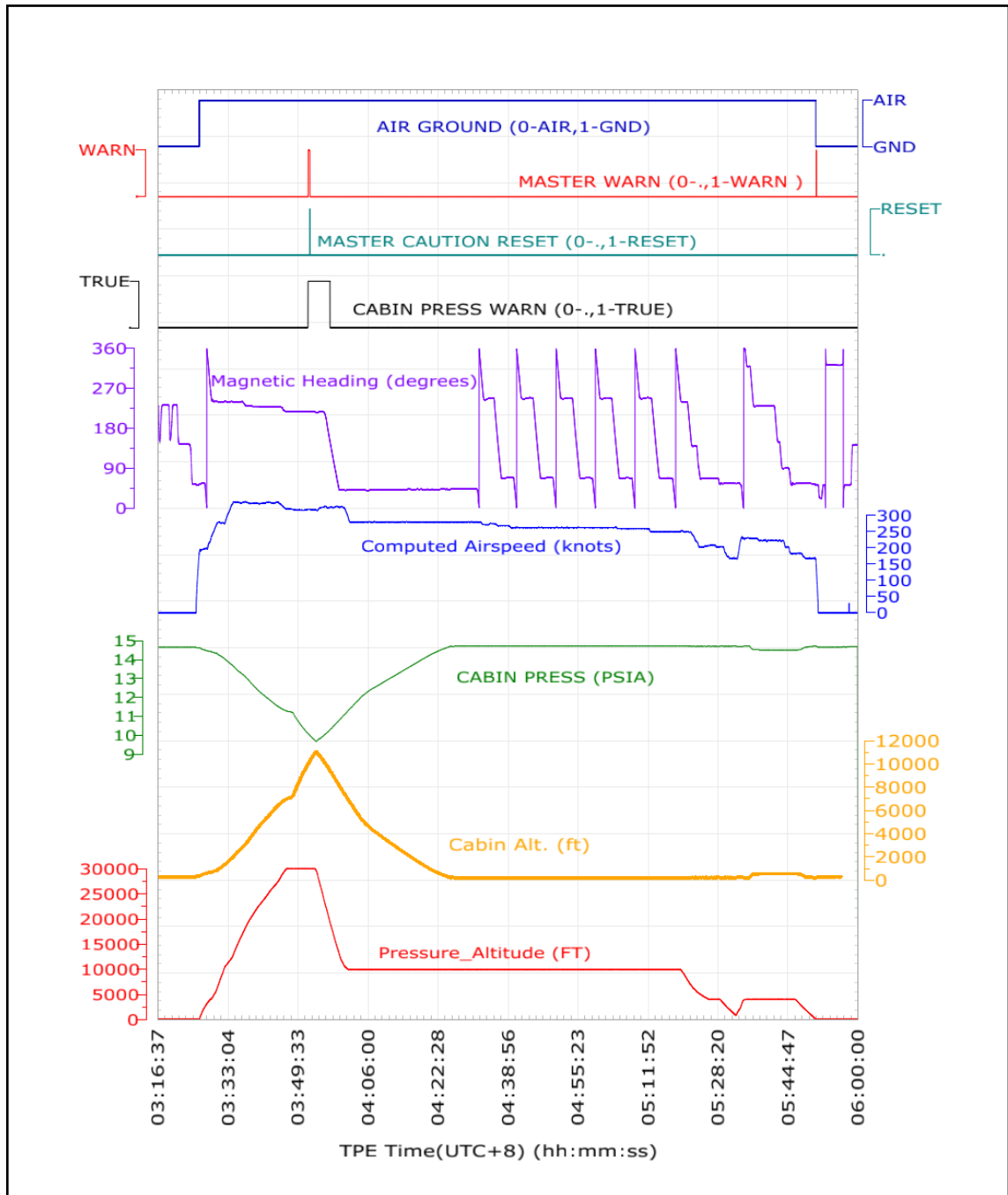


圖 1.11-1 完整事故航班飛航參數圖

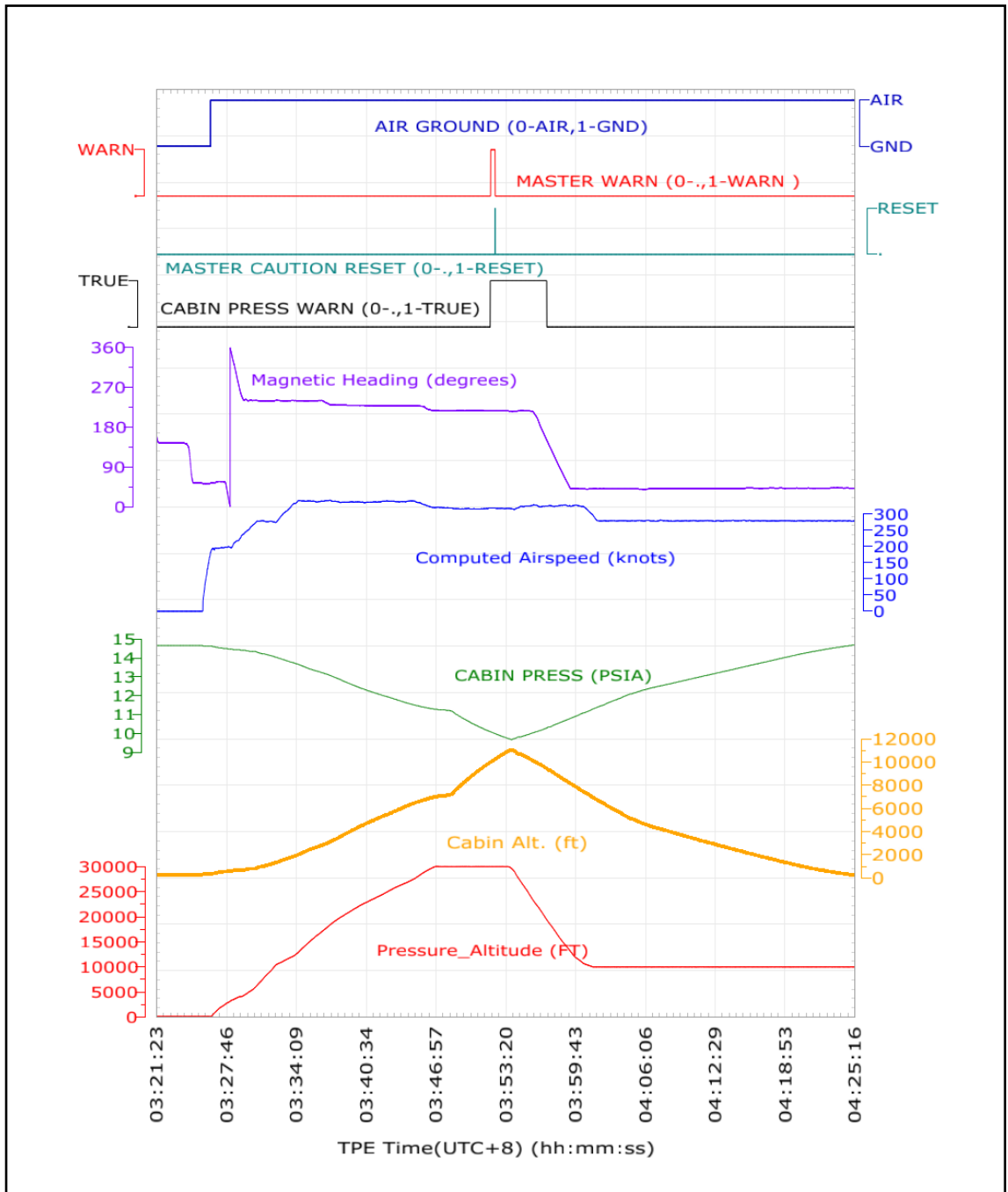


圖 1.11-2 事故航班事故期間飛航參數圖

## 1.12 航空器殘骸與撞擊資料

無相關議題。

## 1.13 醫療與病理

無相關議題。

## **1.14 火災**

無相關議題。

## **1.15 生還因素**

無相關議題。

## **1.16 測試與研究**

### **1.16.1 機艙加壓測試**

為找出該機於 30,000 呎巡航時，Upper EICAS DU 出現艙壓異常警告，艙壓高度 10,000 呎且以約 400 呎/分至 500 呎/分速率持續上升原因，調查小組於民國 102 年 9 月 8 日至華航棚廠，在未更換任何飛機零件下，使用該機執行機艙加壓測試，全程測試時間約 40 分鐘。

在機門及外流閥全部關閉狀況下，華航維修員於駕駛艙內分別啟動 1、2 及 3 號空調機，開始建立艙壓，至機艙內部壓力大於機外壓力 4 psi ( $\Delta P$ ) 時，由位於機外之維修員檢查各機門均無空氣洩漏，檢查各空調管路時發現，供應至前貨艙之 3 號空調機空調管自止回閥與機身加壓艙耦合處脫落（如圖 1.16-1），機艙內空氣自機身開口洩出。



圖 1.16-1 脫落之 3 號空調機空調管

駕駛艙內之華航維修員遂將 3 號空調機關閉，此時觀察 Upper EICAS DU，機內、外壓力差值，由原 4 psi 逐漸下降，艙壓高度起初以約 200 呎/分速率上升，之後以約 400 呎/分至 500 呎/分之速率持續上升，致艙壓高度無法維持。調查小組同時檢查脫落之 3 號空調機空調管，與機身耦合之空調管止回閥門不在部位，經華航維修員搜尋空調管脫落部位區域，於緊鄰之機腹附近找出已斷為兩截之鉸鏈銷及 2 片脫落之止回閥閥門。

### 1.16.2 艙壓高度顯示及警示測試

組員訪談資料顯示，該機於爬升至 30,000 呎過程中，Upper EICAS DU 均未出現琥珀色艙壓異常警示訊息，紅色艙壓高度警告出現前 EICAS DU 無與艙壓高度相關之顯示；為找出該機出現紅色艙壓高度警告前，Upper EICAS DU 未出現琥珀色艙壓異常警示訊息原因，調查小組於民國 102 年 9 月 9 日至華航棚廠，使用該機執行艙壓高度顯示及警示之相關測試。

依據 AMM，執行本項測試須自飛機艙壓控制器外接抽真空裝備，依華航提供該裝備規格，該裝備可建立之壓力高度範圍符合本項測試需求。華航維修員首先啟動輔助動力單元（Auxiliary Power Unit，以



下簡稱 APU)，建立供氣壓力至 24 psi，不致因供氣壓力小於 12 psi 使 ECS 之艙壓資訊因出現琥珀色警示訊息而顯示於 Upper EICAS DU；依 AMM 測試程序，華航維修員先以 2,000 呎/分之速率增加飛機艙壓高度，當艙壓高度到達 8,000 呎時，將艙壓高度增加速率減至 500 呎/分，檢視顯示於 Upper EICAS DU 之艙壓資訊，所有數值均以白色顯示；然後按壓 ECS 系統頁面，消除 Upper EICAS DU 上之艙壓資訊，當艙壓高度到達 8,600 呎時，艙壓資訊自動彈出，顯示於 Upper EICAS DU，其中艙壓高度數值以琥珀色顯示（如圖 1.16-2）。



圖 1.16-2 琥珀色艙壓高度值顯示

本會亦透過美國國家運輸安全委員會（National Transportation Safety Board, 以下簡稱 NTSB）授權代表轉波音公司，請其協助釐清本案艙壓異常警示訊息顯示之相關問題；於民國 102 年 11 月 14 日獲波音回覆，依該型機系統設計文件，對遞增之艙壓高度值而言，艙壓高度值小於或等於 8,490 呎時，讀數值為白色，介於 8,500 呎與 9,990 呎之間時，讀數值為琥珀色，大於或等於 10,000 呎時，讀數值為紅色；對遞減之艙壓高度值而言，艙壓高度值大於或等於 9,510 呎時，讀數值為紅色，介於 8,000 呎與 9,500 呎之間時，讀數值為琥珀色，小於或等於 7,990 呎時，讀數值為白色。

### 1.16.3 空調管路檢驗

圖 1.16-3 為機身加壓艙內空調管進氣口之外觀照片，該進氣口為鋁合金材質，管壁厚度約 1 公釐（0.04 吋），內空調管進氣口圓管係



以對頭熔接方式加工，即將鋁材彎成圓管狀後再銲接而成；凸緣位於內空調管進氣口下緣處，凸緣係鋁材加工壓製而成，部分區域呈現鈹金修理痕跡，如圖 1.16-4 紅框區域。從側視角度觀察凸緣之幾何形狀，經鈹金修理後之凸緣突出幾何形狀較為平坦，如圖 1.16-5 (a) 所示；檢視凸緣其它區域，其幾何形狀仍保持完好，如圖 1.16-5 (b)。



圖 1.16-3 內空調管進氣口外觀照片

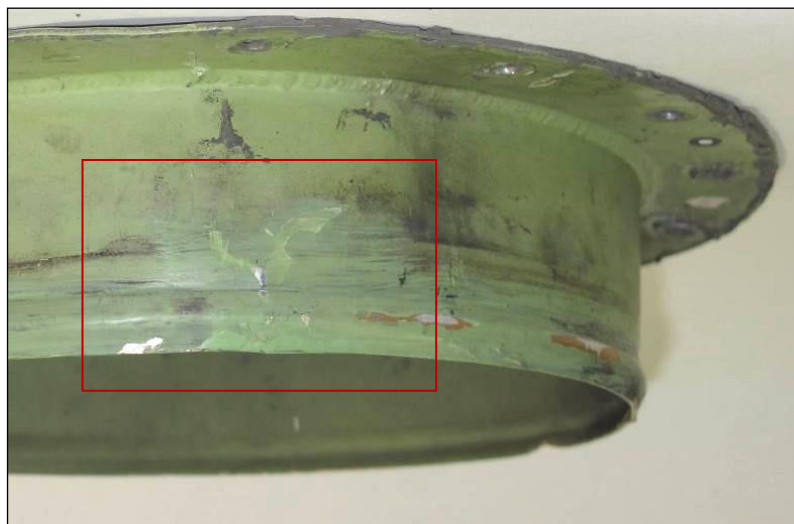


圖 1.16-4 凸緣部分區域呈現鈹金修理痕跡

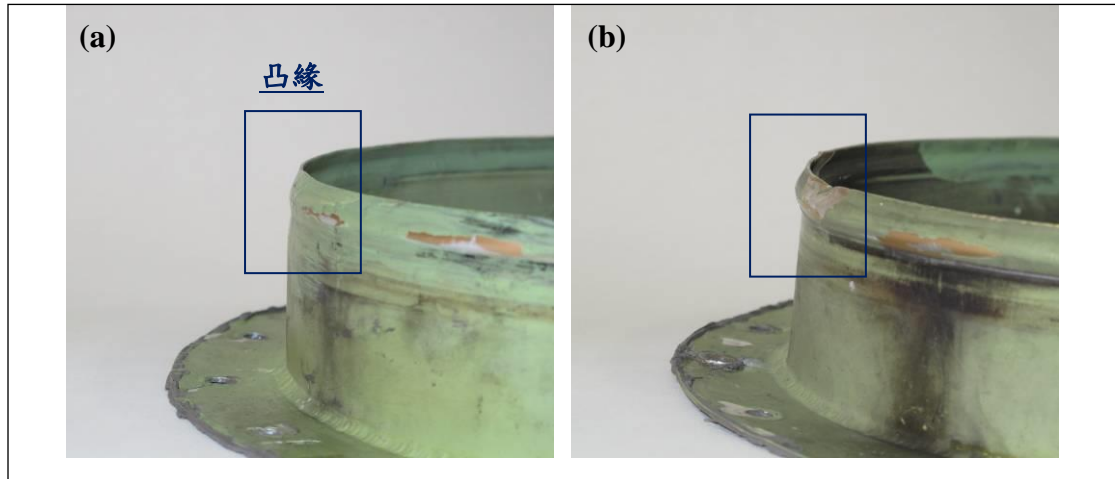


圖 1.16-5 檢視內空調管進氣口凸緣幾何形狀

圖 1.16-6 為止回閥之照片，止回閥為金屬材質，管壁厚度約 2 公釐 (0.08 吋)；實際施力於止回閥及外空調管管壁，發現止回閥較不易變形，內空調管進氣口則因厚度較薄，施力於管壁容易發生彈性變形。止回閥上下緣均有凸緣之設計；檢視止回閥凸緣之幾何形狀應為成型加工製成；檢視止回閥內壁及止回瓣，發現有撞擊摩擦痕跡，如圖 1.16-7 所示；鉸鏈銷則呈現受力折斷情況，如圖 1.16-8。



圖 1.16-6 止回閥外觀照片

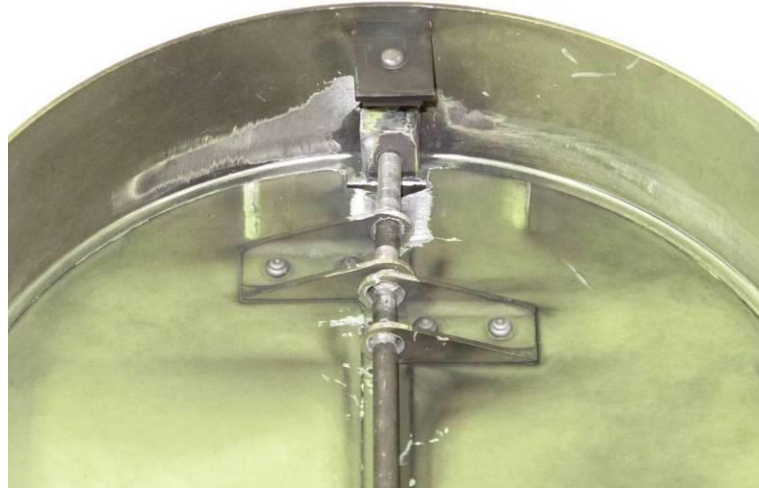


圖 1.16-7 止回閥撞擊摩擦痕跡

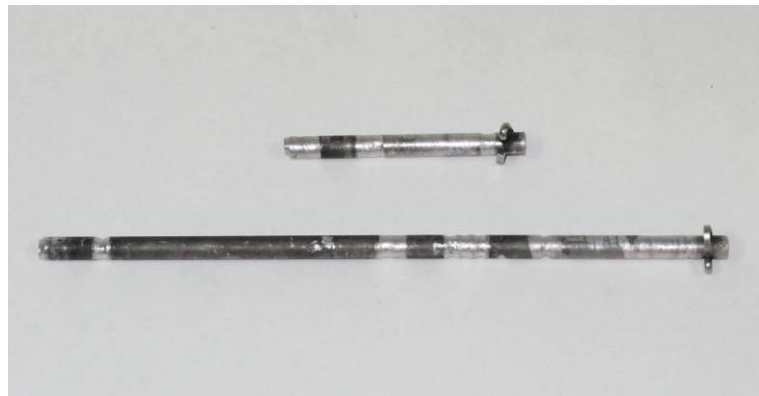


圖 1.16-8 已折斷之鉸鏈銷

管夾由金屬半環、金屬環、橡皮密封墊及外扣環組成，橡皮密封墊包覆在金屬環外，而金屬環內壁有兩片金屬半環，分別與內空調管進氣口及止回閥上緣處之凸緣耦合(詳圖 1.16-9)，再外套以金屬環、橡皮密封墊，最後以外扣環固定之(詳圖 1.16-10)，內空調管進氣口之工程設計圖如圖 1.16-11。

