



行政院飛航安全委員會

飛航事故調查報告

中華民國 99 年 3 月 4 日

中華航空公司 CI 5233 班機

B747-400F 型機

國籍標誌及登記號碼 B-18723

於美國安克拉治國際機場跑道起飛階段機腹
觸地事故

報告編號：ASC-AOR-11-05-001

報告日期：民國 100 年 5 月

此頁空白

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

中華民國飛航事故調查法第 5 條：

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

國際民航公約第 13 號附約第 3 章第 3.1 節規定：

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

此頁空白

摘要報告

民國 99 年 3 月 4 日，中華航空公司 CI5233 班機，編號 B-18723，機型 B747-400 貨機，於 0638 時(當地時間 3 月 3 日 1338 時)，由美國安克拉治國際機場起飛，目的地中華民國桃園國際機場。

駕駛員於輸入跑道分析系統所需資料時，誤用錯看之電腦飛航計畫中落地總重為起飛總重，造成計算結果係錯誤之起飛推力、起飛參考速度及起飛外型，未獲離地所需升力，離地仰角與攻角過大，致機尾觸地。

該機於起飛仰轉離地時，駕駛員帶桿發生 stick shaker 警示，駕駛員放開操縱桿並以手動增大推力後繼續起飛。駕駛員於空中檢查艙壓儀表及發動機無不正常顯示，於 1648 時落地後維修人員檢查發現後段機腹蒙皮有實質損害。

歷 7 月餘之事實資料蒐集作業，於民國 99 年 7 月 27 日完成本事故調查事實資料報告確認並上網公布，同時展開分析作業。綜整相關意見後，於民國 99 年 12 月 22 日將「調查報告草案」函送相關機關(構)，請其提供意見。經專案調查小組參採相關機關(構)之回覆意見，彙整本調查報告草案之內容後，於民國 100 年 4 月 26 日經本會第 144 次委員會議審核，增修訂通過，並於民國 100 年 5 月 27 日對外發布。

本會依據事實資料進行分析，提出以下之調查發現及改善建議。

調查發現

與可能肇因有關之調查發現

1. CM 1 輸入跑道分析系統所需資料時，誤用及錯看電腦飛航計畫中落地總重為起飛總重，復 CM 2 未交叉確認輸入資料之正確性，於取得跑道分析系統輸出之起飛性能數據後，又未確實檢視

所有數據；致未發現輸入錯誤之起飛總重，造成計算結果係錯誤之起飛推力、起飛參考速度及起飛外型。(1.16.2、2.1.1.1.2)

2. CM 2 按跑道分析系統所計算之錯誤起飛推力輸入飛航管理系統，使該系統未能算得起飛參考速度，致起飛速度頁面之 V_1 、 V_R 、 V_2 欄位皆顯示“- - -”，且該機駕駛員未及時獲知“- - -”之意義，最終決定以跑道分析系統計算之起飛參考速度，輸入飛航管理系統。(2.1.1.2)
3. CM 3 於滑行中曾查閱跑道分析手冊以驗證跑道分析系統計算之正確性，惟「起飛總重」之來源係使用該系統輸出之數據，而非載重平衡表或電腦飛航計畫，致未發現跑道分析系統計算之起飛參考速度明顯小於該機應使用之數值。(2.1.1.3)
4. 該機起飛時於速度達到跑道分析系統計算之 V_R 2 秒後開始仰轉，由於實際之仰轉速度 149 浬/時低於正確值 166 浬/時，未獲離地所需升力，離地仰角與攻角過大，致機尾觸地。(2.1.2、2.5.2)

與風險有關之調查發現

1. 該機駕駛員可能未確實瞭解華航 B747-400 飛機操作手冊中有關跑道分析系統資料輸入與確認執行時機之規定，故 CM 1 提早於“FMS-CDU Initialization”作業程序即輸入該系統所需資料，此時 CM 2 刻在輸入飛航管理系統初始準備所需資料，未協同執行跑道分析系統輸入資料之交互檢查。(2.1.1.1.4)
2. 華航 B747-400 飛機操作手冊有關跑道分析系統之資料輸入，無詳細之執行步驟與確認方式，故須強化訓練或/及考驗之要求，方能使駕駛員採嚴謹方式執行該確認程序。(2.1.1.1.4)
3. 波音飛航組員操作手冊有起飛參考速度顯示“- - -”之原因，其中之一係飛航管理系統性能計算已被抑制，惟該手冊未進一步說明被抑制的原因，駕駛員仍不易藉此了解此係飛航管理系統之輸入資料不合理所致。(2.1.1.2)

4. 該機駕駛員於起飛後曾討論機尾觸地之可能性，因無具體之機尾觸地資訊，做為風險考量之依據，且自述恐遭公司質疑，最終該機駕駛員皆同意繼續飛往台北，並將巡航高度由飛航計畫之飛航空層 360 改為 320，未執行相關之檢查程序，致忽略機艙不可加壓之注意事項。(2.1.3)
5. 該機駕駛員之飛行時間、值勤時間及休息時間皆符合華航及民航局相關規定，惟 CM 1 與 CM 3 仍存在疲勞形成條件及徵狀，可能因疲勞而影響其行為表現。(2.1.4)
6. 該機駕駛員之溝通協調、交互檢查、決策制定、疲勞因應及狀況警覺等 CRM 能力仍待加強。(2.1.5)
7. 該機飛航操作之作用力，於機腹區域係施以壓縮應力，蒙皮受影響程度較小；由於蒙皮磨損變薄以及孔隙邊緣的刀鋒效應，因承載截面積之減少而局部增加，存在環狀應力過載之風險。(2.3.1)

其它發現

1. 查閱該機於事故發生日之前三個月內之維修資料，未顯示異常紀錄。(1.6.4)
2. 該機駕駛員持有之證照，符合民航法規要求，無證據顯示事故發生時曾受藥物或酒精之影響。(2.1)
3. 華航飛航文件與起飛總重有關之電腦飛航計畫及載重平衡表於同一頁面包含許多重要之飛航相關參數及數據，呈現方式皆固定或類似，若駕駛員未養成謹慎使用習慣，可能會增加錯讀之機率。(2.1.1.1.3)
4. 華航跑道分析手冊中無 flaps 10 之欄位資料，故當 CM 3 欲查閱該手冊以驗證跑道分析系統起飛參考速度計算之正確性時，無法獲得具體之數據進行比對，僅能以 flaps 20 之欄位資料作為參考。(2.1.1.3)
5. 失速警告制動時，CM 1 及時將油門推至最大，致該機獲得最大

推力而增大空速，防止情況惡化。(2.1.2)

6. 國際民航公約及我國民航法規均未要求建置疲勞風險管理系統，華航已建置部分之駕駛員疲勞危害控管機制，惟仍須持續關注國際趨勢，藉以提升該公司之疲勞管理。(2.2.1)

飛安改善建議

致中華航空公司

1. 強化飛航操作相關訓練與考驗中有關起飛性能計算執行時機及確認方式，以降低駕駛員誤用資料進行計算之風險。
(ASC-ASR-11-05-001)
2. 檢視並強化跑道分析系統之設計或使用其他起飛性能計算方式，以降低駕駛員誤輸資料之機率。(ASC-ASR-11-05-002)
3. 檢視並提升載重平衡文件格式之可讀性，以降低駕駛員錯讀之機率。(ASC-ASR-11-05-003)
4. 強化駕駛員對 FMC 異常顯示之認知訓練及要求。
(ASC-ASR-11-05-004)
5. 強化駕駛員對機尾觸地危害之認知訓練，以提升駕駛員對類似情況之狀況警覺。(ASC-ASR-11-05-005)
6. 提升公司應變處置及駕駛員決策下達之策略與機制，以確保駕駛員之決策，以飛航安全為優先考量。(ASC-ASR-11-05-006)
7. 持續關注國際上有關疲勞管理之趨勢，藉以提升疲勞危害控管機制。(ASC-ASR-11-05-007)
8. 強化駕駛員有關溝通協調、交互檢查、決策制定、疲勞因應及狀況警覺等之組員資源管理相關訓練。(ASC-ASR-11-05-008)

致交通部民用航空局

1. 督導航空公司應就現行作業程序檢討駕駛員資料輸入及交互檢查功能是否完備，以避免類案再次發生。(ASC-ASR-11-05-009)
2. 輔導航空公司持續關注國際上有關疲勞管理之趨勢，以提升其疲勞危害控管機制。(ASC-ASR-11-05-010)
3. 督導航空公司提升其應變處置機制，並要求駕駛員之決策，以飛航安全為優先考量。(ASC-ASR-11-05-011)
4. 督導航空公司強化駕駛員有關溝通協調、交互檢查、決策制定、疲勞因應及狀況警覺等之組員資源管理相關訓練。(ASC-ASR-11-05-012)

此頁空白

目 錄

摘要報告	v
目 錄	xi
表 目 錄	xv
圖 目 錄	xvii
第1章 事實資料	1
1.1 飛航經過	1
1.2 人員傷害	4
1.3 航空器損害情況	4
1.4 其他損害情況	5
1.5 人員資料	5
1.5.1 駕駛員	5
1.5.1.1 CM 1	6
1.5.1.2 CM 2	6
1.5.1.3 CM 3	6
1.5.2 駕駛員健康狀況	7
1.5.2.1 CM 1	7
1.5.2.2 CM 2	7
1.5.2.3 CM 3	7
1.5.3 駕駛員事故前 72 小時活動	7
1.5.3.1 CM 1	7
1.5.3.2 CM 2	8
1.5.3.3 CM 3	9
1.6 航空器資料	11
1.6.1 載重與平衡	11
1.6.2 飛機資料	12
1.6.3 發動機資料	13
1.6.4 維修資料	13
1.6.5 事故當日加油紀錄	13
1.7 天氣資訊	14
1.8 助、導航設施	14
1.9 通信	15
1.10 場站資料	15
1.11 飛航紀錄器	15

1.11.1	座艙語音紀錄器	15
1.11.2	飛航資料紀錄器	15
1.12	航空器殘骸與撞擊資料	20
1.12.1	機身 46 段結構損傷	22
1.12.2	機身 48 段結構損傷	26
1.13	醫學與病理	27
1.14	失火	27
1.15	生還因素	27
1.16	測試與研究	28
1.16.1	駕駛艙準備作業模擬	28
1.16.2	ACARS RAS 起飛性能計算	28
1.17	組織與管理	29
1.17.1	華航波音 747-400 機隊 ACARS RAS 使用計畫	29
1.17.1.1	計畫緣起	29
1.17.1.2	飛機操作程序之修訂	30
1.17.1.3	ACARS RAS 使用相關之訓練與考驗	30
1.17.1.4	RAM 起飛性能計算之訓練與考驗	31
1.17.2	華航飛安相關資訊之提供	31
1.18	其它資料	32
1.18.1	飛航管理系統	32
1.18.2	華航 AOC 於航務上之應用	37
1.18.3	華航 B747- 400 AOC-5 使用說明	40
1.18.4	飛航操作相關資料	45
1.18.4.1	電腦飛航計畫	45
1.18.4.2	載重平衡表	46
1.18.4.3	747-400 飛機操作手冊	47
1.18.4.4	波音 747-400 飛航組員操作手冊	52
1.18.4.5	波音 747-400 飛航組員訓練手冊	53
1.18.4.6	波音 747-400F 跑道分析手冊	58
第2章	分析	61
2.1	飛航操作相關事項	61
2.1.1	起飛前駕駛艙準備作業	61
2.1.1.1	ACARS RAS 使用及確認	61
2.1.1.1.1	作業程序	61
2.1.1.1.2	事故當日執行情形	62
2.1.1.1.3	飛航文件格式及使用	63
2.1.1.1.4	作業程序設計與使用	63

2.1.1.2	FMS 起飛參考速度值異常顯示處置與決策	65
2.1.1.3	RAM 起飛性能數據查閱.....	67
2.1.2	起飛滾行操作與決策.....	68
2.1.3	機尾觸地可能性之評估與決策	69
2.1.4	駕駛員疲勞可能性分析	72
2.1.5	組員資源管理	74
2.2	組織管理.....	75
2.2.1	疲勞風險管理	75
2.3	機身結構損傷分析	77
2.3.1	機身 46 段結構損傷分析	77
2.3.2	機身 48 段結構損傷分析	78
2.4	飛機性能分析.....	79
2.4.1	跑道長度分析	79
2.4.2	起飛性能分析	80
第3章	結論.....	87
3.1	與可能肇因有關之調查發現	88
3.2	與風險有關之調查發現	88
3.3	其它發現.....	89
第4章	飛安改善建議.....	91
4.1	改善建議.....	91
4.1.1	致中華航空公司.....	91
4.1.2	致交通部民用航空局.....	95
附錄	97
附錄1	波音公司修復小組評估報告	99
附錄2	駕駛員訪談紀錄摘要.....	105
附件清單	117

此頁空白

表 目 錄

表 1.5-1 駕駛員基本資料表	5
表 1.6-1 載重及平衡相關資料表	11
表 1.6-2 航空器基本資料	12
表 1.6-3 發動機基本資料	13

此頁空白

圖目錄

圖 1.3-1 機身後段機腹蒙皮(紅線標示位置)、排氣閥門、艙門磨損	4
圖 1.6-1 事故前最後一次加油紀錄	14
圖 1.11-1 CI 5233 SSFDR 及 QAR 時間同步結果	16
圖 1.11-2 CI 5233 起飛階段飛航軌跡	19
圖 1.11-3 CI 5233 起飛階段參數	20
圖 1.12-1 損傷區域位置	21
圖 1.12-2 本區域之機腹蒙皮損傷分布樣態 (由機身前方向後看)	23
圖 1.12-3 機身站位 BS2080 一處典型之磨穿損傷隙縫 (仰視)	24
圖 1.12-4 典型之磨穿損傷隙縫近攝	24
圖 1.12-5 隔框下側挫曲變形 (俯視)	25
圖 1.12-6 由機身取下之隔框板挫曲變形	25
圖 1.12-7 BS2598 起至 APU 艙門之損傷情況 (仰視)	27
圖 1.16-1 事故航班所使用之 ACARS RAS 起飛性能資料	29
圖 1.16-2 輸入實際起飛重量所得之 ACARS RAS 起飛性能資料	29
圖 1.18-1 控制與顯示單元	32
圖 1.18-2 性能初始化 (PERF INIT) 頁面	34
圖 1.18-3 推力限制頁面 (THRUST LIM)	35
圖 1.18-4 起飛參考 (TAKEOFF REF) 頁面	36
圖 1.18-5 ACARS 應用程式選單	41
圖 1.18-6 AOC 選單	41
圖 1.18-7 飛行前選單	42
圖 1.18-8 ACARS 起飛資料請求頁面 (第一頁)	43
圖 1.18-9 ACARS 起飛資料請求頁面 (第二頁)	43
圖 1.18-10 起飛資料請求資料之接收訊息範例	44
圖 1.18-11 事故航班之電腦飛航計畫首頁	45
圖 1.18-12 事故航班之載重平衡表	46
圖 2.1-1 AOM 有關 ZFW 及 TOW 輸入 FMS-CDU 之程序	65
圖 2.1-2 AOM 有關起飛推力計算之程序	65
圖 2.2-1 人員疲勞危害控管機制	76
圖 2.3-1 艙壓應力與結構組成	78
圖 2.4-1 事故當日該型機於不同重量之起飛性能表	79
圖 2.4-2 飛機起飛離地後之最低點與地面之距離(h_{min})	81
圖 2.4-3 飛機起飛離地後之最低點與地面之距離(h_{min})	82
圖 2.4-4 飛機起飛離地過程	83
圖 2.4-5 事故航班與其前兩正常航班起飛階段參數變化	85

此頁空白

第1章 事實資料

1.1 飛航經過

民國99年3月4日，中華航空公司（以下簡稱華航）班機編號CI 5233，機型B747-400貨機，國籍標誌及登記號碼B-18723，於0650時¹（安克拉治當地時間為3月3日1350時），由安克拉治國際機場25L跑道起飛，目的地桃園國際機場，機長坐於左座（以下簡稱CM 1）擔任監控駕駛員（Pilot Monitoring, PM），巡航駕駛員坐於右座（以下簡稱CM 2）擔任操控駕駛員（Pilot Flying, PF），副駕駛員坐於觀察員座位（以下簡稱CM 3）擔任觀察駕駛員（observer）。

依據駕駛員訪談紀錄，綜整起飛前駕駛艙準備作業及起飛過程如下：

1. 事故當日起飛前準備時，由CM 1使用機載通訊定址與回報系統²（以下簡稱ACARS）獲取所需資料，CM 2輸入飛航管理系統³（以下簡稱FMS）所需資料，CM 3執行機外360度檢查。
2. CM 3完成機外360度檢查回到駕駛艙時，起飛前準備執行至“FLIGHT AND COCKPIT PREPARATION”程序之“Ready for crosscheck”，此時FMS控制與顯示單元⁴（以下簡稱CDU）巡航（CRZ）頁面出現“MAX ALT 0”之訊息。該機三位駕駛員及機務代表均不知該訊息出現之原因，查對FMS-CDU各頁面亦未發現異狀。該訊息於CM 2修改爬升速度（climb speed）後消失。

¹本報告時間均採用台北時間，採 24 小時制。

²Aircraft Communication Addressing and Reporting System。

³Flight Management System。

⁴Control and Display Units。

3. 起飛前準備執行至“ENGINE STARTING”程序時（詳1.18.4.3），CM 2按ACARS跑道分析系統⁵（以下簡稱ACARS RAS）印出之起飛性能資料（圖1.16-1）輸入FMS-CDU推力限制（THRUST LIM）及起飛參考（TAKEOFF REF）頁面相關欄位後，起飛參考頁面之 V_1 、 V_R 、 V_2 欄位皆顯示“- - -”，此與正常應顯示FMS計算之起飛參考速度值不同。CM 1於徵詢機務代表意見後，曾拉斷路器（Circuit Breaker, CB）重置系統，然情況仍未改變，重新核對FMS-CDU各項資料後，仍未找出原因。期間CM 3曾查閱飛航組員操作手冊⁶（以下簡稱FCOM），未發現相關內容。CM 1於徵詢CM 2及CM 3同意後，決定以ACARS RAS計算之起飛參考速度，輸入FMS-CDU中對應之欄位。
4. 滑行過程中，CM 1指示CM 3查閱跑道分析手冊⁷（以下簡稱RAM），以確認ACARS RAS計算之起飛參考速度是否正確。CM 3使用ACARS RAS印出之起飛性能資料⁸查閱RAM。由於RAM無flaps 10之數據，CM 3於獲得CM 1同意後，查閱flaps 20之數據。CM 3選用假定之機外溫度⁹58°C¹⁰、無風，查得數據“6018*/37-42-50¹¹”；另選用相同機外溫度，頂風10浬/時，因看錯而查得數據“5932*/36-41-49¹²”。CM 3將查得之數據提供給CM 1，CM 1比對後認為ACARS RAS計算之起飛參考速度應在合理範圍內，決定繼續滑行。

⁵Runway Analysis System：ACARS RAS 係將航空器起飛條件資料透過機載之 ACARS 傳送至地面伺服器端，經計算後再將起飛性能資料傳回機載端。

⁶Flight Crew Operations Manual，詳 1.18.4.4。

⁷Runway Analysis Manual，詳 1.18.4.6。

⁸頂風 11 浬/時、起飛重量 597,000 磅、flaps 10、推力 TO2、假定溫度（assumed temperature）57°C。

⁹Outside Air Temperature, OAT。

¹⁰此係一種設定減低推力之方法。

¹¹即起飛重量 601,800 磅、 V_1 137 浬/時、 V_R 142 浬/時、 V_2 150 浬/時。

¹²選定機外溫度 60°C、無風之數據：起飛重量 593,200 磅、 V_1 136 浬/時、 V_R 141 浬/時、 V_2 149 浬/時。

5. 該機於起飛仰轉時，發生stick shaker（駕駛盤抖動），CM 1減低駕駛盤壓力並手動將油門手柄(throttle)推至最大(MAX)位置，航機隨後離地起飛。

依據飛航資料紀錄器解讀結果：該機開始起飛滾行後，0650:35時開始帶桿，3秒後仰角（pitch）開始增加，0650:43時鼻輪離地，2秒後主輪離地。0650:48時stick shaker（駕駛盤抖動）開始作動，0650:51時發動機N1轉速開始由90%增至104%，0650:53時stick shaker停止，當時之無線電高度為38呎。

依據駕駛員訪談紀錄：CM 3於起飛後檢查時發現，ACARS RAS印出之起飛性能資料，起飛重量為597,000磅，與電腦飛航計畫¹³（以下簡稱CFP）之828,223磅及載重平衡表¹⁴之827,311磅不同，並瞭解此係CM 1於起飛前準備使用ACARS RAS取得起飛性能資料時，誤將CFP中落地重量596,741磅看為起飛重量（實為828,223磅），進而將查詢條件中之起飛重量輸入597,000磅所致，造成ACARS RAS計算之起飛推力及起飛速度皆不正確（詳1.16.2）。另該機起飛後，該機駕駛員曾懷疑並討論該機發生機尾觸地之可能性。惟討論後認為仰轉時之仰角應未達發生機尾觸地之角度。另請安克拉治航管轉知機場單位檢查跑道道面，結果未發現異狀。空中檢查艙壓及發動機儀表無不正常顯示，請華航台北機務人員於遠端檢查航機狀態，亦未獲得不正常情況之回報，故該機駕駛員決定按原計畫繼續飛航，最終高度保持飛航空層320。

該機於3月4日1641時，在桃園國際機場落地。落地後檢查發現機腹蒙皮有摩擦痕跡。

¹³Computer Flight Plan，詳 1.18.4.1。

¹⁴Load Sheet，詳 1.18.4.2。

1.2 人員傷害

無傷亡。

1.3 航空器損害情況

航空器機身後段加壓區之機腹蒙皮磨損穿孔、隔框板挫曲、艙壓調節排氣閥門(Outflow Valve)磨損、非加壓區部分蒙皮與艙門磨損，如圖 1.3-1。機身後段加壓區之結構與組件遭受損害，非經更換或大修，無法恢復航機結構強度。



圖 1.3-1 機身後段機腹蒙皮（紅線標示位置）、排氣閥門、艙門磨損

1.4 其他損害情況

未接獲航機起、降機場回報航機可能觸地之跑道、滑行道有關的殘骸、設施碎片、或道面損傷資料。

1.5 人員資料

1.5.1 駕駛員

駕駛員基本資料如表1.5-1。

表 1.5-1 駕駛員基本資料表

項 目	CM 1	CM 2	CM 3
性 別	男	男	男
事 故 時 年 齡	45	38	28
進 入 公 司 日 期	民國 81 年	民國 91 年	民國 94 年
航 空 人 員 類 別 檢 定 證 號	ATPL – AEROPLANE 10XX74	ATPL – AEROPLANE 10XX75	CPL – AEROPLANE 30XX63
檢 定 證 項 目 發 證 日 期 終 止 日 期	B747-400 97 年 02 月 20 日 99 年 12 月 28 日	B747-400 F/O 97 年 02 月 14 日 102 年 02 月 13 日	B737-800 F/O B747-400 F/O 98 年 01 月 06 日 103 年 01 月 05 日
體 格 檢 查 種 類 終 止 日 期	甲類駕駛員 99 年 08 月 31 日	甲類駕駛員 99 年 10 月 31 日	甲類駕駛員 99 年 10 月 31 日
總 飛 航 時 間	12,773 小時 35 分	5,720 小時 13 分	3,208 小時 15 分
最近 12 個月飛航時間	922 小時 08 分	795 小時 19 分	763 小時 04 分
最近 90 日內飛航時間	248 小時 36 分	233 小時 22 分	232 小時 46 分
最近 30 日內飛航時間	88 小時 43 分	88 小時 16 分	72 小時 13 分
最近 7 日內飛航時間	22 小時 24 分	27 小時 25 分	22 小時 24 分
B747-400 飛航時間	9,957 小時 35 分	3,927 小時 41 分	877 小時 07 分
事故日已飛時間	無	無	無
事故前休息時間	21 小時以上	23 小時以上	21 小時以上
附註：本資料時間皆以事故發生時為準。			

1.5.1.1 CM 1

中華民國籍，民國 81 年 11 月 21 日進入華航。經華航送往美國北達科達州大學 (University of North Dakota, UND) 接受飛行訓練，83 年 6 月完訓。85 年 8 月完訓擔任 B747-400 型機副駕駛員，90 年 7 月完訓擔任 B747-400 型機巡航駕駛員，92 年 3 月完訓擔任 B747-400 型機正駕駛員。B747-400 型機飛航時間 9,957 小時，總飛航時間 12,773 小時。最近 3 年之各類訓練及考驗無不正常紀錄。

1.5.1.2 CM 2

中華民國籍，經華航送往澳洲阿德雷得飛行學校 (BAE System – Flight Training Adelaide) 接受飛行訓練，民國 91 年 4 月 29 日完訓。92 年 6 月完訓擔任 A300-600R 型機副駕駛員，94 年 8 月完訓擔任 B747-400 型機副駕駛員，98 年 10 月完訓擔任 B747-400 型機巡航駕駛員。B747-400 型機飛航時間 3,927 小時，總飛航時間 5,720 小時。最近 3 年之各類訓練及考驗無不正常紀錄。

1.5.1.3 CM 3

中華民國籍，自行於紐西蘭 International Aviation Academy of New Zealand (IAANZ) 完成飛行訓練，民國 94 年 3 月 31 日進入華航。95 年 2 月完訓擔任 B737-800 型機副駕駛員，98 年 2 月完訓擔任 B747-400 型機副駕駛員。B747-400 型機飛航時間 877 小時，總飛航時間 3,208 小時。最近 3 年之各類訓練及考驗無不正常紀錄。

1.5.2 駕駛員健康狀況

1.5.2.1 CM 1

民航局核予 CM 1 之體格檢查及格證，「限制」欄內無註記事項。

1.5.2.2 CM 2

民航局核予 CM 2 之體格檢查及格證，「限制」欄內註記事項有「視力需戴眼鏡矯正」。

1.5.2.3 CM 3

民航局核予 CM 3 之體格檢查及格證，「限制」欄內無註記事項。

1.5.3 駕駛員事故前 72 小時活動

1.5.3.1 CM 1

CM 1 於民國 99 年 2 月 28 日 0342 時，執行由台北飛往安克拉治之 CI 5322 班機任務，該航班為三人派遣，CM 1 擔任機長。2 月 28 日 1150 時抵達安克拉治（安克拉治當地時間¹⁵為 2 月 27 日 1850 時）。依據 CM 1 之自述，CM 1 約 1300 時抵達旅館，1400 時至 1530 時外出購物，1530 時至 3 月 1 日 0830 時於旅館房間內活動，期間自 28 日 2300 時就寢，實際睡眠時間斷斷續續約 5 至 6 小時。3 月 1 日 1030 時搭車前往安克拉治機場報到。

CM 1 於 3 月 1 日 1141 時，執行由安克拉治飛往紐約之 CI 5322 班機任務，該航班為兩人派遣，CM 1 擔任機長，3 月 1 日 1822 時抵達紐約（紐約當地時間¹⁶為 3 月 1 日 0522 時）。依據 CM 1 之自述，

¹⁵ 台北時間減 17 小時。

¹⁶ 台北時間減 13 小時。

CM 1 約 1930 時抵達旅館，並於旅館餐廳用餐，2330 時至 3 月 2 日 0830 時於旅館房間內活動，期間實際睡眠時間斷斷續續約 3 小時。3 月 2 日 0830 時外出散步及購物。0910 時至 2100 時於旅館房間內活動，期間實際睡眠時間約 3 小時。2100 時至旅館餐廳用餐，2150 時搭車前往紐約甘迺迪國際機場報到。

CM 1 於 3 月 2 日 2334 時，執行由紐約飛往安克拉治之 CI 5321 班機飛行任務，該航班為兩人派遣，CM 1 擔任機長，3 月 3 日 0709 時抵達安克拉治（安克拉治當地時間為 3 月 2 日 1409 時）。依據 CM 1 之自述，CM 1 約 0810 時抵達旅館，0810 時 1330 時於旅館房間內活動，實際睡眠時間約 2 小時。1330 時外出用餐及購物。1600 時至 3 月 4 日 0510 時於旅館房間內活動，期間累計之實際睡眠約 4 至 5 小時。3 月 4 日 0510 時搭車前往安克拉治機場報到。

依據 CM 1 之自述，CM 1 平時睡眠時間規律，為 2200 時至 0500 時，於外站期間係盡可能以台北平時之睡眠時間休息。CM 1 長期服務於 B747-400 長程機隊，個人因時差問題，於連續飛行後，會有不易入眠及睡眠中間容易醒來之情形，另於外站旅館休息時，鮮少可連續睡眠超過 5 小時。CM 1 表示無影響睡眠之病痛，或因睡眠問題而就醫或長期服藥之情形。2 月 28 日接任務前 24 小時至事故時無身體不適情形，亦未服用藥物。

1.5.3.2 CM 2

CM 2 於民國 99 年 3 月 1 日 0327 時（安克拉治當地時間為 2 月 28 日 1027 時），執行由安克拉治飛往台北之 CI 5233 班機任務，1412 時抵達台北。依據 CM 2 之自述，CM 2 於抵達台北後返家，並於 2300 時就寢。3 月 2 日 0700 時起床，1345 時於松山機場報到。

CM 2 於 3 月 2 日 1635 時，執行由台北飛往安克拉治之 CI 0012 班機任務，3 月 3 日 0055 時抵達安克拉治（安克拉治當地時間為 3 月 2 日 0755 時）。依據 CM 2 之自述，CM 2 約 0230 時抵達旅館，於旅館房間就寢約 1 小時後，0415 時外出用餐。1215 時返回旅館房間活動。1630 時就寢約 7.5 小時後起床。3 月 4 日 0115 時再次就寢，並於 0400 時起床，0510 時搭車前往安克拉治機場報到。

依據 CM 2 之自述，CM 2 平時就寢時間為 2230 時至 0130 時之間，起床時間為 0700 時至 0710 時。CM 2 就寢後約數分鐘即可入睡，無入睡困難或睡眠中易醒來之情形。無會影響睡眠之病痛，無因睡眠問題而就醫或長期服藥之情形。3 月 1 日接任務前 24 小時至事故時無身體不適，亦無服用藥物。

1.5.3.3 CM 3

CM 3 於民國 99 年 2 月 28 日 0342 時，執行由台北飛往安克拉治之 CI 5322 班機任務。2 月 28 日 1150 時抵達安克拉治（安克拉治當地時間為 2 月 27 日 1850 時）。依據 CM 3 之自述，CM 3 約 1300 時抵達旅館，1400 時於旅館餐廳用餐，1500 時至 3 月 1 日 0700 時於旅館房間內活動，期間包含兩段睡眠，分別為 5 小時及 2 小時。3 月 1 日 1030 時搭車前往安克拉治機場報到。

CM 3 於 3 月 1 日 1141 時，執行由安克拉治飛往紐約之 CI 5322 班機任務。3 月 1 日 1822 時抵達紐約（紐約當地時間為 3 月 1 日 0522 時）。依據 CM 3 之自述，CM 3 約 1930 時抵達旅館後於房間寫飛行日誌並睡眠片刻，2000 時用餐，2300 時至 3 月 2 日 0800 時於旅館房間內活動，期間實際睡眠時間約 6 小時。3 月 2 日 0800 時外出散步覓食。1000 時至 1930 時於旅館房間內活動，期間實際睡眠時間

