



國家運輸安全調查委員會

重大運輸事故

事實資料報告

中華民國 109 年 6 月 14 日

中華航空公司 CI202 班機

AIRBUS A330-302 型機

國籍標誌及登記號碼 B-18302

於松山機場落地時三套主飛控電腦失效

報告編號：TTSB-AFR-20-12-001

報告日期：民國 109 年 12 月

本頁空白

依據中華民國運輸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運輸安全之用。

中華民國運輸事故調查法第 5 條：

運安會對於重大運輸事故之調查，旨在避免運輸事故之再發生，不以處分或追究責任為目的。

國際民航公約第 13 號附約第 3 章第 3.1 節規定：

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

本頁空白

目錄

目錄	v
表目錄	vii
圖目錄	viii
英文縮寫對照簡表	x
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.....	4
1.5 人員資料.....	4
1.5.1 駕駛員經歷	4
1.5.1.1 正駕駛員	5
1.5.1.2 副駕駛員	6
1.5.1.3 駕駛員事故前 72 小時活動	7
1.6 航空器資料.....	9
1.6.1 航空器與發動機基本資料	9
1.6.2 維修資訊	11
1.6.3 航空器系統故障紀錄	13
1.6.3.1 飛航後報告	13
1.6.3.2 電子飛行控制系統偵錯資料	16
1.6.4 A330 飛行控制系統功能概述	17
1.6.4.1 電子飛行控制系統概述	17
1.6.4.2 飛行控制邏輯概述	20
1.6.4.3 ECAM 訊息抑制.....	22
1.6.5 載重與平衡	23
1.7 天氣資料.....	24
1.7.1 天氣概述	24
1.7.2 地面天氣觀測	26

1.8	助、導航設施.....	30
1.9	通信.....	30
1.10	場站資料.....	30
1.10.1	空側基本資料.....	30
1.10.2	跑道抗滑檢測.....	31
1.10.3	機場設計相關規範.....	33
1.11	飛航紀錄器.....	35
1.11.1	座艙語音紀錄器.....	35
1.11.2	飛航資料紀錄器.....	35
1.12	航空器殘骸與撞擊資料.....	41
1.13	醫療與病理.....	41
1.14	火災.....	41
1.15	生還因素.....	41
1.16	測試與研究.....	41
1.16.1	電子飛行控制系統偵錯資料.....	41
1.16.2	主飛控電腦檢測.....	42
1.17	組織與管理.....	44
1.17.1	飛航組員操作手冊.....	44
1.17.2	落地性能計算.....	70
1.18	其他資料.....	71
1.18.1	訪談資料.....	71
1.18.1.1	正駕駛員訪談摘要.....	71
1.18.1.2	副駕駛員訪談摘要.....	72
1.18.2	製造廠初步分析.....	75
1.18.3	事件序.....	76
附錄 1	LLWAS 相關風向風速計之紀錄資料.....	80

表目錄

表 1.5-1 飛航組員基本資料表	5
表 1.6-1 航空器基本資料	10
表 1.6-2 發動機基本資料	11
表 1.6-3 載重及平衡相關資料表	23
表 1.10-1 事故前最近一次時速 65 公里/小時摩擦係數檢測結果	32
表 1.10-2 事故前最近一次時速 95 公里/小時摩擦係數檢測結果	32
表 1.10-3 事故後最近一次時速 65 公里/小時摩擦係數檢測結果	33
表 1.10-4 事故後最近一次時速 95 公里/小時摩擦係數檢測結果	33
表 1.18-1 事件順序表	77