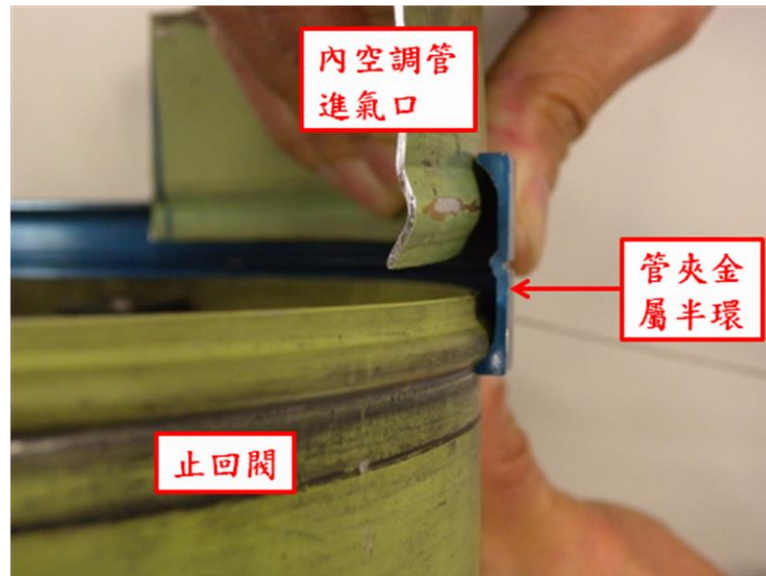


圖 1.16-9 金屬半環與內空調管進氣口及止回閥上緣處凸緣耦合

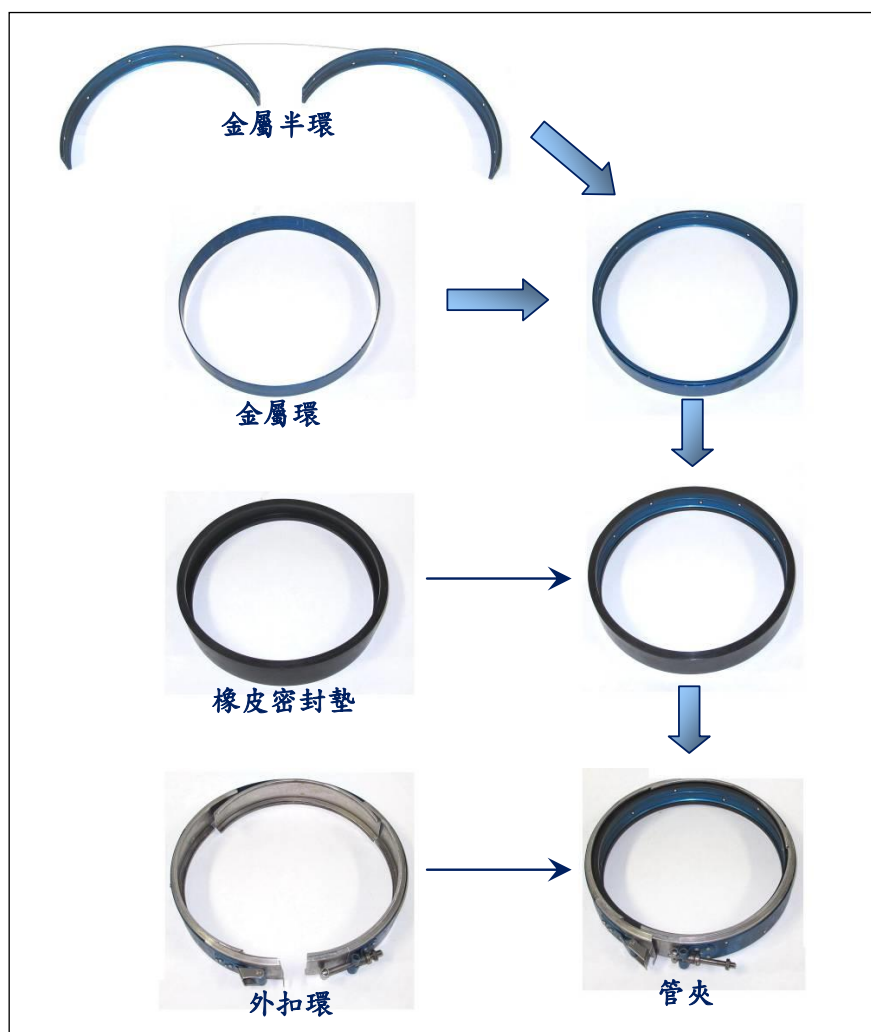


圖 1.16-10 管夾組成

#### 1.16.4 材料測試

根據波音工程設計圖，內空調管進氣口可為 6061-T4、6061-O 或 5052-O 鋁合金等材料，為進一步確認內空調管進氣口材質及相關材料規格，本會委請中山科學研究院第五研究所進行檢驗，測試項目包括：材料成份分析、硬度測試及拉伸測試，測試報告詳附錄 7。

測試結果摘要說明如下。

##### 1. 化學成份分析

將內空調管進氣口之截面鑲埋於試件，經研磨、拋光後進行成份分析，分析結果如表 1.16-1，成份與 5052-O 鋁合金相近。

表 1.16-1 化學成份分析

元素	矽	鐵	銅	錳	鎂	鋅	鉻	鎳	鈮
Wt% 含量	0.13	0.24	0.07	0.01	2.50	0.01	0.20	0.005	0.01
5052 鋁合金	<0.25	<0.40	<0.10	<0.10	2.2-2.8	<0.10	0.15-0.35	--	--

##### 2. 硬度測試

約 59.3 維氏硬度。

##### 3. 拉伸測試

使用萬能材料試驗機進行拉伸測試，拉伸試件尺寸為 1 吋，夾頭速度為 0.25mm/min，試驗結果降伏強度約為 94.1MPa<sup>10</sup> (13,648 psi)，抗拉強度約為 176.3 MPa (25,570 psi)。

經比對後，研判內空調管進氣口應為 5052-O 鋁合金材質。

---

<sup>10</sup> 為壓力單位 = 1,000,000 牛頓/平方公尺。

### 1.16.5 空調管路應力分析

模擬 21 psig 的加壓空氣流入空調管路，解算空調管路各部位受力狀況，有限元素分析步驟依序為：1.建構空調管路各元件模型；2.運用有限元素分析技術，設定流體空間邊界條件，計算流體空間表面之壓力分佈；3.運用有限元素分析技術，將前一步驟所得流體空間表面壓力分佈結果，設定為空調管路各元件之邊界條件，計算空調管路之應力分佈狀況；最後依解算出之應力分佈，求解空調管路各部位受力狀況。分析結果顯示，空調管路最高應力約為 7,500 psi，位於內空調管進氣口附近沿機身方向之凸緣處，詳附錄 8。

本會於民國 103 年 3 月 20 日將空調管路應力分析結果電郵至波音，波音於 4 月 11 日回覆，內容摘錄如下：依據 214U6109 圖號說明，內空調管進氣口承受設計應力為 16 psi，而內空調管進氣口環向應力可經由薄壁壓力容器公式求得， $p \times r/t = 16 \times 4.625/0.04 = 1,850$  psi，此應力為平均應力值，未能呈現內空調管進氣口之實際應力分佈，其中 P 為內部壓力、r 為平均半徑、t 為薄壁厚度。

本會亦於民國 103 年 3 月 20 日就有限元素分析結果發現，在開啟 3 號空調機，壓縮之空調氣體流經空調管路時，作用於空調管路之流體壓力負載對固定於機身結構上之扣環而言，相當於外空調管承受一順時針力矩，因此外空調管有向下移位的趨勢；同時電郵至波音，詢問此一順時針力矩於該型扣環設計時是否考量其負荷在內，是否會導致空調管路脫落，請波音從設計觀點提供意見，是否止回閥有必要加裝支撐桿，以防止空調管路脫落。

## 1.17 組織與管理

### 1.17.1 華航修護部門組織

依據華航民國 102 年 8 月 1 日修訂第 10 版航空器維護能力手冊 (General Maintenance Manual, 以下簡稱 GMM)，華航修護部門包括修護工廠、機務品保處及機務工程處，組織架構如圖 1.17-1。修護工廠包括：場站修護部、停機線修護部、發動機修護部、專業修護部、裝備修護部、人事暨行政部、顧客業務組及勞工安全衛生組等 8 個部門，負責執行航機維修、顧客機修護服務、各站修護支援與督導及修護能量建立等業務；總工程師部則隸屬機務工程處，負責維修相關技術支援。

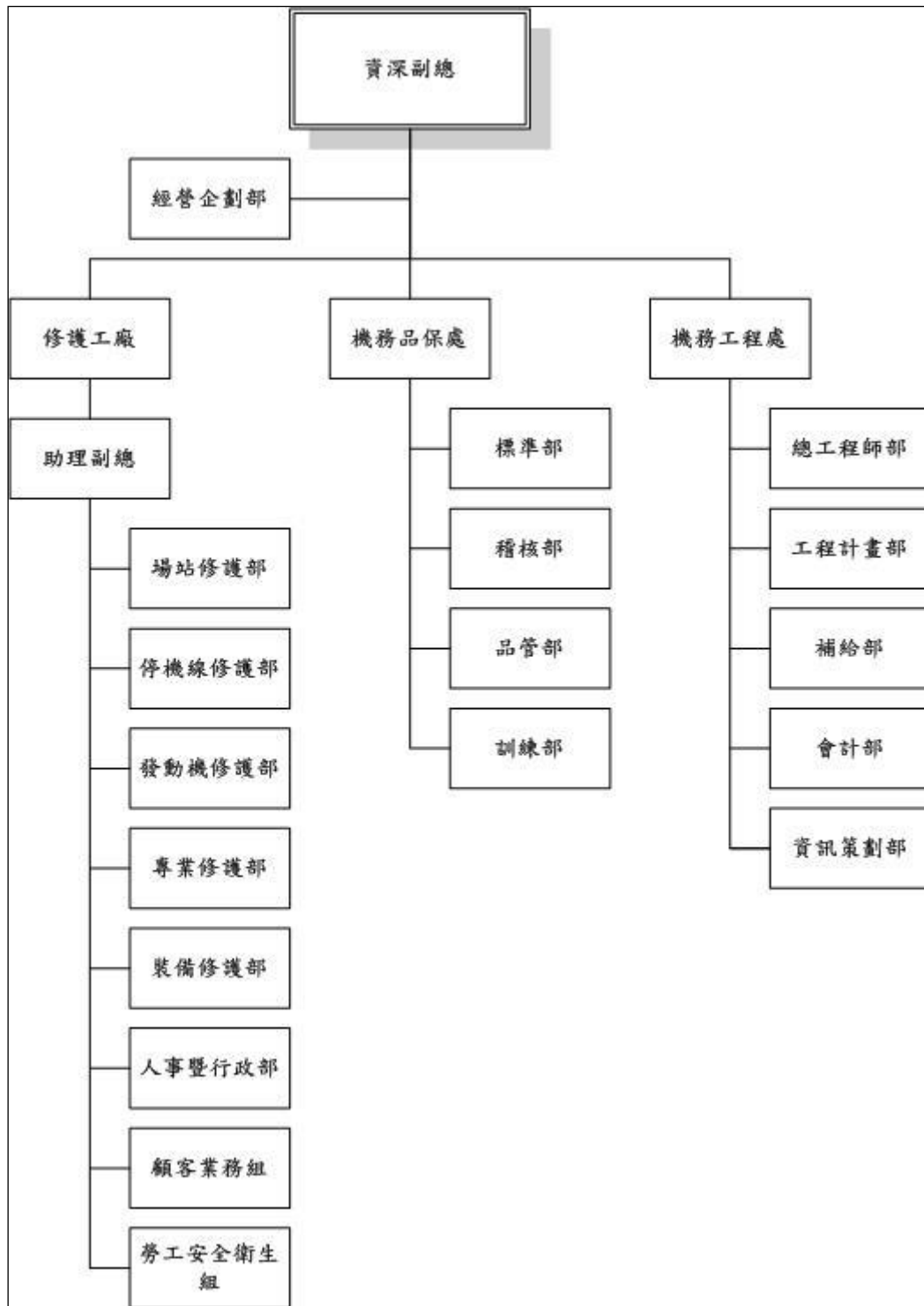


圖 1.17-1 華航修護部門組織圖

### 1.17.2 華航修護品質文件

華航修護品質文件分為三階，一階文件對應民航監理機關相關之文件，為二階及三階文件的依據來源，二階文件為與品質程序相關，三階文件則為與操作程序相關；與本次事故相關之品質文件「拆換機



件處理作業程序、附件修理及翻修作業程序、技術支援作業程序」均屬二階文件，其中「拆換機件處理作業程序」由停機線修護部負責制定，「附件修理及翻修作業程序」由場站修護部負責制定，「技術支援作業程序」則由總工程師部負責制定。

## 1.18 其他資料

### 1.18.1 訪談資料

#### 1.18.1.1 正駕駛員訪談摘要

正駕駛員表示，航機起飛後一切正常，無任何異狀及警告，自動駕駛於約 9,000 呎至 10,000 呎時接上。到達 30,000 呎後改平飛，幾分鐘後突然聽到警告音響，檢查後確定是艙壓高度過高，先與副駕駛員甲確定外流閥是否全在「關」之位置，並叫出 ECS 頁面 確認外流閥位於關閉位置，同時亦檢查駕駛艙頂板上之外流閥指示，也是在關閉位置。之後檢查艙壓高度在 10,400 呎，艙壓高度上升率約在 400 呎/分至 500 呎/分，正駕駛員本人是 PF，認定此係一緊急下降之狀況，因此呼叫：「emergency descent start procedure」，於是按程序做緊急下降，並向客艙做廣播及通知飛航管制（Air Traffic Control，以下簡稱 ATC）。ATC 就直接給 10,000 呎之安全高度，所以航機繼續下降到 10,000 呎，剛開始下降時曾檢查艙壓高度，當時好像無下降之趨勢，但航機高度快接近 10,000 呎時，再檢查艙壓高度，已下降至約 5,000 呎。因判斷航機已無法繼續飛往阿布達比，討論後決定回臺北，與地面聯絡也同意回臺北。

之後飛航組員與 ATC 溝通返航方式，航管同意在 Jammy 航點待命航線保持 10,000 呎之高度洩放燃油。期間檢查艙壓已恢復至 5,000 呎，於是取下氧氣面罩，因航機已在 10,000 呎之高度，經綜合考量後決定取消緊急狀態。於待命航線保持 280 哩/時之速度開始洩放燃油。

正駕駛員表示艙壓高度過高之警告出現後，曾檢查 pack 是否全開供氣及外流閥是否全部關閉，均顯示於應在的位置。通常出現艙壓高度過高之警告訊息前，Upper EICAS DU 之底部應先有艙壓資料之訊息會跳出來，同時該訊息之艙壓高度 超過 8,000 呎時會變成琥珀色，但沒有語音警示。此次 Lower EICAS 之艙壓高度 警示並未跳出



來，而是直接顯示警告訊息。

問及正駕駛員本人之精神狀況及飛航中各系統之檢查項目時，正駕駛員回答其為管理級機師，休息情況良好。有關系統檢查部份，FOM 裡有規定在巡航時需適時檢查系統頁面之訊息，正駕駛員本人是習慣在巡航時執行，此次還來不及檢查狀況就發生了。至於是否應於爬升時檢查系統頁面，有時要看狀況，有時爬升時不宜檢查。

#### 1.18.1.2 副駕駛員甲訪談摘要

副駕駛員甲表示本航班一切按程序正常起飛，起飛後無任何異狀及警告。到達巡航高度幾分鐘後艙壓高度 EICAS 警告紅色訊號出現，正駕駛員檢查艙壓高度顯示是紅色 10,400 呎，艙壓高度上升率約在 400 呎/分至 500 呎/分且繼續上升，此時機長下令執行緊急下降程序，執行程序後，也宣告緊急狀況向 ATC 請求下降到 10,000 呎。機長判斷此狀況需回航，於是與公司聯繫持續下降至 10,000 呎。經與公司及地面維修人員聯繫後決定返航臺北且因重量考量需先洩放燃油，於是 ATC 導引至 Jammy 導航點，於高度 10,000 呎開始洩放燃油。約 43 鐘放完油，之後由 ATC 引導回臺北 05 右跑道落地，快落地前因前機報告有鳥擊，塔臺要求重飛，之後繼續接受航管導引，使用自動落地系統（auto land）落地。

副駕駛員甲敘述：於爬升至 30,000 呎過程中未檢視 ECS page。正常艙壓出現異常前，在 upper EICAS 底部之艙壓資料訊息會跳出，艙壓高度如超過 8,000 呎應出現琥珀色數值。本次紅色艙壓高度警告出來時，不記得 EICAS 上之艙壓資料是否有跳出來。