約 6 小時。2000 時用餐，2150 時搭車前往紐約甘迺迪國際機場報到。

CM 3 於 3 月 2 日 2334 時，執行由紐約飛往安克拉治之 CI 5321 班機任務。3 月 3 日 0709 時抵達安克拉治（安克拉治當地時間為 3 月 2 日 1409 時）。依據 CM 3 之自述，CM 3 約 0830 時抵達旅館後於房間寫飛行日誌及睡眠片刻，1130 外出用餐，1430 時至 2330 時於旅館房間內活動，實際睡眠時間約 5 小時。2330 外出洽公。3 月 4 日 0130 時至 0340 時於旅館房間內活動，期間實際睡眠約 2 小時，0340 時用餐。3 月 4 日 0510 時搭車前往安克拉治機場報到。

CM 3 表示其於事故航班第一段係休息，故調整作息使自己於任務前不要睡得太充足，以免於飛機上第一段休息時無法入眠。CM 3 表示於事故航班駕駛艙準備時之精神狀態為「蠻想睡的」。

依據 CM 3 之自述，CM 3 平時睡眠時間不固定，無入睡困難或睡眠中易醒來之情形，無會影響睡眠之病痛，無因睡眠問題而就醫或長期服藥之情形。2 月 28 日接任務前 24 小時至事故時無身體不適，亦無服用藥物。

1.6 航空器資料

1.6.1 載重與平衡

該機之裝載表由華航製作，載重平衡在限制範圍內，有關資料如

表 1.6-1：

表 1.6-1 載重及平衡相關資料表

實際零油重量	561,110 磅
最大零油重量	610,000 磅
起飛油量	266,201 磅
實際起飛總重	827,311 磅
最大起飛總重	875,000 磅
航行耗油量	231,501 磅
實際落地總重	595,811 磅
最大落地總重	666,000 磅
起飛重心位置	22.8 % MAC

1.6.2 飛機資料

該機基本資料詳表1.6-2。

表 1.6-2 航空器基本資料

航空器基本資料表 (統計至 99 年 3 月 4 日)	
國籍	中華民國
航空器登記號碼	B-18723
機型	B747-400F
製造廠商	The Boeing Company
出廠序號	34266
生產線序號	1379
出廠日期	民國 95 年 10 月 25 日
接收日期	民國 95 年 10 月 26 日
所有人	中華航空公司
使用人	中華航空公司
國籍登記證書編號	95-1036
適航證書編號	98-10-146
適航證書生效日	民國 98 年 10 月 16 日
適航證書有效期限	民國 99 年 10 月 15 日
航空器總使用時數	15,052 小時 39 分
航空器總落地次數	2,508 次
上次定檢種類及日期	3A Check 民國 99 年 2 月 28 日
上次定檢後使用時數	42 小時 09 分
上次週定檢後落地次數	9 次
最大起飛重量	875,000 磅
最大著陸重量	666,000 磅

1.6.3 發動機資料

該機裝有四具奇異（General Electric）公司生產之CF6-80C2B1型發動機，相關基本資料詳表 1.6-3。

表 1.6-3 發動機基本資料

發動機基本資料表（統計至民國 99 年 3 月 4 日）				
製造廠商	General Electric Company			
編號/位置	No. 1/左	No. 2/左	No. 3/右	No. 4/右
型別	CF6-80C2B1	CF6-80C2B1	CF6-80C2B1	CF6-80C2B1
序號	706777	706149	706605	706780
製造日期	民國 95 年 10 月 24 日	民國 89 年 6 月 30 日	民國 92 年 12 月 12 日	民國 95 年 10 月 24 日
總使用時數	15052 小時 39 分	38034 小時 44 分	27809 小時 07 分	15052 小時 39 分

1.6.4 維修資料

查閱該機於事故發生日之前三個月內之維修資料，未顯示異常紀錄；事故發生日前一個月內之每日檢查、飛行前檢查及過境檢查亦無異常登錄；該機受影響之適航指令均依規定時限管制及執行。

1.6.5 事故當日加油紀錄

該機於事故當日共有三次加油及飛行紀錄，當日最後一次飛行為安克拉治到台北航程，依飛行前加油紀錄（如圖 1.6-1）顯示，該機

使用Jet-A燃油，該次共計加油33,500加侖，以油料比重6.87計算，共計加油230,145磅，含原加油前剩餘燃油合計共重268,400磅。

B747-400F FUEL LOAD & SERVICE RECORD

PRINT DATE: 2010-03-03 16:30Z LITER x 0.26417 = US GAL

SCHEDULE DATE	2010-03-03 22:30(Z)	FLIGHT NO.	CI5233/03	ACFT NO.	B18723	DEP. STN.	ANC	ARR. STN.	TPE
TOTAL FUEL	268,200 LBS. INCLUDING TAXI FUEL 2,000 LBS.		METERED FUEL ADDED 33500 US GAL						
FINAL FUEL	268200 LBS.								

DISTRIBUTION					OIL RECORD			
TANK	REQUIRED (LBS)	REMAINING (LBS)	POST SERVICE (LBS)	MAG LEVEL IND (MLI) (NO.) UNITS			OIL ADDED QT/PT	
2R	9,081	0	9100	(25)	(35)	(34)	1	0
1M	30,035	9100	30100	(26)	(24)	(22)	2	3
2M	86,190	9000	87100	(27)	(26)	(25)	3	2
CTR	17,588	0	16000	(28)			4	2
3M	86,190	9100	86700	(27)	(26)	(25)	TOTAL	7
4M	30,035	9000	30300	(26)	(25)	(22)	Dripstick Reading Based on Normal Ground Attitude: 0.5° Nose Down Wing Level	
3R	9,081	0	9100	(24)	(23)	(24)		
TOTAL	268,200	36200	268,400	MIXED FUEL DENSITY: _____ LBS/GAL				

FUEL INFORMATION			
STATION FUEL	JET-A, JET-A, JET-B, OTHER _____	FREEZE POINT: -45.6°C	ON BOARD FUEL BEFORE FUELING
	DENSITY: 6.87 LBS/GAL		
	BONDED _____ DOMESTIC _____		DENSITY: _____ LBS/GAL
			TOTAL _____ LBS

圖 1.6-1 事故前最後一次加油紀錄

1.7 天氣資訊

安克拉治國際機場 3 月 3 日 1353 時（台北時間 3 月 4 日 0653 時）地面天氣觀測紀錄為：風向 180°，風速 7 哩/時，風向變動範圍 160°至 220°；能見度 10 哩；稀雲 6,500 呎、裂雲 13,000 呎、裂雲 20,000 呎；溫度 3°C、露點負 3°C；高度表撥定值 29.02 吋水銀柱高。

1.8 助、導航設施

與本事故無關。

1.9 通信

與本事故無關。

1.10 場站資料

與本事故無關。

1.11 飛航紀錄器

1.11.1 座艙語音紀錄器

CI 5233班機裝置固態式座艙語音紀錄器（Solid-State Cockpit Voice Recorder, SSCVR），製造商為L3 Communications Inc.，件號及序號分別為2100-1020-00及00179，具30分鐘記錄能力。CI 5233班機於事故發生後持續執行飛航任務，其飛航時間超過該型CVR紀錄能力，故CVR記錄之語音資料與本事故無關。

1.11.2 飛航資料紀錄器

CI 5233 班機裝置固態式飛航資料紀錄器（Solid-State Flight Data Recorder, SSFDR），製造商為 Honeywell，件號及序號分別為 980-4700-042 及 7333。下載飛航資料之紀錄品質正常，共記錄 27 小時。事故發生後本會依據中華航空公司提供之技術文件¹⁷進行飛航資料紀錄器解讀，該飛航資料紀錄器記錄參數符合航空器飛航作業管理規則附錄七規定。

除 SSFDR 外，該機亦裝置 Thales 製造之快速資料擷取紀錄器

¹⁷解讀文件 D243U316 之 Appendix G-285U0071-207 DFDAC，DFDR and AUX output Data Frame Requirements。

(Quick Access Recorder, QAR)，件號：1374-200-002。SSFDR 記錄之參考時間為 MMR(Multi-mode Receivers)之 GPS 同步時間，QAR 記錄之參數時間則為駕駛員時鐘 (Captain Clock)，兩者採用之時間系統來源不同，本報告採 SSFDR 紀錄 GMT¹⁸參數為基準，時間同步後之飛航資料如圖 1.11-1¹⁹。

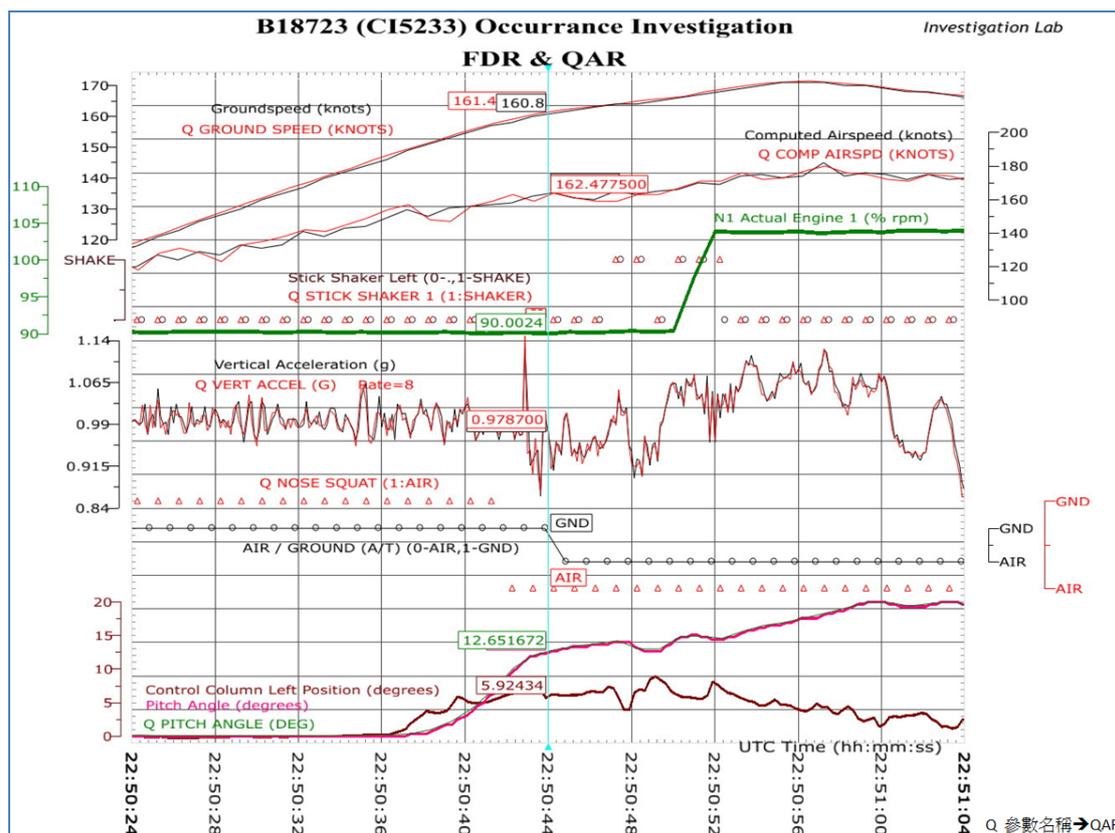


圖 1.11-1 CI 5233 SSFDR 及 QAR 時間同步結果

SSFDR 解讀結果摘錄如下：

1. SSFDR 於安克拉治國際機場 (PANC) 2232:40²⁰時啟動時，起飛重量 829,760 磅，零油重量 560,960 磅。
2. 於 0841:17 時，降落台北桃園國際機場 (RCTP)，於 0844:39 時 SSFDR 停止記錄。

¹⁸ GMT (Greenwich Mean Time)：格林威治標準時間。

¹⁹ SSFDR 與 QAR 時間同步過程：將 FDR 與 QAR 紀錄 Stick Shaker 出現時間同步後，再以 8Hz 之垂直加速度飛航參數依其紀錄時間同步，最終得知 FDR GMT 時間=QAR UTC 時間+3 秒-0.758 秒=2.242 秒。

²⁰本節採用 FDR 紀錄之 GMT 時間。

3. 2249:45 時，該機 N1 轉速開始增加，起飛襟翼設定為 10° ；主輪離地前四具發動機最大 N1 轉速約為 90%。綜整 SSFDR 及 QAR 離地相關參數記錄如下：
- 2250:35 時，SSFDR 記錄之操縱桿位置 (Control Column Position) 由 -0.1° 開始增加，此時空速為 143 浬/時。該機仰角 2250:38 時由 0° 增加，此時空速為 149 浬/時。
 - 2250:43 時鼻輪離地 (Nose gear squat=Air)，地速及空速皆為 158 浬/時，仰角約為 12.15° ，無線電高度 3 呎。
 - 2250:45 時所有主輪離地，此時地速及空速分別為 161 浬/時及 164 浬/時，仰角為 13° ，無線電高度 7 呎。
 - 起飛過程飛航軌跡如圖 1.11-2 所示，其使用之跑道長度約 11,400 呎。
 - 參照飛行組員輸入之起飛重量，該機達到 V_1 、 V_R 及 V_2^{21} 之時間分別為 2250:33 時、2250:36 時至 2250:37 時、及 2250:40 時。
 - 參照該機實際重量，達到 V_1 、 V_R 及 V_2^{22} 之時間分別約為 2250:39 時、2250:51 時及 2250:57 時。
4. 綜整 SSFDR 及 QAR 紀錄操縱桿抖動警報 (Stick shaker)，曾致動兩次。
- 第一次發生於 2250:48.24 時至 2250:49.46 時，SSFDR 記錄無線電高度為 11 呎至 12 呎；空速分別為 165 浬/時至 163 浬/時，垂直速度分別為 -16 呎/分至 -48 呎/分，仰角變化範圍為 14.1° 至 12.7° 。
 - 第二次為 2250:50.24 至 2250:53.24 時，SSFDR 記錄無線電高度變化範圍 15 呎至 38 呎；空速變化範圍 165 浬/時至 170 浬/時，垂直速度變化範圍 176 呎/分至 336 呎/分，仰角變化範

²¹ 參考該航班之 ACARS 紀錄，該機依其實際輸入重量起飛條件下之 $V_1/V_R/V_2$ 分別為 141/147/155 knots。

²² 參考該航班之 ACARS 紀錄之 $V_1/V_R/V_2$ 分別為 151/166/177 knots。

圍為 12.7° 至 15.1°。

■ QAR 資料顯示，該機失速警報（Stall warning）於操縱桿抖動警報致動期間亦曾致動。

5. 2250:51 時至 2251:07 時期間，該機 N1 轉速由 90% 最大增加至 104%，1 號發動機至 4 號發動機排氣溫度（EGT）最高分別為 813°C、814°C、828°C 及 811°C。
6. 起飛過程 SSFDR 紀錄相關參數變化，詳圖 1.11-3。

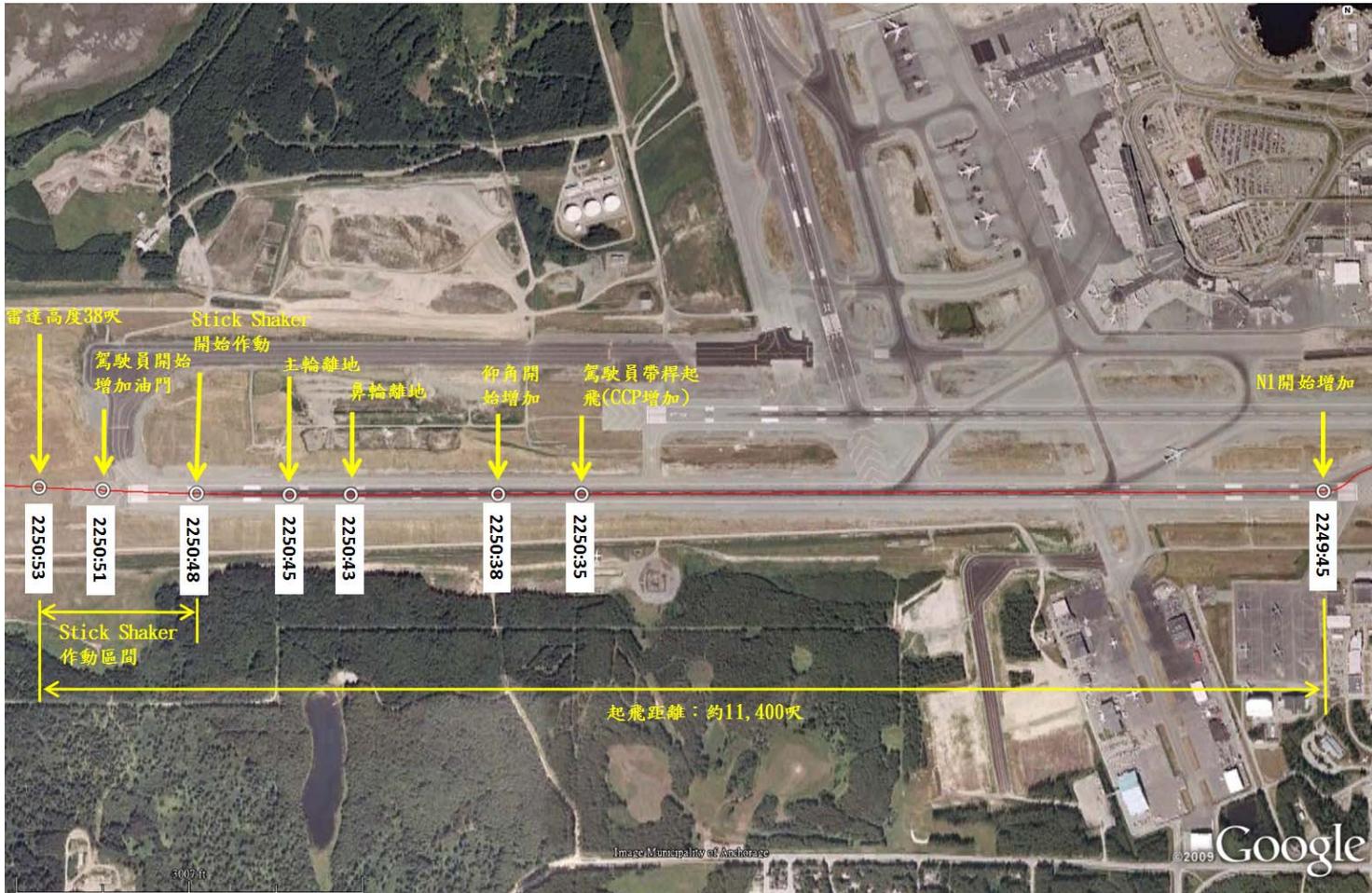


圖 1.11-2 CI 5233 起飛階段飛航軌跡

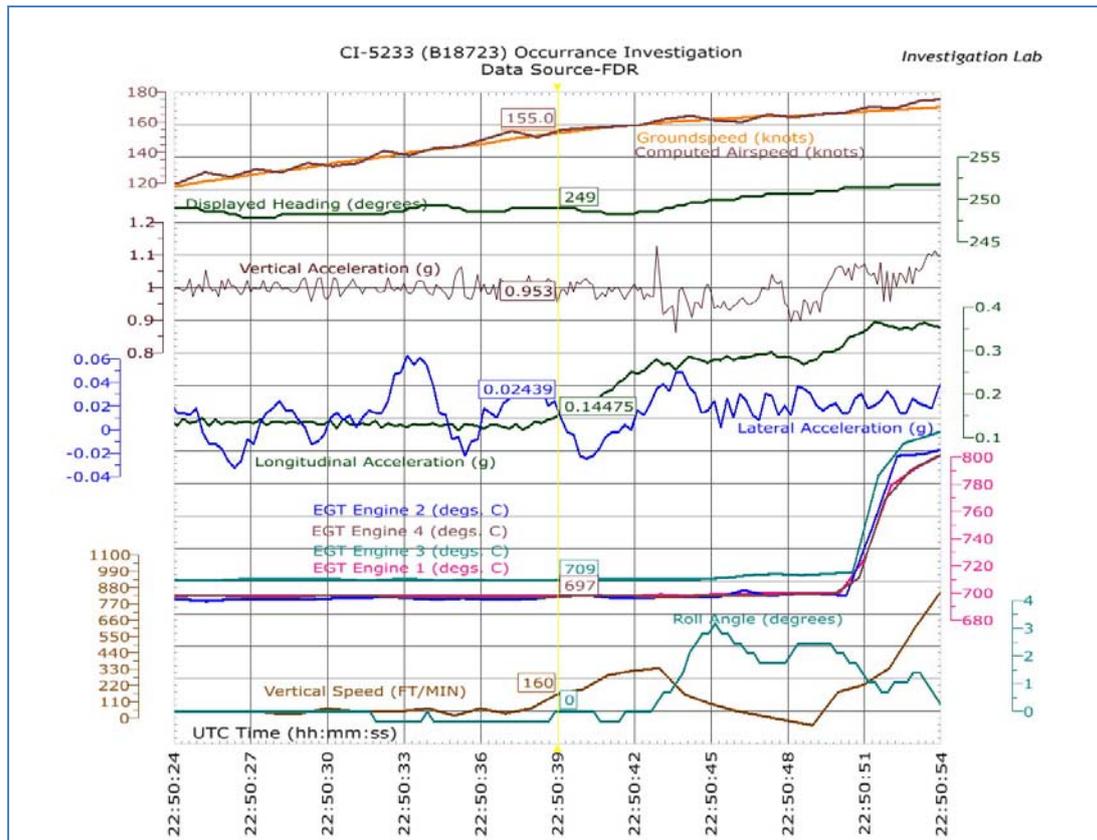


圖 1.11-3 CI 5233 起飛階段參數

1.12 航空器殘骸與撞擊資料

參照圖1.12-1標示位置，本會於航機降落後檢查發現：航空器機身後段（編號46段）機腹蒙皮，以及非加壓區機身48段機腹蒙皮，與該受影響區域之機腹各個艙門，均有與地面摩擦受損痕跡。所有磨擦損傷分布平均，由機身站位BS2060起至機尾末端，均與地面磨擦，導致蒙皮磨損（Material Loss）甚至穿孔。

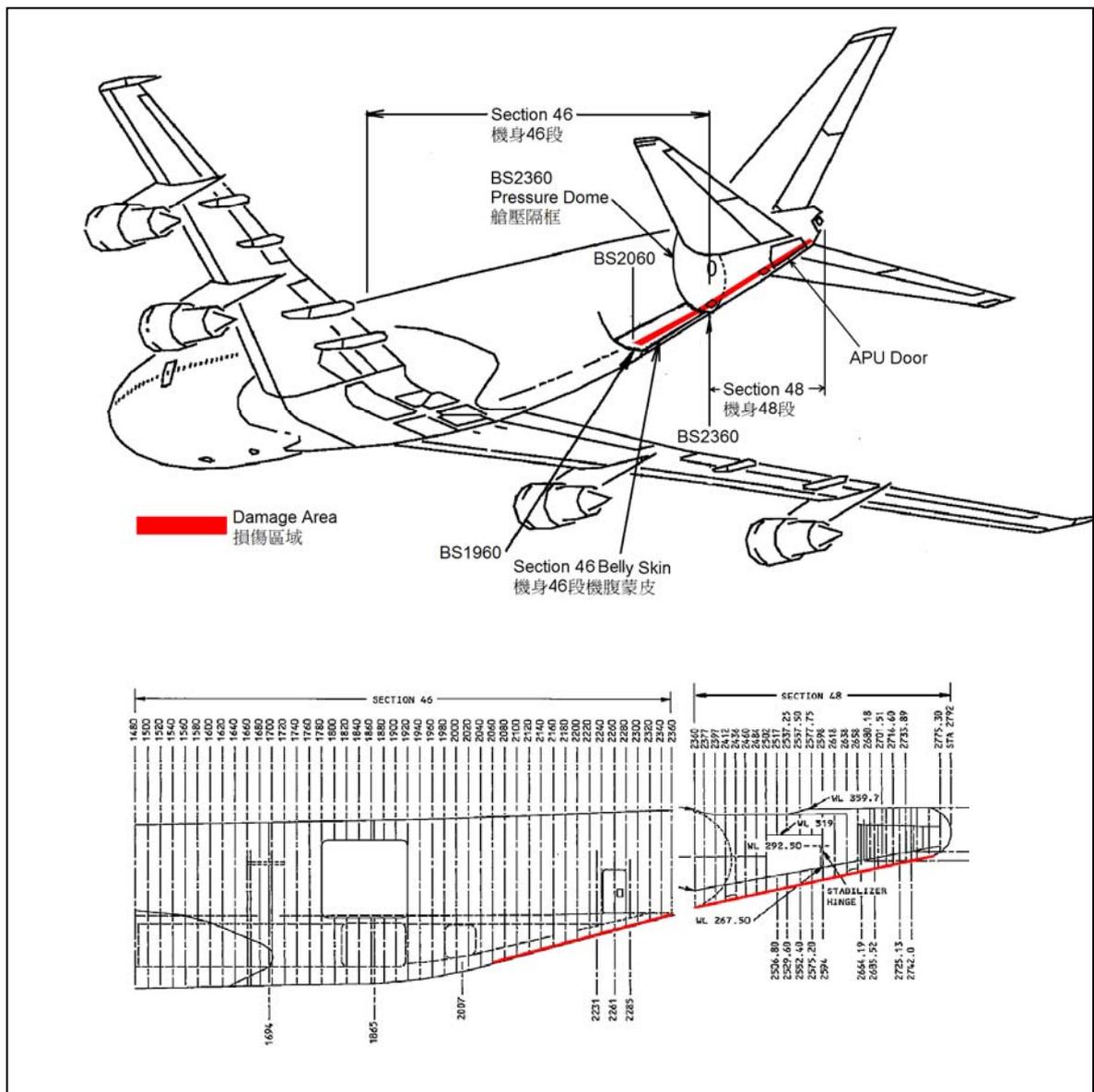


圖 1.12-1 損傷區域位置

製造廠波音公司修復小組，亦針對該機進行結構損傷評估，並於2010年3月9日發行評估報告，提出包含航空器機身46段與48段之蒙皮，BS2412、BS2474與BS2638三具艙蓋板與艙門，左右輔助動力單元（APU）艙門、艙壓調節排氣閥門、機身隔框、桁架等共25項結構損傷評估，詳附錄1。

1.12.1 機身 46 段結構損傷

機身46段自機身站位BS1480起至BS2360止，係介於航機機翼與尾翼之間的艙壓加壓區，與後方之機身非加壓區（機身48段）以球面（俗稱鍋蓋）的BS2360艙壓隔框為分界。本區域之損傷，概自機身站位BS2060起，迄機身站位BS2360止，前後約長300吋範圍之機腹觸地，造成前後方向之磨擦損傷。蒙皮磨損範圍之輪廓，分布於各機身隔框所在之正下方（各隔框前後相距20吋），且與機身縱桁S-50L至S-50R（左右範圍約24吋）所在位置之下方蒙皮表面，呈現蒙皮與地面以平行於航機運動方向磨擦之痕跡，部分摩擦較嚴重之區域，蒙皮業已磨穿，穿孔處呈與航機行進方向垂直隙縫，並可由隙縫窺見安裝於機身內部之剪力鉚接片之底部。如圖1.12-2、圖1.12-3、以及圖1.12-4所示，各圖為本區域之蒙皮損傷分布樣態、機身站位BS2080一處典型之磨穿損傷隙縫、以及磨穿損傷隙縫之近攝照片。

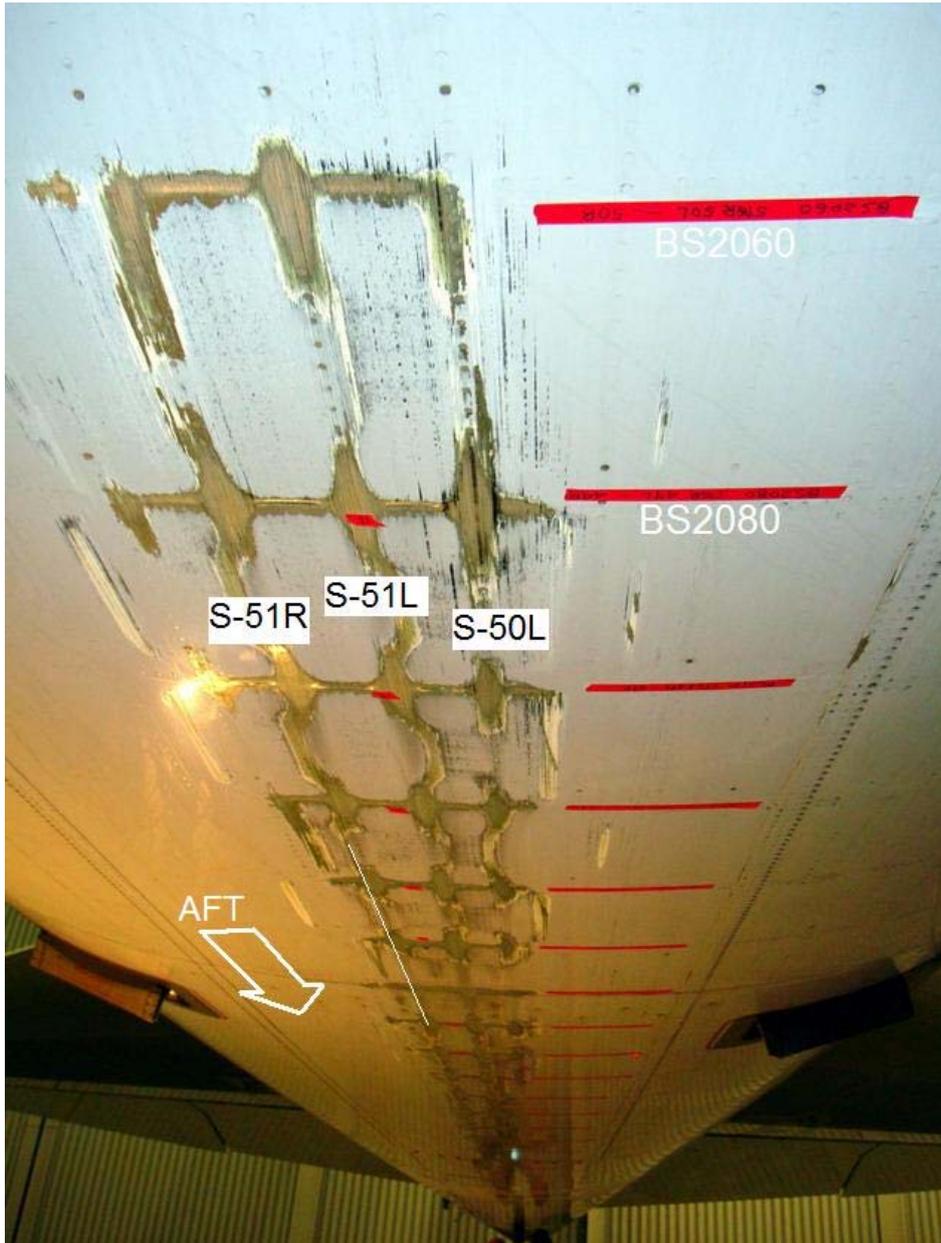


圖 1.12-2 本區域之機腹蒙皮損傷分布樣態（由機身前方向後看）

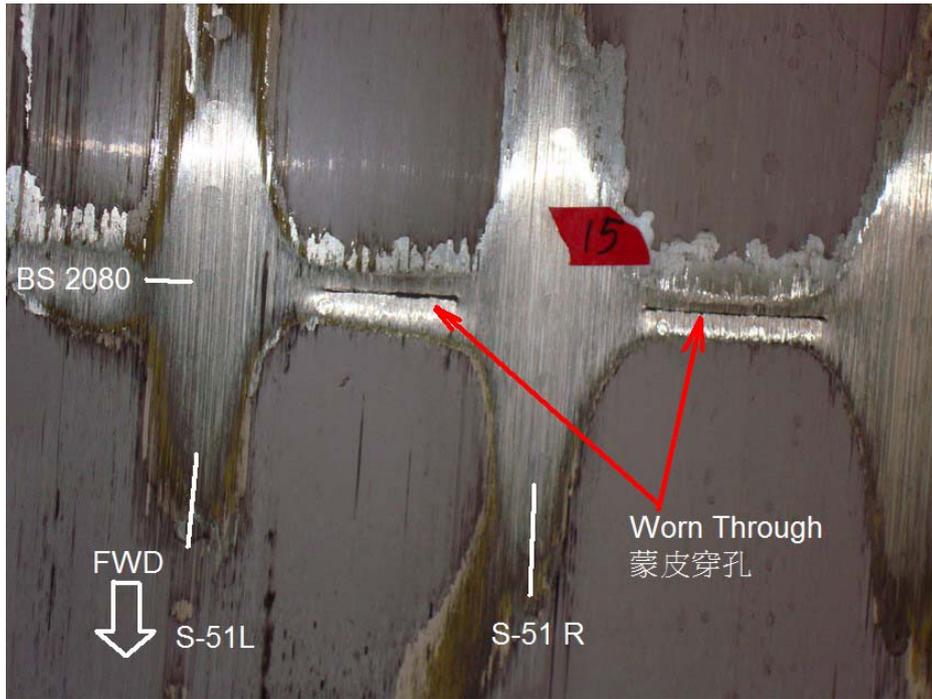


圖 1.12-3 機身站位 BS2080 一處典型之磨穿損傷隙縫（仰視）



圖 1.12-4 典型之磨穿損傷隙縫近攝

航機內部之主結構，於機身站位BS2180處之隔框，發現隔框板（Frame Web）下半，介於編號S-50L與S-50R兩具縱桁之間，有挫曲現象，如圖1.12-5。由機身取下該隔框板，可明顯目視下半側挫曲變形範圍，如圖1.12-6所示。除上述隔框板之變形，該BS2180隔框上/下緣結構（Upper/Lower Frame Chord），以及連接機身縱桁之槽接片（U Channel Stringer Tie），並無發現明顯變形。

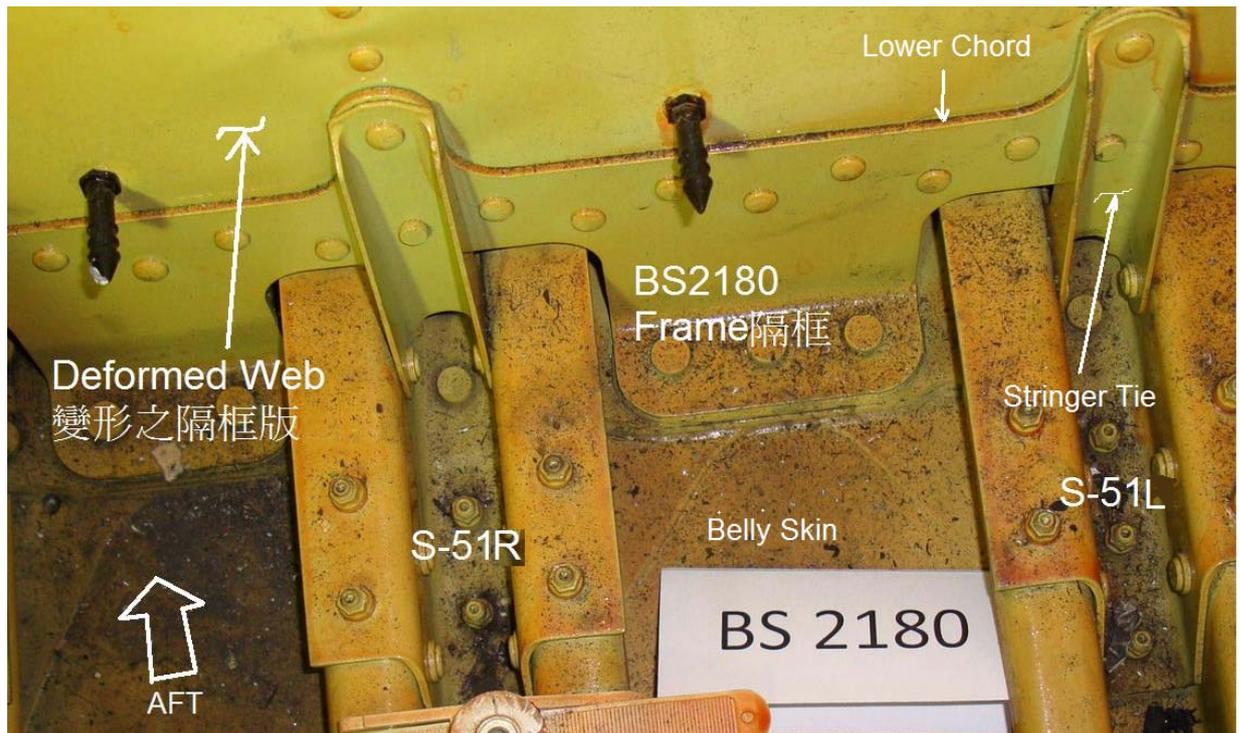


圖 1.12-5 隔框下側挫曲變形（俯視）

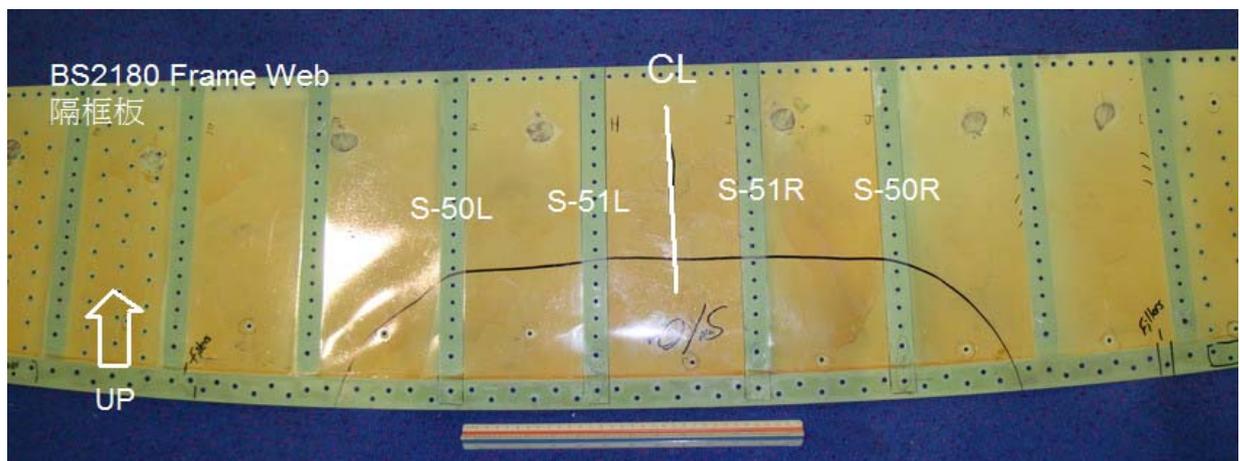


圖 1.12-6 由機身取下之隔框板挫曲變形

1.12.2 機身 48 段結構損傷

機身48段自機身站位BS2360起至機身最末端BS2792止，與前方之機身艙壓加壓區（機身46段）以BS2360艙壓隔框為分界，包含水平尾翼扭力支撐盒狀結構、APU防火牆、APU艙。本區域之損傷，延續前方機身站位BS2360以前之連續磨損，唯在本機身段之前半BS2360至BS2598，長約200吋範圍之蒙皮磨損，呈不連續之局部範圍且未發現穿孔，比較前方機身46段之損傷，其磨損情況較為輕微。然由機身站位BS2598起之機腹結構又呈現嚴重磨損破壞，例如（a）BS2598起向後之10吋長、介於縱桁S-51L與S-51R之間的蒙皮因觸地磨擦而致破裂翹起、（b）位於BS2638至BS2658間的機腹維修艙門前端磨損翹起、（c）左右兩扇APU艙門底側於前後端磨損至框架暴露，以上（a）、（b）、（c）詳圖1.12-7，另（d）機尾BS2742~BS2760底側蒙皮磨損至框架暴露。

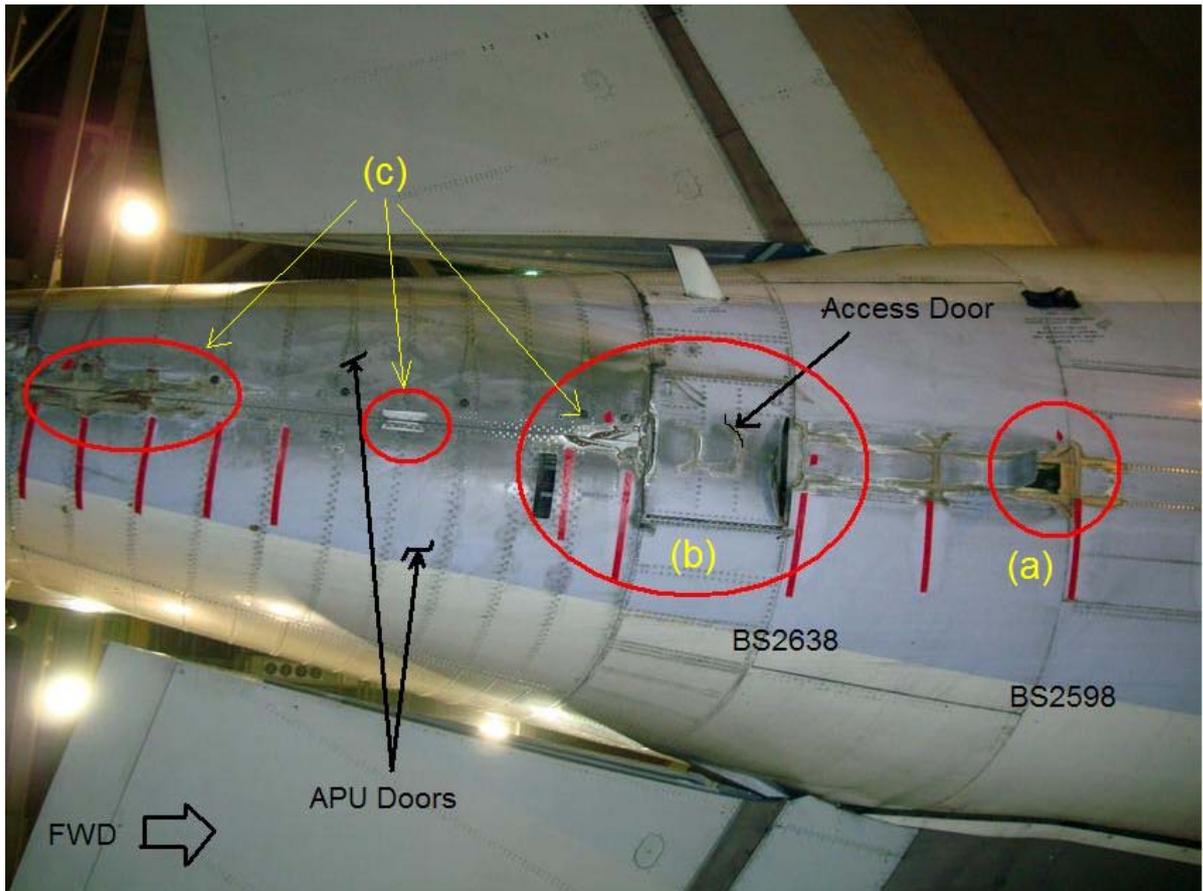


圖 1.12-7 BS2598 起至 APU 艙門之損傷情況 (仰視)

1.13 醫學與病理

與本事故無關。

1.14 失火

與本事故無關。

1.15 生還因素

與本事故無關。

1.16 測試與研究

1.16.1 駕駛艙準備作業模擬

民國 99 年 3 月 12 日 1000 時至 1200 時，本會使用事故航空器，由該機三位駕駛員模擬事故當日組員於駕駛艙準備之作業情形，模擬過程中同步進行錄音及錄影，以作為為本報告之調查附件。

1.16.2 ACARS RAS 起飛性能計算

事故當日依 CM 1 輸入 ACARS RAS 查詢條件（起飛重量為 597,000 磅），所得之起飛性能資料如圖 1.16-1 所示，其中起飛外型為 F10、推力為 TO2、假定溫度 57°C、 V_1 為 141 浬/時、 V_R 為 147 浬/時、 V_2 為 155 浬/時。

若其餘查詢條件不變，僅起飛重量參考載重平衡表輸入 828,000 磅時，所得之 ACARS RAS 起飛性能資料如圖 1.16-2 所示，其中起飛外型為 F20、推力為 TO、 V_1 為 151 浬/時、 V_R 為 166 浬/時、 V_2 為 177 浬/時。

<pre> ACARS BEGIN - 03MAR10 22:09:53 B-18723 MSG ID - 032209 EDITION - 01 SOURCE - TPECUCI QDTPECQCI-1 RWY ANLYS 74F FOPT/AC ON/AI OFF/OPT PANC/25L DRY 160/12(0/11) Q2901 848282 +06 597000 F10 T02/57 141/147/155 1000 AAL (1100 MSL) ACARS END </pre>	<pre> QU TPEXXCI TPEXJCI TPEXJCI .TPECQCI 040634 RWY ANLYS 74F FOPT/AC ON/AI OFF/OPT PANC/25L DRY 160/12(0/11) Q2901 848282 +6 828000 F20 TO 151/166/177 1000 AAL (1100 MSL) </pre>
<p>圖 1.16-1 事故航班所使用之 ACARS RAS 起飛性能資料</p>	<p>圖 1.16-2 輸入實際起飛重量所 得之 ACARS RAS 起飛性能資料</p>

1.17 組織與管理

1.17.1 華航波音 747-400 機隊 ACARS RAS 使用計畫

1.17.1.1 計畫緣起

華航為降低駕駛員於飛行前駕駛艙準備之工作負荷，減少駕駛員使用RAM計算航機起飛性能時之錯誤或估算時所衍生之風險，及提高起飛性能計算之精確性及時效性，自行開發ACARS RAS，係一種基於航機原有裝備，利用地面伺服器及區域網路設備，提供機載端航機起飛性能計算之系統與方法，系統使用說明詳1.18.3。華航係於民國95年8月開始使用該系統。

華航於使用該系統前，曾評估該系統可能產生之風險並說明如下：

ACARS RAS相較於“組員使用紙本RAM人工查表計算”之差異在於使用介面，透過 ACARS RAS 查航機起飛性能數據較組員使用紙本RAM人工查表計算的方式更為方便與精準；在可能產生之風險上，ACARS RAS 較RAM低。

1.17.1.2 飛機操作程序之修訂

華航為使用 ACARS RAS 修訂 747-400 飛機操作手冊第 6.30/3 頁，內容係包含有關 ACARS RAS 使用時之檢查程序，詳如 1.18.4.3。

1.17.1.3 ACARS RAS 使用相關之訓練與考驗

華航於開始使用 ACARS RAS 前，相關之訓練教材編訂及飛航組員訓練如下：

1. 華航於航務處網站上架設 ACARS RAS 網路版模擬介面，供駕駛員自行模擬練習時使用，並編訂 AOC-5 User Guide 輔助飛航組員使用網路模擬練習；
2. 華航於 RAM 第四章中增訂 AOC/Internet RAS 章節，介紹 ACARS RAS 使用方法供駕駛員自行研讀；
3. 華航於駕駛員之起飛性能（Takeoff Performance）訓練課程中，將 ACARS RAS 使用列為地面學科，於課堂上講授使用方法，並指導駕駛員使用第 1 項所述之網路模擬練習；
4. 華航要求教師駕駛員於駕駛員航路訓練時給予相關指導。

另外，華航有關駕駛員使用 ACARS RAS 相關之考驗如下：

1. 航路考驗每年一次，包含於「Compliance with SOP's」之考驗項目中；
2. 模擬機考驗每半年一次，包含於「Compliance with SOP's」、「Oral Examination」及「Pre-Flight Check」考驗項目中。

1.17.1.4 RAM 起飛性能計算之訓練與考驗

華航開始使用 ACARS RAS 後，於航機系統電腦化定期複訓（CBT²³ System Recurrent Training）之每年一次的航機性能（Performance）科目中，要求駕駛員透過華航開發之 e-learning 線上學習系統，使用 RAM 練習計算起飛性能，練習時駕駛員可自華航內部網站下載 RAM 之資料。

華航於駕駛員每半年一次之模擬機訓練及考驗中，要求駕駛員實際使用 RAM 進行起飛性能計算。另外，每年一次之航路考驗時，檢定駕駛員（Check airman）會依據實際狀況要求駕駛員使用 RAM 進行起飛性能計算。

1.17.2 華航飛安相關資訊之提供

華航企安處負責每日提供國內外飛安事件（故）及航空相關資訊。企安處指派專人於每日蒐集國際上重大飛安事故、飛安事件及華航重大飛安事故，經篩選後，以下列方式提供給駕駛員：

1. 華航企業網頁；
2. 定期舉辦之飛安月會；

²³ Computer-Based Training。

參考波音 747 飛航組員操作手冊第 11 章有關飛航管理系統之說明，摘要有關本案之內容如後：

當供電予飛航管理系統時，系統在飛行前階段（preflight phase），完成一個階段後，系統會以下列順序進入下一個階段：

1. 飛行前（preflight）
2. 起飛（takeoff）
3. 爬升（climb）
4. 巡航（cruise）
5. 下降（descent）
6. 進場（approach）
7. 飛航完成（flight complete）

在飛行前階段，駕駛員使用 CDU 輸入飛航計畫及裝載平衡表之資料。飛航計畫定義自起飛點至目的地之路徑，以建立水平導航（LNAV）。飛航計畫及裝載平衡表之資料提供性能所需資料及建立垂直導航（VNAV）。飛行前階段必須輸入之資料包含起始位置（initial position）、飛行航路（route of flight）、性能資料（performance data）、起飛資料（takeoff data）。

駕駛員透過資料鏈（data link）從航空公司地面站獲得起飛前階段資料，可減少駕駛員動作的次數。駕駛員手動輸入的資料將取代現存資料（existing data）。

飛行前階段所需輸入資料之頁面，其流程如下，

1. 識別頁面（Identification, IDENT, page）
2. 位置初始化頁面（Position initialization, POS INIT, page）

3. 航路頁面 (Route, RTE, page)
4. 離場頁面 (DEPARTURES page)
5. 導航無線電頁面 (Navigation radios, NAV RAD, page)
6. 性能初始化頁面 (Performance initialization, PERF INIT, page)
7. 推力限制頁面 (Thrust limit, THRUST LIM, page)
8. 起飛參考頁面 (Takeoff reference, TAKEOFF REF, page)

在性能初始化 (PERF INIT) 頁面之資料，如圖 1.18-2，包含總重 (gross weight, GR WT)、燃油重 (FUEL)、零油總重 (zero fuel weight, ZFW)、備用燃油 (RESERVES)、成本指標 (COST INDEX)、巡航高度 (cruise altitude, CRZ ALT)、巡航重心 (cruise center of gravity, CRZ CG)、爬升高度階程 (STEP SIZE)、顯示推力限制頁面 (thrust limit page, THRUST LIM)。

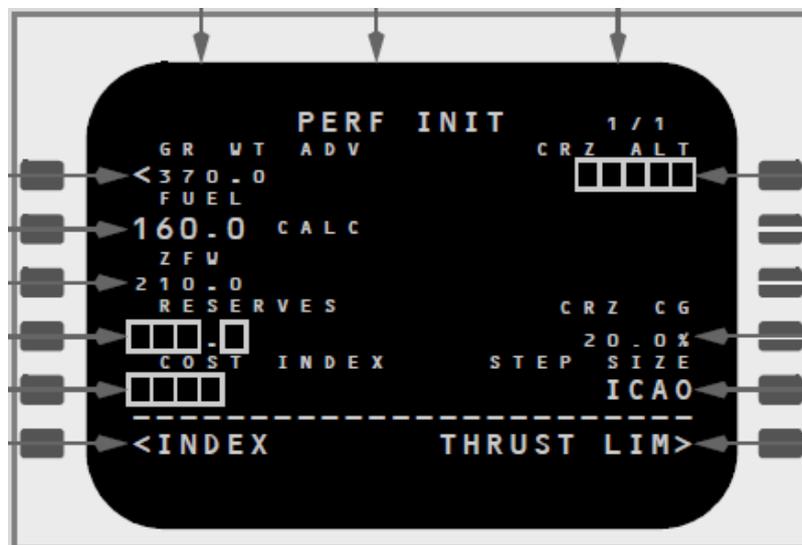


圖 1.18-2 性能初始化 (PERF INIT) 頁面

駕駛員可以輸入總重，FMC 會計算出零油重。或是輸入零油重，FMC 計算出總重。

在推力限制頁面 (THRUST LIM) 之資料，如圖 1.18-3，包含假定溫度 (assumed temperature, SEL)、機外溫度 (outside air temperature, OAT)、起飛全推力 (full rated takeoff, TO)、起飛減推力 1 (percentage derate takeoff 1, TO1)、起飛減推力 2 (percentage derate takeoff 2, TO2)、推力參考模式 (thrust reference mode)、起飛 N1/EPR 限制 (takeoff N1/EPR limit)、爬升全推力 (full rated climb, CLB)、爬升減推力 1 (percentage derate climb 1, CLB1)、爬升減推力 2 (percentage derate climb 2, CLB2)，顯示起飛參考頁面 (TAKEOFF REF, TAKEOFF)。

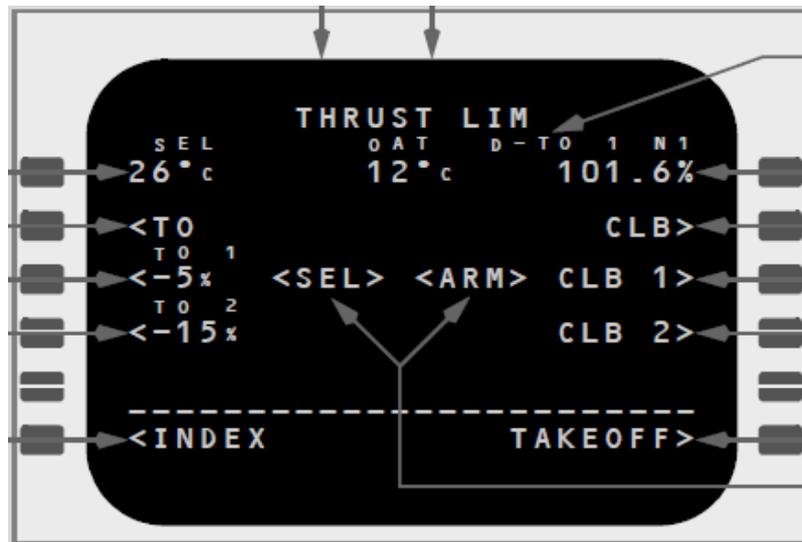


圖 1.18-3 推力限制頁面 (THRUST LIM)

駕駛員在此頁面選擇起飛及爬升時所需推力，內定值為全推力，駕駛員可經查表/計算或使用資料鏈資料選擇起飛及爬升之經濟推力。

在起飛參考 (TAKEOFF REF) 頁面之資料，如圖 1.18-4，包含襟翼/加速高度 (FLAP/Acceleration height, ACC HT)、發動機失效加速高度 (engine out acceleration height, E/O ACCEL HT)、減推力 (thrust reduction, THR)、風/跑道坡度 (wind/slope)、起飛速度 (V speeds, V₁, V_R, V₂)、微調,重心 (trim, center of gravity, CG)、起飛跑道/起飛點 (position, POS SHIFT)。

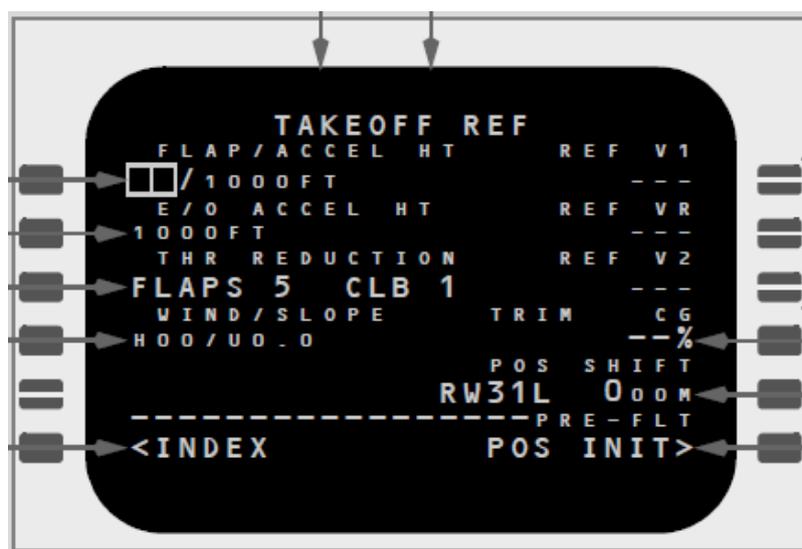


圖 1.18-4 起飛參考 (TAKEOFF REF) 頁面

此頁面顯示起飛資料及飛行前狀況，駕駛員在此頁面必須選擇及確認襟翼設定及 V 速度。駕駛員可經查表/計算或使用資料鏈資料選擇襟翼設定及 V 速度。

V 速度顯示連接線 (dashes, “---”) 時，有下列三種情況：

- 需要的資料未輸入
- 性能計算被禁止
- 慣性參考單元 (IRU) 未定位

當所需資料都足夠時，FMC 會計算 V 速度。駕駛員可選擇或輸

入其他的 V 速度以取代 FMC 計算的速度。手動輸入的 V_1 速度小於 V_{1MIN} 時，在抬頭欄 (header line) 會顯示“ V_{1MIN} ”，在其資料欄 (data line) 會顯示 V_{1MIN} 的值。

有關飛航管理電腦的 Advisory Message 出現“MAX ALT FLNNN”之時機為「當輸入巡航高度高於航空器性能之最高高度時」。

1.18.2 華航 AOC 於航務上之應用

參考華航 AOC (Airline Operational Control) 於航務上之應用，摘要內容如下：

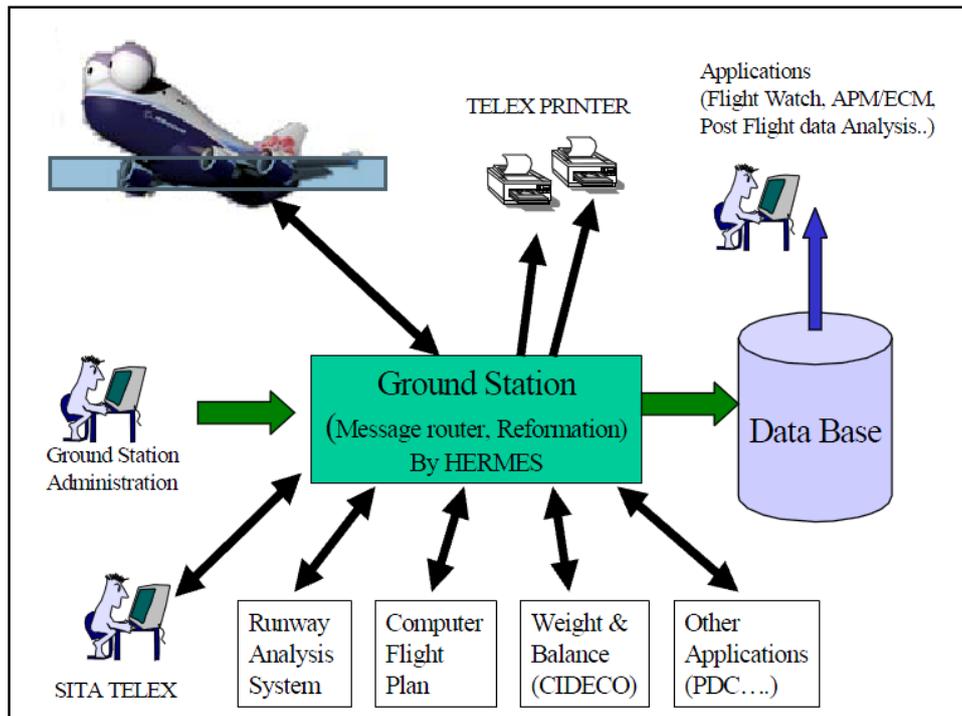
1.1 AOC 簡介

AOC 是利用 ACARS 在航空器和地面站之間介由無線電 (VHF/HF) 或衛星 (SATCOM) 傳輸電報。

1.2 華航發展 AOC 歷史

華航於 2006 年開始使用第一版 AOC，目前已發展至第五版。華航現有機隊共有空巴 A330、空巴 A340、波音 B737-800 及波音 B747-400；因機載硬體設備之差異，A330/A340/B738 使用之 AOC 軟體廠家為 Honeywell；B744 之 AOC 軟體廠家為 Rockwell Collins。

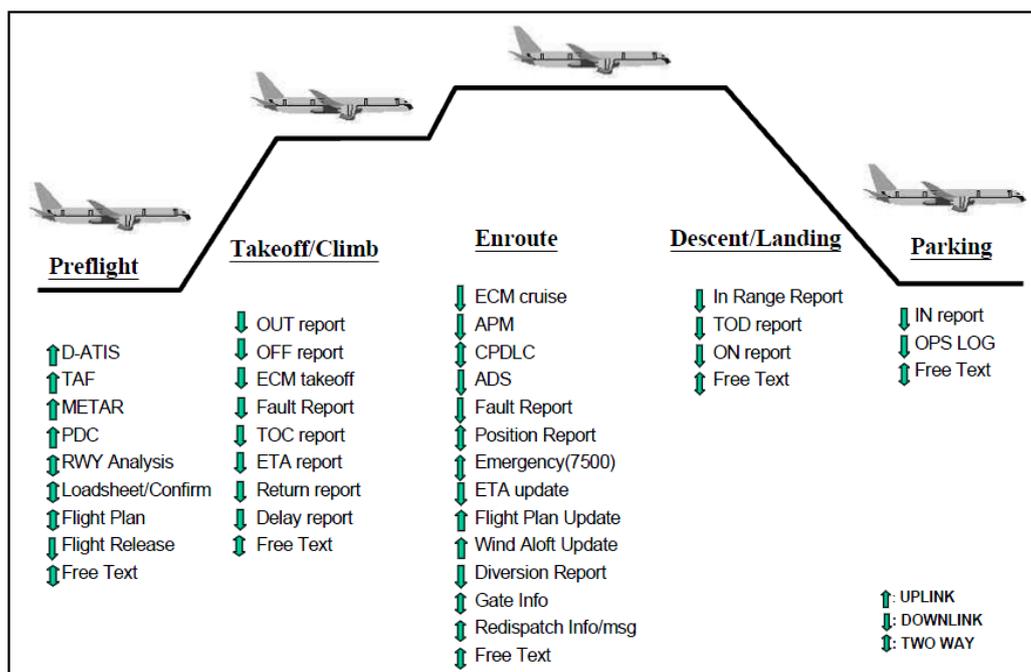
1.3 華航航機與地面端 datalink 資料傳輸架構



圖表1 Datalink 資料傳輸架構

二、AOC 於航務上之應用

從飛行前準備、起飛/爬升、巡航、落地至靠橋，各個階段所需航機與地面端的雙向數字/數據鏈通訊電報，皆可通過AOC 完成雙向溝通，圖表2 所示為目前華航AOC 應用總表。