#### 1.18.1.3 副駕駛員乙訪談摘要

副駕駛員乙表示本航班起飛後一切正常，無任何異狀及警告，於約 10,000 呎時接上自動駕駛。快到爬升高度時想上廁所，於是離開駕駛艙。在廁所時看到氧氣面罩掉下來，飛機急遽下降，於是立刻回到駕駛艙戴上氧氣面罩，建立組員通話（communication）。獲知事故發生經過後，副駕駛員乙本人也曾確認外流閥位置是在全關（full close）之位置，當時高度約 27,000 呎，檢查空調都是開的。之後開始討論此狀況，因實際上並未發現有其他異常，但因艙壓超過 10,000 呎，依程序應緊急下降。下降中討論後續之方案，因已下降，油量不可能到阿布達比而決定回臺北。經與華航聯管中心聯繫後同意返回臺

北。確定回航後曾電總機師告知情況。

副駕駛員乙告知 ATC 在 Jammy 航點 保持 10,000 呎並洩放燃油。放油時間約為 40 分鐘，放完油後準備落地，返航時一切正常，於落地前高度約 1,000 呎時，因前面飛機叫有鳥擊，塔臺要求重飛。經重新加入航線後回來落地，其他一切正常。

#### 1.18.1.4 地面機械員訪談摘要

依據 AMP，空調機止回閥必須於每 4C 定檢時執行細部檢查，該機自接收日起迄本次事故發生日止，曾於民國 98 年 8 月 9 日執行乙次止回閥檢查，該地面機械員為當時負責安裝止回閥之人員。

調查小組詢問該地面機械員，有關於民國 98 年 8 月 9 日執行 3 號空調機止回閥檢查時，安裝管夾固定螺帽上磅過程，包括使用之膠榔頭尺寸、重量，敲擊之力度，敲擊時膠榔頭距管夾之距離。該地面機械員表示：完成止回閥檢查後回裝管夾，先裝外管夾然後再裝內管夾，確定管夾外扣環在正確位置後，先用手將固定螺帽帶緊，磅錶設定 65 吋磅，上到設定的磅數後，使用約 10 公分寬、3 至 4 公分直徑、重量約 2 磅之膠榔頭輕敲管夾周圍，敲擊時膠榔頭距管夾距離約 10 公分；因為管夾是鋁材製成，故以輕敲方式，為避免管夾變形或損壞，敲擊時是由管夾下緣往上敲，敲擊再上磅到 65 吋磅的扭力，如此重複敲擊上磅直到固定螺帽不再轉動，磅數達到穩定時，再重複拉磅 3 次，每次都要聽到磅錶達磅之喀啞聲方停止。

上磅過程中，重複敲擊管夾再上磅直到固定螺帽不再轉動，磅數達到穩定時，再重複上磅 3 次才停止的技術，該地面機械員表示於民航局證照考試有此考題，且公司在考照前都有上課及練習相同技術，但不記得是否有相關訓練教材。

#### 1.18.1.5 場站修護部維修員訪談摘要

於本次事故前，民國 102 年 8 月 12 日，B-18716 機發生與本事故相同處之 3 號空調機空調管脫落，該維修員為負責安裝止回閥之維修人員。

該維修員於華航服務近兩年，常有以管夾連接管路的安裝經驗，其中以安裝熱交換器管路的經驗較多，至少超過 10 次以上。管夾連

接管路之安裝方式是在工作中學習，由領工、領班或資深同事指導並提示注意事項，並非以正式訓練的型式學習。除 AMM 外，公司無特別針對該項工作提供有技術指引文件或教材。而安裝重點係兩個管子一定要先對正，再把管夾卡進去，鎖螺帽後再敲緊。

民國 102 年 8 月 15 日領班告知中午要安裝 B-18716 機之止回閥，故該維修員先去看 AMM 與圖解料件目錄 (Illustrated Parts Catalog, 以下簡稱 IPC) 相關內容。到現場時所有零件包括止回閥與管子等皆已備妥，領班告知零件都沒問題。安裝前該維修員有先對零件進行目視檢查，看外觀是否有變形或破損，並對照 IPC 查看零件是否齊備，過程中無異常發現。

該維修員裝上止回閥後，接著再把外面兩個半圓形的零件扣上，皆可完整扣上，溝槽都有卡到，接著將裡頭一個藍色的環套回去，再把外層橘色橡膠的套環套回去，管夾外扣環安裝上磅時，有使用重量約 1 磅之膠榔頭於管夾外扣環周圍 4 個點敲一下後再上磅，磅表調到要求的值。AMM 中規定磅數為 60 至 70 磅，該維修員取中間值 65 磅，上磅過程中，於達磅後，有用膠榔頭對稱輕輕敲管夾外扣環後，再上磅，然後再做一次，總共以膠榔頭敲了兩次，第二次敲後螺帽可再上磅鎖緊一點點。當日完工後，有告知領班與領工已完成工作請其檢查。

管夾安裝時，內空調管進氣口（受訪者稱其為 flange）處未發現異常，可以卡的上，各零組件皆能順利組裝。

#### 1.18.1.6 場站修護部維修領班訪談摘要

該維修領班於民國 102 年 8 月 13 日 B-18716 機 3 號空調機空調管脫落後之維修作業中，負責拆件與安裝之派工與排程。該維修領班部門主管要求支援 B-18716 機之維修，故該維修領班指派領工帶技術員前往支援，安裝 B-18716 機止回閥時該維修領班並不在現場。領工帶領維修員至 B-18716 機拆件時，有些零件機坪人員已拆除，而包括 flange 與玻璃纖維彎管尚未拆，故領工帶人去拆，但 flange 拆下後與機身接觸端已有變形。

該維修領班將 B-18716 機拆下的 flange 交給其部門主管前曾目視檢查，flange 之凸緣部分區塊有掉漆、失圓的現象，有告訴其部門主管此發現，這部分並非該維修領班的專長，該維修領班不認為當時是在做品質的確認。當其部門主管交還給該維修領班時，告知試試看可

否裝上，該維修領班以新舊程度判斷確認該件仍是原件，目視檢查覺得狀況還可以，flange 蠻平整的，裝回去後該維修領班有向其部門主管回覆可以裝的上去。

民國 102 年 8 月 15 日要安裝至 B-18716 機的零件大部分是來自於 B-18721 機，而 flange 是前一日由 B-18716 機拆下的，其部門主管告訴該維修領班拿去試試看，故該維修領班指派維修員去安裝。後來維修員回報可以裝上去，維修領班再回報其部門主管。後續回裝其他零件，進行空調系統功能測試皆正常，無漏氣，故維修領班簽結該等維修工作。該維修領班表示，並非所有維修工作進行時都有在現場，然有先備妥相關零件、工具、手冊等，領工有在現場指導，完工後，該維修領班有前往現場檢查，看有無裝妥，開氣、送氣等功能測試時有在場。

以安裝止回閥的工作項目而言，安裝前已協助借出磅表，並印出手冊，以及告知維修員管夾要上的磅數，完工後該維修領班亦有詢問是否有如實上應有的磅數。基本上是相信維修員有能力且會如實上應有的磅數，而磅數的選擇是依據 AMM。

管夾安裝時，過程中會檢查管夾外扣環的螺帽是否堪用，沒問題後，將螺帽鎖緊，接著會用膠榔頭四周敲一敲，主要是確保不是只有螺桿處上緊，而是整個圓周都有上緊，上完磅表後，會用膠榔頭四周再敲一次，然後再上磅表，一般過程中是會以膠榔頭敲兩次。膠榔頭選擇是視工作區域而定，通常航電修護不需要使用太大的膠榔頭，沒有特定要求一定要用哪種膠榔頭。

該維修領班表示本次拆件與裝件都是同一組人，以這次任務來說，自飛機上拆下的零件，最後裝回 B-18716 機前，零件的品質應是拆下後，目視檢查沒問題後就可以使用。一般而言負責裝件的單位，裝件前要做目視檢查。

#### **1.18.1.7 場站修護部門主管訪談摘要**

該員為修護工廠場站修護部隸屬之部門主管，主要負責有關航電與空調系統方面的專業維修。

民國 102 年 8 月 13 日上午聯管通知該部門主管 B-18716 有狀況，該機當時為線上營運的飛機，該部門主管到現場時發現空調管脫落，由於線上維修單位無人力處理，所以交由該組負責維修，脫落的原因

由總工程師部負責調查，總工程師部指示需要維修或更換的部分，該組則負責指派人員將受損部分進行更換。

該部門主管指派部門之維修領班派員前來支援，初步須先瞭解料件損壞的狀況，並進行拆除。有些料件並無損壞，包括止回閥，然由於工程師要瞭解空調管脫落原因，故指示仍將止回閥更換，其他包括 flange 以及空調管等亦要更換。後來經查庫存後發現包括：空調管、止回閥、管夾、flange 等皆無新件，所以決定拆 B-18721 之料件進行更換。

有關 flange 部分，該件不易拆下，自 B-18716 拆下時發現拆下過程中會造成 flange 變形、損傷的情況。當下除請維修人員繼續找新件外，該部門主管亦請同仁轉交該 flange 至結構維護組負責鉗工的單位，請其嘗試能否將外型回復原狀，如果處理後可裝上就用，不行就只能等待新件。結構維護組送回後，該部門主管認為狀況還可以接受，所以請領班拿去試裝。後來領班回報止回閥可以裝的上 flange，於是該部門主管有請領班特別注意後續的功能測試是否正常，確認有無發生漏氣的情況。

該部門主管表示知道結構維護組的維修有其能量限制，而當時並未查閱維修能力冊，以確認結構維護組有無能力修復拆下的 flange，亦未細想 flange 是系統件或結構件。當時是請結構維護組嘗試恢復其外型，而非正式申請修復，處理完後再試試看能否使用。

結構維護組交付 flange 予該部門主管後，該部門主管有目視檢查外形，該部門主管記憶中送去結構維護組前，凸緣處表面有些變形與損傷，細節部分不太記得，亦非此方面之專業，但看似不很嚴重，或許可以嘗試復原，flange 送回來後，看起來外形狀態有比較好。

該機是線上營運的飛機，多少都有壓力，但可否返回線上營運係依維修進度決定，營運單位並未指定該機返回營運的時間。

航機故障需要更換零組件時，依程序先去庫房查料，若補給部短期內無法取得料件，則補給部會啟動拆件程序，建立拆件需求後提供給需求單位，需求單位確認後回傳，補給部收到後會評估與選擇至哪架飛機拆件，然後將文件傳送給場站修護部，由經理確認文件齊備核准後發工，拆件時間交由管制長評估，確定後由場站維修部執行拆件，並標記件號、序號及位置等，再將料件與資料交由補給部負責品質確認。

### 1.18.1.8 結構維護組部門主管訪談摘要

該員為負責修理3號空調機空調管機身耦合處 flange 之單位主管。有關該具3號空調機空調管耦合處 flange 之接收過程及可否修理，該部門主管表示：該 flange 係由專業維護組組長轉交結構維護組維修領班，並未發工，經檢視 flange 僅稍有變形及表面不平滑，因而只是交待鈹金將凸緣整平順而已，並未加以修理，因而未發工，也查無修理依據。

該部門主管表示：以該 flange 之材料及外型，其可能為結構件；是否有能量會先查能量冊，當能量冊未列時，則以件號查詢公司是否有該料件之修理能量，經查華航能量冊及以料件號查詢，公司修理能量均未包含該項料件。

### 1.18.1.9 結構維護組維修領班訪談摘要

該員為負責修理3號空調機空調管機身耦合處 flange 之執行者。調查小組詢問該維修領班有關3號空調機空調管機身耦合處 flange 之修理過程，該維修領班表示：該 flange 由場站修護部門主管轉交，接到時 flange 外觀有變形，有一處凹陷，該主管請維修領班將凸緣整平順，無發工亦無修理依據，修理時是依鈹金一般工法，將一根圓鐵棒固定墊在凹陷處，以膠榔頭將凸緣之變形及凹陷整平順。

## 1.18.2 航空器維護作業指導文件

華航依據民航法規〇七-〇二A 航空器飛航作業管理規則，第一百四十一條訂定 GMM，報請民航局備查後實施。GMM 是維修人員執行維護工作時之指導文件，內容應包括維護各類航空器之一般性政策、規定及標準。

依據 GMM，華航人員應依製造廠維修手冊或相關之持續適航文件執行維護工作，針對有規定扭力值之螺帽，但未說明於締緊螺帽後是否點滑動標漆之作法，依華航回覆，相關做法並未於該公司一階品質文件中陳敘，其一階品質文件係指該公司對應各國民航監理機關相關規定之文件手冊，相關滑動標漆之規定屬於技術實作要求。本次事故中脫落之3號空調機空調管，與機身耦合處之管夾外扣環依規定應使用料號為 MS21044C4 之固定螺帽，該機實際使用料號為

BACN10JC4CM 之代用件；華航 GMM 規範維護工作需使用合格之航材，亦同時規範可使用製造廠核可（Parts Manufacture Approval, 以下簡稱 PMA）使用之代用件，上述料號 BACN10JC4CM 之螺帽經波音確認，為料號 MS21044C4 螺帽之代用件，可用於前述外扣環上。

上述管夾於安裝前，維修員必須先將最內層兩片金屬半環及一只金屬圈套上，再將一只橡皮密封墊套至定位，然後裝上外扣環上緊固定螺帽（如圖 1.18-1 所示）；有關橡皮密封墊之特性，及其對外扣環固定螺帽扭力值之影響，GMM 並無相關指導內容或依據供維修人員參考。

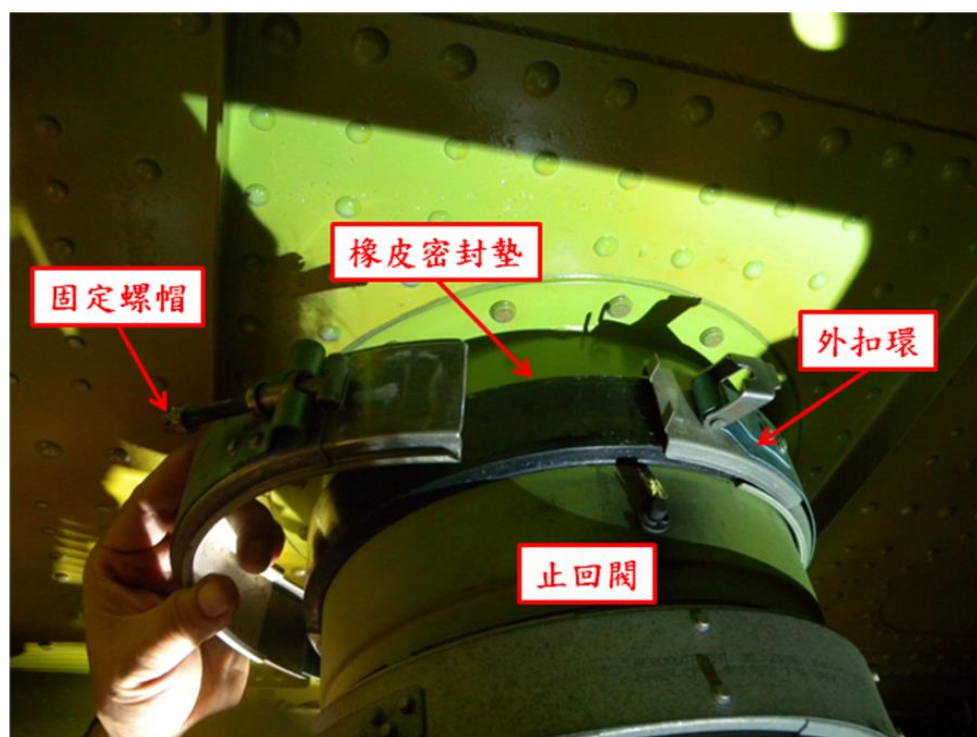


圖 1.18-1 管夾安裝圖

有關與 3 號空調機空調管與機身耦合處內空調管進氣口之維修，華航表示該空調管進氣口（華航受訪者稱之為 flange）之修理未在其維修能量表內，AMM 及組件維修手冊（Component Maintenance Manual, 以下簡稱 CMM）亦無維修該物件相關依據，該空調管及其它類似 CMM 器材之修理，係參考波音文件編號 BAC 5001-12，做為管路成型及整直（Forming and Straightening of Ducts）的指導文件。

### 1.18.3 附件修理及技術支援程序

華航為確保飛機或發動機附件修理、翻修之修護品質，適時提供



場站修護部及停機線修護部技術性支援，因而訂定：附件修理及翻修作業程序（文件編號 QP08MB132，版期為民國 100 年 8 月 15 日第 07 版）及總工程師部技術支援作業程序（文件編號 QP08ME171，版期為民國 101 年 5 月 9 日第 04 版）。

依附件修理及翻修作業程序，當飛機或發動機有待修附件時，須由主修工場確認有無能量，若有能量則執行接收檢查，並於接收表格記錄接收檢查之狀況；主修工場確認該項修理是否有須配合執行之相關工程指令（EO），並列印發工單及由工程師準備之工作單後，交由主修工場之領班安排維修。

依總工程師部技術支援作業程序，若主修工場無修理能量，或無相關修護文件可供修理待修附件時，則由總工程師部洽原製造廠協助解決，並視情況發佈工程指令。

#### 1.18.4 拆換件處理作業

華航為迅速、經濟、有效處理自飛機上拆下之機件，因而訂定：執行修護工作拆換機件處理作業程序（文件編號 QP10ML008，版期為民國 101 年 5 月 15 日第 06 版）。

依該作業程序，當維修員執行飛機零件檢試或故障修理，發現缺點無法在飛機上改正，必須自飛機拆下該零件於工廠內執行缺點改正時，其負責拆卸之修護工作人員，必須目視檢查拆下之零件，是否有銹蝕、磨損、破裂、變形及潤滑不良等情況，然後視零件檢查狀況填掛可用識別掛籤或待修品掛籤或報廢品掛籤，並須依掛籤類別存放於適當之器材架上；修護人員填寫各類掛籤時，應將件號、名稱、序號、數量、日期及拆自飛機編號或發動機序號、位置以及拆卸理由等項目查明詳實填寫，並在拆卸理由欄內簽署。