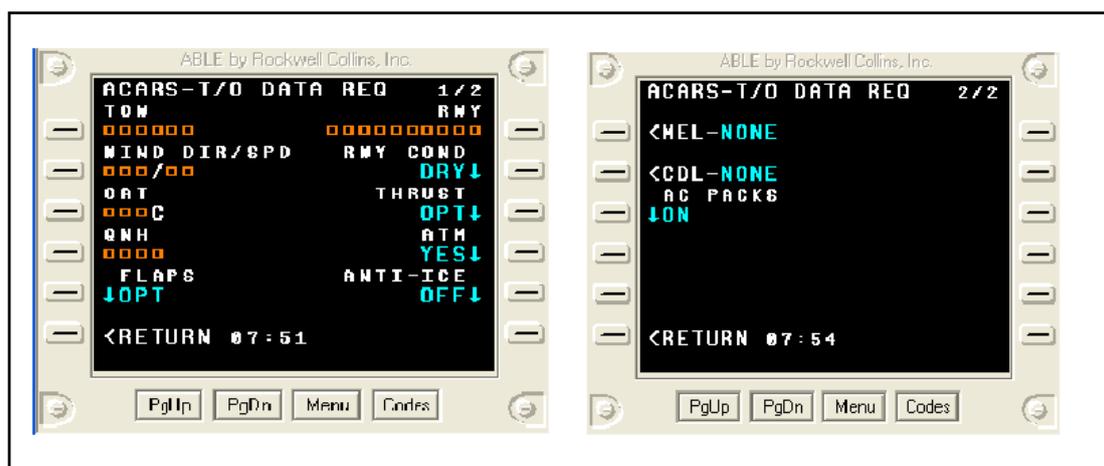
圖表2 AOC 應用總表

2.1 飛行前準備 (摘錄)

A. **Loadsheet** 裝載平衡表單上傳及組員簽收藉由ACARS Loadsheet 上傳、取代以往飛航組員必須核對傳統紙本裝載平衡表單，可節省時間與減低組員工作負擔，組員並可即時確認簽收或是拒絕ACARS Loadsheet。

B. 起飛性能/跑道分析 Runway Analysis

飛航組員於MCDU 操作介面T/O DATA REQ 頁面輸入航機起飛所需相關數據，下載後的電報經地面端裝有飛機性能軟體之伺服器計算後，再將跑道分析結果（包含MTOW/V1/VR/V2/減推力起飛溫度）回傳至航機上。可節省組員查閱紙本跑道分析手冊所需時間、並取得更精確的起飛性能數據及避免人為查閱疏失之機會。



圖表4 ACARS Runway Analysis

三、AOC 應用之益處

3.1 增進飛行安全 (摘錄)

A. **T/O Performance Calculation** 起飛性能計算，藉由AOC 電報傳輸、交由地面端的原廠計算軟體 (Boeing/Airbus) 計算，可以即時得出更精準的起飛性能資料 (MTOW/V1/VR/V2)，亦可避免人工查表計算易衍生的人為疏失或錯誤、增進飛行安全。

3.2 減少飛航組員的工作負擔

飛行組員於飛行前的準備作業繁多，且必須在有限時間內完成所有例行工作，例如 *Loadsheet* 載重平衡表單、*T/O Performance Calculation* 起飛性能計算、*FMS* 飛行計畫，若用人工查表、查書及資料鍵入方式，將花費許多時間；藉由 *ACARS AOC* 航空公司自行設定的電報傳輸，原本人工計算的部分交由地面端的計算軟體計算，可以大大縮短時間並減輕組員的工作負荷。另外如 *AOC Delay report*、*AOC* 飛航日誌簿亦可大大減少組員原本用人工填寫紙本耗費的時間。

四、結論

AOC 軟體於航務運作的應用範疇相當廣泛，航空公司可依實際航務運作的需求自行修改及設計。華航目前仍不斷視組員實際需求反應或是相關單位之意見而修改 *AOC* 版本。藉由 *AOC* 功能、精進航務運作效率及飛行安全。

1.18.3 華航 B747- 400 AOC-5 使用說明

參考華航 *AOC* 使用者指南「*B747- 400 AOC-5 USER GUIDE*」，摘要有關本案之內容如下：

當航空器供電後，於中間 *CDU* 畫面顯示 5 系統選項，包含機載通訊定址與回報系統 (*ACARS*)，衛星電話 (*SAT*)，航空器狀態監視系統 (*ACMS*)，中央維修電腦 (*CMC*) 及記憶資料 (*MEMORY*)。選擇 *ACARS* 將啟動 *ACARS* 應用程式，畫面顯示 *ACARS* 應用程式選單「*ACARS-APPLICATION MENU*」，該畫面提供三個選項，技術 (*TECHNICAL*)、空中交通服務 (*ATS*)、華航 *AOC* (*AOC CAL-5*)，如圖 1.18-5。

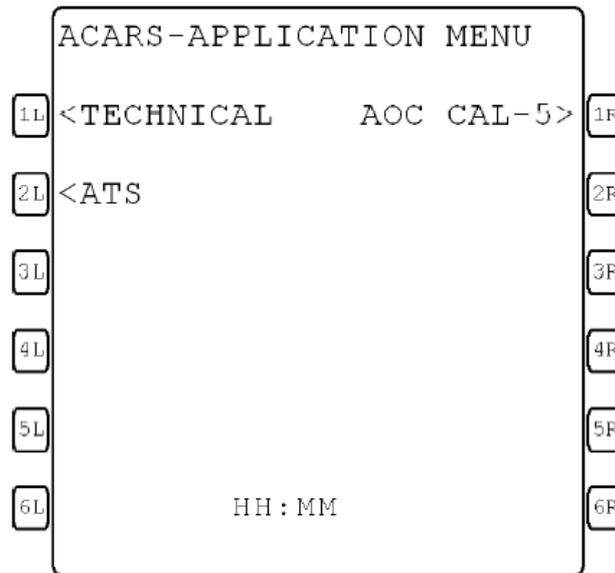


圖 1.18-5 ACARS 應用程式選單

選擇 AOC CAL-5，畫面將顯示 AOC 選單（AOC MENU），進入 AOC 應用程式。此應用程式之選項包含操作紀錄本（OPERATION LOG）、飛行前（PRFLIGHT）、航路（ENROUTE）、報告（REPORTS）、送訊息（SENT MSGS）、天氣請求（WEATHER REQ）、接受訊息（RCVD MSGS），如圖 1.18-6。

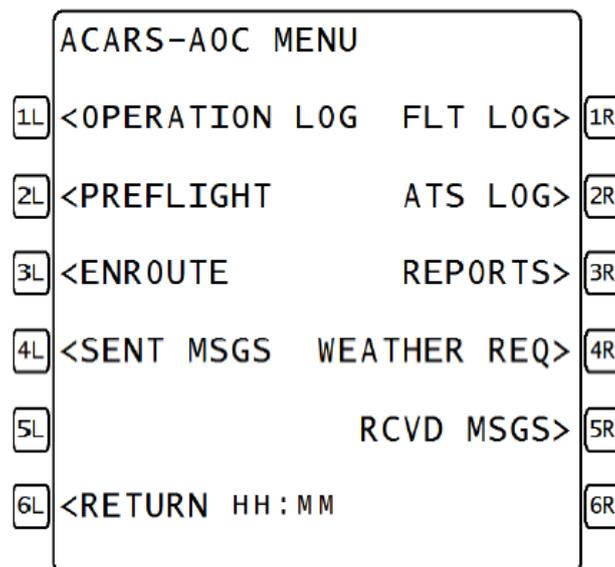


圖 1.18-6 AOC 選單

在 AOC 選單下選擇飛行前，畫面將顯示飛行前選單，其選項包含起飛資料 (T/O DATA)、自動終端資料廣播服務 (ATIS)、放飛 (FLT RELEASE)、載重平衡表 (LOADSHEET)、離場許可 (DEPART CLX)、延遲 (DELAY)、日本自動終端資料廣播服務 (JAPAN ATIS)、澳洲自動終端資料廣播服務 (AUSTRALIA ATIS)，如圖 1.18-7。

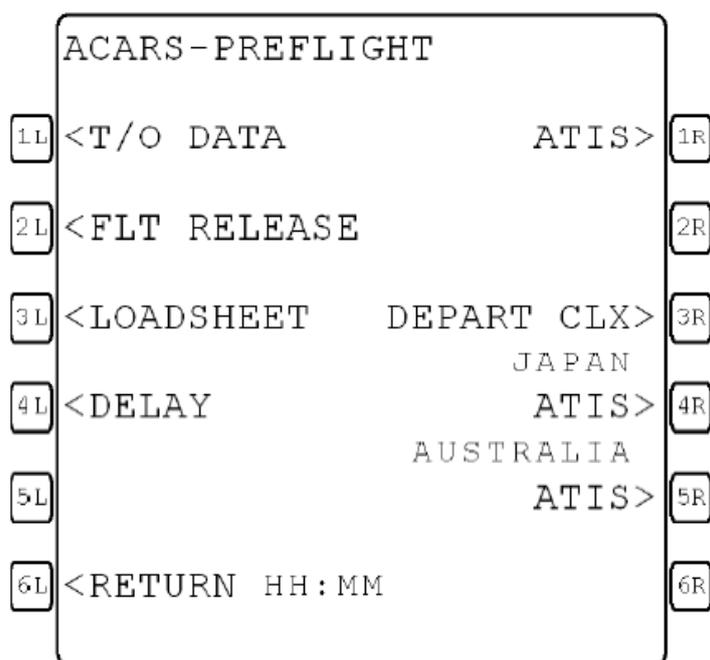


圖 1.18-7 飛行前選單

在飛行前選單下選擇起飛資料，畫面 (第一頁) 將顯示 ACARS 起飛資料請求 (ACARS – T/O DATA REQ) 頁面，如圖 1.18-8。為取得起飛相關分析資料，此頁面要求駕駛員輸入或確認之資料包含起飛重量 (TOW)、風向/風速 (WIND DIR/SPD)、機外溫度 (OAT)、機場高度撥定值 (QNH)、襟翼 (FLAP)、跑道 (RWY)、跑道情況 (RWY COND)、推力 (THRUST)、假定溫度模式 (ATM)、防冰系統 (ANTI-ICE)；畫面 (第二頁) 將顯示最低裝備需求表 (MEL)、外形差異表 (CDL) 及空調系統 (AC PACKS) 及傳送

當駕駛員輸入相關資料後，按下 ACARS 起飛資料請求頁面（第二頁）之傳送（SEND），通常在幾分鐘內，在駕駛艙內印表機將列印出請求之起飛分析資料，所列印之資料包含 ACARS 訊息基本資料（航空器註冊號碼、接受訊息之日期與時間、訊息識別碼、版期、資料來源、SITA 代號），及跑道分析資料（機型、選項、機場、跑道及跑道情況、風速/風向、QNH、起飛總重限制、起飛重、襟翼、推力設定、假定溫度、 $V_1/V_R/V_2$ 、加速高度），接收訊息範例如圖 1.18-10。

```
ACARS BEGIN - 03MAR10 22:09:53 B-18723  
  
MSG ID - 032209  
EDITION - 01  
SOURCE - TPECUCI  
  
QDTPECQCI-1  
RWY ANLVS  
74F FOPT/AC ON/AI OFF/OPT  
PANC/25L DRY  
160/12(0/11) Q2901  
848282 +06  
597000 F10 T02/57 141/147/155  
1000 AAL (1100 MSL)  
  
ACARS END
```

圖 1.18-10 起飛資料請求資料之接收訊息範例

1.18.4 飛航操作相關資料

1.18.4.1 電腦飛航計畫

事故航班之電腦飛航計畫 (Computer Flight Plan) 首頁如圖 1.18-11 所示，其中起飛重量為 828,223 磅，落地重量為 596,741 磅。

MASTER

COMPUTER FLIGHT PLAN

CHINA AIRLINES COMPUTER FLIGHT PLAN

PLAN 1937 CAL5233 PANC TO RCTP CI4F C50/F IFR 03/03/10
NONSTOP COMPUTED 1904Z FOR ETD 2230Z PROGS 0312NWS 8723 LBS

SPEED SKD CLB-340/.84 CRZ-C50 DSC-.84/290 APMS/P +01.7

	FUEL	TIME	NAM	NGM	TAKEOFF	LAND	AV PLD	OPNLWT
POA RCTP	231500	09/58	4669	4210	828223	596741	209000	352989
ALT RCKH	014300	00/30	0173	0157				
FREV	009000	00/30						
CONT	006900	00/23						
REQ	261700	11/21						
XTR	004500	00/15						
TOT	266200	11/36						
TAXI	002000							
RAMP	268200							
ZFW	561989							

PANC ANC4 ANC..NODLE R220 GOC W18 JD Y88 NAKTU Y12 XMC V17 LABEL Y50
RUSAR AT ANNNA AN2A RCTP

WIND M044 MXSH 07/NEONN
FL 280/NICHO 300/NATES 320/NIPPI 330/NANNO 340/AKVAS
FL 360

C50 FL260 239917 10/08
C50 FL240 244286 10/16
C50 FL220 248713 10/25

BURN OFF ADJUSTMENT PER +5000 LBS CHANGE IN TOW 1257 LBS
BURN OFF ADJUSTMENT PER -5000 LBS CHANGE IN TOW 1188 LBS
BURN OFF ADJUSTMENT PER +2500 LBS CHANGE IN TOW 0629 LBS
BURN OFF ADJUSTMENT PER -2500 LBS CHANGE IN TOW 0542 LBS

REMARKS ...

ETP PANC/RJAA 03/23 1548NM P004/M022 BURN 0934 N52138E165018
ETP RJAA/ROAH 07/58 3478NM P044/M036 BURN 1957 N32108E131222
ETP ROAH/RCTP 09/14 3979NM P022/M025 BURN 2220 N27000E123516

SKD LV PANC.Z ARR RCTPZ
BLOCK OUT 2230.Z BLOCK IN 0846.Z BLOCK TIME 100.8
TAKE OFF 2220.Z LAND ON 0841.Z FLT. TIME. 30.8 0957

POSN	DIST	TC	FL	WIND	MACH	TAS	ZT	B/O	ETD	FL	P.FR	TEMP
GMA	DTGO	MH	SR	TEMP		GS	ACTM	ACBO	ATO	RETO	A.FR	WIND
N61 09.0	W150	12.4										
ANC	006	256	CL	15012	CLB	251	002	030				2632
100	4204	234	02	M03		255	0002	0030				
N61 17.0	W152	00.0										
NODLE	053	279	CL	15020	CLB	445	009	090				2542
138	4151	258	01	M43		459	0011	0120				
N61 17.4	W153	12.6										
TOC	035	269	28	12025	CLB	477	005	034				2509
138	4116	249	02	M52		498	0016	0153				

2010/03/03 19:09 Rel Ver 1 Page 12 of 28



5057771-12

圖 1.18-11 事故航班之電腦飛航計畫首頁

1.18.4.2 載重平衡表

事故航班之載重平衡表如圖 1.18-12 所示，其中起飛重量為 827,311 磅，落地重量為 595,811 磅。

CHINA AIRLINES						
LOAD SHEET		CHECKED	APPROVED	EDNO 01		
** WEIGHTS IN LBS **						
FROM/TO FLIGHT	A/C REG	VERSION	CREW	DATE	TIME	
ANC TPE	CI5232/03MAR	B18723	L/D-9P4C	02/0	03MAR10 1152	
LOAD IN COMPARTMENTS	WEIGHT	DISTRIBUTION				
	208321	1/10210	2/14225	3/11276		
		4/ 8814	5/ 1190	8/ 2050		
		C/ 8482	D/ 9225	E/ 9812		
		F/13408	G/13408	H/15498		
		J/20290	K/10780	L/ 9932		
		M/13691	P/ 8677	R/12923		
		S/10172	T/ 3571			
PASSENGER/CABIN BAG	0	0/ 0/ 0	TTL	0		
	FY	0/ 0	SOC	0/ 0		
	BLKD	0				

TOTAL TRAFFIC LOAD	208321					
DRY OPERATING WEIGHT	352799					
ZERO FUEL WEIGHT ACTUAL	561110	MAX	610000	ADJ		
TAKE OFF FUEL	266201					
TAKE OFF WEIGHT ACTUAL	827311	MAX	874999	L	ADJ	
TRIP FUEL	231501					
LANDING WEIGHT ACTUAL	595811	MAX	666001	ADJ		

BALANCE AND SEATING CONDITIONS *	LAST MINUTE CHANGES					
DOI 168.0	DLI 169.5	*DEST	SPEC	CL/CPT PLUS MINUS		
LIZFW 169.5	LITON 160.0	*				
ZPMAC 27.5	TOMAC 22.8	*				
FREC	*					
	*					
	*					
UNDERLOAD BEFORE LMC	47688*	LMC TOTAL				

LOADMESSAGE AND CAPTAINS INFORMATION BEFORE LMC						
FWD LIMIT LIZFW	41.0	AFT LIMIT LIZFW	91.5			
TAXI WGT	829311	MAX	877001			
** ALL LDM WEIGHTS IN KILOS **						
-TPE. 1/4634. 2/6498. 3/5160. 4/3568. 5/540. 8/930. C/3850. D/4484						
. E/4360. F/6082. G/6082. H/2424. K/4890. L/4508. M/1626. P/3936. R/5862						
. S/4614. T/1620. PAX/0/0. TW75662						
-HKG. 4/420. H/4606. J/9206. M/4584. PAX/0/0. TW10826						
-KUL. PAX/0/0. NIL						
-SGN. PAX/0/0. NIL						
SI PANTRY CODE C TZFW178850						
TPE	CGO	0	MAIL	0	BAG	0/ 0 TRA 63096
HKE	CGO	0	MAIL	0	BAG	0/ 0 TRA 18820
KUL NIL						
SGN NIL						
03MAR 2053Z FF						
ANC 07						

圖 1.18-12 事故航班之載重平衡表

1.18.4.3 747-400 飛機操作手冊

華航747-400飛機操作手冊與本事故有關之內容摘錄如下：

CHINA AIRLINES AOM B747-400	Normal Procedures FLIGHT AND COCKPIT PREPARATION	6.20/18
		REV 21

FMS – CDU Initialization

The PF will normally initiate alignment of IRS units to present aircraft position and program the FMS, the PM conducts an exterior inspection of the aircraft. PM will normally complete initial takeoff performance calculations, following RAM procedures.

Aisle Stand

ACARS FMS –CDU Initialization ----- SET PM

Enter initialization data into ACARS.

FMS-CDU (R/L) ----- SET / CHECKED PF

INIT/REF Key ----- PUSH

INDEX ----- SELECT

IDENT ----- SELECT

Verify airplane model and engine designation. Check fuel flow factor (DRAG/FF) against CFP performance correction. Verify active NAV DATA is current.

Following the prompts at 6R will guide pilots through most of the FMS preflight programming process.

POS INIT (6R) ----- SELECT

REF AIRPORT ----- ENTER

Enter 4-letter ICAO identifier for departure airport.

GATE ----- ENTER

Enter parking gate number. If not in database, the entry will not be accepted.

IRS POS ----- ENTER

Enter present aircraft position in the boxed prompts, based on either the Jeppesen Airport chart, gate marker, or GPS. The entered data will only be displayed until one IRS enters the NAV mode. Cross-check position against airport reference point coordinates or last position.

GMT/UTC Time (GPS) ----- CHECK

GPS ----- CHECK ENABLE

On position page 2, GPS must show INHIBIT.

After any IRS is switched to NAV mode, check GPS message appears above IRS(3) on the lower portion of the ND.

ROUTE (6R) ----- SELECT

If CFP route uplink is available (only for flight over 6 hours)

Flight Number----- ENTER

Enter the letters "CAL," followed by the flight number exactly as it appears on ATC flight plan, including any leading zeros or dashes.

CO Route ----- ENTER

Enter IATA departure airport code followed by CFP number (e.g TPEHKG1234) into the CO ROUTE line then clear the scratchpad message " Not in Database"

CHINA AIRLINES AOM B747-400	Normal Procedures ENGINE STARTING	6.30/2
		REV 20

Observe movement of flight controls indication on EICAS Status-Page.

Verify freedom of movement in all directions.

Verify that control wheels and control columns return to center.

CM1: announce "**RUDDER**"

Hold Tiller while deflecting rudder.

Rudder Pedals

- FULL LEFT / FULL RIGHT

- CENTER

Verify freedom of movement in either direction.

Verify that rudder pedals return to center.

CM2: Follow through the rudder pedals movement and observe rudder indication on EICAS

and announce "FULL LEFT/ FULL RIGHT".

Observe all indications return to CENTER after completion.

After the Loadsheets has been delivered to the cockpit:

Load Sheet**CHECK** **B**

CM1 and CM2 shall thoroughly check the loadsheet for gross errors.

Ensure that the loadsheet data is correct. PIC shall sign the load sheet.

Either ELECTRONIC-, MANUAL-, or ACARS Load-Sheet may be used.

Note: For ACARS Load Sheet PIC shall sign and Crew Members shall accepted the Load Sheet via ACARS push ACPT LS key.

Passenger:

Flight Deck Door..... **CLOSED and LOCKED** **2**

B-18201 - B-18208, B-18251 , N168CL

Verify that the flight deck door LKD light is illuminated.

B-18210 - B-18215

Verify that the LOCK FAIL light is extinguished.

FMS-CDU**SET** **B**

PERF INIT Key **PUSH** **2**

ZFW **ENTER** **2**

CM1 will announce "ZFW _____ lbs.", reading from the load-sheet.

CM2 shall type data onto scratchpad and read back before inserting.

TOW**VERIFY** **B**

CM2 will callout "takeoff weight _____ lbs." after subtracting taxi fuel from indicated gross weight. CM1 will check this number against loadsheet takeoff weight and callout "check" or any significant errors.

Actual takeoff weight should be written on the CFP to help evaluate enroute fuel burn trends.

THRUST LIM (6R) **SELECT** **2**

CHINA AIRLINES AOM B747-400	Normal Procedures ENGINE STARTING	6.30/3
		TR 2009-04

THRUST LIM ----- SET

CM1 and CM2 must confirm all takeoff thrust calculations, based on actual takeoff weight, by (in priority order):

- ACARS T/O DATA REQ
- RAM charts
- Internet RAS if available via OPS website
- ACARS QRT (Quick Reference Tables) in RAM, when runway data are not available in the above items.

Note: refer to B744 RAM for the instructions of the above tools.

TO2, TO1, or TO ----- SELECT B

Select reduced thrust TO2, TO1, or TO, as applicable. Normally, minimum allowable thrust will be used to improve engine reliability.

Assumed Temperature ----- SET B

TAKEOFF (6R)----- SELECT 2

TAKEOFF REF----- SET

CG----- ENTER B

CM1 will callout takeoff CG, as indicated on the loadsheet.

CM2 will enter this number under CG and callout "___ SET".

Takeoff Speeds ----- SELECT 2

CM1 and CM2 must confirm all takeoff speeds calculations by (in priority order):

- ACARS T/O DATA REQ
- RAM charts
- Internet RAS if available via OPS website
- ACARS QRT (Quick Reference Tables) in RAM, when runway data are not available in the above items.

Note: refer to B744 RAM for the instructions of the above tools.

Obtain V1 / VR / V2 and E/O Acceleration Height from above calculation, and should enter into FMS.

Check that NO V SPD is not in view on PFD.

CM2 readouts V1 ____, VR ____, and V2 ____ as each speed is selected.

CM1 will confirm that all V-speed are displayed in bold font on MCDU.

CM2 shall use the loadsheet to crosscheck the entered ZFW / TOMAC data.

AFDS MCP ----- SET 1/2

IAS / MACH Selector ----- SET V2 1

Set V2 speed and verify PFD indication.

LNAV (as required) ----- PUSH PF

Arm LNAV, provided the correct initial course is indicated on the LEGS page. If the initial clearance is to maintain an assigned heading that is not in the programmed SID, LNAV should not be armed.

VNAV ----- PUSH PF

CHINA AIRLINES AOM B747-400	Normal Procedures ENGINE STARTING	6.30/9
		REV 22

After Start

After engine start, the following items shall be performed on command of CM1:

"AFTER START ITEMS"

- APU Selector** **OFF** 2
- Hydraulic Demand Pump Selector No. 1 and 4** **AUTO** 2
- Nacelle Anti-Ice Switches** **AS REQUIRED** 2
 Normal position is AUTO.
 When icing condition exist or are anticipated place nacelle anti-ice switches ON. During adverse weather consider engine run up.
 For definition of icing conditions see Supplementary Procedures 5.14 and Limitations 1.20.
- Aft Cargo Heat** **AS REQUIRED** 2
 For temperature control of Lower Aft Cargo (live animal).
- Pack Control Selectors** **NORM** 2
 Place number of packs to NORM as required for airplane during taxi.
- Recall Switch** **PUSH** B
 CM1 and CM2 verify that only appropriate EICAS alert messages are displayed.
 Cancel when review completed.
- Ground Crew Clearance for Flaps** **REQUEST** 1
 Obtain clearance from ground crew to extend flaps.
- Flaps** **EXTEND** B
 CM1: Command "**FLAPS__**".
 CM2: Confirm CM1's commanded flaps coincide with FMC takeoff page selected flaps, then place flaps lever to commanded position, check flaps position on EICAS.
Caution: An incorrect flap position can result in a tail strike due to too low rotation speed.
Warning: If taxi route is covered by slush or standing water in low temperatures, taxi with flaps up. Extend the flaps before take off and complete taxi checklist

AFTER START		
APU	OFF	1
Demand Pumps	AUTO	1
Anti-Ice	__	1
Recall	CHECKED	B

CHINA AIRLINES AOM B747-400	Normal Procedures	6.40/5
	TAXI AND TAKEOFF	REV 22

- TO/GA Switch** **PUSH** 1
 Ensure thrust levers move towards takeoff EPR / N1.
 Keep hand on thrust levers until reaching V1.
Note: At speeds above 50 kt, autothrottle engagement is inhibited until airplane is above 400 ft AGL.
- PFD/ND** **CHECK** B
 Observe THR REF engaged.
 Observe airplane symbol at runway on ND (FMS updating).
- Engine Indications** **MONITOR** PM
 Monitor EPR and EGT throughout the takeoff
 Adjust takeoff thrust prior to 80 kt, if required.
 When T/O thrust is achieved, announce "TAKEOFF THRUST SET".
 For PW engines: During cold weather operation, oil temperature must increase to the normal operating range before takeoff.
Note: After takeoff thrust is set, Captain's hand must be on Thrust levers until V1.
- Airspeed Indicators at 80 kt** **CROSSCHECK** B
 PM announces "EIGHTY". This speed coincides with the beginning of the high energy regime. (See supplementary procedure in AOM.)
 PF acknowledges by "CHECKED". If any excessive deviation is detected the actual value is called.
- "V1"** **ANNOUNCE** PM
 At V1 announce "V1" .
- "ROTATE"** **ANNOUNCE** PM
 At VR announce "ROTATE"
- Rotation** **PERFORM** PF
 At VR rotate with 2° to 2.5° per second to a takeoff attitude of 14° to 17.5° and establish a positive rate of climb (vertical speed and radar altimeter).
 When takeoff attitude is established follow flight director. F/D horizontal bar commands pitch attitude to maintain an airspeed between V2+10 and V2+25. Any speed between V2+10 and V2+25 will not significantly affect the takeoff profile.
- Landing Gear** **RETRACT** B
 PF: With positive climb (VSI and RA) command "GEAR UP".
 PM: Acknowledge "GEAR UP" and after verification of positive climb (VSI and RA) place gear lever UP
- Autopilot (L / C / R)** **AS REQUIRED** B
 PF: command PM to engage A/P.
 PM: After Autopilot engaged, Callout "AUTOPILOT L/C/R".
 When workload is high (congested areas/adverse weather/abnormal operation) engage A/P early, but not below 250 ft AAL.
 If CM1 is PF use A/P left on odd, A/P center on even flight number.
 If CM2 is PF use A/P right.
- Climb Thrust** **CHECK** PM
 At thrust reduction altitude (1,000 ft AAL) check selected climb thrust is set.

1.18.4.4 波音 747-400 飛航組員操作手冊

華航波音747-400飛航組員操作手冊中，與本事故有關之內容摘錄如下：

6 V Speeds (V1, VR, V2)

Displays dashes when:

- required information not entered
- performance calculations inhibited
- IRUs not aligned

Displays FMC calculated speeds when required information entered.

Flight crew entered or selected speeds display in large font and replace calculated speeds. A manually entered V1 speed less than V1MIN is indicated by display of "V1MIN" in the header line and the value of V1MIN in the data line.

Calculated speeds display in small font.

FMC calculated speeds provide VMCA and VMCG protection.

Copyright © The Boeing Company. See title page for details.

11.40.36

D6-30151-416

April 1, 2006

1.18.4.5 波音 747-400 飛航組員訓練手冊

華航波音747-400飛航組員訓練手冊中，與本次事故有關之內容摘錄如下：



Takeoff and Initial Climb

747-400 Flight Crew Training Manual

Rotation and Liftoff - All Engines

Takeoff speeds are established based on minimum control speed, stall speed, and tail clearance margins. When a smooth continuous rotation is initiated at VR, tail clearance margin is assured because computed takeoff speeds depicted in the airport analysis or FMC are developed to provide adequate tail clearance.

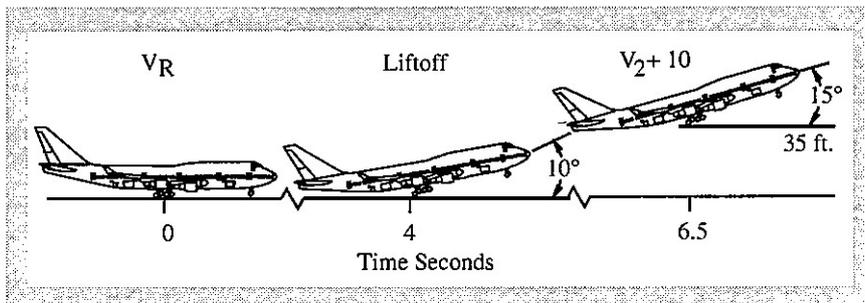
Above 80 knots, relax the forward control column pressure to the neutral position. For optimum takeoff and initial climb performance, initiate a smooth continuous rotation at VR toward 15° of pitch attitude. The use of stabilizer trim during rotation is not recommended. After liftoff, use the attitude indicator as the primary pitch reference. The flight director, in conjunction with indicated airspeed and other flight instruments is used to maintain the proper vertical flight path.

Rotate smoothly at an average pitch rate of approximately 2.5 degrees/second. Using the technique above, liftoff attitude is achieved in approximately 3 to 5 seconds.

Note: The flight director pitch command is not used for rotation.

Typical Rotation, All Engines

The following figure shows typical rotation with all engines operating.



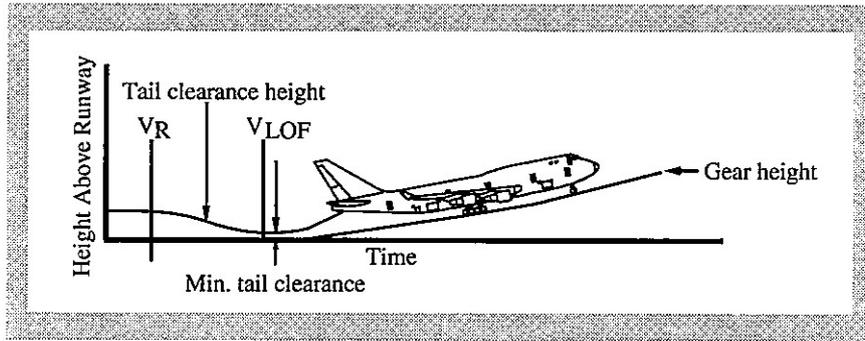
Retract the landing gear after a positive rate of climb is indicated on the altimeter.

Retract flaps in accordance with the technique described in this chapter.



Typical Takeoff Tail Clearance

The following diagram and table show the effect of flap position on liftoff pitch attitude and minimum tail clearance during takeoff. Additionally, the last column shows the pitch attitude for tail contact with wheels on the runway and landing gear struts extended. For a discussion of tail strike procedures see chapter 8 and the FCOM.



Model	Flaps	Liftoff Attitude (degrees)	Minimum Tail Clearance inches (cm)	Tail Strike Pitch Attitude (degrees)
747-400	10	10.1	39 (99)	12.5
	20	10.0	40 (102)	12.5

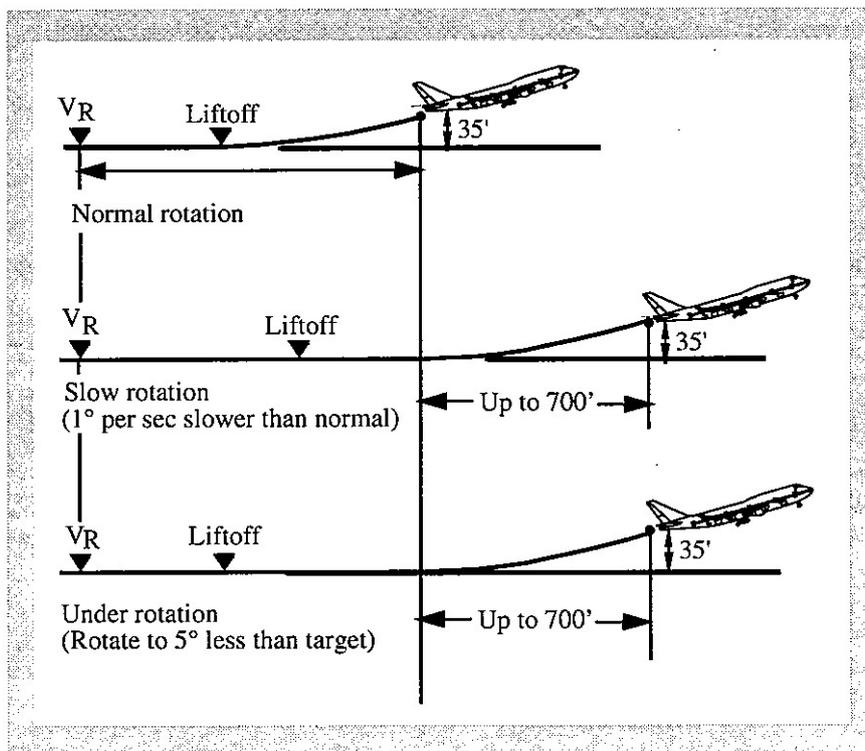
Effect of Rotation Speed and Pitch Rate on Liftoff

Takeoff and initial climb performance depend on rotating at the correct airspeed and proper rate to the rotation target attitude. Early or rapid rotation may cause a tail strike. Late, slow, or under-rotation increases takeoff ground roll. Any improper rotation decreases initial climb flight path.

An improper rotation can have an effect on the command speed after liftoff. If the rotation is delayed beyond $V_2 + 10$, the speed commanded by the flight director is rotation speed up to a maximum of $V_2 + 25$. An earlier liftoff does not affect the commanded initial climb speed, however, either case degrades overall takeoff performance.

The following diagram shows how a slow or under rotation during takeoff increases the distance to a height of 35 feet compared to a normal rotation.

Slow or Under Rotation (Typical)



747-400 Flight Crew Training Manual

During cruise, the typical causes of overspeed events are windshear encounters or high altitude wave activity. Although autothrottle logic provides for more aggressive control of speed as the airplane approaches VMO or MMO, there are some windshears and wave activity speed changes that are beyond the capability of the autothrottle system to prevent short term overspeeds.

When correcting an overspeed during cruise at high altitude, avoid reducing thrust to idle which results in slow engine acceleration back to cruise thrust and may result in overcontrolling the airspeed or a loss of altitude. If autothrottle corrections are not satisfactory, temporarily deploying partial speedbrakes can assist in reducing speed and avoiding the need for idle thrust.

During descents at or near VMO/MMO, most overspeeds are encountered after the autopilot initiates capture of the VNAV path from above or during a level-off when the speedbrakes were required to maintain the path. In these cases, if the speedbrakes are retracted during the level-off, the airplane can momentarily overspeed. During descents using speedbrakes near VMO/MMO, delay retraction of the speedbrakes until after VNAV path or altitude capture is complete. Crews routinely climbing or descending in windshear conditions may wish to consider a 5 to 10 knot reduction in climb or descent speeds to reduce overspeed occurrences. This will have a minimal effect on fuel consumption and total trip time.

When encountering an inadvertent overspeed condition, crews should leave the autopilot engaged unless it is apparent that the autopilot is not correcting the overspeed. However, if manual inputs are required, disconnect the autopilot. Be aware that disconnecting the autopilot to avoid or reduce the severity of an inadvertent overspeed may result in an abrupt pitch change.

During climb or descent, if VNAV or FLCH pitch control is not correcting the overspeed satisfactorily, switching to the V/S mode temporarily may be helpful in controlling speed. In the V/S mode, the selected vertical speed can be adjusted slightly to increase the pitch attitude to help correct the overspeed. As soon as the speed is below VMO/MMO, VNAV or FLCH may be re-selected.

Note: Anytime VMO/MMO is exceeded, the maximum airspeed should be noted in the flight log.

Tail Strike

Tail strike occurs when the lower aft fuselage contacts the runway during takeoff or landing. A significant factor that appears to be common is the lack of flight crew experience in the model being flown. Understanding the factors that contribute to a tail strike can reduce the possibility of a tail strike occurrence.

Note: Anytime fuselage contact is suspected or known to have occurred, accomplish the appropriate NNC.

Takeoff Risk Factors

Any one of the following takeoff risk factors may precede a tail strike:

Mistrimmed Stabilizer

This usually results from using erroneous takeoff data, e.g., the wrong weights, or an incorrect center of gravity (CG). In addition, sometimes accurate information is entered incorrectly either in the flight management system (FMS) or set incorrectly on the stabilizer. The flight crew can prevent this type of error and correct the condition by challenging the reasonableness of the load sheet numbers. Comparing the load sheet numbers against past experience in the airplane can assist in approximating numbers that are reasonable.

Rotation at Improper Speed

This situation can result in a tail strike and is usually caused by early rotation due to some unusual situation, or rotation at too low an airspeed for the weight and/or flap setting.

Trimming during Rotation

Trimming the stabilizer during rotation may contribute to a tail strike. The pilot flying may easily lose the feel of the elevator while the trim is running which may result in an excessive rotation rate.

Excessive Rotation Rate

Flight crews operating an airplane model new to them, especially when transitioning from an airplane with unpowered flight controls to one with hydraulic assistance, are most vulnerable to using excessive rotation rate. The amount of control input required to achieve the proper rotation rate varies from one model to another. When transitioning to a new model, flight crews may not realize that it does not respond to pitch input in exactly the same way as their previous model.

Improper Use of the Flight Director

The flight director provides accurate pitch guidance only after the airplane is airborne. With the proper rotation rate, the airplane reaches 35 feet with the desired pitch attitude of about 15 degrees. However, an aggressive rotation into the pitch bar at takeoff is not appropriate and can cause a tail strike.

Landing Risk Factors

A tail strike on landing tends to cause more serious damage than the same event during takeoff and is usually more expensive and time consuming to repair. In the worst case, the tail can strike the runway before the landing gear, thus absorbing large amounts of energy for which it is not designed. The aft pressure bulkhead is often damaged as a result.

1.18.4.6 波音 747-400F 跑道分析手冊

華航波音747-400F跑道分析手冊中，安克拉治機場25L跑道、flaps 20之起飛數據如下所示：

CHINA AIRLINES		PANC 25L		PANC 25L(F20-ON)TO2	
RAM 747-400F				REV	21
ANCHORAGE ANCHORAGE		TO 2		FLAPS 20	
ELEVATION 128 FT				AIR COND ON	
A INDICATES OAT OUTSIDE ENVIRONMENTAL ENVELOPE				ANTI-ICE OFF	
OAT C	CLIMB 100LB	WIND COMPONENT IN KNOTS (MINUS DENOTES TAILWIND)			
		-10	0	10	20
60A	6157	5795*/31-38-47	5932*/36-41-49	5932*/37-41-49	5932*/37-41-49
58A	6237	5855*/32-39-48	6018*/37-42-50	6018*/38-42-50	6018*/38-42-50
56A	6320	5904*/32-40-48	6109*/38-43-51	6109*/38-43-51	6109*/39-43-51
54	6424	5978*/33-41-50	6220*/39-45-53	6219*/40-45-53	6220*/40-45-53
52	6610	6116*/34-42-51	6406*/41-47-55	6406*/42-47-55	6406*/42-47-55
50	6813	6248*/34-44-53	6591*/42-49-58	6605*/43-49-58	6605*/43-49-58
48	6982	6369*/34-45-55	6727*/42-50-59	6785*/43-51-60	6785*/43-51-60
46	7103	6459*/35-46-56	6830*/43-51-60	6927*/45-53-62	6929*/45-53-62
44	7224	6543*/36-47-57	6927*/44-52-62	7023*/46-54-63	7055*/46-54-63
42	7337	6628*/37-47-58	7018*/45-53-63	7109*/47-55-64	7180*/48-56-65
40	7446	6708*/36-48-59	7097*/44-54-64	7193*/46-55-65	7291*/48-57-66
38	7564	6794*/37-49-60	7180*/45-55-65	7282*/47-56-66	7381*/48-58-67
36	7690	6878*/38-50-61	7268*/46-56-66	7372*/48-57-67	7473*/49-59-68
34	7819	6964*/38-51-62	7359*/47-57-67	7463*/49-58-68	7569*/50-60-69
32	7940	7047*/39-52-63	7449*/48-58-68	7558*/49-59-69	7656*/51-60-70
30	7943	7062*/39-52-63	7465*/48-58-68	7575*/50-59-70	7671*/51-61-71
28	7943	7075*/40-52-64	7479*/48-58-68	7587*/50-59-70	7683*/51-61-71
26	7944	7088*/40-52-64	7493*/48-58-69	7599*/50-60-70	7698*/51-61-71
24	7944	7102*/40-52-64	7507*/48-58-69	7611*/50-60-70	7715*/52-61-71
22	7944	7115*/40-53-64	7521*/48-59-69	7623*/50-60-70	7732*/52-62-71
20	7944	7129*/40-53-64	7535*/49-59-69	7635*/50-60-70	7751*/52-62-72
18	7944	7142*/40-53-64	7549*/49-59-69	7648*/51-60-70	7769*/52-62-72
16	7944	7156*/41-53-64	7564*/49-59-69	7660*/51-61-71	7787*/53-62-72
14	7944	7170*/41-53-65	7578*/49-59-70	7672*/51-61-71	7806*/53-63-72
12	7944	7184*/41-54-65	7590*/49-60-70	7685*/51-61-71	7824*/53-63-72
10	7944	7198*/41-54-65	7603*/50-60-70	7703*/51-61-71	7842*/53-63-73
8	7944	7213*/41-54-65	7615*/50-60-70	7721*/52-61-71	7855*/54-63-73
6	7944	7228*/42-54-65	7628*/50-60-70	7739*/52-62-71	7868*/54-63-73
4	7944	7243*/42-55-66	7641*/50-60-70	7759*/52-62-72	7881*/54-64-73
2	7944	7259*/42-55-66	7654*/50-60-70	7778*/52-62-72	7894*/54-64-73
0	7944	7274*/42-55-66	7667*/50-61-71	7797*/53-62-72	7907*/54-64-73
-10	7944	7351*/43-56-67	7755*/52-62-72	7878*/54-64-73	7976*/55-65-74
-20	7944	7428*/44-57-68	7851*/53-63-73	7948*/55-65-74	8048*/55-65-74
MAX BRAKE RELEASE WT MUST NOT EXCEED MAX CERT TAKEOFF WT OF 875000 LB					
MINIMUM FLAP RETRACTION HEIGHT IS 1000 FT					
LIMIT CODE IS F=FIELD, T=TIRE SPEED, B=BRAKE ENERGY, V=VMCG,					
* = OBSTACLE/LEVEL-OFF, ** = IMPROVED CLIMB					
RUNWAY IS 10900 FT LONG WITH 0 FT OF CLEARWAY AND 0 FT OF STOPWAY					
RUNWAY SLOPES ARE 0.28 PERCENT FOR TODA AND 0.28 PERCENT FOR ASDA					
LINE-UP DISTANCES: 150 FT FOR TODA, 200 FT FOR ASDA OBS					
FROM LO-FT/FT					
HT	DIST	HT	DIST	HT	DIST
45	1382				

OZ-00-744F-01

2008/01/16

CHINA AIRLINES RAM 747-400F	PANC 25L	PANC 25L(F20-ON)TO1
		REV 21

ANCHORAGE ANCHORAGE		TO 1				FLAPS: 20
ELEVATION 128 FT						AIR COND ON
A INDICATES OAT OUTSIDE ENVIRONMENTAL ENVELOPE						ANTI-ICE OFF
OAT C	CLIMB 100LB	WIND COMPONENT IN KNOTS (MINUS DENOTES TAILWIND)				
		-10	0	10	20	
60A	6865	6249*/34-44-53	6592*/43-49-58	6664*/44-50-58	6665*/44-50-58	
58A	6954	6314*/35-45-54	6661*/43-50-58	6758*/45-51-60	6764*/45-51-60	
56A	7045	6367*/34-45-55	6733*/43-51-59	6833*/45-52-61	6864*/46-53-61	
54	7167	6448*/35-46-56	6825*/44-52-60	6924*/46-53-62	6988*/47-54-62	
52	7383	6588*/37-47-57	6977*/45-53-62	7079*/47-55-64	7179*/49-56-65	
50	7610	6724*/37-49-59	7130*/45-55-64	7239*/47-56-65	7346*/49-58-67	
48	7810	6860*/37-50-61	7278*/45-56-66	7386*/47-58-67	7495*/49-59-69	
46	7952	6958*/38-51-62	7384*/46-57-67	7495*/48-59-69	7605*/50-61-70	
44	8080	7053*/39-52-63	7486*/47-58-68	7597*/49-60-70	7711*/51-62-71	
42	8211	7144*/39-53-64	7583*/48-59-70	7698*/50-61-71	7811*/52-63-72	
40	8342	7231*/39-54-65	7675*/48-60-71	7788*/50-62-72	7904*/51-64-73	
38	8469	7316F/40-55-66	7767*/48-61-72	7883*/50-63-73	7994*/52-64-74	
36	8605	7400F/40-56-67	7862*/49-62-73	7974*/51-64-74	8087*/53-65-75	
34	8745	7487F/41-56-68	7953*/50-63-74	8066*/52-65-75	8180*/54-66-76	
32	8889	7572F/42-57-69	8045*/51-64-75	8158*/53-65-76	8303*/55-67-78	
30	8893	7593F/42-57-70	8063*/51-64-75	8177*/53-66-76	8329*/55-67-78	
28	8893	7612F/42-58-70	8079*/51-64-75	8192*/53-66-77	8351*/55-68-78	
26	8893	7631F/43-58-70	8094*/51-64-75	8207*/53-66-77	8374*/55-68-78	
24	8893	7651F/43-58-70	8109*/52-65-76	8224*/53-66-77	8394*/56-68-79	
22	8893	7670F/43-59-71	8123*/52-65-76	8246*/54-66-77	8409*/56-68-79	
20	8893	7690F/43-59-71	8139*/52-65-76	8269*/54-67-77	8424*/56-69-79	
18	8893	7708*/44-59-71	8154*/52-65-76	8292*/54-67-78	8439*/56-69-79	
16	8894	7725*/44-59-71	8170*/52-65-76	8315*/55-67-78	8454*/56-69-79	
14	8894	7741*/44-60-71	8185*/53-66-76	8337*/55-68-78	8471*/57-69-79	
12	8894	7758*/44-60-72	8202*/53-66-77	8361*/55-68-78	8489*/57-69-80	
10	8894	7774*/44-60-72	8217*/53-66-77	8384*/55-68-78	8505*/57-70-80	
8	8894	7792*/45-60-72	8240*/53-66-77	8402*/56-68-79	8525*/57-70-80	
6	8894	7809*/45-61-72	8263*/54-67-77	8418*/56-69-79	8541*/57-70-80	
4	8894	7827*/45-61-72	8287*/54-67-77	8434*/56-69-79	8558*/58-70-80	
2	8894	7844*/45-61-73	8311*/54-67-78	8449*/56-69-79	8575*/58-70-80	
0	8894	7862*/46-61-73	8334*/54-68-78	8465*/56-69-79	8593*/58-71-80	
-10	8894	7948*/47-63-74	8434*/55-69-79	8557*/57-70-80	8687*/59-71-81	
-20	8894	8035*/48-64-75	8526*/57-70-80	8650*/58-71-81	8773*/59-72-81	
MAX BRAKE RELEASE WT MUST NOT EXCEED MAX CERT TAKEOFF WT OF 875000 LB						
MINIMUM FLAP RETRACTION HEIGHT IS 1000 FT						
LIMIT CODE IS F=FIELD, T=TIRE SPEED, B=BRAKE ENERGY, V=VMCG,						
*=-OBSTACLE/LEVEL-OFF, **=IMPROVED CLIMB						
RUNWAY IS 10900 FT LONG WITH 0 FT OF CLEARWAY AND 0 FT OF STOPWAY						
RUNWAY SLOPES ARE 0.28 PERCENT FOR TODA AND 0.28 PERCENT FOR ASDA						
LINE-UP DISTANCES: 150 FT FOR TODA, 200 FT FOR ASDA OBS						
FROM LO-F/T/FT						
HT	DIST	HT	DIST	HT	DIST	
45	1382					

OZ-OO-744F-01

2008/01/16

CHINA AIRLINES RAM 747-400F	PANC 25L	PANC 25L(F20-ON)	
		REV	21

ANCHORAGE ANCHORAGE
ELEVATION 128 FT
80C2B1F
FLAPS 20
AIR COND ON
ANTI-ICE OFF
A INDICATES OAT OUTSIDE ENVIRONMENTAL ENVELOPE

OAT C	CLIMB 100LB	WIND COMPONENT IN KNOTS (MINUS DENOTES TAILWIND)			
		-10	0	10	20
60A	7250	6481*/36-46-56	6857*/45-52-61	6960*/46-54-62	7059*/48-55-63
58A	7348	6549*/37-47-57	6929*/45-53-62	7034*/47-54-63	7135*/49-56-64
56A	7449	6604*/36-48-58	7003*/44-54-63	7108*/46-55-64	7213*/48-57-65
54	7577	6689*/36-49-59	7095*/45-55-64	7203*/47-56-65	7309*/49-58-66
52	7807	6837*/38-50-61	7255*/47-56-66	7363*/49-58-67	7472*/51-59-68
50	8049	6965F/38-51-62	7411*/47-58-68	7525*/49-59-69	7641*/51-61-70
48	8254	7098F/38-53-64	7561*/47-59-69	7677*/49-61-71	7795*/51-63-72
46	8405	7194F/39-54-65	7671*/48-60-71	7788*/50-62-72	7910*/52-64-73
44	8548	7285F/39-54-66	7775*/49-61-72	7895*/51-63-73	8018*/53-65-75
42	8689	7372F/40-55-67	7877*/50-63-73	7998*/52-64-74	8124*/54-66-76
40	8826	7455F/39-56-68	7972*/49-63-74	8094*/51-65-75	8223*/53-67-77
38	8965	7540F/40-57-69	8065F/50-64-75	8194*/52-66-77	8325*/54-68-78
36	9113	7626F/41-58-70	8158F/51-65-76	8295*/53-67-78	8429*/54-69-79
34	9266	7715F/42-59-71	8253F/51-66-77	8399F/54-68-79	8532*/55-69-80
32	9419	7805F/42-60-72	8352F/52-67-78	8496F/54-69-80	8663*/56-70-81
30	9423	7828F/43-60-72	8377F/52-67-78	8521F/55-69-80	8683*/56-70-81
28	9423	7848F/43-60-73	8399F/53-67-79	8542*/55-69-80	8699*/56-70-81
26	9423	7868F/43-60-73	8421F/53-68-79	8563*/55-69-80	8716*/56-71-81
24	9423	7888F/44-61-73	8443F/53-68-79	8585*/55-70-80	8733*/56-71-81
22	9423	7909F/44-61-73	8465F/53-68-79	8606*/55-70-81	8749*/57-71-81
20	9424	7930F/44-61-74	8484*/54-68-79	8628*/56-70-81	8767*/57-71-81
18	9424	7951F/44-62-74	8498*/54-69-80	8653*/56-70-81	8784*/57-71-81
16	9424	7972F/45-62-74	8517*/54-69-80	8673*/56-70-81	8802*/57-71-81
14	9424	7993F/45-62-74	8538*/54-69-80	8691*/56-70-81	8819*/57-71-81
12	9424	8014F/45-62-75	8559*/55-69-80	8708*/56-70-81	8838*/57-71-81
10	9424	8036F/45-63-75	8581*/55-70-80	8725*/56-71-81	8856*/57-71-81
8	9424	8058F/46-63-75	8604*/55-70-80	8743*/56-71-81	8875*/57-71-81
6	9424	8081F/46-63-75	8627*/55-70-81	8761*/56-71-81	8894*/57-71-81
4	9424	8104F/46-64-76	8652*/55-70-81	8780*/57-71-81	8913*/57-71-81
2	9424	8128F/46-64-76	8674*/55-70-81	8798*/57-71-81	8932*/57-71-81
0	9424	8151F/47-64-76	8692*/56-70-81	8817*/57-71-81	8951*/57-71-81
-10	9424	8267*/48-66-77	8785*/56-71-81	8914*/57-71-81	9045*/57-71-81
-20	9424	8370*/49-67-78	8884*/56-71-81	9013*/57-71-81	9143*/57-71-81

MAX BRAKE RELEASE WT MUST NOT EXCEED MAX CERT TAKEOFF WT OF 875000 LB

MINIMUM FLAP RETRACTION HEIGHT IS 1000 FT

LIMIT CODE IS F=FIELD, T=TIRE SPEED, B=BRAKE ENERGY, V=VMCG,

*=OBSTACLE/LEVEL-OFF, **=IMPROVED CLIMB

RUNWAY IS 10900 FT LONG WITH 0 FT OF CLEARWAY AND 0 FT OF STOPWAY

RUNWAY SLOPES ARE 0.28 PERCENT FOR TODA AND 0.28 PERCENT FOR ASDA

LINE-UP DISTANCES: 150 FT FOR TODA, 200 FT FOR ASDA OBS

FROM LO-FT/FT					
HT	DIST	HT	DIST	HT	DIST
45	1382				

OZ-OO-744F-01

2008/01/16

第2章 分析

2.1 飛航操作相關事項

該機駕駛員持有之證照，符合民航法規要求；無證據顯示事故發生時曾受藥物或酒精之影響。

本節係依時間排序，包括：起飛前駕駛艙準備作業、起飛滾行操作與決策、起飛機尾觸地可能性評估與決策等飛航操作相關議題，及該機駕駛員疲勞可能性與組員資源管理之分析。

2.1.1 起飛前駕駛艙準備作業

2.1.1.1 ACARS RAS 使用及確認

2.1.1.1.1 作業程序

華航B747-400飛機操作手冊（以下簡稱AOM）之正常程序²⁴（詳如1.18.4.3）係包含有關FMS及ACARS RAS使用與確認之作業程序，其中與本事故有關之部分依序說明如下：

1. “FLIGHT AND COCKPIT PREPARATION” 之 “FMS-CDU Initialization” 作業程序規定：PF 應使用 FMS-CDU (R/L) 輸入 FMS 初始準備所需資料。PM 應使用 Aisle Stand 之 FMS-CDU 輸入 ACARS 初始準備資料；
2. “FMS-CDU Initialization” 作業程序完成後，PF 與 PM 應對 PF 輸入之 FMS 初始準備資料執行交互檢查，完成後再依序執行 “Flight Crew Briefing” 及 “Cockpit Preparation” 檢查表作業程序；
3. “ENGINE START” 之 “Before Start” 作業程序規定：當載重

²⁴ Normal Procedures, Flight and Cockpit Preparation 6.20/18 (REV 21)、Normal Procedures, Engine Starting 6.30/2 (REV 20) 及 6.30/3 (TR 2009-04)。

平衡表上傳至駕駛艙後，CM 1 與 CM 2 應繼續執行有關 FMS 所需資料之輸入及交互檢查。其中有關推力限制 (THRUST LIM) 欄位，即 TO、TO1 或 TO2 之選擇，及起飛速度 (TAKEOFF REF) 欄位，即 V_1 、 V_R 、與 V_2 之設定，應依據起飛性能計算結果輸入，計算方式第一順位係使用 ACARS RAS，其次為查閱 RAM 性能圖表，且 CM 1 及 CM 2 須對所有的起飛性能計算進行確認。

上述第3項所提及之 ACARS RAS，其使用說明如華航「B747-400 AOC-5 USER GUIDE」(詳如 1.18.3)。依該使用說明，PM 係使用 CDU 輸入 ACARS RAS 所需資料，待 ACARS RAS 完成起飛性能計算後，可獲得包括：起飛推力 (TO、TO1、或 TO2)、及起飛參考速度 (V_1 、 V_R 、及 V_2) 等數據。

2.1.1.1.2 事故當日執行情形

依第 1.16.2 節，事故當日 ACARS RAS 所計算之起飛推力 (TO2) 及起飛參考速度 (V_1 : 141、 V_R : 147、及 V_2 : 155，單位：浬/時) 皆小於該機實際應使用之起飛推力 (TO) 及起飛參考速度 (V_1 : 151、 V_R : 166、及 V_2 : 177，單位：浬/時)，係因當日輸入 ACARS RAS 之起飛總重為 597,000 磅，低於該機實際之起飛總重 828,223 磅。

依據訪談紀錄，該機駕駛員於安克拉治機場華航簽派辦公室已取得載重平衡表。CM 1 於駕駛艙執行 “FMS-CDU Initialization” 作業程序時，即完成所有 ACARS RAS 所需資料之輸入，惟輸入時誤將 CFP 中落地總重 596,741 磅看為起飛總重²⁵ (實為 828,223 磅)，進而將查詢條件中之起飛總重輸入 597,000 磅。當時 CM 2 正在輸入 FMS 初始準備所需資料，未確認 CM 1 所輸入資料之正確性。CM 1 取得

²⁵ 依據華航 AOM，駕駛員應使用載重平衡表之起飛總重而非 CFP。

ACARS RAS輸出之起飛性能數據後(如圖1.16-1)，交由CM 2檢視，CM 2未發現CM 1起飛總重之輸入錯誤。

綜上所述，CM 1誤認CFP中落地總重為起飛總重，進而輸入錯誤的起飛總重進入ACARS RAS中，加上CM 2於確認ACARS RAS起飛性能計算之疏失，致未發現CM 1之輸入錯誤，造成該機ACARS RAS所計算之起飛推力及起飛參考速度皆明顯小於該機應使用之數值。

2.1.1.1.3 飛航文件格式及使用

檢視華航飛航文件與起飛總重有關之CFP(如圖1.18-11)及載重平衡表(如圖1.18-12)後發現，同一頁面包含許多重要之飛航相關參數及數據，呈現方式皆固定或類似。若駕駛員未養成謹慎使用習慣，可能會增加錯讀之機率。

本事故中，CM 1於使用CFP讀取起飛總重以輸入ACARS時，未採適當方式協助確認，例如：於CFP眾多參數及數據之頁面中，用工具標示起飛總重參數及數值，再據以輸入ACARS，如此即可降低誤認CFP中落地總重為起飛總重之機率。

2.1.1.1.4 作業程序設計與使用

依據訪談紀錄，該機駕駛員對於AOM中有關ACARS RAS作業程序之認知與執行經驗如下：

若進入駕駛艙前尚未取得載重平衡表，當PM執行“FMS-CDU Initialization”作業程序輸入ACARS RAS所需資料時，會先輸入起飛總重以外之參數，待取得載重平衡表後，再輸入起飛總重。此時飛航及駕駛艙準備工作已接近完成，駕駛員可一起確認ACARS RAS輸入

資料之正確性，待ACARS RAS起飛性能計算結果回傳後，駕駛員可對回傳結果再次確認。

若進入駕駛艙前已取得載重平衡表，當執行“FMS-CDU Initialization”作業程序時，PM已可完成所有ACARS RAS所需資料之輸入，此時PF正在輸入FMS所需資料，則不一定會一起確認ACARS RAS之輸入資料，而於計算結果回傳後方進行確認。

另外，該機駕駛員表示：知道AOM有規定駕駛員應確認起飛性能之計算，惟手冊中並未訂定具體之確認程序；過去曾有PM輸入ACARS RAS所需資料時，PF未一起確認；依其經驗，不同駕駛員對於ACARS RAS起飛性能計算之確認，可能有不同做法。

華航AOM正常程序之設計係要求駕駛員依步驟順序執行。不論駕駛員進入駕駛艙前是否已取得載重平衡表，皆應於執行至“ENGINE START”之“Before Start”作業程序時，完成FMS所需之“ZFW”與“TOW”輸入與交互檢查後，方執行ACARS RAS所需資料之輸入與確認。

綜上所述，該機駕駛員可能未確實瞭解AOM中有關ACARS RAS資料輸入與確認執行時機之規定，CM 1提早於“FMS-CDU Initialization”作業程序即輸入ACARS RAS所需資料，此時CM 2刻在輸入FMS初始準備所需資料，未協同CM 1執行ACARS RAS輸入資料之交互檢查。

另外，華航AOM中對FMS資料輸入，皆明確訂定駕駛員執行交互檢查之時機、步驟與方法，如圖2.1-1，係經CDU將ZFW及TOW輸入FMS時之步驟與確認方式；而對ACARS RAS所需資料之輸入，無詳細之執行步驟與確認方式，如圖2.1-2，故須強化訓練或/及考驗之要求，方能使駕駛員以嚴謹方式執行ACARS RAS確認程序。

FMS-CDU	SET	B
PERF INIT Key	PUSH	2
ZFW	ENTER	2
<p>CM1 will announce "ZFW _____ lbs.", reading from the loadsheet.</p> <p>CM2 shall type data onto scratchpad and read back before inserting.</p>		
TOW	VERIFY	B
<p>CM2 will callout "takeoff weight _____ lbs." after subtracting taxi fuel from indicated gross weight. CM1 will check this number against loadsheet takeoff weight and callout "check" or any significant errors.</p> <p>Actual takeoff weight should be written on the CFP to help evaluate enroute fuel burn trends.</p>		