#### 1.18.5 AMM 管夾上磅程序及華航維修人員執行狀況

摘錄華航提供之波音 747-400 型 AMM（版期為民國 102 年 7 月 15 日 Rev. 78）第 20 章標準實作篇（CHAPTER 20 STANDARD PRACTICE）第 20-51-01 節：*THE RECOMMENDED TIGHTENING PROCEDURE IS AS FOLLOWS:*（中譯：依下列建議步驟上磅。）

1. *APPLY THE INSTALLATION TORQUE AS GIVEN IN THE TABLE.*（中譯：依前表與各型管夾相應之磅數上磅。）



2. *HIT THE ENTIRE CIRCUMFERENCE OF THE CLAMP LIGHTLY WITH A WOOD, LEATHER, OR SOFT PLASTIC Mallet.*(中譯：以木質、皮革或軟質橡膠榔頭輕力敲擊管夾一整圈。)
3. *DO STEPS 1 AND 2 UNTIL THE TORQUE WILL STAY CONSTANT.*(中譯：施行前項 1,2 步驟至磅數穩定<sup>11</sup>為止。)

專案調查小組於民國 102 年 9 月 9 日至華航棚廠，觀察與事故同型 B747 型貨機執行空調管路之止回閥檢查；華航維修員將 3 號空調機空調管自與機身加壓艙耦合處拆除，檢查止回閥後將前述空調管安裝回原位置，經詢問維修員，確定已將空調管管夾外扣環固定螺帽完成上磅程序後，專案調查小組人員在場觀察該維修員僅重複 1 次震擊上磅，不足以均衡管夾上磅後緊度不均之效果，為確認上磅情形，以膠榔頭震擊管夾外扣環周圍，再請維修員以同一扭力磅錶檢查固定螺帽磅數，該維修員發現固定螺帽締緊磅數不足有可被持續轉緊現象，經維修員將固定螺帽上緊至設定之 65 吋磅，專案調查小組人員再次以相同膠榔頭震擊管夾外扣環周圍，固定螺帽又可再被上緊至 65 吋磅；此一震擊、再上緊至 65 吋磅之程序共持續執行至第 18 次，固定螺帽才無可被轉緊現象存在，重新上緊固定螺帽共轉動達 3.5 圈。

本會於民國 103 年 3 月 6 日電郵波音，詢問前述步驟 2「以木質、皮革或軟質橡膠榔頭輕力敲擊管夾」程序中輕敲之定義，獲波音回覆：敲擊管夾目的在於使扣環完全扣緊於相接合管路之凸緣上，使空調氣體不致洩漏，使用「lightly」用意在於以榔頭敲擊管夾時不會敲擊過重而損壞管夾。波音於民國 102 年 11 月更新 747-400 型機 AMM，於第 20 章標準實作篇中，波音已將管夾上磅之建議程序刪除。

### 1.18.6 國際標準大氣壓力表

國際標準大氣壓力表 (International Standard Atmosphere, 以下簡稱 ISA) 為國際通用之大氣模式，該表定義壓力、溫度、密度與高度之變化關係，圖 1.18-2 係摘錄 Talay. T.A 所作，於 1975 年出版之「*Introduction to the Aerodynamics of Flight*」。

---

<sup>11</sup> 即於扣環周圍再施以敲擊後亦不致改變扭矩值之緊度狀況。

Altitude Above Sea Level		Atmospheric Pressure		Maximum Vacuum Level Attainable			Temperature		Density		Pressure and Vacuum Level	
feet	meters	psia	mbar	in Hg	in H2O	mm Hg	°F	°C	lb/ft3	kg/m3	loss	max
0	0	14.70	1013.5	29.92	406.1	760.0	59.0	15.0	0.0765	1.2256	-	100.0%
1,000	305	14.16	976.3	28.9	392.2	734.1	55.4	13.0	0.0743	1.1900	3.6%	96.4%
2,000	610	13.66	941.8	27.8	377.3	706.1	51.9	11.1	0.0721	1.1555	7.0%	93.0%
3,000	914	13.16	907.3	26.8	363.7	680.7	48.3	9.1	0.0700	1.1215	10.4%	89.6%
4,000	1,219	12.68	874.2	25.8	350.1	655.3	44.7	7.1	0.0680	1.0885	13.6%	86.4%
5,000	1,524	12.22	842.5	24.9	337.9	632.5	41.2	5.1	0.0659	1.0560	16.8%	83.2%
6,000	1,829	11.77	811.5	24.0	325.7	609.6	37.6	3.1	0.0640	1.0246	19.9%	80.1%
7,000	2,134	11.33	781.2	23.1	313.5	586.7	34.0	1.1	0.0620	0.9936	22.8%	77.2%
8,000	2,438	10.91	752.2	22.2	301.3	563.9	30.5	-0.8	0.0601	0.9632	25.7%	74.3%
9,000	2,743	10.50	723.9	21.4	290.4	543.6	26.9	-2.8	0.0583	0.9339	28.5%	71.5%
10,000	3,048	10.10	696.4	20.6	279.6	523.2	23.3	-4.8	0.0565	0.9050	31.2%	68.8%
11,000	3,353	9.71	669.5	19.8	268.7	502.9	19.8	-6.8	0.0547	0.8767	33.9%	66.1%
12,000	3,658	9.34	644.0	19.0	257.8	482.6	16.2	-8.8	0.0530	0.8493	36.4%	63.6%
13,000	3,962	8.97	618.5	18.3	248.3	464.8	12.6	-10.8	0.0513	0.8225	38.9%	61.1%
14,000	4,267	8.62	594.3	17.5	237.5	444.5	9.1	-12.7	0.0497	0.7963	41.3%	58.8%
15,000	4,572	8.28	570.9	16.9	229.3	429.3	5.5	-14.7	0.0481	0.7710	43.6%	56.4%
16,000	4,877	7.94	547.4	16.22	220.1	412.0	1.9	-16.7	0.0466	0.7464	45.8%	54.2%
17,000	5,182	7.63	526.1	15.57	211.3	395.5	-1.7	-18.7	0.0451	0.7221	48.0%	52.0%
18,000	5,486	7.32	504.7	14.94	202.8	379.5	-5.3	-20.7	0.0436	0.6985	50.1%	49.9%
19,000	5,791	7.02	484.0	14.34	194.6	364.2	-8.7	-22.6	0.0421	0.6754	52.1%	47.9%
20,000	6,096	6.73	464.0	13.75	186.6	349.3	-12.3	-24.6	0.0407	0.6530	54.1%	46.0%
21,000	6,401	6.46	445.4	13.18	178.9	334.8	-15.9	-26.6	0.0394	0.6312	55.9%	44.1%
22,000	6,706	6.19	426.8	12.64	171.5	321.1	-19.5	-28.6	0.0381	0.6099	57.8%	42.2%
23,000	7,010	5.93	408.9	12.11	164.3	307.6	-23.1	-30.6	0.0368	0.5890	59.5%	40.5%
24,000	7,315	5.68	391.6	11.60	157.4	294.6	-26.5	-32.5	0.0355	0.5689	61.2%	38.8%
25,000	7,620	5.44	375.1	11.10	150.6	281.9	-30.1	-34.5	0.0343	0.5492	62.9%	37.1%

The Standard Atmosphere is an idealized representation of the expected average pressure, temperature, and air density for various altitudes. It is based on mathematical formulas that reduce temperature and pressure by a certain amount as altitude is increased. This information is for reference only.

圖 1.18-2 國際標準大氣壓力表

## 第 2 章 分析

### 2.1 概述

該機於事故發生前一個月內之每日檢查、飛行前檢查及過境檢查均無異常登錄，該機受影響之適航指令、維修困難報告、延遲改正缺點紀錄均依規定時限執行管制。該航班飛航組員之飛航資格均符合現行民航法規規定。

本次事故因該機 3 號空調機空調管脫落，導致航機艙壓異常，駕駛員緊急下降及返降桃園機場；以下各節將依：內空調管進氣口變形、AMM 管夾上磅程序及空調管路脫落扣環之負載，逐一討論空調管脫落原因；另針對空調管路檢驗結果，分析空調管路潛在脫落部位及零件；同時對華航空調管進氣口維修相關作業及飛機機件拆換處理作業，討論華航之管制及作法。

### 2.2 空調管脫落原因

#### 2.2.1 內空調管進氣口修理變形

依據結構維護組維修領班訪談摘要，該領班修理內空調管進氣口時是依鈹金一般工法，以一根圓鐵棒做為支撐固定，將內空調管進氣口套在圓鐵棒上，使用膠榔頭將變形之凸緣修整平順；本會認為該零件非華航修理能量項目，且該修理工法在無參考標準或規範狀況下，以膠榔頭敲打整形凸緣上、下部位時，易造成修理部位之凸緣上、下圓管材料向外凸起，使凸緣原先如圖 1.16-5(b)所示之凸起呈現如圖 1.16-5(a)所示之平坦幾何形狀，導致修妥裝機後，降低管夾扣住內空調管進氣口凸緣緊度。

依據結構維護組部門主管訪談摘要，華航能量冊所列修理能量項目未包含內空調管進氣口；在該項料件有疑似變形、損壞狀況時，應以換新件方式執行更換，而非在無修理依據下，由維修人員僅以鈹金一般工法，將內空調管進氣口之凸緣修整平順後裝機；在線上營運飛機有缺件狀況，且於短時間無法籌獲時，應由工程部門向波音尋求協助，請波音提供修理該內空調管進氣口之相關規範，供維修人員修理參考。

## 2.2.2 AMM 管夾上磅程序

依據 1.18.2 節，華航 GMM 規定維修人員在執行飛機或附件維修時，必需依據原製造廠家製訂之維修手冊或持續適航文件所述之方法、技術及實作執行維修工作。維修人員執行管夾固定螺帽安裝及上磅時，應參考 AMM 標準實作篇第 20-51-01 節建議之程序。以下分別就維修人員執行管夾安裝程序上磅，以及 AMM 管夾上磅震擊程序討論。

### 2.2.2.1 維修人員執行管夾安裝程序

依據 1.18.5 節 AMM 管夾上磅程序：1.依前表與各型管夾相應之磅數上磅，2.以木質、皮革或軟質橡膠榔頭輕力敲擊管夾一整圈，3.施行前項 1、2 步驟至磅數穩定為止。其中程序 3 所謂之「施行前項 1、2 步驟至磅數穩定為止」，即因程序 1、2 完成安裝管夾外扣環後，必須以榔頭敲擊外扣環周圍，均衡鬆緊不均之部位，然後再以磅錶檢查原已上緊之固定螺帽磅數，是否有磅數不足之狀況，並視需要將固定螺帽再上緊至穩定磅數；上述程序必須重覆施作，至敲擊外扣環後固定螺帽在穩定磅數下無可被轉緊現象存在，如此方為完成安裝。

依據場站修護部維修員訪談摘要，該維修員安裝管夾外扣環時，有稍微先用手帶一下螺帽，鎖上去後再用工具帶，有使用重量約 1 磅之膠榔頭於管夾外扣環周圍 4 個點敲一下後再上磅。上磅過程中，感覺轉緊以後，有用膠榔頭對稱輕輕敲管夾外扣環後再上磅，然後再做一次，總共以膠榔頭敲了兩次，第二次敲後螺帽可再上磅鎖緊一點點。以上內容顯示，於本次事故前，該場站修護部維修員執行該機 3 號空調機空調管安裝時，雖參考 AMM 管夾上磅程序施作，惟未能執行多次重覆上磅程序。該員於固定螺帽上磅過程以膠榔頭敲擊外扣環後上磅兩輪，又執行一次步驟 1 及步驟 2 至 65 吋磅扭矩值，未持續以膠榔頭敲擊，直至確認扭矩值保持穩定為止，因而可能造成管夾外扣環安裝緊度未達應有之穩定扭矩值。

飛機維修手冊第 20 章「標準實作」為飛機維修新手初進航空公司必須熟悉之維修文件之一，內容係維修人員執行飛機維修工作時相關之基本知識、技術及安全指引，其內容並非針對特定機型，目的在於提供維修人員通用性的工作指引。依據 1.6.5.1 節註腳 6，本事件航機所裝用之管夾固定螺帽標準扭矩值雖未列於 AMM 第 20 章「標準實作」適用之件號中，但有列於 AMM 第 21 章「空調系」之相關安裝程序；維修人員仍可參考 AMM「標準實作」相關程序，對管夾

執行上磅、輕敲、再次上磅的重覆性步驟，以免管夾外扣環緊度未達應有之穩定扭矩值。

### 2.2.2.2 AMM 管夾上磅震擊程序

依據地面機械員訪談摘要，該地面機械員於民國 98 年 8 月 9 日完成止回閥檢查後回裝管夾，先用手將固定螺帽帶緊，磅錶設定 65 吋磅，上到設定的磅數後，使用約 10 公分寬、3 至 4 公分直徑、重量約 2 磅之膠榔頭由下往上輕敲管夾周圍，敲擊時膠榔頭距管夾距離約 10 公分；敲擊再上磅到 65 吋磅的扭力，如此重複敲擊上磅直到固定螺帽不再轉動，磅數達到穩定時，再重複拉磅 3 次，每次都要聽到磅錶達磅之喀啞聲方停止。

觀察止回閥拆檢及裝復之事件及時間如下，自民國 92 年 12 月 13 日新機接收，至民國 98 年 8 月 24 日該機第一次 4C 定檢止回閥拆檢後裝復為止，共歷經約 6 年時間，其間與內空調管進氣口接合之止回閥並無脫落紀錄。自民國 98 年 8 月 24 日止回閥拆檢後裝復，至民國 102 年 8 月 13 日自與內空調管進氣口接合處脫落為止，共經歷約 4 年時間，離下次 4C 定檢還有 2 年時間即告脫落。

本會認為該地面機械員之管夾上磅程序正確，但為何只經歷了 4 年時間，距下次 4C 定檢還有 2 年的時間即造成空調管脫落，因 AMM 管夾上磅程序建議「輕敲 (hit lightly)」，且未述明榔頭尺寸及重量，未量化敲擊力度之適當範圍，亦無輕敲管壁之施作說明；如此，華航維修人員對敲擊工具尺寸重量之選擇，以及敲擊力度之輕重各有不同認知及感受，有可能產生不同的標準並導致不同的結果，該地面機械員以一 2 磅之膠榔頭，相距 10 公分距離，以及小的力量，且又由下往上施力（減弱了榔頭的重力效應）於管夾之上，對一 9.25 吋且又有厚重橡皮密封墊夾心的 4 層大管夾而言，無法有效達到震擊目地，以致管夾上磅緊度未達穩定磅數。

### 2.2.3 空調管路脫落扣環之負載

依據 1.6.5.1 節，3 號空調機送出之加壓空氣經空調歧管、外空調管、止回閥，再通過內空調管進氣口後送至前貨艙內；外空調管總長約 78.7 吋，靠近加壓艙處呈現彎折，水平方向長度約 66.2 吋，重量約 10.6 磅，如圖 1.6-5 所示，外空調管彎折段無支撐設計。

依附錄 8 有限元素分析結果，應力較高區域發生在內空調管進氣口的位置，最高約 7,500 psi 在沿機身方向之凸緣處附近，此應力並未超過 5052-O 鋁合金之降伏強度 9,500 psi，不致使內空調管進氣口產生塑性變形；當加壓之空調氣體流過空調管路時，流體壓力係施加負載於外空調管，作用於空調管路之負載對固定於機身結構上之扣環而言，相當於外空調管承受一順時針力矩，因此外空調管有順時針方向旋轉的趨勢；因內空調管進氣口與止回閥係以管夾固定，且該管夾接頭位於管路轉彎處，不似一般直線管路無前述順時針力矩存在，其係於彎頭處又無支撐桿之設計來分擔前述順時針力矩之額外負荷，或以固定螺絲接頭之設計以防止脫落，在 3 號空調機正常供氣時，在此順時針力矩作用下，內空調管進氣口凸緣與管夾接合處之負荷增加。

本會詢問波音 AMM 管夾上磅程序中「輕敲 (hit lightly)」之定義，波音回覆：敲擊管夾目的在於使扣環扣緊於相接合管路之凸緣上，使空調氣體不致洩漏；本會認為輕敲管夾無法均衡管夾周圍緊度，在內空調管進氣口有變形存在，或管夾周圍緊度未達應有之穩定扭矩值時，使管夾無法扣緊內空調管進氣口凸緣，在管夾緊度不足以承擔該順時針扭矩狀況下，將有可能導致空調機管路自止回閥與機身加壓艙接合處脫落。本會詢問波音此一順時針力矩於該型扣環設計時是否考量其負荷在內，是否會導致空調管路脫落，請波音從設計觀點提供意見，是否止回閥有必要加裝支撐桿，以防止空調管路脫落，波音僅回覆空調管路脫落並非因設計瑕疵所造成。

#### 2.2.4 小結

波音事故前之 AMM 第 20-51-01 節步驟 2 管夾上磅震擊建議程序無輕敲管壁之施作說明，使維修人員未能達到有效震擊管夾目的；維修員未完整參照步驟 3 內容於管夾上磅僅執行 2 次震擊，未持續重複震擊上磅，以致管夾週圓緊度可能未達穩定磅數。波音於事故後更新 AMM，將標準實作篇中有關管夾上磅建議程序刪除，刪除該程序雖非針對本次事故，然將會使維修人員於執行管夾上磅工作時，遭遇無上磅程序可供參考之狀況；本會函詢波音有關 AMM 步驟 2 輕敲上磅程序之問題，其回復該管夾僅係防止管內空氣洩漏，故僅須輕敲即可。如此該管夾之週圓緊度將更無法掌握，因而 AMM 刪除管夾上磅建議程序將有可能增大空調管路脫落之風險。

內空調管進氣口被拆下修理後，凸緣部位圓管材料向外凸起，使凸緣原先之凸起呈現平坦形狀，導致修妥裝機後，管夾無法扣住內空

調管進氣口凸緣。AMM 管夾上磅震擊程序無輕敲管壁之施作說明，致使管夾外扣環緊度可能未達應有之穩定扭矩值，使管夾無法扣緊內空調管進氣口凸緣，在航機飛航運作及空調機開啟使用狀況下，管夾緊度不足以承擔流體壓力作用於空調管路之順時針扭矩及機身震動的交互影響，導致空調機管路自止回閥與機身加壓艙接合處脫落，前貨艙內部空調氣體自機身開口處持續洩漏，導致發生艙壓高度過高警告。