圖 2.1-1 AOM 有關 ZFW 及 TOW 輸入 FMS-CDU 之程序

THRUST LIM	SET
<p>CM1 and CM2 must confirm all takeoff thrust calculations, based on actual takeoff weight , by (in priority order) :</p> <ul style="list-style-type: none"> - ACARS T/O DATA REQ - RAM charts - Internet RAS if available via OPS website - ACARS QRT (Quick Reference Tables) in RAM, when runway data are not available in the above items. <p>Note: refer to B744 RAM for the instructions of the above tools.</p>	

圖 2.1-2 AOM 有關起飛推力計算之程序

2.1.1.2 FMS 起飛參考速度值異常顯示處置與決策

依據訪談紀錄，CM 2按ACARS RAS計算之起飛性能資料輸入 FMS-CDU推力限制（THRUST LIM）及起飛速度（TAKEOFF REF）頁面相關欄位後，起飛速度頁面之 V_1 、 V_R 、 V_2 欄位皆顯示“- -”²⁶（如圖1.18-4），此與正常應顯示FMS計算之起飛參考速度值不同²⁷。

²⁶按 FMS 設計邏輯，由於駕駛員輸入 FMS 之起飛推力太小，以該機之起飛總重，FMS 無法計算出一起飛參考速度，使該機於既定之跑道長度下起飛，故 FMS 停止計算，致起飛參考頁面之 V_1 、 V_R 、 V_2 欄位皆顯示“- -”。

²⁷ FMS 亦能計算起飛參考速度，惟 ACARS RAS 計算之精確性較高。

CM 1表示過去未看過FMS起飛參考速度顯示“- - -”，詢問CM 2與CM 3，亦表示未看過。CM 1曾拉FMC之斷路器做系統重置，及重新核對FMS-CDU各項資料後，仍未找出原因。期間CM 3曾自行查閱FCOM，未發現相關內容。CM 1於徵詢CM 2及CM 3同意後，決定以ACARS RAS計算之起飛參考速度，輸入FMS-CDU。

第1.18.4.4節顯示波音FCOM起飛參考速度顯示“- - -”係表示FMS之性能計算已被抑制²⁸，惟波音FCOM未進一步說明被抑制的原因，駕駛員仍不易藉此了解此係輸入FMS之資料不合理所致。

以上分析顯示，該機駕駛員未及時獲知FMS中起飛參考速度欄位顯示“- - -”所代表之意義，CM 1與CM 2雖曾嘗試找出原因，惟未選擇查閱FCOM，CM 3雖曾自行查閱FCOM，惟遺漏FCOM中有關起飛參考速度顯示“- - -”之說明。該機駕駛員最終選擇忽略此問題，回歸正常程序以ACARS RAS計算之起飛參考速度，輸入FMS-CDU。

另外，依據訪談紀錄，該機駕駛員發現FMS-CDU起飛參考速度欄位顯示“- - -”前，即正常程序執行至“FLIGHT AND COCKPIT PREPARATION”程序之“Ready for crosscheck”時，FMS-CDU巡航（CRZ）頁面出現“MAX ALT 0”之訊息，該機駕駛員及機務代表均不知該訊息之意義。該訊息於CM 2修改爬升速度（climb speed）後消失。此FMS-CDU之異常訊息，使該機駕駛員對FMS產生疑慮，故當後續FMS起飛參考速度欄位顯示“- - -”時，該機駕駛員認為可能是FMS系統問題，而未考慮人為輸入資料錯誤。

²⁸ 原文係：performance calculations inhibited。

2.1.1.3 RAM 起飛性能數據查閱

依訪談紀錄，CM 1曾於滑行中指示CM 3查閱RAM，以驗證ACARS RAS起飛參考速度之正確性。但華航RAM中無flaps 10之數據，故CM 3無法獲得具體之數據進行比對，僅能以flaps 20之數據作為參考。

事故當日依CM 1輸入起飛總重597,000磅及其他需求條件，ACARS RAS計算所得之起飛性能資料為：起飛外型flaps 10、推力TO2、假定溫度 57°C、 V_1 141浬/時、 V_R 147浬/時、 V_2 155浬/時，如圖1.16-1所示。

CM 3於查閱RAM時，查詢條件係直接引用自上述ACARS RAS數據，即：機外溫度6°C、起飛總重597,000磅、推力TO2、無風，查得假定溫度58°C時之最大起飛總重為601,800磅、起飛參考速度為 V_1 137浬/時、 V_R 142浬/時、 V_2 150浬/時。另查詢相同條件下、頂風10浬/時之參考速度時，因看錯行而查得 V_1 136浬/時、 V_R 141浬/時、 V_2 149浬/時，惟此失誤對本次事故並無直接影響。CM 1比對後認為，ACARS RAS（使用flaps 10）計算之起飛參考速度皆較RAM（使用flaps 20）起飛參考速度高出4至5浬/時，故在合理範圍之內。

實際上，ACARS RAS地面端系統所使用之計算程式，與製作RAM時使用之原廠計算程式完全相同，故二者在相同查詢條件之下，應獲得近似之計算結果。CM 3直接引用ACARS RAS輸入數據查閱RAM之方式，雖能利用RAM查閱結果來比對ACARS RAS計算結果之正確性，卻不能發現CM 1於輸入起飛總重時之錯誤。

如CM 3於查詢RAM時，「起飛總重」之來源為載重平衡表，並以起飛總重828,000磅、無風、機外溫度6°C、flaps 20進行查詢，則：

1. 應可查得推力設定 TO2 時之最大起飛總重為 762,800 磅，推力設定 TO1 時之最大起飛總重為 826,300 磅，二者皆小於實際起飛總重 828,000 磅，表示該機在當時無法以此二種推力起飛。
2. 應可查得推力設定 TO、假定溫度 32°C 時，最大起飛總重 835,200 磅， V_1 152 浬/時、 V_R 167 浬/時、 V_2 178 浬/時。較 ACARS RAS 計算結果 V_1 高出 11 浬/時、 V_R 高出 20 浬/時、 V_2 高出 23 浬/時。

綜上所述，當 CM 3 欲驗證 ACARS RAS 起飛參考速度之正確性時，因華航 RAM 中無 flaps 10 之數據可查，僅能以 flaps 20 之數據作為參考。若 CM 3 以載重平衡表、ATIS 等原始資料查詢「起飛總重」，應可發現該機無法以 ACARS RAS 計算之推力值起飛，及起飛參考速度明顯小於 RAM 之查閱結果，可能進一步發現 CM 1 於輸入起飛總重時之錯誤。

2.1.2 起飛滾行操作與決策

CM 2 於訪談時表示：帶桿仰轉後感覺飛機起飛，隨後又坐回跑道，stick shaker 接著致動。由於當時並不知道是起飛總重輸錯導致起飛參考速度錯誤之情況，故第一時間認為是遭遇風切並呼叫“thrust”，CM 1 則將油門推至最大，CM 2 則握住駕駛盤。

依飛航資料紀錄器解讀結果，該機於速度達到 ACARS RAS 計算之 V_R (147 浬/時) 2 秒後開始仰轉，當時之速度約為 149 浬/時；5 秒後鼻輪離地，當時該機之仰角為 12.15 度；2 秒後主輪離地，當時該機之仰角約為 13 度，所有機輪離地後即未再次觸地。

由於實際之仰轉速度 (149 浬/時) 低於正確值 (166 浬/時) 17 浬/時，致該機未獲得離地所須之升力，而於仰轉時機尾觸及道面。

另過低之起飛推力設定 (TO2) 使該機加速性能減低過多，主輪離地後3秒，致動失速警告及stick shaker，此時CM 1將油門推至最大以加速。

起飛安全速度 (V_2) 係指航機離地爬升至35呎時所應達到之最低速度，對於具有二具發動機以上之航機， V_2 應高於失速速度 (V_{s1}) 之1.15倍，亦不得低於1.1倍最低控制速度 (V_{mc})。起飛階段如遭遇單發動機失效，當空速大於或等於 V_{mc} 時，航機不致有操控上之問題，反之如空速低於 V_{mc} ，則將有失控或與地面障礙物隔離不足之情況發生。依該機實際之起飛總重，應設定推力TO、flaps 20， V_2 應為177浬/時。然實際上，當時之襟翼設定為flaps 10，且該機爬升至無線電高度1,476呎前，大多數時間空速均低於177浬/時，較正常應達到 V_2 之時間延後約47秒²⁹，此段期間如遭遇一具或一具以上之發動機失效，航機即有失控之可能。

stick shaker制動時，CM 1及時將油門推至最大，致該機獲得最大推力而增大空速，防止情況惡化。若該機駕駛員未立即處置而使空速繼續下降至低於 V_{mc} 或 V_{s1} ，則恐有失控墜毀之可能性。

2.1.3 機尾觸地可能性之評估與決策

依訪談紀錄，該機起飛後，該機駕駛員曾懷疑並討論起飛時發生機尾觸地之可能性，但基於以下6項考量因素，該機駕駛員皆同意繼續飛往台北：

1. 到達仰轉速度時，因當時有側風，CM 2 為了讓自己有多一點時間調整，曾稍微延遲，並未馬上帶桿，因此研判實際仰轉速度較接近正確數值；

²⁹22:50:53 時，無線電高度為 38 呎，空速為 169 浬/時；22:51:40 時，無線電高度為 1476 呎，空速為 177 浬/時。

2. CM 2 認為仰轉時之仰角未達發生機尾觸地之角度；
3. CM 2 判斷飛機仰轉後應已離地，當飛機又落回跑道時，感覺比一般落地還要再重一點，但未達重落地程度；
4. 航管回覆告知跑道上無碎片、刮痕、漆痕等異狀；
5. 空中檢查各項儀表，無不正常顯示，艙壓爬升速度正常，於飛航空層 280 改平後，能維持正常艙壓；
6. 曾以衛星電話詢問台北機務人員，請其於遠端監控飛機狀態，機務人員表示如發現異狀將會回報，但始終未接獲回報；
該機駕駛員表示，決策過程中曾擔心若空中放油返降安克拉治後，發現飛機並無損傷，恐遭受公司之質疑或處分，最終決定繼續飛回台北，惟在確認油量足夠的前提下，決定巡航高度由飛航計畫中之飛航空層 360 改為 320。

華航波音 747-400 飛航組員訓練手冊³⁰中，與機尾觸地相關內容摘錄並譯如下述：

頁碼	原文內容	中文意涵
8.24	<p>Takeoff Risk Factors Any one of the following takeoff risk factors may precede a tail strike: ...</p> <p>Rotation at Improper Speed This situation can result in a tail strike and is usually caused by early rotation due to some unusual situation, or rotation at too low an airspeed for the weight and/or flap setting. ...</p>	<p>起飛風險因素 下列任一項起飛風險因素，將可能導致機尾觸地： ...</p> <p>在不適當的速度下仰轉 此種情況可能導致機尾觸地，通常是因為在某些不正常情況下提早仰轉，或者仰轉速度過低，不符合該機重量及/或襟翼設定。 ...</p>
8.23	<p>Tail Strike ...</p> <p>Note: Anytime fuselage contact is suspected or known to have occurred, accomplish the appropriate NNC (Non-Normal Checklist).</p>	<p>機尾觸地 ...</p> <p>注意:任何時候當懷疑或確定機身發生碰撞時，均須執行適當的不正常檢查表。</p>

³⁰詳本報告 1.18.4.5。

華航747-400飛機操作手冊4.85 / 7 / Abnormal Procedures / MISCELLANEOUS，與機尾觸地有關之內容如下：

TAILSTRIKE ON TAKEOFF	
Condition :	The tail hits the runway on takeoff.
Objective :	To depressurize the airplane.
Caution: <i>Do not pressurize the airplane. Pressurizing the airplane may cause further structural damage.</i>	
OUTFLOW VALVES MAN Sws (both)	ON
OUTFLOW VALVES Manual Control	PUSH TO OPEN
Hold in open until both outflow valve position indicators show fully open.	
<u>Do not</u> accomplish the abnormal procedures :	
CABIN ALT AUTO	
OUTFLOW VLV	

注意（Caution）中說明當航機於起飛時發生機尾觸地，不可將機艙加壓，若加壓則可能造成結構的進一步損害。

該機駕駛員曾討論機尾觸地之可能性，考量之6項因素中，1至3項係個人之感覺，在當時並無具體資訊可供佐證，難以證實其正確性，4至6項因素於航機未達一定受損程度時，亦可能無法被察覺。依華航波音747-400飛航組員訓練手冊8.24頁之內容，本次事故因起飛總重輸入錯誤致該機仰轉速度過低，即已符合機尾觸地之起飛風險因素中，「在不正確的速度下仰轉」乙項。

該機駕駛員決定降低操作飛航計畫最終高度之決定，顯示當時對機尾觸地之可能性有存疑，在此情況下，未按訓練手冊8.23「任何時候當懷疑或確定機身發生碰撞時，均須執行適當的不正常檢查表。」及飛機操作手冊4.85「注意：機尾觸地機艙不可加壓」之程序執行返航檢查。

綜上所述，該機駕駛員於起飛後曾討論機尾觸地之可能性，因無具體之機尾觸地資訊，做為風險考量之依據，且自述恐遭公司質疑，最終決定繼續飛往台北，並將巡航高度由飛航計畫之飛航空層 360 改為320，未執行相關之檢查程序，致忽略機艙不可加壓之注意事項，使機艙加壓長程飛行10小時，顯示華航應加強機尾觸地危害之認知訓練，以提升駕駛員處置類似事件之判斷能力，另應提升公司應變處置及駕駛員決策下達之策略與機制，以確保駕駛員於決策之際，以飛航安全為優先考量。

2.1.4 駕駛員疲勞可能性分析³¹

疲勞可能會影響駕駛員之工作表現，包括：警覺與注意力降低、判斷與反應能力減弱、短期記憶變差、不易集中精神、邏輯推理及空間定向能力變差、狹管式思考、視覺功能及手眼協調能力降低等。疲勞形成條件則包括：休息或睡眠不足、生理時鐘之晝夜節律(circadian rhythm)變化、持續清醒、累積性睡眠不足、藥物、疾病、酒精或環境因素等。

依第1.5.3節有關駕駛員事故前之活動紀錄，該機駕駛員之飛行時間、值勤時間及休息時間皆符合華航及民航局相關規定。

惟CM 1執行本事故飛行任務前約97.5³²小時中，因個人因素累積睡眠時數約17至19小時，低於CM 1正常所需之睡眠時間28小時³³，符合疲勞形成條件之一。依CM 1自述，其時因時差而影響睡眠品質

³¹ 本節有關駕駛員疲勞之分析方法主要參考” National Transportation Safety Board Methodology For Investigation Operator Fatigue in Transportation Accident” 及” Transportation Safety Board of Canada - A Guide For Investigation For Fatigue” 。

³²自 2 月 28 日 0342 時執行台北飛往安克拉治之飛行任務起，至 3 月 4 日 0510 時搭車前往安克拉治機場報到止。

³³ CM 1 表示其正常每日睡眠時間約 7 小時， 4 日計約需 28 小時。

及時數。依第2.1.1.1.2節之分析結果，CM 1誤認CFP中落地總重為起飛總重，而誤將錯誤的起飛總重輸入ACARS RAS，此行為表現可能屬注意力不集中之疲勞徵狀。且CM 1於B747-400機隊有17年之資歷，事故任務為10小時之長途飛行，當CM 1輸入錯誤的起飛總重597,000磅時（實際為828,233磅），未對此偏低數據產生懷疑，此行為表現亦有可能為警覺性降低之疲勞徵狀。

檢視CM 2之睡眠時間及本次事故中之行為表現，無證據顯示其具疲勞形成條件及徵狀。

CM 3自2月28日起與CM 1一同派遣，其執行本事故飛行任務前約97.5小時中，累積睡眠時數約28小時，略少於理論所需之睡眠時數³⁴。惟CM 3於自述時表示，其於駕駛艙準備階段之精神狀態為「蠻想睡的」，原因係CM 3於事故航班為第一段休息，故調整作息時段，以免於飛機上無法入眠。另依第2.1.1.3節之分析結果，CM 3於使用RAM查閱該機起飛性能資料時，亦發生看錯數據之情形，此行為表現有可能為注意力不集中之疲勞徵狀。

綜上所述，CM 1有較明確之疲勞形成條件及徵狀，有可能因疲勞而影響其行為表現；CM 2之疲勞形成條件及徵狀則皆不顯著；CM 3之疲勞形成條件及徵狀相對CM 1而言較不顯著，然仍存在因疲勞而影響其行為表現之可能性。

³⁴ CM 3 於自述時表示其無固定之每日睡眠時數，故採理論值每日 7.5 至 8.5 小時計。

2.1.5 組員資源管理

參考民航局有關組員資源管理³⁵（以下簡稱CRM）之民航通告³⁶，CRM涵蓋的主題可包括狀況警覺、溝通技巧、團隊合作、任務配置、決策制定、組員監控與交互檢查、及壓力與疲勞因應等，且須在一個完整之標準作業程序（SOP）架構下運作，更能發揮其成效。

依據第2.1.1.1節之分析，CM 1提早輸入ACARS RAS所需資料，此時CM 2刻在輸入FMS初始準備所需資料，未協同CM 1執行ACARS RAS輸入資料之交互檢查，顯示該機駕駛員有關CRM之組員間溝通協調與交互檢查仍待加強。依據2.1.1.2節之分析，該機駕駛員於發現FMS起飛參考速度欄位顯示”---“時，未能有效使用FCOM中相關之說明，且認為可能是FMS系統問題，未考慮人為輸入資料錯誤，最終選擇忽略此問題，顯示該機駕駛員有關CRM之決策制定仍可加強。依據2.1.4節之分析，CM 1可能因疲勞而影響其狀況警覺，於輸入錯誤且偏低之起飛總重時未產生懷疑；CM 3可能因疲勞而於使用RAM查閱起飛性能資料時，發生看錯數據之情況，顯示該機駕駛員有關CRM之疲勞因應及其對狀況警覺影響之認知仍需加強。

綜上所述，該機駕駛員之溝通協調、交互檢查、決策制定、疲勞因應及狀況警覺等CRM能力仍需加強。

³⁵ Crew Resource Management。

³⁶ AC 120-005B。

2.2 組織管理

2.2.1 疲勞風險管理

疲勞風險管理系統（以下簡稱FRMS³⁷）係建立於組織之安全管理系統³⁸內，藉由組織將人員疲勞視為可能影響飛航安全之危害（hazard）因素，透過安全管理系統之架構，於組織內建立多重之人員疲勞危害控管機制，如圖2.2-1，係加拿大運輸部所建議，包含五個層級的人員疲勞危害控管機制，各層級之內容簡述如下：

層級 1：藉由人員工作及休息時間之規定，或/及人員疲勞預測模式（fatigue modelling）檢視人員排班，評估人員有無適當且足夠之休息機會；

層級 2：建立適當的機制，掌握員工實際之睡眠狀況，並依據不同程度之睡眠狀況，提供管理者處置之準則或方式；

層級 3：藉由員工填寫疲勞徵狀檢查表或/及員工主動報告機制之設計，掌握員工疲勞狀況，據以重新安排工作或增加交互檢查機制等；

層級 4：建立適當機制有效蒐集及分析員工因疲勞所犯之錯誤，並據以擬定改善策略；

層級 5：事件調查時，強化人員疲勞相關資料之蒐集與分析，並據以擬定改善策略。

國際民航組織（ICAO）已於2008年宣示規劃將FRMS納入第六號附約中，並於2009年8月成立FRMS工作小組，草擬FRMS相關之技術文件。歐盟EASA、加拿大、澳洲、紐西蘭、英國、美國等區域或國家之民航監理機關正在草擬或已公布部分有關FRMS之法規或/及技術文件。

³⁷ Fatigue Risk Management System。

³⁸ Safety Management System。

雖國際民航組織尚未將FRMS納入第六號附約中，我國亦未有相關規範要求航空公司須建置FRMS，然完整且有效之FRMS，應能藉由其多重疲勞危害控管機制，強化疲勞管理，降低駕駛員因疲勞而產生對飛航安全之危害。

檢視華航所提供之疲勞管理相關文件顯示，本次事故發生前，華航已存在部分之駕駛員疲勞危害控管機制，例如：華航駕駛員派遣相關作業準則中，要求簽派部門於駕駛員任務行程規劃完成後，須依據飛行時間、值勤時間、休息時間、時差、起飛時段、落地時段、起降次數、任務特性等因素評估任務之安全值，此即為疲勞危害控管機制層級1之部分功能。惟航空業者應持續關注國際趨勢，並藉以提升其疲勞管理。

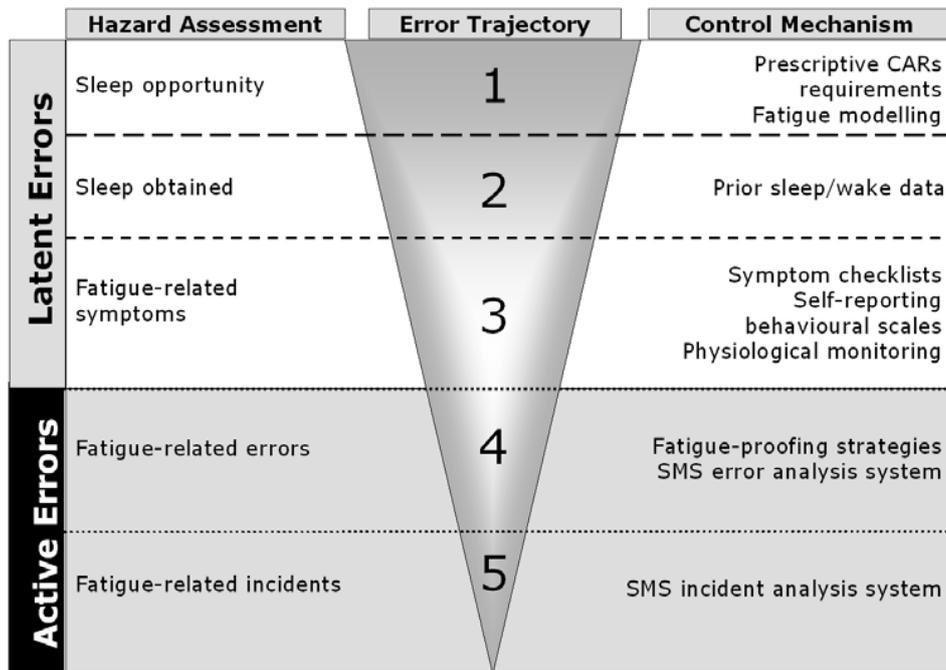


圖 2.2-1 人員疲勞危害控管機制

2.3 機身結構損傷分析

該機蒙皮損傷位於機體外側，易於一般目視檢查發現，且維修單位以更換方式改正蒙皮損傷，故對於日後金屬疲勞之風險，可以不列入考慮。

2.3.1 機身 46 段結構損傷分析

機身46段係艙壓加壓區，自機身站位BS2060起，迄機身站位BS2360止，前後約長300吋範圍之機腹觸地，而造成前後方向之磨擦損傷。蒙皮磨損範圍之輪廓，呈現機腹蒙皮與地面以平行於航機運動方向磨擦之痕跡，部分摩擦較嚴重之區域，蒙皮業已磨穿，穿孔處則呈與航機行進方向垂直隙縫，相關分析重點如下。

飛航操作應力分析

就本機受損蒙皮區域觀之，對於承受機翼向上昇力與由水平尾翼作用於機身之向下平衡力的前提下，機腹該區之蒙皮一般處於受壓縮的狀態。此外，作用於機身該區大部分的壓縮應力，皆為具有抗挫曲特性的帽型剖面（Hat Section）之機身縱桁所承受，加上由於機身縱桁係由彈性模數較高的7075鋁合金材質擠製，相對於較低彈性模數之2024鋁合金滾製的蒙皮而言，更加承受大部分的壓縮應力。如此來自飛航操作之作用力，於機腹區域都係施以壓縮應力，蒙皮受影響程度較小。

艙壓環狀應力分析

該機蒙皮承受艙壓造成之環狀應力，由於蒙皮磨損變薄以及孔隙邊緣的刀鋒效應，其環狀應力因承載截面積之減少而局部增加，存在環狀應力過載之風險。本區域磨損孔隙走向和環狀應力平行如圖

2.3-1，且蒙皮磨損區都位於機身隔框位置，這一些隔框可承受絕大部分的環狀應力，且該蒙皮破損之區域在環狀應力方向的橫切面因與地面摩擦已成契形，有助於減少應力集中，但是又因刀鋒效應的負面影響，故非單就單一蒙皮材料理論可以獲得實際應力集中之計算值。

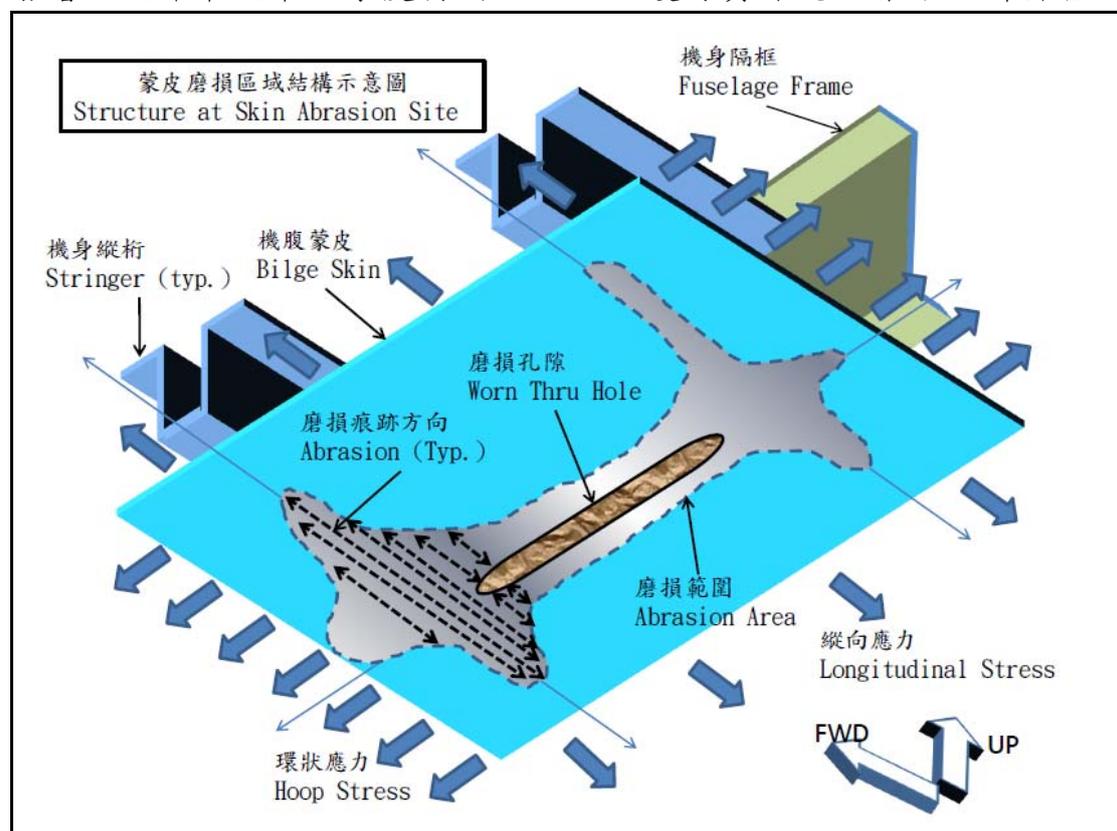


圖 2.3-1 艙壓應力與結構組成

2.3.2 機身 48 段結構損傷分析

機身48段非艙壓加壓區，自機身站位BS2360之壓力隔框起，迄機身站位BS2598輔助動力單元艙前方隔框止，如同前方46段機腹觸地造成前後方向之磨擦損傷，造成蒙皮磨損，呈現與地面以平行於航機運動方向磨擦未穿孔之淺平磨痕。本區蒙皮不需承受艙壓之應力，只承受來自飛航操作之作用力，於機腹區域都係壓縮應力，且相較於機身46段其受飛操之力矩亦較小，故蒙皮受影響程度較小。

2.4 飛機性能分析

2.4.1 跑道長度分析

事故當日該機之起飛性能分析，本會採用波音公司標準起飛分析軟體第 2.15 版 (Standard Takeoff Analysis Version 2.15)。其輸入設定與該機起飛時之跑道與環境條件相同，根據輸入起飛重量及減推力設定，進行起飛所需跑道長度分析工作。

CI5233 安哥拉治機場, 跑道:25L, 頂風:0kts, QNH:982.43 (29.01mb), 機外溫度:6C, 襟翼=10							
			V1	VR	V2	VMCG	VMBE
1	輸入起飛重量=597,000 (lbs)		142	147.1	155.1	116.5	215.6
	最大輸出起飛重量=596,999 (lbs)	TOD(ft)	10,367	可使用跑道長度(ft)	10,900		
	TO2+Assume 57						
			V1	VR	V2	VMCG	VMBE
2	輸入起飛重量=597,000 (lbs)		124.7	136.7	155.5	124.6	236.8
	最大輸出起飛重量=596,999 (lbs)	TOD(ft)	5,301	可使用跑道長度(ft)	10,900		
	TO						
			V1	VR	V2	VMCG	VMBE
3	輸入起飛重量=827,311 (lbs)		142.1	147.1	155.2	116.5	215.5
	最大輸出起飛重量=597,327 (lbs)	TOD(ft)	10,381	可使用跑道長度(ft)	10,900		
	TO2+Assume 57						
			V1	VR	V2	VMCG	VMBE
4	輸入起飛重量=827,311 (lbs)		152.8	163.3	174	116.5	205.2
	最大輸出起飛重量=741,119 (lbs)	TOD(ft)	10,658	可使用跑道長度(ft)	10,900		
	TO2						
			V1	VR	V2	VMCG	VMBE
5	輸入起飛重量=820,920 (lbs)		156.7	171.8	183.5	124.6	192.5
	最大輸出起飛重量=827,309 (lbs)	TOD(ft)	10,746	可使用跑道長度(ft)	10,900		
	TO						

參數說明: VMCG=地面最小操縱速度
VMBE=最大煞車能量速度
TOD=起飛跑道長度

TO=全推力
TO2=85%全推力

圖 2.4-1 事故當日該型機於不同重量之起飛性能表

根據波音標準起飛分析軟體，第 1 組及第 2 組之起當起飛重量設定為 597,000 磅時，系統輸出之最大起飛重量與輸入重量極為接近，結果顯示該機起飛重量為 597,000 磅時，採用 TO2 或全推力，皆可安全完成起飛任務。

當起飛重量設定為 827,311 磅，若採用第 3 組及第 4 組之減推力

設定，於安哥拉治 25L 跑道起飛，所能容許之最大起飛重量分別為 597,327 磅及 741,119 磅；第 5 組起飛重量為 827,311 磅，採用全推力起飛，則該機將可完成起飛程序。由以上可知以該機重量 827,311 磅及減推力條件起飛，其起飛所需之跑道長度將不足。

2.4.2 起飛性能分析

本節將藉該機飛航紀錄器記錄之事故班機與事故前兩航班飛航資料，分析事故班機起飛過程機身觸地期間性能分析。

一般而言，航機於起飛階段發生機尾觸地之可能時機有二。第一階段為主輪離地前，航機於地面以機身輪（Body gear）為支點旋轉增加仰角；第二階段為飛機機身輪離地後，飛機以重心為支點旋轉。

航機於地面仰轉及離地後機身之最低點，當航機仰角未超過機尾漸縮角度，機身最低點發生於機身末端轉折處；若航機仰角超過機尾漸縮角度，則機尾觸地將發生於機尾。

參考 B747-400 AMM 中 46 段幾何外型、三視圖及組員訓練手冊（Flight Crew Training Manual），B747-400 型機於機身輪離地前之仰角大於 12.5° 時，即有可能發生機尾觸地，此時飛機機腹磨損區域將大約出現於 BS1860 之前。

依據 FDR 資料顯示，事故班機機身輪離地前該機仰角最大為 12.3° ；參考 1.12 節資料顯示，事故班機機腹磨損部位始於 BS2060，可推知該機機尾觸地發生在機身輪離地之後。

事故班機第二階段起飛離地後仰角大於 12.5° ，此時機身最低點將發生於機尾。其最低點距離地面最小距離將以飛機仰角及無線電高度進行分析。事故航機之無線電高度天線裝於 BS893，參考該型機 AMM Chapter 6，機身縱軸於 BS1860 至 BS2000 之間為倒角圓弧，

其曲率甚小，於 BS2000 以後大致呈固定斜率，起飛離地後機身最低點、無線電高度等關係，如圖 2.4-2。

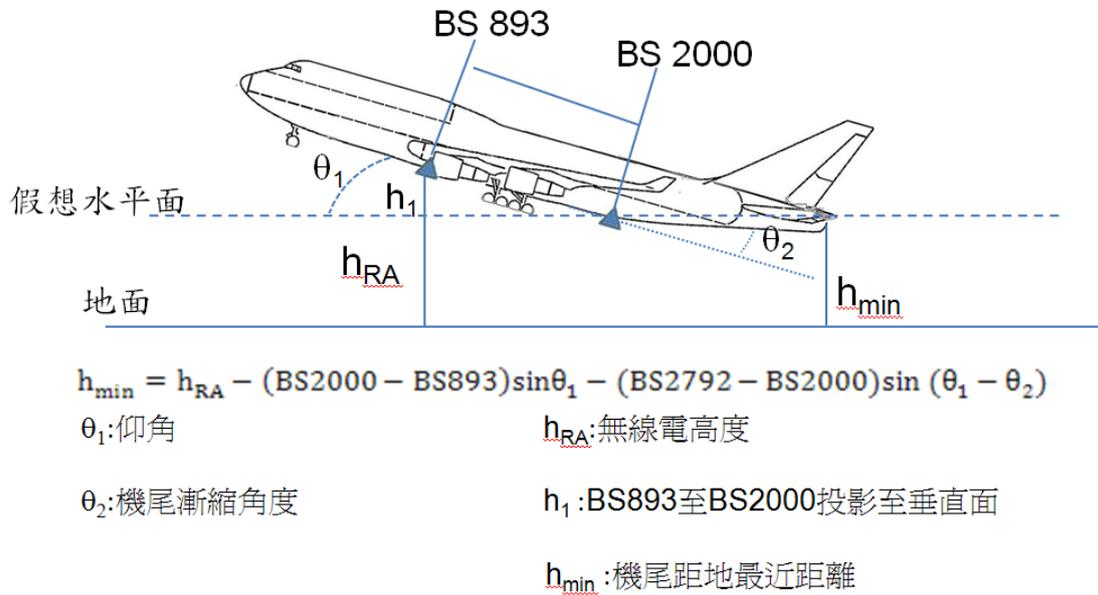


圖 2.4-2 飛機起飛離地後之最低點與地面之距離(h_{min})

該航班起飛及事故前兩班航班起飛時機身最低點軌跡，如下圖 2.4-3 所示，其中 X 軸為零時表示 FDR 記錄之主輪訊號開始由“GND”變成“AIR”，此時 FDR 紀錄之 GMT 時間為 2250:45，Y 軸為機身最低點與地面之距離變化。

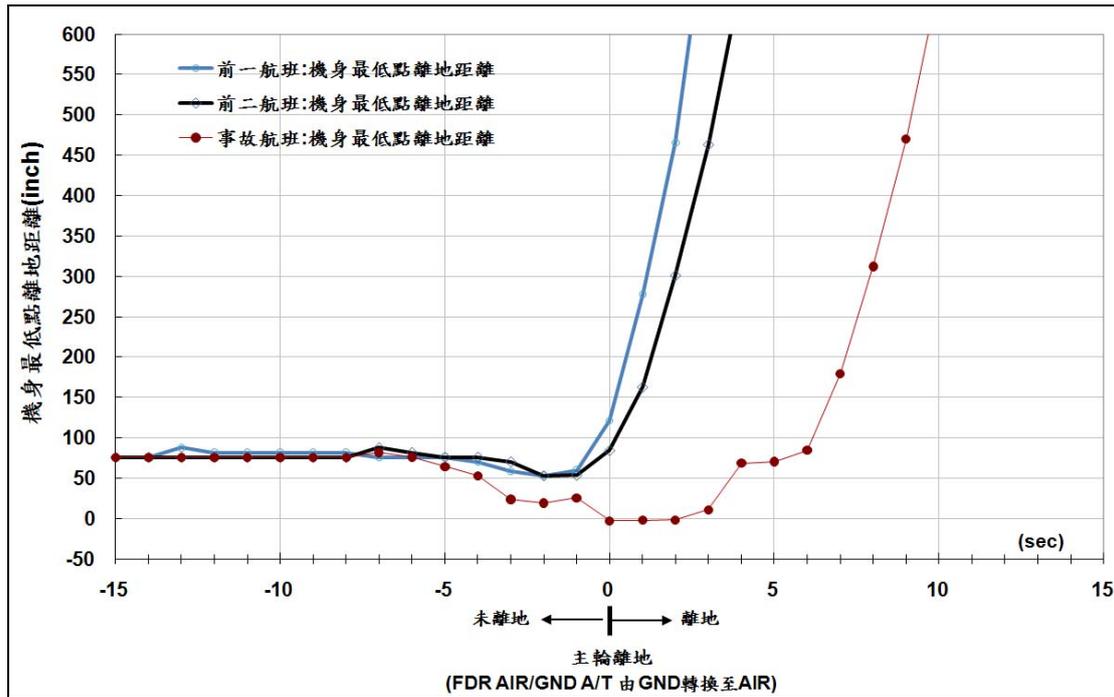


圖 2.4-3 飛機起飛離地後之最低點與地面之距離(h_{min})

圖 2.4-3 顯示事故班機前兩航班於正常起飛操作下，航機距地最近距離發生於主輪離地前仰轉；主輪離地後，航機距地最近距離快速增加。然而；事故航班於主輪離地後，其機身距地最近距離亦持續減少。直至主輪離地 4 秒後才開始增加。經分析事故航班機尾觸地可能發生於主輪離地及其後 2 秒，最近離地距離約分別為-2.6 英尺、-2 英尺及-1.5 英尺。該機起飛離地過程如圖 2.4-4，主輪離地時距離 RWY25L 末端約 1,420 呎。

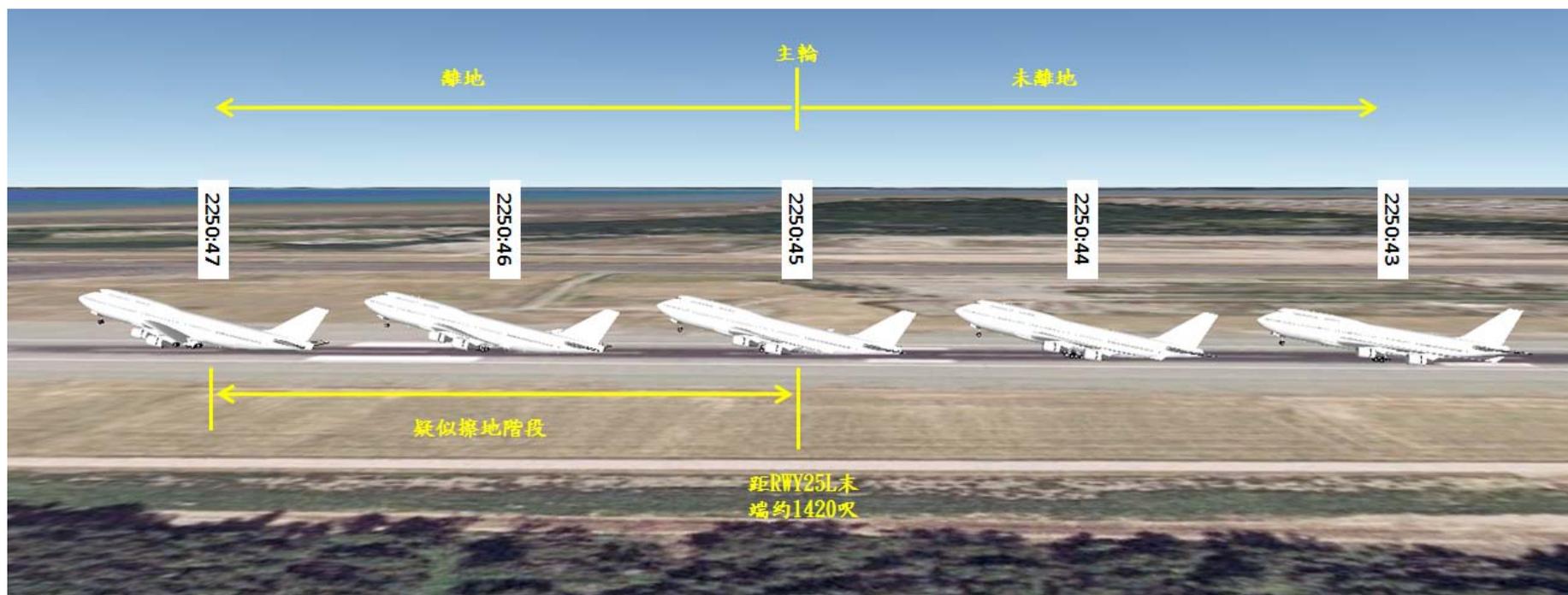


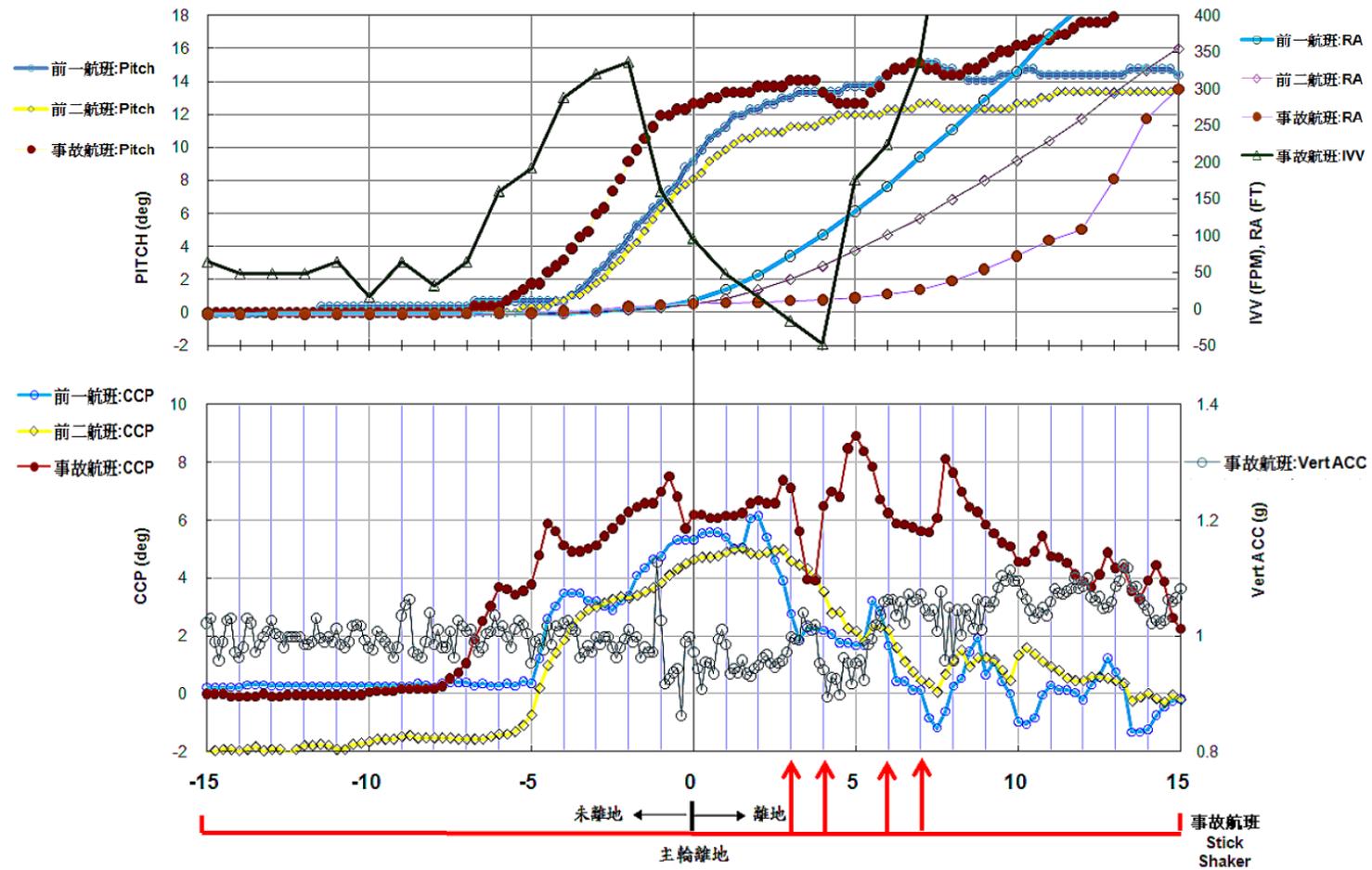
圖 2.4-4 飛機起飛離地過程

依據 FDR 紀錄之操縱桿與仰角參數之變化，事故航班約於離地前八秒至九秒間，空速介於 144 浬/時至 149 浬/時，飛航組員即開始進行起飛仰轉，此操作符合其輸入錯誤起飛重量下之 V_R 。

事故航班起飛離地之飛行剖面圖與事故班機之前兩班比較，如圖 2.4-4 所示。

圖 2.4-5 顯示正常航班達到 V_R 操作時機約在起飛離地前 4 秒，其離地仰角約為 10° ，符合飛航組員訓練手冊中之操作；但事故航班因輸入之起飛重量較實際重量輕，致使該機起飛時未達所需 V_R 時，即施予起飛仰轉操作，以致航機離地起飛之空速低於離地速度，故需要較大之起飛攻角與仰角，此為該機仰角及控制盤操作量皆大於正常航班之因；大仰角起飛將使得航機阻力增加以致速度增加較緩，造成起飛跑道長度較長以及達不到預期起飛性能。此外；本事故過高仰角造成失速警報及駕駛盤抖動，及該機起飛離地後無線電高度與爬升率皆小於正常航班，其爬升率甚至出現負值。

綜上所述，該機輸入錯誤起飛重量以及設定減推力起飛，致事故航班起飛所需之跑道長度大於安哥拉治機場 RWY25L 所能提供之起飛跑道長度；並造成該機起飛離地仰角及攻角過大及該機爬升速率降低，以致事故班機於主輪離地及其後 2 秒內發生機尾觸地及機腹蒙皮磨損。過高仰角及攻角過大亦造成失速及駕駛盤抖動警報作動。



Pitch: 仰角 RA: 無線電高度 IVV: 垂直速率 CCP: 操縱桿 Stick Shaker: 駕駛盤抖動警報 Vert ACC: 垂直加速度

圖 2.4-5 事故航班與其前兩正常航班起飛階段參數變化

此頁空白

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。

其它發現

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

3.1 與可能肇因有關之調查發現

1. CM 1 輸入跑道分析系統所需資料時，誤用及錯看電腦飛航計畫中落地總重為起飛總重，復 CM 2 未交叉確認輸入資料之正確性，於取得跑道分析系統輸出之起飛性能數據後，又未確實檢視所有數據；致未發現輸入錯誤之起飛總重，造成計算結果係錯誤之起飛推力、起飛參考速度及起飛外型。(1.16.2、2.1.1.1.2)
2. CM 2 按跑道分析系統所計算之錯誤起飛推力輸入飛航管理系統，使該系統未能算得起飛參考速度，致起飛速度頁面之 V_1 、 V_R 、 V_2 欄位皆顯示“- - -”，且該機駕駛員未及時獲知“- - -”之意義，最終決定以跑道分析系統計算之起飛參考速度，輸入飛航管理系統。(2.1.1.2)
3. CM 3 於滑行中曾查閱跑道分析手冊以驗證跑道分析系統計算之正確性，惟「起飛總重」之來源係使用該系統輸出之數據，而非載重平衡表或電腦飛航計畫，致未發現跑道分析系統計算之起飛參考速度明顯小於該機應使用之數值。(2.1.1.3)
4. 該機起飛時於速度達到跑道分析系統計算之 V_R 2 秒後開始仰轉，由於實際之仰轉速度 149 浬/時低於正確值 166 浬/時，未獲離地所需升力，離地仰角與攻角過大，致機尾觸地。(2.1.2、2.5.2)

3.2 與風險有關之調查發現

1. 該機駕駛員可能未確實瞭解華航 B747-400 飛機操作手冊中有關跑道分析系統資料輸入與確認執行時機之規定，故 CM 1 提早於“FMS-CDU Initialization”作業程序即輸入該系統所需資料，此時 CM 2 刻在輸入飛航管理系統初始準備所需資料，未協同執行跑道分析系統輸入資料之交互檢查。(2.1.1.1.4)
2. 華航 B747-400 飛機操作手冊有關跑道分析系統之資料輸入，無詳細之執行步驟與確認方式，故須強化訓練或/及考驗之要求，方能使駕駛員採嚴謹方式執行該確認程序。(2.1.1.1.4)
3. 波音飛航組員操作手冊有起飛參考速度顯示“- - -”之原因，其

中之一係飛航管理系統性能計算已被抑制，惟該手冊未進一步說明被抑制的原因，駕駛員仍不易藉此了解此係飛航管理系統之輸入資料不合理所致。(2.1.1.2)

4. 該機駕駛員於起飛後曾討論機尾觸地之可能性，因無具體之機尾觸地資訊，做為風險考量之依據，且自述恐遭公司質疑，最終該機駕駛員皆同意繼續飛往台北，並將巡航高度由飛航計畫之飛航空層 360 改為 320，未執行相關之檢查程序，致忽略機艙不可加壓之注意事項。(2.1.3)
5. 該機駕駛員之飛行時間、值勤時間及休息時間皆符合華航及民航局相關規定，惟 CM 1 與 CM 3 仍存在疲勞形成條件及徵狀，可能因疲勞而影響其行為表現。(2.1.4)
6. 該機駕駛員之溝通協調、交互檢查、決策制定、疲勞因應及狀況警覺等 CRM 能力仍待加強。(2.1.5)
7. 該機飛航操作之作用力，於機腹區域係施以壓縮應力，蒙皮受影響程度較小；由於蒙皮磨損變薄以及孔隙邊緣的刀鋒效應，因承載截面積之減少而局部增加，存在環狀應力過載之風險。(2.3.1)

3.3 其它發現

1. 查閱該機於事故發生日之前三個月內之維修資料，未顯示異常紀錄。(1.6.4)
2. 該機駕駛員持有之證照，符合民航法規要求，無證據顯示事故發生時曾受藥物或酒精之影響。(2.1)
3. 華航飛航文件與起飛總重有關之電腦飛航計畫及載重平衡表於同一頁面包含許多重要之飛航相關參數及數據，呈現方式皆固定或類似，若駕駛員未養成謹慎使用習慣，可能會增加錯讀之機率。(2.1.1.1.3)
4. 華航跑道分析手冊中無 flaps 10 之欄位資料，故當 CM 3 欲查閱該手冊以驗證跑道分析系統起飛參考速度計算之正確性時，無法獲得具體之數據進行比對，僅能以 flaps 20 之欄位資料作為參

考。(2.1.1.3)

5. 失速警告制動時，CM 1 及時將油門推至最大，致該機獲得最大推力而增大空速，防止情況惡化。(2.1.2)
6. 國際民航公約及我國民航法規均未要求建置疲勞風險管理系統，華航已建置部分之駕駛員疲勞危害控管機制，惟仍須持續關注國際趨勢，藉以提升該公司之疲勞管理。(2.2.1)

第4章 飛安改善建議

本章中，4.1 節為依據本調查之結果而提出之飛安改善建議。各相關機關（構）於調查過程中已完成或進行中之改善措施，列於 4.2 節，惟本會並未對其所提列之飛安改善措施進行驗證，故相關之飛安改善建議仍列於 4.1 節中。

4.1 改善建議

4.1.1 致中華航空公司

1. 強化飛航操作相關訓練與考驗中有關起飛性能計算執行時機及確認方式，以降低駕駛員誤用資料進行計算之風險。
(ASC-ASR-11-05-001)

華航回應：

華航已於事件發生後立即重新檢視各機隊航機操作手冊(AOM)操作程序，針對起飛性能計算程序完成強化交互檢查與權責區分 CRM 等確認功能之作業說明，並發佈修訂頁作為訓練與考驗之依據。

有關飛航組員訓練：

- (1) 2010 年下半年度之 PT LOFT 課目設計加入 Load Sheet Data 改變後組員應有之處置，包含重新輸入資料之流程及輸入後結果核對。此外，要求組員以 RAM 計算起飛性能數據，確認組員對 RAM 使用之正確理解及熟練度。
- (2) 2010 年 7 月份開始執行飛航組員 Airmanship 訓練，其中內容包含本事件之案例研討，除詳述事件發生經過及造成原因外，並提供組員 task sharing 及 cross check 之正確方法避免類似事件發生。
- (3) 2010 年下半年度完成之飛航組員 CBT 複訓內包含“Discipline of ACARS Operation”訓練，向組員介紹 cross check 及因應事件發生後所進行之程序修改，進一步補強防錯機制。

最後，華航已於 2010 年之航路考驗 (Route Check, RC) 及技術考驗 (Proficiency Check, PC) 中，確認所有飛航組員確依飛機操作手冊 (AOM) 中之相關程序操作，以防止飛航組員誤用資料進行錯誤的起飛性能計算之風險。

2. 檢視並強化跑道分析系統之設計或使用其他起飛性能計算方式，以降低駕駛員誤輸資料之機率。(ASC-ASR-11-05-002)

華航回應：

為降低飛航組員誤輸錯誤資料之機率，華航已於 2010 年 8 月份完成航班起飛重量 (TOW) 可自動由 ACARS Loadsheet 帶入 ACARS 跑道分析系統之功能改善，以利飛航組員於輸入相關性能資料前可獲得提醒及參考，有效降低駕駛員誤輸入錯誤資料之機率。

3. 檢視並提升載重平衡文件格式之可讀性，以降低駕駛員錯讀之機率。(ASC-ASR-11-05-003)

華航回應：

為降低駕駛員讀錯 ACARS loadsheet 機率並提升載重平衡文件格式之可讀性，華航已於 2010 年 6 月完成 ACARS Loadsheet 格式之修改，亦將 ACARS loadsheet 中之重要資訊如 ZFW 等，以虛線隔出提升其可讀性。

4. 強化駕駛員對 FMC 異常顯示之認知訓練及要求。(ASC-ASR-11-05-004)

華航回應：

華航已於 Airmanship 訓練課程，向飛航組員宣達若有任何疑慮時，皆應先將疑慮澄清與解決後再執行起飛或降落，絕對避免在疑慮未澄清及排除前逕行起飛及其他操作。

同時，華航將修訂 Lesson Plan Manual 於 FMST 訓練中加

強針對 FMC 異常顯示後之判斷與處置，並於課程內容增加重大異常事件之案例分析，加強飛航組員對於 FMC 異常顯示之認知。

5. 強化駕駛員對機尾觸地危害之認知訓練，以提升駕駛員對類似情況之狀況警覺。(ASC-ASR-11-05-005)

華航回應：

華航 2011 年 PT 之 briefing items 已包含 Tail Strike Avoidance，並針對可能引發 Tail Strike 之原因與防範提供具體指導。

6. 提升公司應變處置及駕駛員決策下達之策略與機制，以確保駕駛員之決策，以飛航安全為優先考量。(ASC-ASR-11-05-006)

華航回應：

有關航機空中緊急狀況之應變處置，華航原本就有一機制，亦即由飛航組員，藉由 SATCOM、ACARS、COMPANY FREQ 等其他管道與聯管處連絡回報，並依當時實際狀況分別與機隊、機務亦或其他單位共同協商及提供解決建議做為飛航組員之決策參考。

7. 持續關注國際上有關疲勞管理之趨勢，藉以提升疲勞危害控管機制。(ASC-ASR-11-05-007)

華航回應：

為減少組員疲勞發生的可能，華航現行作業如下：

- (1) 與機隊及班表小組不定期檢視班表狀況並以加派組員或增加休時等方式，減少組員疲勞發生的機會。
- (2) 任務後休時均至少給予大於 MRT (Minimum Rest Time) 的休息時間。
- (3) 於與 TPE 時差大於 6 小時的區域飛行二點含以上者，於任一

點或回 TPE 後至少給予 36 小時的休時，以確保能有一個完整的 Local Night 休息。

- (4) 對紅眼航班採分配儘量平均及飛後給予長休時，以減少組員疲勞發生的機率。
 - (5) 冬季班表實施期間，依飛時/工時變化及聯管處指示，以加派組員方式，增加組員任務中輪休機會。
 - (6) 尊重並接受組員自評不適飛而請假休息的作業(組員若請假，即配合調整班表)。
 - (7) 鼓勵組員反應導致疲勞的航班任務及班表安排，除給予即時回應並將作為未來改進班表的參考。
8. 強化駕駛員有關溝通協調、交互檢查、決策制定、疲勞因應及狀況警覺等之組員資源管理相關訓練。(ASC-ASR-11-05-008)

華航回應：

華航已立即採行之改善措施包括：

- (1) 立即編制Airmanship加強訓練教材，並於2010年7月1日起對全體飛航組員施訓，課程內容置重點於：
 - 溝通協調-以share Mental Model論述模型強化組員心智共享之正確認知與技巧。
 - 決策制定-重新以TEM Model將本事件發生經過break down，並強調明顯證據未出現，不明狀況未排除前必須喊停，而非貿然前進。
 - 狀況警覺-以 Swiss Cheese Model 解析事件發生過程中各步驟即使未能察覺錯誤，最後結果之合理性仍應以 Common sense 及 General Knowledge 再行檢視。
- (2) 事發後立即以 Human Factor 角度建議 Load Sheet 中關鍵性

重要資訊應以不明格式呈現及突顯，以減低判讀錯誤機率並提升交互檢查正確度。從系統面降低風險。該建議已立即獲得同意並施行至今。

(3) 利用 PT-LOFT Scenario 設計確認組員資料輸入及交互檢查流程皆符合 SOP 要求。

(4) 疲勞因應之相關訓練原已包含於 CRM 訓練中 Workload Management 單元，於初、複訓中皆反覆提供，本事件發生原因中疲勞雖為一合理懷疑，然以華航派遣規範檢視，並不能導引出疲勞為直接肇因。雖然如此，未來組員 CRM 訓練中，仍將持續規劃 Workload / Fatigue Management 相關內容。

4.1.2 致交通部民用航空局

1. 督導航空公司應就現行作業程序檢討駕駛員資料輸入及交互檢查功能是否完備，以避免類案再次發生。(ASC-ASR-11-05-009)
2. 輔導航空公司持續關注國際上有關疲勞管理之趨勢，以提升其疲勞危害控管機制。(ASC-ASR-11-05-010)
3. 督導航空公司提升其應變處置機制，並要求駕駛員之決策，以飛航安全為優先考量。(ASC-ASR-11-05-011)
4. 督導航空公司強化駕駛員有關溝通協調、交互檢查、決策制定、疲勞因應及狀況警覺等之組員資源管理相關訓練。(ASC-ASR-11-05-012)

此頁空白

附錄

附錄 1 波音公司修復小組評估報告

附錄 2 駕駛訪談資料

此頁空白

附錄 1 波音公司修復小組評估報告



AIRCRAFT SURVEY REPORT

CHINA AIRLINES

TAIPEI, TAIWAN

747-400F

LN 1379

RL430/R7259/RQ776

March 9, 2010

REV: New

CHINA AIRLINES

TAIPEI, TAIWAN

Rev: New

THIS AIRCRAFT SURVEY REPORT CONTAINS THE FOLLOWING:

COVER

TABLE OF CONTENTS / INCIDENT DESCRIPTION

SURVEY ITEMS

SURVEY TEAM REPRESENTATIVES

REVISION LOG

INCIDENT DESCRIPTION: MARCH 4, 2010 AIRCRAFT SUSTAINED IMPACT DAMAGE TO THE LOWER 46 SECTION AND 48 SECTION, CAUSING DAMAGE TO SEVERAL SKINS STRINGERS AND FRAMES.