## 2.3 華航維修品質文件之遵循

### 2.3.1 附件修理及翻修作業程序

依據 1.18.3 節「附件修理及翻修作業程序」，當飛機或發動機有待修附件時，須由主修工場確認有無能量，若有能量則執行接收檢查，並於接收表格記錄接收檢查之狀況；主修工場確認該項修理是否有須配合執行之相關工程指令，並列印發工單及由工程師準備之工作單後，交由主修工場之領班安排維修。

依據場站修護部維修領班訪談摘要，「目視檢查 flange 之凸緣部分區塊有掉漆、失圓的現象，有告訴其部門主管此發現；當其部門主管將 flange 交還給該維修領班時，告知試試看可否裝上，該維修領班裝回去後有向其部門主管回覆可以裝的上去」。執行飛機維修作業時，維修領班除負責維修員之派工與排程外，倘遇維修衍生相關問題，如本案拆下的 flange 因無備用新件可供更換，因而須先確認該 flange 是否可送修，以及公司內部是否有修理該附件之能量；以維修領班職責言，當無法確認公司是否有修理該附件能量時，需向其部門主管反映，協調工程師協助解決。以上顯示該維修領班對 flange 凸緣部分區塊有掉漆、失圓之處置，未能依「附件修理及翻修作業程序」向上反映，協調相關部門協助解決。

依據場站修護部門主管訪談摘要，「當時並未查閱維修能力冊，以確認工廠有無能力修復拆下的 flange，當時是請工廠嘗試恢復其外型，而非正式申請修復，處理完後再試試看能否使用」。飛機維修作業中，維修部門主管應督導該部門各維修班，依職責及排程完成相關維修或飛機故障排除。以上顯示該部門主管未依「附件修理及翻修作業程序」處理 flange 凸緣部分區塊有掉漆、失圓之狀況。

依據結構維護組部門主管訪談摘要，「該 flange 係由專業維護組

組長轉交領班修理，並未發工」。結構維護組係依據各機型能量冊執行結構及附件之修理，依據 1.16.3 空調管路檢驗資料顯示，該 flange 部分區域呈現鈹金修理痕跡，顯示結構維護組領班未依「附件修理及翻修作業程序」即接收 flange 執行修理。

綜上述，維修人員未遵循「附件修理及翻修作業程序」執行零件接收檢查，亦未確認華航是否具備內空調管進氣口修理能量，可能增加飛機附件修護不符修護品質之風險。

### 2.3.2 技術支援作業程序

依總工程師部「技術支援作業程序」，若主修工場無修理能量，或無相關修護文件可供修理待修附件時，由總工程師部洽原製造廠協助解決，並視情況發佈工程指令。

依據場站修護部門主管訪談摘要，「當時並未查閱維修能力冊，以確認工廠有無能力修復拆下的 flange，當時是請工廠嘗試恢復其外型，而非正式申請修復，處理完後再試試看能否使用」。在有維修困難時，部門主管除應橫向協調其他部門協助外，在缺件且待修件無修理能量時，更應遵程序循管道洽原製造廠協助解決。該部門主管在無相關修護文件可供評估待修附件狀況下，未遵循「技術支援作業程序」協調總工程師部洽原製造廠，因而無法適時獲得技術性支援，未能解決維修工場無飛機相關附件修理能量之問題。

### 2.3.3 拆換機件處理作業程序

依據 1.18.4 節拆換件處理作業程序，自飛機拆下零件於工廠內執行缺改時，其負責拆卸之修護工作人員，必須目視檢查拆下之零件，是否有銹蝕、磨損、破裂、變形及潤滑不良等情況，然後視零件檢查狀況填掛可用識別掛籤或待修品掛籤或報廢品掛籤。

依據場站修護部門主管訪談摘要，「經查庫存後發現 flange 無新件，所以決定拆 B-18721 之料件進行更換」；「記憶中送去結構維護組前，凸緣處表面有些變形與損傷，但看似不很嚴重，或許可以嘗試復原」；「請同仁轉交該 flange 至負責鉗工的單位，請其嘗試能否將外型回復原狀，如果處理後可裝上就用，不行就申請新件」。依據結構維護組部門主管訪談摘要，「專業維護組轉交該 flange 並未發工，檢視 flange 僅稍有變形及表面不平滑，因而只是交待鈹金將凸緣整平順而已，並未加以修理，因而未發工」。訪談摘要顯示，因 flange 無庫



存，負責主修之場站修護組決定以拆換件方式處理。自場站修護組從飛機拆下 flange，到 flange 被轉送至結構維護組修理，維修人員均未對該項零件填掛掛籤，未遵循「拆換機件處理作業程序」對自飛機拆下之零件填掛掛籤，可能於後續零件倉儲或轉運送過程中，增加被誤用之風險。

航材掛籤為航空公司飛機器材、零件管理之一環，華航制定「執行修護工作拆換機件處理作業程序」，其中相關掛籤之程序及做法，係用以規範停機線各修護單位可有效管制自飛機拆下之機件，據以辨識零件來源，區分不可用件或可用件，以及待修件後續送修之依據；場站修護部門主管未能督導維修員，依拆換件處理作業程序管制自飛機拆下之機件；結構維護組領班接收其他部門轉修機件時，亦未質疑送來之待修件無管制掛籤，在庫房缺件及完工時程壓力下未及時回報管理階層，以致該 flange 之維修未回歸「拆換機件處理作業程序」之管制機制，缺乏可能誤用非妥善零件之風險意識及警覺。

## 2.4 艙壓異常資料顯示

### 2.4.1 止回閥第一次脫落無艙壓異常資料顯示之原因

依據 1.6.4.1 節事故前維修紀錄檢視，該機於民國 102 年 8 月 13 日執行管路溫度感測器更換，發現 3 號空調機內空調管發生塌陷。依據 1.11.2 節，本會向華航索取該機於民國 102 年 8 月 13 日維修前 SSFDR 記錄之飛航資料，該 SSFDR 包含該機自 8 月 10 日至 8 月 13 日凌晨之 7 個航班飛航參數資料，皆無艙壓異常及艙壓高度過高警告作動紀錄。

該次執行管路溫度感測器更換，其空調管路脫落狀況與本次事故（民國 102 年 9 月 8 日）類似，都有自止回閥與內空調管接合處脫離狀況發生，唯獨不同的是內空調管有塌陷狀況；當時航機未發生艙壓異常事件，圖 1.6-3 顯示內空調管呈現向機外方向塌陷之狀況，可能是因為塌陷變形的內空調管管壁堵塞住了管口，限制艙壓空氣的漏洩，故未發生艙壓異常狀況。

### 2.4.2 事故前艙壓異常資料出現時機

依據 1.6.6 節波音 B747-400 型機整合顯示系統之設計，當航機艙壓高度到達約 8,500 呎時，Upper EICAS DU 左下方之客艙壓力資料

中之白色艙壓高度數值會轉為琥珀色，當飛機艙壓高度到達約 10,000 呎時，艙壓高度值會由琥珀色轉為紅色且會出現警告音響；若 Upper EICAS DU 未顯示艙壓資料值，則當艙壓高度到達約 8,500 呎時，琥珀色艙壓高度值會自動彈出。事故後專案調查小組使用該事故機執行地面測試結果，該機客艙壓力相關之警告顯示符合上述設計之標準。

依據 FDR 資料，於 0349:41 時至 0349:45 時之間該機艙壓高度到達 8,500 呎。飛航組員表示於 0351:56 時警告音響出現前，Upper EICAS DU 均未顯示出任何異常訊息，飛航組員之敘述與波音設計及事故後測試結果不符，但無其他客觀證據可以支持駕駛員訪談時所表示，發現艙壓異常前無 Upper EICAS DU 相關訊息出現之說法。

## 第 3 章 結論

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

### 與可能肇因有關之調查發現

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

### 與風險有關之調查發現

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

### 其他調查發現

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

#### 3.1 與可能肇因有關之調查發現

1. 內空調管進氣口被拆下修理後，凸緣部位圓管材料向外凸起，使凸緣原先之凸起呈現平坦形狀，導致修妥裝機後，管夾無法扣住內空調管進氣口凸緣。(1.6.4.1, 1.16.3, 2.2.1, 2.2.4)
2. 飛機維修手冊管夾上磅震擊程序無輕敲管壁之施作說明，致使管夾外扣環緊度可能未達應有之穩定扭矩值，使管夾無法扣緊內空調管進氣口凸緣，在航機飛航運作及空調機開啟使用狀況下，管夾緊度不足以承擔流體壓力作用於空調管路之順時針扭矩及機身震動的交互影響，導致空調機管路自止回閥與機身加壓艙接合處脫落，前貨艙內部空調氣體自機身開口處持續洩漏，導致發生艙壓高度過高警告。(1.16.5, 1.18.5, 2.2.2, 2.2.3, 2.2.4, 附錄 8)

### 3.2 與風險有關之調查發現

1. 維修人員未遵循「附件修理及翻修作業程序」執行零件接收檢查，亦未確認華航是否具備內空調管進氣口修理能量，可能增加飛機附件修護不符修護品質之風險。(1.18.1.6, 1.18.1.7, 1.18.1.8, 1.18.3, 2.3.1)
2. 維修工場缺乏飛機內空調管進氣口修理能量，維修人員亦未遵循「技術支援作業程序」協調總工程師部洽原製造廠，因而無法適時獲得技術性支援。(1.18.1.7, 1.18.3, 2.3.2)
3. 維修人員未遵循「拆換機件處理作業程序」對自飛機拆下之零件填掛掛籤，增加零件被誤用之風險。(1.18.4, 2.3.3)
4. 飛機維修手冊刪除管夾上磅建議程序將有可能增大空調管路脫落之風險。(1.18.5, 2.2.4)

### 3.3 其它發現

1. 該機於事故發生前一個月內之每日檢查、飛行前檢查及過境檢查均無異常登錄，該機受影響之適航指令、維修困難報告、延遲改正缺點紀錄均依規定時限執行管制。(1.6.4.1, 2.1)
2. 內空調管進氣口材質符合原廠材料規範。(1.16.3, 1.16.4, 附錄 7)
3. 該機於民國 102 年 8 月 13 日發生與本次事故類似之空調管路脫落事件，但當時並未發生艙壓異常狀況，可能係因塌陷變形的內空調管管壁堵塞住了管口，限制艙壓空氣的漏洩，故未發生艙壓異常狀況。(1.6.4.1, 1.11.2, 2.4.1)
4. 飛航組員訪談時表示艙壓警告音響出現前，上發動機指示及組員警示系統顯示單元均未顯示出任何異常訊息，飛航組員之敘述與波音設計及事故後測試結果不符，但無其他客觀證據可以支持駕駛員所表示，發現艙壓異常前無上發動機指示及組員警示系統顯示單元相關訊息之說法。(1.6.6, 1.11.2, 1.16.2, 1.18.1.1, 2.4.2)

## 第 4 章 飛安改善建議

### 4.1 改善建議

#### 4.1.1 致波音飛機公司

1. 重新檢討 3 號空調機管路之設計，以防止管路自止回閥與內空調管進氣口接合處脫落。(ASC-ASR-14-10-001)
2. 747-400 型飛機維修手冊應明訂管夾上磅程序，包括輕敲管壁之施作說明、榔頭之材質、尺寸、重量及施力範圍，以利維修人員確實做好上磅工作。(ASC-ASR-14-10-002)

### 4.2 已完成或進行中之改善措施

#### 4.2.1 中華航空公司

華航分別於民國 102 年 12 月 12 日、民國 103 年 3 月 17 日及民國 103 年 5 月 2 日以電子郵件告知，於事故後採行之改善措施及教育宣導摘要如下：

1. 針對 B-18716 機發布工作單共五份，更換該機艙壓控制器，以及對管路脫開區域執行重複性檢查，均已完成。
2. 針對 744 貨機機隊發布工程指令共兩份，執行全機隊一次性檢查，已完成。
3. 維修人員案例宣導共實施 77 人次，工作交接及工作回報有關之飛安宣導共實施 76 人次，進行飛機維修手冊第 21 章有關空調管路拆除及安裝之在職訓練，先學科後實作，實作訓練包括管夾固定螺帽上磅、使用木榔頭敲擊技巧及應注意事項。
4. 將 744 貨機機隊 3 號空調管區域，及前後貨艙之空調管止回閥檢查列入 C check 檢查項目。
5. 完成場站修護部專業維護組所屬工作人員教育宣導，要求執行維修工作應確實填寫維修紀錄，以及加強管路回裝前、後督導人員雙重檢查機制。
6. 完成場站修護部結構維護組對所屬工作人員教育宣導，要求確遵「技術支援作業程序」執行維修支援工作。
7. 完成場站修護部基層主管教育宣導，要求督導所屬確遵「附件修

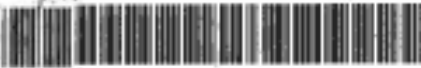
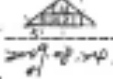
理及翻修作業程序」、「技術支援作業程序」以及「執行修護工作拆換機件處理作業程序」執行維修工作；要求基層修護部門主管應具備高度狀況警覺及風險意識，與遵行相關作業品質程序。

# 附錄 1 航空器維護計畫之止回閥檢查項目



PROG NO : M0071		B747-400			PAGE: 120		
RUN DATE : JUN 17/13		SYSTEM MAINTENANCE PROGRAM					
		BY ATA SEQ					
F	ITEM NO	TSCODE	JOB TITLE	INTERVAL	SOURCE	EFFECTIVITY	REV DATE
Y	21-026-02	F1	CABIN SHUTOFF VALVE PERFORM OPERATIONAL CHECK OF CABIN SHUTOFF VALVE.	15000 FH 3 YR	MR8	FREIGHT	JUL 09/10
Y	21-026-03	F1	FORWARD CARGO OVERBOARD VALVE PERFORM OPERATIONAL CHECK OF FORWARD CARGO OVERBOARD VALVE.	15000 FH 3 YR	MR9	FREIGHT	JUL 09/10
Y	21-026-04	F1	FORWARD CARGO OVERBOARD BACKUP VALVE PERFORM OPERATIONAL CHECK OF FORWARD CARGO OVERBOARD BACKUP VALVE.	15000 FH 3 YR	MR9	FREIGHT	JUL 09/10
Y	21-026-05	F1	AFT CARGO FLAPPER VALVE AND SOLENOID SYSTEM PERFORM OPERATIONAL CHECK OF AFT CARGO FLAPPER VALVE AND SOLENOID SYSTEM.	2 C	MR9	FREIGHT	MAY 06/05
Y	21-026-06	E3	FWD AND AFT CARGO COND AIR CHECK VALVE PERFORM A DETAILED INSPECTION OF CONDITIONED AIR SUPPLY SIDE CHECK VALVE FLAP AND HINGE PINS FOR CONDITION. (IF INSTALLED)	4 C	MR9	FREIGHT	APR 18/06
Y	21-026-07	S	LAV/GALLEY VENT FAN SCREEN CLEANING CLEAN THE LAVATORY AND GALLEY VENT FAN SCREEN. NOTE: MPD INTERVAL IS 2C, BUT BOEING SL 747-SL-23-046-B AND CHI ENGINEER SUGGESTED EVERY 2A.	2A	MPD CHI	PAX	MAY 06/05
Y	21-026-08	S	CREW REST SMOKE EVACUATION FILTERS. DISCARD THE CREW REST SMOKE EVACUATION FILTERS.	3 A	MR8	PAX	MAR 01/10

REV DATE: JUL 09/10

# 附錄 2 民國 98 年 8 月 9 日執行止回閥檢查工單

<small>AG NO</small> 818714	<small>CR NO</small> 4C/18/10Y	<b>中華航空公司</b> <small>CHINA AIRLINES / JOB INSTRUCTION CARD</small>	<small>CREW</small> 3	<small>ZONE</small> 1428	<small>PHASE</small> 40	<small>JOB NO</small> 13
<b>FWD CAB CONDITION AIR CK VLV-DI</b>			<small>WORK ORDER NO DATE</small> -8-82888			
<p>AA. TOOLS, MATERIALS &amp; REFERENCES <span style="float: right;">051986</span></p> <ul style="list-style-type: none"> <li>* 1. SKETCH 7-212807-6A</li> <li>2. MATERIALS:             <ul style="list-style-type: none"> <li>A. FWD CABO COMPARTMENT CONDITIONED AIR CHECK VALVE P/N: 214US184-4, 1EA</li> </ul> </li> <li>* 3. SOURCE             <ul style="list-style-type: none"> <li>A. AMN 21-28-98/291</li> <li>X B. IPC 21-25-89-03</li> <li>X C. AMP 21-826-06</li> </ul> </li> </ul> <p>05. CONDITIONED AIR CHECK VALVE REMOVAL <span style="float: right;">051989C</span></p> <p>A. PREPARE FOR THE REMOVAL</p> <ol style="list-style-type: none"> <li>1. DEPRESSURIZE THE PNEUMATIC SYSTEM (AMN 36-00-80/291).</li> <li>2. MAKE SURE YOU TURN ALL THREE PACK SELECT SWITCHES TO OFF AND ATTACH A 30-NOT-OPERATE TAG ON THE SWITCHES.</li> <li>3. REMOVE THIS ACCESS PANEL ON THE RIGHT WING/BODY FAIRING:             <ul style="list-style-type: none"> <li>(AMN PAGEBLOCK 53-51-01/481)</li> <li>NUMBER NAME/LOCATION</li> <li>192AHR PANEL - WING/BODY FAIRING</li> </ul> </li> <li>3. CHECK VALVE REMOVAL             <ol style="list-style-type: none"> <li>1. REMOVE THE COUPLINGS FROM THE CHECK VALVE.</li> <li>2. REMOVE THE CHECK VALVE.</li> <li>3. PUT A COVERS ON THE DUCTS TO KEEP OUT UNWANTED MATERIALS.</li> </ol> </li> </ol> <p>10. DETAILED VISUAL INSPECTION OF FWD CABO <span style="float: right;">051989</span></p>						
			CERTIFIED BY: 			
ITEM NO: LF-0288 REF:43-01-01-04 RUN: 07-07-09 PAGE 01 MAINTENANCE PLANNING/TECHNICAL SERVICE						