CHINA AIRLINES

TAIPEI, TAIWAN

REV: New

ITEM #	A/C SECT	NOMENCLATURE	LOCATION (STA, WL, BL, etc.)	DAMAGE DESCRIPTION	DISPOSITION	DISPOSITION REMARKS	REV
1	48 SECTION	SKIN PANEL	STA 1960 TO STA 2181, S-46L TO S-46R	SKIN IS ABRADED AND CRACKED BETWEEN STA 2060 TO STA 2181, S-48L TO S-49R	Remove and Replace	SUPPLY ALL DRAIN FITTINGS AND BUTT STRAP AT STA 2181	
2	48 SECTION	SKIN PANEL	STA 2181 TO STA 2360, S-46L TO S-46R	SKIN IS ABRADED AND CRACKED BETWEEN STA 2181 TO STA 2360, S-49L TO S-50R	Remove and Replace	SUPPLY ALL DRAIN FITTINGS	
3	48 SECTION	SKIN PANEL	STA 2360 TO STA 2484, S-46L TO S-46R	SKIN IS ABRADED AND CRACKED BETWEEN STA 2360 TO STA 2484, S-50L TO S-50R	Remove and Replace	SUPPLY ALL DRAIN FITTINGS	
4	48 SECTION	ACCESS PANEL	STA 2474, S-51L TO S-52R	PANEL IS ABRADED OVER ENTIRE SURFACE	Remove and Replace		
5	48 SECTION	SKIN PANEL	STA 2482 TO STA 2598, S-45L TO S-45R	SKIN IS ABRADED AND CRACKED BETWEEN STA 2484 TO STA 2598, S-51L TO S-51R	Remove and Replace	SUPPLY ALL DRAIN FITTINGS	
6	48 SECTION	SKIN PANEL	STA 2598 TO STA 2638, S-28L TO S-28R	SKIN IS ABRADED AND GROUND THROUGH BETWEEN STA 2598 TO STA 2638, S-51L TO S-51R	Remove and Replace	SUPPLY ALL DRAIN FITTINGS	
7	48 SECTION	ACCESS PANEL	STA 2638 TO STA 2658, S-28L TO S-28R	ACCESS HATCH IS BUCKLED AND ABRADED ENTIRE LENGTH	Remove and Replace	INCLUDE HINGE ANGLE AND FWD EXTERNAL ATTACH ANGLE	
8	48 SECTION	LH APU DOOR	STA 2658 TO STA 2742	DOOR IS ABRADED 3" TO 5" FROM THE INBOARD EDGE THE ENTIRE LENGTH.	Remove and Replace		
9	48 SECTION	R/H APU DOOR	STA 2658 TO STA 2742	DOOR IS ABRADED 3" TO 5" FROM THE INBOARD EDGE THE ENTIRE LENGTH.	Remove and Replace		
10	48 SECTION	AFT LWR APU STRUCTURE BUILD UP	STA 2742 TO STA 2775	BETWEEN STA 2742 TO STA 2775 SKIN AND FRAMES ARE BUCKLED AND BRADED.	Remove and Replace	SUPPLY ALL DRAIN FITTINGS	
11	48 SECTION	L/H OUT FLOW VALVE DOOR		INBOARD CORNER OF THE OUT FLOW VALVE DOOR IS GROUND AWAY AND BOTH ATTACHING SUPPORTS OF THE DOOR ARE BENT	Remove and Replace		
12	48 SECTION	R/H OUT FLOW VALVE DOOR		INBOARD CORNER OF THE OUT FLOW VALVE DOOR IS GROUND AWAY AND THE INBOARD ATTACHING SUPPORT OF THE DOOR IS BENT	Remove and Replace		
13	48 SECTION	ACCESS PANEL	STA 2412 TO STA 2436, S-52R TO S-44R	THE INBD EDGE HAS BEEN ABRADED .5" WIDE 6" LONG AND .06" DEEP.	Engineering Disposition		

ITEM #	A/C SECT	NOMENCLATURE	LOCATION (STA, WL, BL, etc.)	DAMAGE DESCRIPTION	DISPOSITION	DISPOSITION REMARKS	REV
14	46 SECTION	FRAME ASSEMBLY	STA 2180	BETWEEN S-50R TO S-50L WEB HAS BEEN BUCKLED RIGHT ABOVE INTEGRAL SHEAR TIE. VERTICAL STIFFENERS ARE BENT IN SAME AREA. LWR CHORD AND INTEGRAL SHEAR TIE HAVE NO SIGNS OF DAMAGE BUT ARE SUSPECT. UPPER CHORD HAS NO DAMAGE AND IS NOT SUSPECT.	Remove and Replace	SUPPLY INTEGRAL SHEAR TIE, LOWER CHORD	
15	46 SECTION	FRAME WEB	STA 2200	BETWEEN S-50R TO S-51L WEB HAS SLIGHT BOW RIGHT ABOVE THE INTEGRAL SHEAR TIE	Engineering Disposition		
16	48 SECTION	FWD FRAME CHORD	STA 2598, S-23L TO S-23R AT WL 267	BETWEEN S-51R TO S-51L CHORD IS BENT UPWARD .2" INWARD. CHORD IS ALSO ABRADED .8" WIDE 7" LONG AND .03" DEEP	Remove and Replace		
17	48 SECTION	STRINGERS	STA 2484 TO STA 2598, S-51L AND S-51R	BOTH STRINGERS 51L AND 51R ARE BENT UPWARD .2" UPWARD AND ABRADED JUST BEFORE STA 2598.	Remove and Replace	SUPPLY STRINGER END FITTINGS FOR S-51L AND S-51R	
18	48 SECTION	AFT FRAME CHORD	STA 2598, S-25L TO S-25R	BETWEEN S-51L AND S-51R CHORD HAS BEEN ABRADED 1.5" WIDE 8" LONG AND .030" DEEP	Remove and Replace		
19	48 SECTION	STRINGERS	STA 2598 TO STA 2638, S-51L AND S-51R	S-51L AND S-51R ARE ABRADED ON THE FWD END	Remove and Replace		
20	48 SECTION	FRAME CHORD	STA 2638, S-42L TO S-42R	BETWEEN S-51L AND S-51R CHORD IS BENT UPWARD APPROXIMATELY .1" AND ABRADED 2" WIDE 7.5" LONG .075" AT THE DEEPEST.	Remove and Replace		
21	48 SECTION	FRAME CHORDS	STA 2656	BETWEEN S-51L AND S-51R BOTH FWD AND AFT CHORDS ARE BENT AND ABRADED	Remove and Replace	SUPPLY ATTACH ANGLE COMMON TO FWD CHORD AT BL 0	
22	48 SECTION	SKIN PANEL	STA 2390 TO STA 2484, S-23L TO S-46L	BETWEEN S-36L TO S-36L AND 3" AFT OF STA 2360 SKIN IS INDENTED 4" TO 5" DIAMETER AND .050" AT THE DEEPEST.	Engineering Disposition		
23	48 SECTION	SKIN PANEL	STA 2360 TO STA 2484, S-23R TO S-46R	BETWEEN S-42R TO S-44R AND 3" AFT OF STA 2360 SKIN IS INDENTED 4" TO 5" IN DIAMETER AND .040" AT THE DEEPEST.	Engineering Disposition		
24	46 SECTION	STRINGERS	STA 1961 TO STA 2360, S-50L, S-51L, S-51R, S-50R	NO DAMAGE WAS APPARENT, BUT DUE TO THE IMPACT OF DAMAGE THESE STRINGERS ARE SUSPECT	Remove and Replace		
25	48 SECTION	STRINGERS	STA 2360 TO STA 2460, S-51L, S-51R	NO DAMAGE WAS APPARENT, BUT DUE TO THE IMPACT OF DAMAGE THESE STRINGERS ARE SUSPECT	Remove and Replace		

CHINA AIRLINES

TAIPEI, TAIWAN

REV: New

ITEM #	A/C SECT	NOMENCLATURE	LOCATION (STA, WL, BL, etc.)	DAMAGE DESCRIPTION	DISPOSITION	DISPOSITION REMARKS	REV
	INSPECTIONS	CROWN SKINS AND SURROUNDING SKINS		INSPECTED CROWN SKINS AND ALL LOWER SKINS ADJACENT TO AREA FROM BSTA. 1000 TO TAIL LEFT AND RIGHT SIDE WITH NO ANOMALIES NOTED.			
	INSPECTIONS	APU AND MOUNTS		INSPECTED THE APU AND MOUNTS AND ATTACH STRUCTURE FOR IMPACT DAMAGE AND NONE NOTED			
	INSPECTIONS	PRESSURE DOME		INSPECTED PRESSURE DOME FORWARD AND AFT SIDE FOR ANY INDICATIONS OF IMPACT DAMAGE AND OTHER THAN A PREVIOUS NOTED OIL CAN AREA NO OTHER ANOMALIES NOTED			
	INSPECTIONS	HORIZONTAL STABILIZER		INSPECTED HORIZONTAL STABILIZER AND ELEVATORS BOTH LEFT AND RIGHT FOR ANY INDICATIONS OF DAMAGE AND NONE NOTED.			
	INSPECTIONS	ELECTRICAL AND HYDRAULIC TUBING		INSPECTED ALL ELECTRICAL WIRING AND HYDRAULIC TUBING IN AREAS OF DAMAGE WITH NO NOTED DEFECTS.			
	INSPECTIONS	UPPER TAIL CONE CROWN SKINS		INSPECTED THE UPPER TAIL CONE CROWN SKINS ABOVE DAMAGED WITH NO DAMAGE NOTED.			
	INSPECTIONS	BLANKETS AND CARGO FLOOR PANELS		REMOVED BY CUSTOMER FOR ACCESS IN AREA OF DAMAGE.			

CHINA AIRLINES

TAIPEI, TAIWAN

REV: New

This concludes the Survey of Aircraft: LN 1379 on March 9, 2010

附錄 2 駕駛員訪談紀錄摘要

1. CM 1

飛航文件使用

一般 CFP 有兩份，一份是 Master，機長要簽名，飛機上 CM 2 使用的是 Master 那份，CM 1 使用的是另一份 Copy 的。CM 1 表示當天簽派員或其個人並沒有先將 CFP 中要輸入 ACARS 的數字劃記起來。有的簽派員會用螢光筆畫，甚至把 NOTAM 中重要的資訊用螢光筆標註，但那只是個別簽派員的習慣。

ACARS 使用及交互檢查

CM 1 於駕駛艙將起飛重量輸入 ACARS 時，是看 CFP 中的數據，實際上應該要看 Load Sheet，因為最準，但字體更小，更多數字放在一起。但 CM 1 習慣使用 CFP，因為 CFP 中的重量一般都會比較多，CM 1 表示其個人比較保守，例如當天 Assume Temperature，ACARS 傳回來的是 57，CM 1 則是使用 55。至於當時為何會把起飛重量輸成落地重量，或許是精神不好吧。

一般來說，輸入 ACARS 時，CM 1 與 CM 2 會一起 Check 輸入內容，當時 CM 2 正在輸入 FMC 起飛所需的資料，所以並沒有一起 Check ACARS 的資料輸入。但 CM 1 有將 ACARS 傳回來的 Print Out，拿給 CM 2 Check。CM 1 表示過去也曾有過組員未一起確認輸入 ACARS 之內容。要輸入 ACARS 的項目中，只有起飛重量需要看 Load Sheet，天氣資料則看 ATIS，其它是用判斷，若有 MEL 項目要輸入則要看 MEL。當天使用 25 跑道的資料是 CM 1 輸入 ACARS 的，使用 14 跑道的資料則是 CM 2 輸入的，但 CM 2 輸入時只有叫出 CM 1 事先輸入的資料，改使用跑道。

公司 AOM 寫的是組員要 Confirm 經 ACARS 回傳之跑道性能分析結果，但如何執行並沒有很清楚的說明，不同的組員可能有不同的做法。

CM 1 覺得 ACARS 輸入時要很小心，一定要一起看著打，或是 CFP 字體要放大，格式要清楚，容易辨識。

FMC Cross Check 時之 FMC 不正常顯示及處置

CM 1 當天於執行 FMC Cross Check 時，發現 Cruise Page 顯示 Max Altitude 為"0"，當時還沒有將 ACARS 回傳的資料輸入，三位組員都有看到，機務也有看到，CM 1 很多年前曾看過相同的顯示，但也不記得原因，手冊上也沒寫，當初也是後來 FMC 就好了也不知道原因。事故當天組員有 Check FMC 其他數字有沒有輸錯，也沒有發現有錯誤，後來 CM 2 將 Climb Speed 輸入 FMC 後，FMC 就正常了，機務也認為正常了，除非有錯誤訊號，否則一般機務也不知道怎麼處理，但卻給組員一個印象覺得當天 FMC 怪怪的。FMC 正常後，機務就下機，然後關門。

FMC 起飛速度顯示"-及處置

CM 1 於訪談時說明 AOM 中有關 FMC Initialization 的內容及當天執行狀況：FMC 的 Program, Performance Initial Key in, CM 2 做的，CM 1 拿 Load Sheet 念 Zero Fuel Weight 的數字，CM 2 當時有寫在他的 Flight Plan 上，並輸入 FMC 後得到 Take Off Weight, CM 2 減掉 Taxi Fuel 後，他有念回來給我，CM 1 表示確實有與 Load Sheet 比對，都是在可以接受的範圍，CM 2 亦有把數字寫在他的 Flight Plan 上。一般 FMC 會自動把輸入的 Zero Fuel Weight 跟偵測到的油量相加，得到 Take Off Weight, 此時 CM2 會依據 Flight Plan 扣掉 Taxi Fuel, 得到飛機滑行至跑道頭時真正的 Take Off Weight, 此結果應該會跟 Load Sheet 中的數字很接近。接著 CM 1 給 CM 2 的 CG, CM 2 亦有寫在 Flight Plan 上，然後輸入 FMC, Thrust Limit Select, CM 1 是拿經 ACARS 傳回的起飛性能 Print Out 的那張，念 TO2, 55, Flap 10, CM 2 輸入 FMC 後，此時 Take Off Page, 三個起飛速度都沒有出來，顯示"- (Dash) "，平常輸入正確的推力跟 Assume Temperature 後，會出來的 V1、V2、VR 的數據，FMC 算

出來的是比較粗略的數據，沒有經由 ACARS 計算的數據準確，通常最多差兩哩，所以可以拿來作為 Cross Check 使用，雖然公司手冊上並沒有這樣說。

CM 1 表示過去沒有看過 FMC 起飛速度顯示“-“，當時 CM 1 有問其他兩位組員，有沒有看過這樣的顯示，他們也沒有，後來 CM 1 有叫機務，機務問 FMC 有沒有顯示 Message，CM 1 告知沒有，機務則表示那 FMC 應該沒有問題，但機務也不知道怎麼處理這個狀況，CM 1 曾問機務可否拉 CB，機務表示 FMC 資料有可能會不見，CM 1 認為沒關係，最多資料再重打，故機務也同意拉 CB 試試看，但拉了也沒改善，CM 1 也試過選擇 R FMC(正常是用 L FMC)，重打重對，都找不到問題，後來是三位組員都同意使用 ACARS 傳回的起飛速度，Override FMC 的 Dash “-“，最後飛機滑行中 CM 1 請 CM 3 查一下 RAM 做最後的 Check，沒想到 CM 3 也查錯了。

公司 AOM 中規定，Take Off Speed，組員 Confirm 下，第一是使用經 ACARS 得到的結果，第二是使用 RAM，第三個是經由 Internet 得到的數據，第四個是另外一種使用 ACARS 比較複雜的方法。

公司的政策是一旦接受、Confirm 後，要使用經 ACARS 算的結果，並 Override FMC 計算的結果，當天因為 FMC 起飛速度計算沒有出來，組員誤解 FMC 是錯誤的，所以就使用經 ACARS 算的結果 Override FMC 的 Dash”-“。

事故當日當 FMC 起飛速度顯示”- (Dash) “代表的意義，CM 1 當時不知道，現在知道，但若沒發生此事故，即使當時有翻手冊看見手冊上寫的”Inhibited”，還是不完全了解其中意思，CM 1 的認知就是 FMC 不算了，停止了，但為何不算還是不清楚，CM 1 覺得手冊中應該要有註解，或是 FMC 要顯示 Message。

Tail Strike 可能性評估

在以往的訓練過程中，從來沒有學習到 Tail strike 時的感覺如何，只有手冊中有資料可參考在特定重量或外型設定及不同姿態下，Pitch 多少角度會造成 Tail strike。當時有提出會不會有可能 Tail Strike，CM 2 及 CM 3 都認為應該是飛機已經有 Airborne 然後又 Touch down，應該比較像 Firm landing，沒有 Tail Strike，我也有相同感覺；也曾問 CM 2，飛機起飛滾行時，Pitch 帶的角度多少，CM 2 覺得應該沒有到會 Tail Strike 的程度，再加上檢查艙壓及其他儀表數據、請公司 MOC 確認飛機有無異常訊息、請 ANC 檢查跑道等，都沒有直接證據顯示飛機有 Tail Strike 現象，故三位組員都口頭同意繼續飛往台北。決定要不要返回 ANC，要有明確的資訊顯示飛機有 Tail Strike，若返回 ANC 後發現飛機無 Tail Strike，公司一定會問依據什麼理由決定返航，若沒有好的理由，雖然不一定馬上會被公司處分，但會擔心會不會有不好的影響。

2. CM 2

ACARS 使用及交互檢查

事故當日因非兩階段加油，故 load sheet 較早取得，CM 1 在輸入 ACARS 資料時，CM 2 正在輸入 FMC 資料，因此沒有進行 ACARS 輸入的 double check。跑道分析數據回傳並印出後，應逐一檢查機場、跑道、風、重量、速度、推力…等資訊是否正確，速度則須與 FMC Takeoff Page 之速度做比對，事故當天檢視 ACARS 回傳之跑道性能分析結果時，曾核對天氣、跑道、風向、QNH 等數據，起飛總重有可能是看到最大起飛重量。由於公司對於如何 confirm 起飛數據並未有統一的規定，也因此組員多半依個人習慣來執行，每個人的做法可能不盡相同。

744 型機之最大起飛重量約為 87 萬 5 千磅，事故當日對於起飛重量的瞭解為超過 80 萬磅，約為 81、82 萬磅左右。個人飛行 744 型機 5 年多時間，飛行時數 3,000 多小時，依過去的經驗台北出發之貨機，其起飛重量大多接近最大起飛重量，此時須使用 full thrust，V2 約為 170-180 左右。事故當次航班之 V2 約為 155，起飛推力為 TO2，但當時可能因為心裡想著 FMC 之異常狀況，因此並未查覺有異。

個人認為在輸入 ACARS 跑道分析所需參數時，一個打一個看的執行率大約 6-7 成。一般兩階段加油時的做法是 PM 會先行輸入跑道、風、QNH、溫度、外型、防冰等參數以節省時間，待 load sheet 送來時再輸入起飛重量，此時各項準備工作都差不多完成了，故組員較有時間可以進行 double check，性能數據回傳後須再做一次核對。

對於使用 ACARS 取得性能數據的看法是感到很方便，偶而 ACARS 要不到時，還是需要用到 RAM，對於 RAM 中沒有 flap 10 資料，並未感到懷疑，根據 CBT 訓練，瞭解 flap 10 速度會比 flap 20 速度多個幾哩，因此會用這個概念來看。

FMC Cross Check 時之 FMC 不正常顯示及處置

駕艙準備作業大約進行到 AOM 6.20/22 - Normal Procedures – Flight And Cockpit Preparation 的“Ready for crosscheck”時，MCDU 的 Scratchpad Line 上出現“Max ALT 0”訊息，當時航路及基本的 Performance Data (CFP 上的 ZFW、Cost Index 50、Fuel Reserves、CRZ ALT 280、外型 F10、加速高度) 都已輸入完成，THRUST LIM 選擇 TO/CLB，過去未曾碰過 FMC 出現“Max ALT 0”訊息的情形。查對 Performance Page 及航路資料都未發現異狀，Cruise Page 上 OPT ATL 上是空白的，翻到 Climb Page 後，一般 IRS 沒有 align 完時，Climb Speed 是打不進去的，打入 340/.84 後，“Max ALT 0”訊息就消失了，OPT ATL 約 3 萬 2、3 萬 3 左右，屬於合理範圍。如果以個人對系統的觀念來看，FMC 出現“Max ALT 0”訊息代表這架飛機可能不能飛了，但由於此項訊息後來又恢復正常，因此沒有考慮取消該次飛行任務。

FMC 起飛速度顯示 “-”及處置

當 FMC Takeoff Page 之速度欄位出現 dash line 時，CM 1 曾與組員討論，嘗試解決問題，逐頁檢查 FMC 之資料是否有誤，但因為組員心裡都認為 Thrust 是對的，因此仍未找出問題所在。

事故當日 CM 3 曾於地面時查閱 FCOM，CM 2 則是在起飛後查閱。CM 2 及 CM 3 皆表示，當日查閱 FCOM 時，並未發現相關內容，但於事故後實機模擬時，再次查閱機載 FCOM 第 11.40.36 頁時，則發現有“V Speeds Displays dashes when:”之相關敘述，手冊內容似與事故當日機上手冊內容不同。

事故當日原訂使用 25L 跑道起飛，滑行前 Clearance 告知可以預期使用 14 跑道起飛，於更改 FMC Departure 資料時便發生速度出現 dash line 的一連串事情，組員決定要依照 ACARS RAS 資料來輸入後，便依照上面資料進行第一次輸入。申請滑行許可時，航管告知風向 variable，14 跑道現用於進場，希望能用 25 跑道起飛，CM 1

衡量後認為可以接受，只需小心一些，便開始滑行，組員做完 taxi checklist 後，CM 2 更改 FMC 之 departure 資料，再次依照 ACARS RAS 資料來輸入，performance page 不須更動，於 thrust page 輸入 TO2，翻到 takeoff page 速度還是出現 dash line，告知 CM 1 後便依照 ACARS RAS 資料第二次輸入速度。

CM 2 認為 CM 1 在事故當日的精神狀況及反應方面良好，也做到 think ahead，以其經驗判斷此時節安克拉治的風較亂，因此有計畫向航管申請 14 跑道起飛。個人除了覺得 FMC 怪怪的之外，沒有其他方面的壓力。

起飛滾行、遭遇異常狀況、處置及 Tail Strike 可能性評估

開始滾行後，因天氣預報有側風、gust 21 哩，所以看 PFD 看得較多，一直注意翅膀有無被掀起。接近 V1 時，感覺跑道剩的不是很多，CM 1 還讓速度持續接近 V2 才叫 rotate，當時想法認為可能是風亂，所以 CM 1 想讓速度大些比較好飛。因為有側風的關係，當日 Rotate 動作與過去習慣相比，稍微慢一些，目的是希望給自己多一點時間調整，帶起來後有起飛的感覺，然後飛機又坐回去，stick shaker 開始晃，當時第一個想法是遭遇 wind shear，便 call out “Thrust”，CM 1 將油門推至最大，自己則 hold 住 control column。Power 增加後速度上來，飛機再度離地，但加速及爬昇率緩慢，直到爬升至一般 wind shear 發生高度之後，才收 gear，並按速度收外型。

起飛後，組員曾討論是否有 tail strike 之風險，但基於以下幾點考量，3 位組員皆同意繼續飛往台北：

- (1) 檢查艙壓高度上升的速度蠻正常的，並沒有異常的快速，於 2 萬 8 改平後，艙壓也能夠維持住，因此覺得沒有問題；
- (2) 航管回覆告知跑道上無碎片、刮痕、漆痕等異狀；

- (3) 曾以衛星電話詢問公司機務人員，請其監控飛機狀態，機務人員表示如發現異狀將會回報。由於自始至終都未接獲回報，因此認為應無異狀；
- (4) 由於當速度到達仰轉速度時，有稍微延遲一下，並未馬上帶桿，因此研判實際的仰轉速度應該接近正確的數值；
- (5) 判斷飛機應已離地，直到地面效應消失後，飛機又坐了回去，感覺比一般 landing 再 firm 一點，但又不到 hard landing 程度。

Flight plan 原本做到 3 萬 6，後來 CM 1 計算後認為油量夠，因此決定最高爬升到 3 萬 2。

公司所提供與 Tail Strike 相關的訓練及資訊僅止於在手冊上提到 Pitch 達特定度數後，就有可能會造成 Tail Strike。至於其他部分，包括模擬機都沒有與 Tail Strike 的相關訓練。

決策過程中，曾擔心若返回 ANC 後發現飛機無 tail strike，將會遭受公司質疑或處分，而這也是大部分組員會擔心的事。

如當時知道飛機受損的情況，一定會回安克拉治落地，但如果放了油，回去落地後發現飛機沒有受損，一樣會被質疑為什麼回航。因此駕駛員僅能儘量蒐集最多的資料，做出當時最合適的判斷。

疲勞因應

公司曾發過航醫相關文章，告訴駕駛員如何克服時差問題，但其內容可能不一定適合每一個人，但人的生理因素恐怕無法靠教育來避免掉。公司亦曾鼓勵覺得累就請假，不要抱著疲勞上班，對於容易造成疲勞的派遣，也鼓勵組員提報。

3. CM 3

事件處理過程

CM 3 知道飛機的大概狀況後就下機做機外檢查，檢查完成後上機向機長報告飛機狀況，那時看到 FMC 出現平時不該出現的狀況"Maximum Altitude"的數據為空白，CM 3 覺得 FMC 怪怪的，雖然後來好了，但腦中會想若航行中出現問題該作何處置。當 CM 1、CM 2 進行 FMC trouble shooting 時，CM 3 則翻閱機上波音的 QRH，查看 Cruise Altitude 應是多少，當翻閱到一半時 CM 1、CM 2 已將問題解決，之後照飛機上之提示卡作組員提示，Briefing 後 CM 1、CM 2 則依照程序打東西，打完後發現 take off page 的速度出不來，V1, rotate 及 V2 都顯示為虛線，CM 3 有翻 FCOM，但沒看到在何種情況下速度不會出現，便將書放回(CM 1,CM 2 並沒有看到 CM 3 翻書的動作，因為他們正在 trouble shooting)，後來機長有問說：「就用 ACARS 的速度與 thrust，大家同不同意？」，CM 2、CM 3 都同意用 ACARS 的速度，CM 3 同意的基礎為：ACARS 是組員 primary 使用的數據，應該也想不到理由不同意，也不會因機長的緣故而同意，基本上是相信 ACARS 上面所有的 data。

飛機準備滑行前，ATIS 上是 25L 跑道，因風向關係組員有請 Delivery 問有沒有 14L 跑道，待換到 Ground 準備滑行時，Ground 希望組員用 25L 跑道，故組員換成 25L 跑道，在換的過程是 CM 2 打，機長開始滑行飛機，機長將 ACARS 那張交給 CM 3，請其查上面的速度，CM 3 依據 ACARS 那張上面的資料去查 RAM，CM 3 告訴機長 RAM 上面沒有 flap 10 的速度，故直接查 flap 20，並將 flap 20 起飛依照 ACARS 所算的 Thrust and Assumed Temperature、零風、頂頭風 10 哩/時兩速度用紙抄下來，並告知 CM 1、CM 2 這是 flap 20 的速度，隨後將 RAM 放回去，機長看後表示 RAM 速度比較小，故選用 ACARS 較大的速度，飛機仍持續滑行。

發現問題

飛機起飛後，一切系統、monitor 等都正常，上有許多 printer 印出來的東西，CM 3 通常之習慣是將那些東西作整理，需要的留下來，不需要的則丟掉，記得不知是第一張還是第二張即是 ACARS 要的 performance data，CM 3 看著上面的兩個重量，一個是 590000 多磅；打錯的那一個，另一個是 840000 多磅，CM 3 記不得 840000 多磅是什麼重量，應該是跑道可用之最大重量，但不確定，便伸手向前面拿 load sheet，對一下重量，當時覺得好像看到問題了，便向機長說：「看到問題」，CM 3 發現問題前並不覺得 ACARS 有問題。

ACARS 上面並沒有個別欄位之註解，記得 CBT 電腦課程好像有講到。由於 FMC 數據出不來，故翻 RAM 是想作一比對，確定起飛數據是 ok 的，完全沒概念可能推力都不對，就直接看了 ACARS 所算 take off 2 推力的 Assume Temperature 55 還是 58，再到 RAM 上面找，減推力溫度的最大起飛重是 600000 磅多，然後將速度抄下來給機長。當時 FMC 出現虛線，第一反應是去翻 FCOM 看是否有此情況，當時翻到那頁是沒有講為什麼出不來，便將其放回去，印象當中沒有看到 display dash line 這三個狀況，事故後第二天到公司辦公司翻則有這三條，第二條便是當時的狀況，所以我覺得應是當時在飛機上看錯了，後來 CM 2 告訴 CM 3 他也有翻但也沒看到，可能兩人都 miss 掉了這一段，若當時有看到這一條可能會發覺有東西輸錯了，若是沒有則會認為 FMC 壞掉了。公司規定飛行以 ACARS 為 primary，其次是 RAM，數據會與 FMC 上的作比對，但通常速度的差別不會超過 1 至 2 哩，若差別太大則會作檢查，若 ACARS 要不到起飛推力，則用 RAM 選擇；看重量。

AOM 上面有說輸入 ACARS 時要 verify，但其方式並未規定，每個人可能不一樣，CM 3 主要是以目視方式來檢查。CM 3 表示，FMC 在 key in 時若 key 錯會馬上發現，第一是它不吃，而且組員間也有 cross check 之機制，這些都會發現 key 錯，再者在地面上

preparation 按錯機率非常少，若輸入較重要的如 zero fuel weight，操作上是機長唸，F/O 打入 scratch pad，另外 scratch pad 上還要再唸一次，之後才輸入進去；這是 CM 3 對 AOM 上之解讀，所以較不會錯，此外可能打錯的有：航路風也可能打錯，flap 也可能會打錯，CM 3 作法是機長 order 多少 flap，其會再看 FMC 的設定一下，以免出錯，速度是依照 ACARS 或 FMC 比對下所以較少出錯，至於 cruise 速度也很少打錯。此次 CG, zero fuel weight 及 FMC 輸入都有照上面一個說一個打的方式作，FMC 的作法是公司規定的所以線上人員都是這樣做的，但 ACARS 則不同，此班貨機因不需上下貨，故重量是固定的，所以組員上機後，得到 ATIS 即直接打 ACARS，與客機不同，照程序當時 CM 3 在執行機外 360 度檢查，輸入 FMC 的則應是 CM 2。

CM 3 表示，在機上若需要翻手冊，屬重要的資料是一定會查到，若只是參考資料或對飛航影響不大的，受時間影響的情況下不一定會查的完，若是駕駛艙資料電子化，CM 3 表示很方便，但並非每位組員都適用。地面上若有可供飛航組員諮詢的 team 當然好，但在使用 ACARS 溝通上有時未盡詳細，或兩方接收訊息不一，造成誤解，另外是打衛星電話，但成本太高。

Tail Strike 可能性評估

事故當日航機起飛穩定後，組員討論了機輪二次觸地，我們都認為是機輪觸地，也互相 confirm 過，也考慮會不會有打到跑道尾的燈光或裝備，跟 ANC 確認跑道沒有任何損傷的痕跡、也沒有遺留物後決定繼續返回台北。組員討論後決定 close monitor cabin pressure and use lower Flight Level，且對繼續回台北沒有異議。我們不覺得是 tail strike，但如果有已知 tail strike 的現象需要回航的話是會擔心判斷的正確性。

建議

若手冊中明確規定 verify 方式，如一個打一個唸，則較不會出錯，另外 FMC 若出現 dash line，可以有 message 使駕駛員較易辨別錯誤，而不會誤以為 FMC 壞了。

附件清單

- 1 B-18723 國籍登記證書影本
- 2 B-18723 適航證書影本
- 3 CM1 個人訓練及考驗紀錄影本
- 4 CM2 個人訓練及考驗紀錄影本
- 5 CM3 個人訓練及考驗紀錄影本
- 6 CM1 飛航時間紀錄單影本
- 7 CM2 飛航時間紀錄單影本
- 8 CM3 飛航時間紀錄單影本
- 9 最近 3 個月該機駕駛員之個人飛航任務派遣情況表
- 10 事故航班之飛航文件影本
- 11 CM1 訪談紀錄
- 12 CM2 訪談紀錄
- 13 CM3 訪談紀錄
- 14 中華航空公司 FLIGHT OPERATIONS MANUAL (FOM)
- 15 BOEING 747-400F Airplane Flight Manual (AFM)
- 16 BOEING 747-400F Airplane Flight Manual, Volume 2
- 17 BOEING 747-400 Flight Crew Training Manual
- 18 BOEING 747-400 Flight Crew Operations Manual (FCOM)
- 19 BOEING 747-400 Flight Crew Operations Manual, Volume 2
- 20 BOEING 747-400F Quick Reference Handbook (QRH)
- 21 中華航空公司 B747-400 QUICK REFERENCE HANDBOOK
- 22 中華航空公司 747-400 飛機操作手冊
- 23 中華航空公司 INSTRUCTOR MANUAL
- 24 中華航空公司 FLIGHT CREW TRAINING PROGRAM
- 25 中華航空公司 B747-400F 跑道分析手冊
- 26 中華航空公司 B747-400 AOC-5 USER GUIDE
- 27 中華航空公司 B747-400 最低裝備需求手冊 (MEL/CDL)
- 28 中華航空公司 OP-37 組員派遣部簽派組簽派作業準則
附註：上列文件之有效版期及資料時間皆以事故發生時為準
- 29 中華航空公司有關駕駛員飛行疲勞教育之教材
- 30 中華航空提供給駕駛員之 Tail Strike 相關飛安資訊列表
- 31 BOEING 747-400 FANS, Flight Management System, Pilot's Guide
- 32 飛航組員駕駛艙準備作業模擬紀錄