<small>AG NO</small> 818714	<small>CR NO</small> 4C/18/10Y	<b>中華航空公司</b> <small>CHINA AIRLINES / JOB INSTRUCTION CARD</small>	<small>CREW</small> 3	<small>ZONE</small> 1428	<small>PHASE</small> 40	<small>JOB NO</small> 13
<b>FWD CAB CONDITION AIR CK VLV-DI</b>			<small>WORK ORDER NO DATE</small> -8-82888			
<p>COMPARTMENT CONDITIONED AIR SUPPLY SIDE CHECK VALVE FLAP AND HINGE PINS FOR CONDITION</p> <p>A. EXAMINE THE CHECK VALVE FOR THESE CONDITIONS:</p> <ol style="list-style-type: none"> <li>1. MAKE SURE THERE IS NO CORROSION OR OTHER DAMAGE TO THE CHECK VALVE.</li> <li>2. MAKE SURE THE VALVE DOES NOT HAVE ANY CRACKS.</li> <li>3. MAKE SURE THE FLAPPERS, HINGE PIN ARE NOT BENT, BROKEN, LOOSE, OR MISSING.</li> <li>4. MAKE SURE THE FLAPPERS MOVE EASILY.             <ol style="list-style-type: none"> <li>A. PUSH EACH FLAPPER TO THE FULLY OPEN POSITION.</li> <li>B. RELEASE THE FLAPPER.</li> <li>C. MAKE SURE THE FLAPPER MOVES EASILY TO THE CLOSED POSITION.</li> </ol> </li> </ol> <p style="text-align: center;">NOTE: IF THE PIN IS WORN THE FLAPPER WILL NOT CLOSE.</p> <p style="text-align: center;">INSPECTION RESULT: <u>NML</u></p> <p>B. IF THE CHECK VALVE DOES NOT MEET THE ABOVE CONDITIONS, REPLACE THE CHECK VALVE.</p> <p>15. CONDITIONED AIR CHECK VALVE INSTALLATION <span style="float: right;">051989C</span></p> <p>A. PREPARE FOR THE INSTALLATION</p> <ol style="list-style-type: none"> <li>1. REMOVE THE COVERS FROM THE DUCTS.             <ul style="list-style-type: none"> <li>A. MAKE SURE THAT THERE IS NO UNWANTED MATERIALS IN THE DUCTS.</li> </ul> </li> <li>2. MAKE SURE THE FLAPPERS IN THE CHECK VALVE CAN MOVE EASILY.</li> <li>3. CHECK VALVE INSTALLATION             <ol style="list-style-type: none"> <li>1. PUT THE CHECK VALVE BETWEEN THE DUCTS.</li> </ol> </li> </ol>						
			CERTIFIED BY: 			
ITEM NO: LF-0288 REF:43-01-01-04 RUN: 07-07-09 PAGE 02 MAINTENANCE PLANNING/TECHNICAL SERVICE						



1  
2  
3  
4  
5  
6  
7  
8  
9  
10  
11  
12  
13  
14  
15  
16  
17  
18  
19  
20  
21  
22  
23  
24  
25  
26  
27  
28  
29  
30  
31  
32  
33  
34

1. MAKE SURE THE AIR FLOW ARROW POINTS IN THE INBOARD DIRECTION.  
 2. MAKE SURE THAT THE HINGE PIN IS IN THE VERTICAL POSITION.  
 3. INSTALL THE COUPLINGS TO THE CHECK VALVE AND DUCTS:  
 A. INSTALL THE 9.00-INCH COUPLING ON THE OUTBOARD END OF THE CHECK VALVE AND DUCT.  
 B. INSTALL THE 9.25-INCH COUPLING ON THE INBOARD END OF THE CHECK VALVE AND DUCT.  
 C. TIGHTEN EACH COUPLING TO 60-70 POUND-INCHES (8 NEWTON METERS).

ACTUAL TORQUE VALUE: 65 POUND-INCHES REF 4LB  
 20. CONDITIONED AIR CHECK VALVE TEST

- A. CHECK VALVE INSTALLATION TEST  
 1. SUPPLY ELECTRICAL POWER (AMM PAGEBLOCK 24-22-00/2013).  
 2. SUPPLY PNEUMATIC PRESSURE (AMM PAGEBLOCK 36-00-00/2013).  
 3. REMOVE THE DO-NOT-CLOSE TAGS AND TURN THE PACK 3 SWITCH ON P5 OVERHEAD PANEL TO ON (AMM PAGEBLOCK 21-00-00/2013).  
 4. TURN THE PACK FLOW SWITCH ON P441 PANEL TO HI.  
 5. MAKE SURE THERE IS NO LEAK AROUND THE CHECK VALVE.  
 A. IF THERE IS AIR LEAKAGE, ADJUST THE CHECK VALVE CLAMP AND COUPLING CONNECTIONS.  
 6. TURN THE PACK FLOW SWITCH TO OFF.



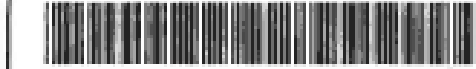
ITEM NO. LP-0280 REF:43-01-01-04 RUN, 07-07-09 PAGE 03

MAINTENANCE PLANNING/TECHNICAL SERVICE

1  
2  
3  
4  
5  
6  
7  
8  
9  
10  
11  
12  
13  
14  
15  
16  
17  
18  
19  
20  
21  
22  
23  
24  
25  
26  
27  
28  
29  
30  
31  
32  
33  
34

25. PUT THE AIRPLANE BACK TO ITS USUAL CONDITION 031989

- A. TURN THE PACK 3 SELECTOR ON P5 OVERHEAD PANEL TO OFF (AMM PAGEBLOCK 21-00-00/2013).  
 B. REMOVE THE PNEUMATIC PRESSURE (AMM PAGEBLOCK 36-00-00/2013).  
 C. CLOSE THIS ACCESS PANEL.  
 NUMBER NAME/LOCATION  
 19288R PANEL - WING/BODY FAIRING  
 D. REMOVE ELECTRICAL POWER IF IT IS NOT NECESSARY (AMM PAGEBLOCK 24-22-00/2013).



ITEM NO. LP-0280 REF:43-01-01-04 RUN, 07-07-09 PAGE 04 OF 04

MAINTENANCE PLANNING/TECHNICAL SERVICE

# 附錄 3 民國 102 年 8 月 12 日 維護紀錄

CHINA AIRLINES TECHNICAL LOG BOOK																																																						
AC TYPE / A/C NO.		747-400 / 1176		FLT NO.		C-1234		TO		HKG		LOCAL DATE		08/12/13		PAGE NO.		T1319407																																				
<table border="1" style="width: 100%; border-collapse: collapse;"> <tr> <th>REPORT</th> <th>ACTION TAKEN</th> <th>STATUS</th> </tr> <tr> <td>                     1 ATA 21-1600 MAINT. ENTRY                      SIS WST FWD TEMP                 </td> <td>                     UNDER MEL 21-61-12-01 B IREIN                      FLT ITEM RISE TO TLR D/P 0150029                      CAT C                      R. CMC FAULT WST FWD C/O DUCT                      TEMP SENSOR/WIRING FAIL (TLB?)                 </td> <td> <input type="checkbox"/> CDCCL <input type="checkbox"/> FCS repair  <input type="checkbox"/> RII                      MEL category <input type="checkbox"/> A <input type="checkbox"/> B <input type="checkbox"/> C <input type="checkbox"/> D  <input type="checkbox"/> M <input type="checkbox"/> O <input type="checkbox"/> Other inspection                      SIGNATURE [Redacted]                      LICENSE NO. [Redacted]                      LOCAL DATE 08/12/13                 </td> </tr> <tr> <td>                     2 ATA 1-1-1 MAINT. ENTRY                 </td> <td>                     [Redacted]                 </td> <td> <input type="checkbox"/> CDCCL <input type="checkbox"/> FCS repair  <input type="checkbox"/> RII                      MEL category <input type="checkbox"/> A <input type="checkbox"/> B <input type="checkbox"/> C <input type="checkbox"/> D  <input type="checkbox"/> M <input type="checkbox"/> O <input type="checkbox"/> Other inspection                      SIGNATURE [Redacted]                      LICENSE NO. [Redacted]                      LOCAL DATE [Redacted]                 </td> </tr> </table>															REPORT	ACTION TAKEN	STATUS	1 ATA 21-1600 MAINT. ENTRY SIS WST FWD TEMP	UNDER MEL 21-61-12-01 B IREIN FLT ITEM RISE TO TLR D/P 0150029 CAT C R. CMC FAULT WST FWD C/O DUCT TEMP SENSOR/WIRING FAIL (TLB?)	<input type="checkbox"/> CDCCL <input type="checkbox"/> FCS repair <input type="checkbox"/> RII MEL category <input type="checkbox"/> A <input type="checkbox"/> B <input type="checkbox"/> C <input type="checkbox"/> D <input type="checkbox"/> M <input type="checkbox"/> O <input type="checkbox"/> Other inspection SIGNATURE [Redacted] LICENSE NO. [Redacted] LOCAL DATE 08/12/13	2 ATA 1-1-1 MAINT. ENTRY	[Redacted]	<input type="checkbox"/> CDCCL <input type="checkbox"/> FCS repair <input type="checkbox"/> RII MEL category <input type="checkbox"/> A <input type="checkbox"/> B <input type="checkbox"/> C <input type="checkbox"/> D <input type="checkbox"/> M <input type="checkbox"/> O <input type="checkbox"/> Other inspection SIGNATURE [Redacted] LICENSE NO. [Redacted] LOCAL DATE [Redacted]																															
REPORT	ACTION TAKEN	STATUS																																																				
1 ATA 21-1600 MAINT. ENTRY SIS WST FWD TEMP	UNDER MEL 21-61-12-01 B IREIN FLT ITEM RISE TO TLR D/P 0150029 CAT C R. CMC FAULT WST FWD C/O DUCT TEMP SENSOR/WIRING FAIL (TLB?)	<input type="checkbox"/> CDCCL <input type="checkbox"/> FCS repair <input type="checkbox"/> RII MEL category <input type="checkbox"/> A <input type="checkbox"/> B <input type="checkbox"/> C <input type="checkbox"/> D <input type="checkbox"/> M <input type="checkbox"/> O <input type="checkbox"/> Other inspection SIGNATURE [Redacted] LICENSE NO. [Redacted] LOCAL DATE 08/12/13																																																				
2 ATA 1-1-1 MAINT. ENTRY	[Redacted]	<input type="checkbox"/> CDCCL <input type="checkbox"/> FCS repair <input type="checkbox"/> RII MEL category <input type="checkbox"/> A <input type="checkbox"/> B <input type="checkbox"/> C <input type="checkbox"/> D <input type="checkbox"/> M <input type="checkbox"/> O <input type="checkbox"/> Other inspection SIGNATURE [Redacted] LICENSE NO. [Redacted] LOCAL DATE [Redacted]																																																				
<table border="1" style="width: 100%; border-collapse: collapse;"> <tr> <th>ITEM</th> <th>DESCRIPTION</th> <th>QTY</th> <th>PART NUMBER</th> <th>SERIAL NUMBER</th> <th>ITEM</th> <th>DESCRIPTION</th> <th>QTY</th> <th>PART NUMBER</th> <th>SERIAL NUMBER</th> </tr> <tr> <td> </td> <td> </td> <td> </td> <td> </td> <td> </td> <td> </td> <td> </td> <td> </td> <td> </td> <td> </td> </tr> </table>															ITEM	DESCRIPTION	QTY	PART NUMBER	SERIAL NUMBER	ITEM	DESCRIPTION	QTY	PART NUMBER	SERIAL NUMBER																														
ITEM	DESCRIPTION	QTY	PART NUMBER	SERIAL NUMBER	ITEM	DESCRIPTION	QTY	PART NUMBER	SERIAL NUMBER																																													
<table border="1" style="width: 100%; border-collapse: collapse;"> <tr> <td>CAT</td> <td>ID</td> <td>IIID</td> <td>IIID</td> <td>IIID</td> <td>IIID</td> <td>IIID</td> <td>IIID</td> <td>IIID</td> <td>IIID</td> <td>IIID</td> <td>IIID</td> <td>IIID</td> <td>IIID</td> <td>IIID</td> <td>IIID</td> <td>IIID</td> <td>IIID</td> <td>IIID</td> <td>IIID</td> </tr> <tr> <td> </td> <td> </td> <td> </td> <td> </td> <td> </td> <td> </td> <td> </td> <td> </td> <td> </td> <td> </td> <td> </td> <td> </td> <td> </td> <td> </td> <td> </td> <td> </td> <td> </td> <td> </td> <td> </td> <td> </td> </tr> </table>															CAT	ID	IIID	IIID	IIID	IIID	IIID	IIID	IIID	IIID	IIID	IIID	IIID	IIID	IIID	IIID	IIID	IIID	IIID	IIID																				
CAT	ID	IIID	IIID	IIID	IIID	IIID	IIID	IIID	IIID	IIID	IIID	IIID	IIID	IIID	IIID	IIID	IIID	IIID	IIID																																			
AIRWORTHINESS RELEASE STATEMENT: THE AIRCRAFT IDENTIFIED ABOVE HAS BEEN INSPECTED AND APPROVED FOR MAINTENANCE PROGRAM AND IS CERTIFIED AIRWORTHY WITH RESPECT TO THE WORK PERFORMED FOR RETURN TO SERVICE. CHINA AIRLINES LTD, TAIPEI, TAIWAN, R.O.C.																																																						
<table border="1" style="width: 100%; border-collapse: collapse;"> <tr> <td colspan="10">                     For B registered aircraft  <input checked="" type="checkbox"/> FAA CERTIFICATE NO. 0A-18-01  <input type="checkbox"/> HANDLING AGENT CERT. NO. /LOA NO.                 </td> <td colspan="5">ACCEPTED BY CAPTAIN</td> </tr> <tr> <td colspan="10">                     For H registered aircraft  <input type="checkbox"/> FAA AGENCY CERTIFICATE NO. SA/1575H  <input type="checkbox"/> HANDLING AGENT FAA CERT. NO.                 </td> <td colspan="5">                     SIGNATURE [Redacted]                      LICENSE NO. [Redacted]                 </td> </tr> </table>															For B registered aircraft <input checked="" type="checkbox"/> FAA CERTIFICATE NO. 0A-18-01 <input type="checkbox"/> HANDLING AGENT CERT. NO. /LOA NO.										ACCEPTED BY CAPTAIN					For H registered aircraft <input type="checkbox"/> FAA AGENCY CERTIFICATE NO. SA/1575H <input type="checkbox"/> HANDLING AGENT FAA CERT. NO.										SIGNATURE [Redacted] LICENSE NO. [Redacted]														
For B registered aircraft <input checked="" type="checkbox"/> FAA CERTIFICATE NO. 0A-18-01 <input type="checkbox"/> HANDLING AGENT CERT. NO. /LOA NO.										ACCEPTED BY CAPTAIN																																												
For H registered aircraft <input type="checkbox"/> FAA AGENCY CERTIFICATE NO. SA/1575H <input type="checkbox"/> HANDLING AGENT FAA CERT. NO.										SIGNATURE [Redacted] LICENSE NO. [Redacted]																																												

# 附錄 4 民國 102 年 8 月 13 日 維護紀錄

CHINA AIRLINES TECHNICAL LOG BOOK											
A/C TYPE / A/C NO.		FLT NO.		FROM		TO		LOCAL DATE		PAGE NO.	
747-400 / B-18716		MAINT						M 08 / D 13 / Y 102		T 1319411	
REPORT						ACTION TAKEN			STATUS		
1. ATA 21-1-60 MAINT ENTRY GRD PDM RPLD DUCT TEMP SENSOR CHK FOUND AIR TUBE DEFORMED						1. GRD PDM RPLD PNL 192BR AND 192AH AND TUBE ASSY. P/N: 2146109-1019. AMM 06-902 AMM 21-61-16. 63406-08133			<input type="checkbox"/> CDCCL <input type="checkbox"/> FCS repair <input type="checkbox"/> RII <input type="checkbox"/> MEL category: <input type="checkbox"/> A <input type="checkbox"/> B <input type="checkbox"/> C <input type="checkbox"/> D <input type="checkbox"/> E <input type="checkbox"/> F <input type="checkbox"/> G <input type="checkbox"/> H <input type="checkbox"/> I <input type="checkbox"/> J <input type="checkbox"/> K <input type="checkbox"/> L <input type="checkbox"/> M <input type="checkbox"/> N <input type="checkbox"/> O <input type="checkbox"/> P <input type="checkbox"/> Q <input type="checkbox"/> R <input type="checkbox"/> S <input type="checkbox"/> T <input type="checkbox"/> U <input type="checkbox"/> V <input type="checkbox"/> W <input type="checkbox"/> X <input type="checkbox"/> Y <input type="checkbox"/> Z		
2. ATA 21-1-60 MAINT ENTRY SAME ABOVE ITEM.						2. GRD CK FOUND SEVERAL CRACKS IN AIR DUCTS DAMAGED. AND END CGO ZONE DUCT TEMP SENSOR DAMAGED.			<input type="checkbox"/> CDCCL <input type="checkbox"/> FCS repair <input type="checkbox"/> RII <input type="checkbox"/> MEL category: <input type="checkbox"/> A <input type="checkbox"/> B <input type="checkbox"/> C <input type="checkbox"/> D <input type="checkbox"/> E <input type="checkbox"/> F <input type="checkbox"/> G <input type="checkbox"/> H <input type="checkbox"/> I <input type="checkbox"/> J <input type="checkbox"/> K <input type="checkbox"/> L <input type="checkbox"/> M <input type="checkbox"/> N <input type="checkbox"/> O <input type="checkbox"/> P <input type="checkbox"/> Q <input type="checkbox"/> R <input type="checkbox"/> S <input type="checkbox"/> T <input type="checkbox"/> U <input type="checkbox"/> V <input type="checkbox"/> W <input type="checkbox"/> X <input type="checkbox"/> Y <input type="checkbox"/> Z		
3. REPLACED PARTS AS FOLLOWING AND PARTS FROM B-18716 PARTS P/N: 2146102-68, 2146102-64, 2146110-1, 2146102-2019, AND END CGO COND AIR CK VLV.						3. REPLACED PARTS AS FOLLOWING AND PARTS FROM B-18716 PARTS P/N: 2146102-68, 2146102-64, 2146110-1, 2146102-2019, AND END CGO COND AIR CK VLV.			<input type="checkbox"/> CDCCL <input type="checkbox"/> FCS repair <input type="checkbox"/> RII <input type="checkbox"/> MEL category: <input type="checkbox"/> A <input type="checkbox"/> B <input type="checkbox"/> C <input type="checkbox"/> D <input type="checkbox"/> E <input type="checkbox"/> F <input type="checkbox"/> G <input type="checkbox"/> H <input type="checkbox"/> I <input type="checkbox"/> J <input type="checkbox"/> K <input type="checkbox"/> L <input type="checkbox"/> M <input type="checkbox"/> N <input type="checkbox"/> O <input type="checkbox"/> P <input type="checkbox"/> Q <input type="checkbox"/> R <input type="checkbox"/> S <input type="checkbox"/> T <input type="checkbox"/> U <input type="checkbox"/> V <input type="checkbox"/> W <input type="checkbox"/> X <input type="checkbox"/> Y <input type="checkbox"/> Z		
4. REPLACED END CGO ZONE DUCT TEMP SENSOR IN END CGO AIR CONDITION FLOW REGULATING VALV.						4. REPLACED END CGO ZONE DUCT TEMP SENSOR IN END CGO AIR CONDITION FLOW REGULATING VALV.			<input type="checkbox"/> CDCCL <input type="checkbox"/> FCS repair <input type="checkbox"/> RII <input type="checkbox"/> MEL category: <input type="checkbox"/> A <input type="checkbox"/> B <input type="checkbox"/> C <input type="checkbox"/> D <input type="checkbox"/> E <input type="checkbox"/> F <input type="checkbox"/> G <input type="checkbox"/> H <input type="checkbox"/> I <input type="checkbox"/> J <input type="checkbox"/> K <input type="checkbox"/> L <input type="checkbox"/> M <input type="checkbox"/> N <input type="checkbox"/> O <input type="checkbox"/> P <input type="checkbox"/> Q <input type="checkbox"/> R <input type="checkbox"/> S <input type="checkbox"/> T <input type="checkbox"/> U <input type="checkbox"/> V <input type="checkbox"/> W <input type="checkbox"/> X <input type="checkbox"/> Y <input type="checkbox"/> Z		
ID NO. 6376766		SIGNATURE		ID NO.		SIGNATURE		LOCAL DATE		M 08 / D 13 / Y 102	
ID NO. 6376766		SIGNATURE		ID NO.		SIGNATURE		LOCAL DATE		M 08 / D 13 / Y 102	
ITEM	NOMENCLATURE	POS	PART NUMBER	SERIAL NUMBER	ITEM	NOMENCLATURE	POS	PART NUMBER	SERIAL NUMBER		
1.	SENSOR	FWD	220423-2	03068024	1.	VALVE AY	FWD	2146104-4	00940972		
		CGO	220423-2	202020011			CGO	2146104-4	00940972		
2.	VALVE	FWD	208250-1	200209119							
		CGO	208250-1	200209119							
CAT ID II		IIIA		IIIB		IIIC		IIID		IIIE	
M M D D Y Y		M M D D Y Y		M M D D Y Y		M M D D Y Y		M M D D Y Y		M M D D Y Y	
ETOPS		PASS		FAIL		ETOPS		PASS		FAIL	
AIRWORTHINESS RELEASE STATEMENT: THE AIRCRAFT IDENTIFIED ABOVE HAS BEEN INSPECTED IN ACCORDANCE WITH THE AIRCRAFT MAINTENANCE PROGRAM AND IS CERTIFIED AIRWORTHY WITH RESPECT TO THE WORK PERFORMED FOR RETURN TO SERVICE. CHINA AIRLINES LTD., TAIYUAN, TAIWAN, R.O.C.										ACCEPTED BY CAPTAIN	
MAINT. CHECK		SIGNATURE		LICENSE NO.		LOCAL DATE (MMDDYY)		STATION		SIGNATURE	
D		[Signature]		A802995		08/13		TPE		[Signature]	
COPY 1 (WHITE) ORIGINAL, REMOVED FOR RECORD KEEPING AFTER COMPLETED.										COPY 2 (YELLOW) ORIGINAL, REMOVED FOR RECORD KEEPING AFTER COMPLETED.	

CHINA AIRLINES TECHNICAL LOG BOOK											
A/C TYPE / A/C NO.		FLT NO.		FROM		TO		LOCAL DATE		PAGE NO.	
747-400 / B-18716		MAINT						M 08 / D 15 / Y 102		T 1319413	
REPORT						ACTION TAKEN			STATUS		
1. ATA 21-1-60 MAINT ENTRY ITEM FROM T-1319413-1 GRD PDM RPLD DUCT TEMP SENSOR CHK FOUND AIR TUBE DEFORMED						5. PERFORMED PACK-3 FUNCTION OPERATION CK WAS NULL & FROM PACK-3 OUTLET TO END CGO COND AIR CK VLV NO LEAKING FOUND. PERFORMED CK OF THE END CGO DUCT TEMP SENSOR WAS NULL. TAW AMM 21-00-00, 21-61-16. 63406-08133			<input type="checkbox"/> CDCCL <input type="checkbox"/> FCS repair <input type="checkbox"/> RII <input type="checkbox"/> MEL category: <input type="checkbox"/> A <input type="checkbox"/> B <input type="checkbox"/> C <input type="checkbox"/> D <input type="checkbox"/> E <input type="checkbox"/> F <input type="checkbox"/> G <input type="checkbox"/> H <input type="checkbox"/> I <input type="checkbox"/> J <input type="checkbox"/> K <input type="checkbox"/> L <input type="checkbox"/> M <input type="checkbox"/> N <input type="checkbox"/> O <input type="checkbox"/> P <input type="checkbox"/> Q <input type="checkbox"/> R <input type="checkbox"/> S <input type="checkbox"/> T <input type="checkbox"/> U <input type="checkbox"/> V <input type="checkbox"/> W <input type="checkbox"/> X <input type="checkbox"/> Y <input type="checkbox"/> Z		
2. ATA 21-1-60 MAINT ENTRY REF TUB PART NO T-1319411-1 ITEM.						6. PDM REINSTALLED PNL 192BR 192AH AND AIR TUBE. 63406-08133 AMM 06-09-02.			<input type="checkbox"/> CDCCL <input type="checkbox"/> FCS repair <input type="checkbox"/> RII <input type="checkbox"/> MEL category: <input type="checkbox"/> A <input type="checkbox"/> B <input type="checkbox"/> C <input type="checkbox"/> D <input type="checkbox"/> E <input type="checkbox"/> F <input type="checkbox"/> G <input type="checkbox"/> H <input type="checkbox"/> I <input type="checkbox"/> J <input type="checkbox"/> K <input type="checkbox"/> L <input type="checkbox"/> M <input type="checkbox"/> N <input type="checkbox"/> O <input type="checkbox"/> P <input type="checkbox"/> Q <input type="checkbox"/> R <input type="checkbox"/> S <input type="checkbox"/> T <input type="checkbox"/> U <input type="checkbox"/> V <input type="checkbox"/> W <input type="checkbox"/> X <input type="checkbox"/> Y <input type="checkbox"/> Z		
ID NO. 6376766		SIGNATURE		ID NO.		SIGNATURE		LOCAL DATE		M 08 / D 15 / Y 102	
ID NO. 6376766		SIGNATURE		ID NO.		SIGNATURE		LOCAL DATE		M 08 / D 15 / Y 102	
ITEM	NOMENCLATURE	POS	PART NUMBER	SERIAL NUMBER	ITEM	NOMENCLATURE	POS	PART NUMBER	SERIAL NUMBER		
CAT ID II		IIIA		IIIB		IIIC		IIID		IIIE	
M M D D Y Y		M M D D Y Y		M M D D Y Y		M M D D Y Y		M M D D Y Y		M M D D Y Y	
ETOPS		PASS		FAIL		ETOPS		PASS		FAIL	
AIRWORTHINESS RELEASE STATEMENT: THE AIRCRAFT IDENTIFIED ABOVE HAS BEEN INSPECTED IN ACCORDANCE WITH THE AIRCRAFT MAINTENANCE PROGRAM AND IS CERTIFIED AIRWORTHY WITH RESPECT TO THE WORK PERFORMED FOR RETURN TO SERVICE. CHINA AIRLINES LTD., TAIYUAN, TAIWAN, R.O.C.										ACCEPTED BY CAPTAIN	
MAINT. CHECK		SIGNATURE		LICENSE NO.		LOCAL DATE (MMDDYY)		STATION		SIGNATURE	
D		[Signature]		A802995		08/15		TPE		[Signature]	
COPY 1 (WHITE) ORIGINAL, REMOVED FOR RECORD KEEPING AFTER COMPLETED.										COPY 2 (YELLOW) ORIGINAL, REMOVED FOR RECORD KEEPING AFTER COMPLETED.	

## 附錄 5 環境與空調系統之自動快照頁面資料

Boeing AHM - 747-400 ECS Air Supply Maintance Page		Page 1 of 1	
(EIU) L-ECS AIR SUP SYS AUTO			
	1	2	3
HIGH PRESS CONT	CLOSED	CLOSED	CLOSED
HIGH PRESS VLV	CLOSED	CLOSED	CLOSED
PRESS REG VLV	OPEN	OPEN	OPEN
ENG DUCT PRESSURE	51	52	57
PRECOOLER OUT TEMP	355	383	362
FAN AIR VLV	REGLTG	REGLTG	REGLTG
STARTER VLV	CLOSED	CLOSED	CLOSED
PRESS REG S/O VLV	REGLTG	REGLTG	REGLTG
BLEED FLOW			
	L	R	
MANIFOLD DUCT PRESSURE	37	36	
CABIN PRESSURE SYSTEM:			
CPC IN CONTROL	A		OUTFLOW VALVES
CAB ALT	10000	RATE	L
LDG ALT	100 AUTO	dP 5.7	R
FWD CARGO OVBD VLV POS	0.83		0.00
FWD CARGO OVBD BACKUP VLV	OPEN		0.00
			AUTO
			AUTO
CABIN ALTITUDE		DATE: 07SEP13	GMT: 19:51:56
Airplane Id: B-18716	Flight No: CI5621	Leg Date: 07-Sep-2013 : 19:04	Departure Airport: TPE

# 附錄 6 民國 102 年 9 月 8 日 維護紀錄

CHINA AIRLINES		TECHNICAL LOG BOOK		PAGE NO. T1300090							
A/C TYPE / A/C NO. 74Y B18716		FLT. NO. 5621	FROM TPE	TO TPE	LOCAL DATE 091018113						
REPORT		ACTION TAKEN			STATUS						
1. ATA 211-210 MAINT. ENTRY AFTER REACHING CRUISE ALTITUDE FOR SEVERAL MINUTES, "CABIN ALTITUDE" WARNING APPEARED WITH WARNING SOUND. "CABIN ALTITUDE" CAUTION MESSAGE NEVER APPEARED AFTER CONFIRMING ALL DRS ON & OUT FLOW		1. AMM 52-51-01 REMOVED WING TO BODY FAIRING 192BR & 192BR. 2. PER AMM 25-52-01 REMOVED FWD CGO SLOPNER SIDEWALL LINING PANEL STATION 700 R. PER AMM 21-28-08 REMOVED FWD CGO COMP. COND. AIR OK. VUL & DUCT.			<input type="checkbox"/> CDCL <input type="checkbox"/> FCS repair <input type="checkbox"/> RI						
2. ATA 211-211 MAINT. ENTRY VALVE CLOSED. "EMERGENCY DESCENT" CRH PROCEDURE PERFORMED DUE TO CABIN STUCC. CLIMBING DURING DESCENT. STUCC. REMOVED ABOVE 10,000 FT. AFTER UNTIL CLOSE TO 10,000 FT.		4. PER AMM 21-28-10 REMOVED FWD CGO FLOW REGULATING VLV. 192BR & 192BR. 5. IAW AMM 21-61-16 REPAIRED TEMPERATURE SENSOR AND FUNCTIONAL CHECK OK. 6. IAW AMM 21-61-07 REPAIRED OVERHEAT SWITCH AND FUNCTIONAL CHECK OK.			<input type="checkbox"/> CDCL <input type="checkbox"/> FCS repair <input type="checkbox"/> RI <input type="checkbox"/> MEL category <input type="checkbox"/> M <input type="checkbox"/> O <input type="checkbox"/> NOTIFY DISPATCH						
ITEM		PART NUMBER		SERIAL NUMBER		ITEM		PART NUMBER		SERIAL NUMBER	
2. SENSOR		720433-2		201208001							
2. SWITCH		705295-4		196026							
CAT ID II ID III AD		EXPIRED DATE (UTC) AFTER			ETOPS		PASS				
		M M D D Y Y			<input type="checkbox"/> FAIL						
AIRWORTHINESS RELEASE STATEMENT: THE AIRCRAFT IDENTIFIED ABOVE HAS BEEN INSPECTED IN ACCORDANCE WITH APPROVED MAINTENANCE PROGRAM AND IS CERTIFIED AIRWORTHY WITH RESPECT TO THE WORK PERFORMED FOR RETURN TO SERVICE. CHINA AIRLINES LTD., TAOYUAN, TAIWAN, R.O.C.											
MAINT. CHECK						ACCEPTED BY CAPTAIN					
SIGNATURE						SIGNATURE					
LICENSE NO.						LICENSE NO.					
LOCAL DATE (MM/DD/YY)						LOCAL DATE (MM/DD/YY)					
STATION						STATION					

COPY 1 (WHITE); ORIGINAL, REMOVED FOR RECORD KEEPING AFTER COMPLETED.  
QP07MN12F R16

CHINA AIRLINES		TECHNICAL LOG BOOK		PAGE NO. T1300091							
A/C TYPE / A/C NO. 74Y B18716		FLT. NO. 5621	FROM TPE	TO TPE	LOCAL DATE 091018113						
REPORT		ACTION TAKEN			STATUS						
1. ATA 211-210 MAINT. ENTRY NOTICED CABIN ALTITUDE WAS AROUND 5000-6000 FT. HALF WAY THROUGH FUEL DURING CABIN DESCENT & REMAINED AT 100 FT. AFTER GO AROUND CABIN ALTITUDE REMAINED AT 200 FT. DURING SECOND APPROACH. CRH NOTICE OUTFLOW VALVE NEARLY CLOSED POSITION AT LOSS OF USE.		7. IAW AMM 21-28-10 REINSTALLED FWD CGO FLOW REGULATING VALVE, DUCT CONNECTION AND LEAK CHECK WAS ADEQUATE, AND FWD CGO FLOW REGULATING VLV FUNCTIONAL TEST ADEQUATE. 8. PER AMM 52-51-01 REINSTALLED WING TO BODY FAIRING 192BR & 192BR. 9. PER AMM 25-52-01 REMOVED FWD CGO SLOPNER SIDEWALL LINING PANEL STATION 700 R. PER AMM 21-28-08 REMOVED FWD CGO COMP. COND. AIR OK. VUL & DUCT. 10. IAW AMM 21-61-16 REPAIRED TEMPERATURE SENSOR AND FUNCTIONAL CHECK OK. 11. IAW AMM 21-61-07 REPAIRED OVERHEAT SWITCH AND FUNCTIONAL CHECK OK.			<input type="checkbox"/> CDCL <input type="checkbox"/> FCS repair <input type="checkbox"/> RI						
2. ATA 211-211 MAINT. ENTRY		192BR & 192BR			<input type="checkbox"/> CDCL <input type="checkbox"/> FCS repair						
ITEM		PART NUMBER		SERIAL NUMBER		ITEM		PART NUMBER		SERIAL NUMBER	
CAT ID II ID III AD		EXPIRED DATE (UTC) AFTER			ETOPS		PASS				
		M M D D Y Y			<input type="checkbox"/> FAIL						
AIRWORTHINESS RELEASE STATEMENT: THE AIRCRAFT IDENTIFIED ABOVE HAS BEEN INSPECTED IN ACCORDANCE WITH APPROVED MAINTENANCE PROGRAM AND IS CERTIFIED AIRWORTHY WITH RESPECT TO THE WORK PERFORMED FOR RETURN TO SERVICE. CHINA AIRLINES LTD., TAOYUAN, TAIWAN, R.O.C.											
MAINT. CHECK						ACCEPTED BY CAPTAIN					
SIGNATURE						SIGNATURE					
LICENSE NO.						LICENSE NO.					
LOCAL DATE (MM/DD/YY)						LOCAL DATE (MM/DD/YY)					
STATION						STATION					

COPY 1 (WHITE); ORIGINAL, REMOVED FOR RECORD KEEPING AFTER COMPLETED.  
QP07MN12F R16



# 附錄 7 內空調管進氣口材料測試報告

## 中山科學研究院第五研究所

The Fifth Division, Chung Shan Institute of Science and Technology

桃園龍潭郵政 90008-8-5 信箱 P.O. Box 90008-8-5, Lungtan, Taoyuan, Taiwan, R.O.C.

TEL: (03)-4711742, FAX: (03)-4714368

### 材料測試報告

編號(No.): 103 專-7-019

### Materials Test Report

頁次(page): 1/2

申請單位名稱和地址 Name and Address of Client 飛航安全調查委員會 新北市新店區北新路三段 200 號 11 樓		來文編號 Application No. 無																															
試樣名稱 Name of Sample B747F 空調管進氣口		項數 / 件數 No. of Items/Pieces 1 / 5																															
試驗項目 Test Items 拉伸、硬度、成份分析		日期 Date Y/M/D	建案 Acceptance 103/01/28																														
試驗方法 (規範) Test Methods/Specifications ASTM E8-13a、MPTS OME-108		試驗儀器 Test Instruments SPARK-OES、 Zwick/Roell Z100 UTM、Vicker's 微硬度機																															
<p>1. 試樣說明：送測試樣，係由本組加工製作成1吋(G.L.=25.4mm)拉伸試件。</p> <p>2. 拉伸試驗：</p> <p>2.1 測試條件：降伏前速度以夾頭走速0.015mm/mm/min，降伏後速度以夾頭走速0.25mm/mm/min進行拉伸測試；標距長度25.4mm。</p> <p>2.2 測試結果：</p> <table border="1"> <thead> <tr> <th>試件編號</th> <th>抗拉強度 (MPa)</th> <th>降伏強度(0.2% offset) (MPa)</th> <th>伸長率 (%)</th> </tr> </thead> <tbody> <tr> <td>#1</td> <td>176</td> <td>90.5</td> <td>26.2</td> </tr> <tr> <td>#2</td> <td>177</td> <td>94.3</td> <td>25.8</td> </tr> <tr> <td>#3</td> <td>176</td> <td>97.6</td> <td>26.8</td> </tr> </tbody> </table> <p>3. 硬度測試結果(荷重 50g)：</p> <table border="1"> <thead> <tr> <th></th> <th>點 1</th> <th>點 2</th> <th>點 3</th> <th>點 4</th> <th>點 5</th> <th>平均值</th> </tr> </thead> <tbody> <tr> <td>HV</td> <td>58.5</td> <td>57.6</td> <td>58.9</td> <td>64.7</td> <td>56.9</td> <td>59.3</td> </tr> </tbody> </table>				試件編號	抗拉強度 (MPa)	降伏強度(0.2% offset) (MPa)	伸長率 (%)	#1	176	90.5	26.2	#2	177	94.3	25.8	#3	176	97.6	26.8		點 1	點 2	點 3	點 4	點 5	平均值	HV	58.5	57.6	58.9	64.7	56.9	59.3
試件編號	抗拉強度 (MPa)	降伏強度(0.2% offset) (MPa)	伸長率 (%)																														
#1	176	90.5	26.2																														
#2	177	94.3	25.8																														
#3	176	97.6	26.8																														
	點 1	點 2	點 3	點 4	點 5	平均值																											
HV	58.5	57.6	58.9	64.7	56.9	59.3																											
填寫 Prepared by		審查 Reviewed by																															
連絡電話 Contact Tel.		核定(報告簽署人) Approved by																															

※ 注意:

Form No.: MPTS-T-005

Issued: 98/07/30

1. 本報告僅對送驗試樣負責且樣品餘料自報告核發日起保存壹年。

This report only accounts for the sample(s) sent, and the remnants of the samples will be kept for one year since the issue date of the report.

2. 本報告無核章及日期簽署、或塗改、翻製、影印者無效。

This report is invalid without being stamped and dated, or if obliterated, modified, duplicated in any other way.

3. 本報告不得作為任何商業推銷廣告或公告之用。

This report should not be used for any commercial advertisement and public statement

# 材料測試報告

編號(No.): 103 專-7-019

## Materials Test Report

頁次(page): 2/2

4. 成份分析結果如下:

試樣名稱	元素(wt.%)									
	Si	Fe	Cu	Mn	Mg	Zn	Cr	Ni	V	Al
B747F 空調管進氣口	0.13	0.24	0.07	0.01	2.50	0.01	0.20	0.005	0.01	Rem.
5052 鋁合金規格	0.25 max.	0.40 max.	0.10 max.	0.10 max.	2.2-2.8	0.10 max.	0.15-0.35	--	--	Rem.

-----以下空白-----

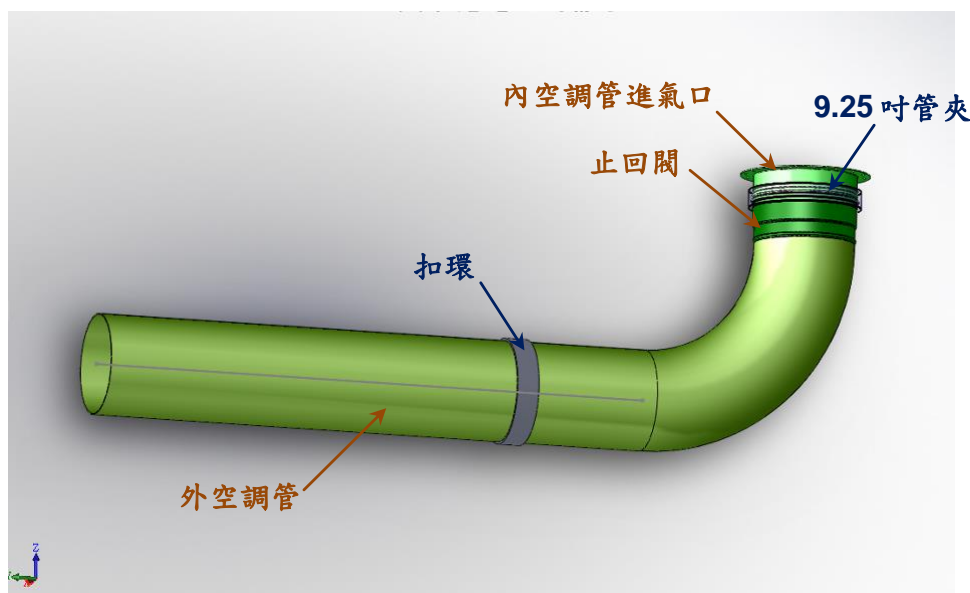
Form No.: MPTS-T-005-2 Issued: 99/07/01

## 附錄 8 空調管路動態有限元素分析

以下導入有限元素分析技術，模擬 21 psig 的加壓空氣流入空調管路，解算空調管路各部位受力狀況，以供後續進行失效分析。有限元素分析步驟依序為：1. 建構空調管路各元件模型；2. 運用有限元素分析技術，設定流體空間邊界條件，計算流體空間表面之壓力分佈；3. 運用有限元素分析技術，將前一步驟所得流體空間表面壓力分佈結果，設定為空調管路各元件之邊界條件，計算空調管路之應力分佈狀況；最後依解算出之應力分佈，求解空調管路各部位受力狀況。

### 1. 模型建構

空調管路模型包含：外空調管、止回閥、內空調管進氣口、管夾及扣環等元件，經量測相關尺寸數據後，完成模型建構如圖附錄 8-1 所示。

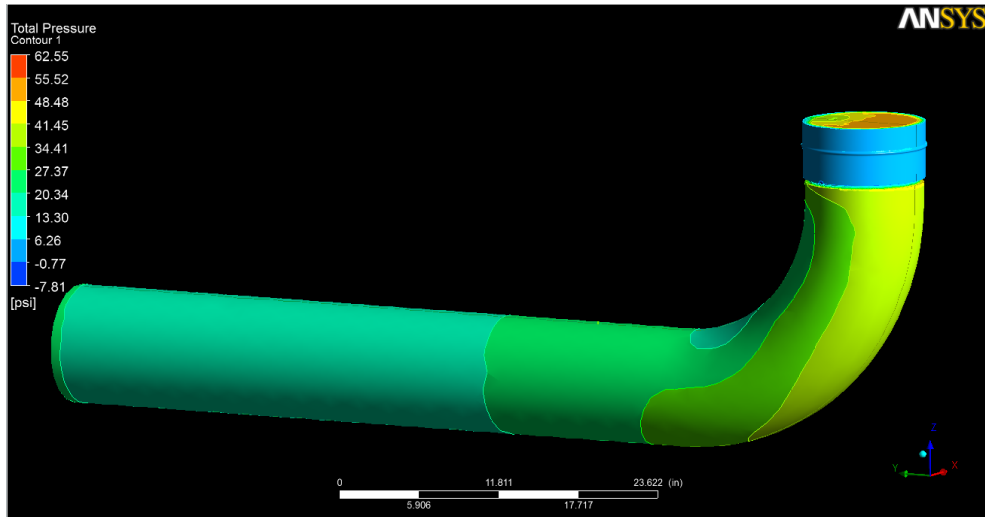


圖附錄 8-1 空調管路組合結構圖

### 2. 流體分析

使用 ANSYS CFX 流體分析工具，首先匯入空調管路模型，計算流體流經模型內部之空間，其次設定包括入口 (inlet)、出口 (outlet) 及牆面 (wall) 等流體空間之邊界條件，然後進行求解計算；圖附錄 8-2 為流體空間表面之壓力分佈圖，因流體空間表面緊臨空調管路內部壁面，因而圖附錄 8-2 可視為空調管路內部壁面之邊界條件圖。

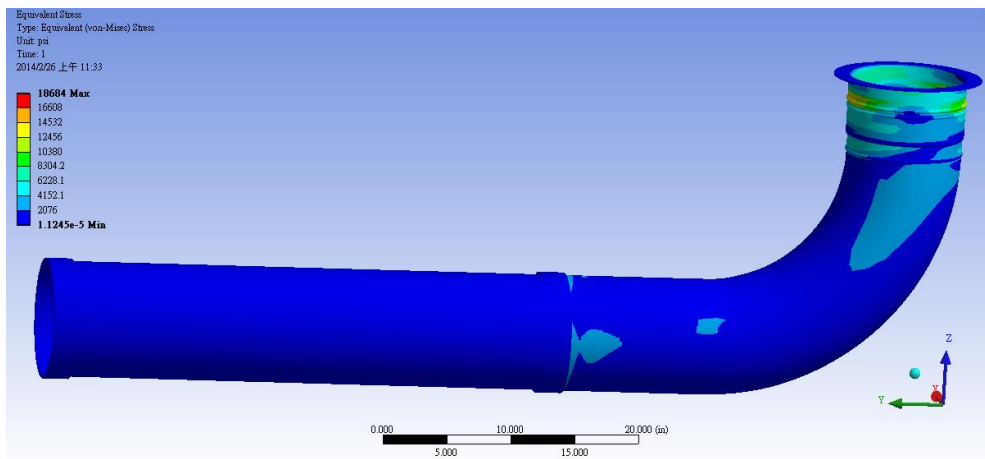




圖附錄 8-2 流體空間表面之壓力分佈

### 3. 應力分析

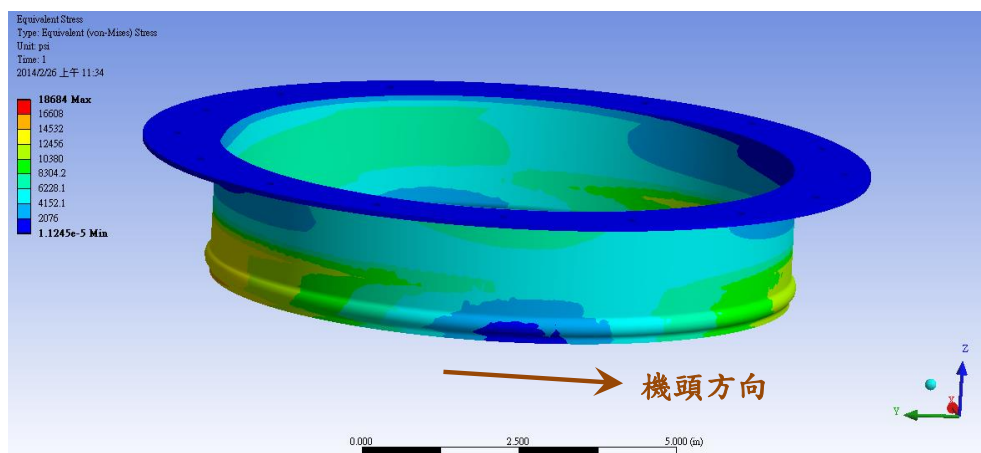
使用 ANSYS 有限元素分析工具，首先匯入空調管路模型，之後設定邊界條件，包括：扣環及內空調管進氣口上方 16 個螺栓孔將整個空調管路固定，空調管路流體壓力係施加負載於整個空調管路之內部壁面，外空調管重量僅 10.6 磅，與流體作用力（千磅）相比可忽略不計；然後進行求解計算，求得空調管路之應力分佈如圖附錄 8-3 所示。



圖附錄 8-3 空調管路之應力分佈

依據圖 1.6-7，止回閥上、下緣各有一只管夾固定，由圖附錄 8-3 可見，相較於止回閥下緣與外空調管相接部位，止回閥上緣與內空調管進氣口相接處有較大應力分佈；內空調管進氣口附近之應力分佈如

圖附錄 8-4 所示，最高應力約為 7,500 psi，位於內空調管進氣口附近沿機身方向之凸緣處，如圖附錄 8-4 中以黃色標示之區域。



圖附錄 8-4 內空調管進氣口之壓力分佈

# 附錄 9 美國國家運輸安全委員會(波音公司)對事故調查摘要報告之意見陳述內容

Enclosure to 66-ZB-H200-ASI-18782

Boeing Comments on Draft Final Report  
CHI 747-400F B-18716 Failure to Pressurize during Climb from Taipei- 7 Sept 2013

Boeing appreciates the opportunity to review the draft final report of the incident. We offer our comments below for your consideration. Our comments show text from the draft report in *italic blue text* with proposed deletions shown as ~~strikethrough~~ and proposed additions as underline.

#### Boeing General Comments:

In general, Boeing's understanding of this event was that the depressurization was caused when the clamp that secures the conditioned air check valve to the metallic duct 214U6109-1019 became loose and the duct and clamp separated. The Taiwan ASC investigation found that the metallic duct 214U6109-1019 had been previously reworked or modified post-delivery in a way that the duct was deformed from its original drawing specified shape and did not properly retain the clamp. There is no specific repair procedure for this duct but it can be repaired to meet the production drawing specification. Boeing Service Engineering has approved similar repairs for operators in the past; however, these repairs do not allow a modification to the shape of the duct which can result in insufficient clamping force upon installation. In addition, maintenance activity in the area about one month prior to the incident had resulted in the clamp not being secured to the 60-70 pound-inches required by the Boeing AMM. Boeing is not aware of any data that indicates there is a design flaw in the duct that would prevent retention of the clamp and does not agree that a redesign is required. Service Engineering indicated there are 3 known in-service events involving this assembly, two of which involved in the event aircraft.



#### Boeing Comments to the Draft Final Report:

Due to the length of the Draft Final Report and the time frame for comments, we have made comments to the Draft Executive Summary only. Please see comments to the Draft Executive Summary below:

#### Boeing Comments to the Draft Executive Summary:

##### 3.1 Findings Related to Probable Causes (page 3, section 1)

*After duct assembly was removed and ~~repaired~~ modified, the materials above and below flange were protruded to form a flat geometry of the flange such that the clamp could not be secured on the flat flange of duct assembly after installation. ~~The recommended tightening procedure of clamp in Aircraft Maintenance Manual was not accurate enough. Maintenance personnel did not comply with the procedure of Aircraft Maintenance Manual to apply torque.~~*

Rationale: The modifications to the duct assembly were not per any approved repair procedure and are more accurately termed a modification to the duct rather than a repair. The 747-400 Aircraft Maintenance Manual (AMM) section 21-28-08 Task 21-28-08-402-003 "Conditioned Check Valve Installation", section F. Check Valve Installation, step 2(c) states "Tighten each coupling to 60-70 pound-inches (8 newton-meters)". The step accurately instructs mechanics on how tightly each clamp should be secured. The type of coupling used in this ducting installation does not require light tapping with a mallet, and the AMM steps as currently written provide complete and accurate instructions to properly secure the coupling to a conforming duct.

Page 1

Boeing Comments on Draft Final Report

CHI 747-400F B-18716 Failure to Pressurize during Climb from Taipei- 7 Sept 2013

3.2 Findings Related to Risk (page 4, section 2)

*2. Structural Maintenance Section lacks of repair capability of duct assembly. Maintenance personnel did not comply with the System Engineer Technical Support Procedure to coordinate System Engineering Department to consult the manufacturer. Therefore no timely technical assistance could be obtained.*

Rationale: The Boeing 747-400F Structural Repair Manual (SRM) is an FAA approved document primarily intended to provide repairs to the primary structural elements of the airframe. As such, it does not include a repair for the referenced air conditioning duct, which is not considered to be a part of airplane primary structure. The SRM does include the following instructions for cases where repairs are not included in the manual:



*Where repairs are not included, it does not follow that the structure concerned is not repairable. Either it has not been found practicable to design a typical repair or service experience has not yet indicated a requirement. In some instances, an adequate repair design will require evaluation by The Boeing Company.*

Boeing is only aware of three instances where the referenced air conditioning duct has been damaged in service, including the two occurrences on the event aircraft discussed in this report.

3.2 Findings Related to Risk (page 4, section 4)

*4. The deletion of the recommended tightening procedure of clamp from Aircraft Maintenance Manual may increase the risk of air condition duct fall-off.*

Comment: As noted in the comment above for 3.1, the 747-400 AMM includes a step to ensure the clamp is sufficiently tightened. The referenced AMM task also includes steps to test the clamp and duct assembly to ensure no leakage is present. The deleted step to lightly tap the clamp with a mallet is not required while tightening clamps similar to the BACC10BR, but the procedure is optional, should the operator choose to accomplish this. A note is planned to be added to the AMM section 20-51-01/201 in the November 2014 revision to depict the type of v-band clamps where light tapping would be recommended during tightening.

4.1.2 Safety recommendation (page 5)

*1. Re-evaluate the air condition duct design of the #3 pack to prevent fall-off of air condition duct from the coupling of check valve and duct assembly.*

Comment: Boeing respectfully recommends the Taiwan ASC reconsider this recommendation as the separation of the duct assembly and the clamp in this incident was due to the improper tightening of the clamp and the improper modification to the duct which compromised the duct's ability to retain the clamp, and not caused by a flaw in the design of the air conditioning duct.

Boeing Comments on Draft Final Report

CHI 747-400F B-18716 Failure to Pressurize during Climb from Taipei- 7 Sept 2013

4.1.2 Safety recommendation (page 5)

*2. A recommend tightening procedure for the clamp should be set up in the Aircraft Maintenance Manual, including the choice of material, size and weight of mallet and quantify its corresponding ranges of mallet hitting forces to help maintenance personnel doing good in their clamp tightening works.*

Comment: As indicated in the comment above for sections 3.1 and 3.2, the 747 AMM already includes a tightening procedure for the v-band clamp at issue in this incident. The step to lightly hit the clamp to secure it is not required for this type of clamp. Boeing does plan to add a clarifying note to the 747 AMM to depict the type of v-band clamps where light tapping would be recommended during tightening in the November 2014 AMM revision.