圖目錄

圖 1.1-1 事故機之飛航軌跡	3
圖 1.6-1 PFR 1/2	14
圖 1.6-2 PFR 2/2	15
圖 1.6-3 EFCS1 偵錯資料	16
圖 1.6-4 EFCS2 偵錯資料	17
圖 1.6-5 電子飛行控制系統示意圖	18
圖 1.6-6 A330 飛機控制面	18
圖 1.6-7 EFCS 系統簡圖	19
圖 1.6-8 EFCS 飛行邏輯簡圖	20
圖 1.6-9 FCPC 與飛行伺服控制系統示意圖	21
圖 1.6-10 三套 FCPC 失效飛行控制面失效示意圖	22
圖 1.6-11 落地階段 ECAM 訊息抑制示意圖	23
圖 1.6-12 重心限制範圍	24
圖 1.7-1 1750 時紅外線衛星雲圖	25
圖 1.7-2 1750 時北臺灣都卜勒氣象雷達回波圖	26
圖 1.7-3 松山機場 AWOS 及 LLWAS 設置地點	29
圖 1.7-4 AWOS 風向風速	29
圖 1.7-5 AWOS 降水量	30

圖 1.10-1 臺北/松山機場圖	31
圖 1.11-1 事故航班基本參數圖（完整航班）	38
圖 1.11-2 落地階段基本參數圖（RA 200 呎以下）	38
圖 1.11-3 落地階段操作相關參數圖.....	39
圖 1.11-4 落地階段減速相關參數圖.....	39
圖 1.11-5 事故發生階段之軌跡與有關參數及 CVR 抄件套疊	40
圖 1.16-1 FCPC1 NVM 資料	43
圖 1.17-1 落地性能計算資料	70

英文縮寫對照簡表

ALAR	Approach and Landing Accident Reduction	減少進場及落地事 故
AOA	Angle of Attack	攻角
ATC	Air Traffic Control	飛航管制
ATIS	Automatic Terminal Information System,	終端資料自動廣播 服務
ATPL	Airline Transport Pilot License	民航運輸駕駛員
AWOS	Automated Weather Observation	自動氣象觀測系統
BITE	Built in Test Equipment	內建自我檢測
CFIT	Controlled Flight Into or toward Terrain	可控飛行撞地
CMC	Central Maintenance Computer	中央維修電腦
COM	Command Channel	命令通道
CVR	Cockpit Voice Recorder	座艙語音紀錄器
DD	Deferred Defect	延遲改正缺點
EBT	Evidence-Based Training	實證訓練
EFB	Electronic Flight Bag	電子飛行資料包
ECAM	Electronic Centralized Aircraft Monitor	飛機電子集中監視 系統
EFCS	Electrical Flight Control System	電子飛行控制系統
FCOM	Flight Crew Operating Manual	飛航組員操作手冊
FCPC	Flight Control Primary Computer	主飛控電腦
FCSC	Flight Control Secondary Computer	次飛控電腦
FDR	Flight Data Recorder	飛航資料紀錄器
FL	Flight Level	飛航空層
FO	First Officer	副駕駛員
ICAO	International Civil Aviation Organization	國際民航組織

ILS	Instrument Landing System	儀器降落系統
LLWAS	Low Level Wind Shear Alert System	低空風切警告系統
MAC	Mean Aerodynamic Chord	平均空氣動力弦長
MON	Monitor Channel	監視通道
NFF	No Fault Found	未發現錯誤
NOTAM	Notice To Airmen	飛航公告
NVM	Non-Volatile Memory	非揮發性記憶體
PF	Pilot Flying	操控駕駛員
PFD	Primary Flight Display	主要飛行顯示器
PFR	Post Flight Report	飛航後報告
PIC	Pilot-in-Command	機長
PM	Pilot Monitoring	監控駕駛員
PRIM	Flight Control Primary Computer	主飛控電腦
PSI	Pound per Square Inch	磅每平方英寸
RA	Radio Altimeter	無線電高度
	Spécification Assistée par	
SAO	Ordinateur (computer assisted specification)	電腦輔助規範
SEC	Flight Control Secondary Computer	次飛控電腦
TLB	Technical Log Book	維護工作紀錄簿
TLU	Travel Limit Unit	方向舵位置行程限制器
TSD	Trouble Shooting Data	偵錯資料
UTC	Coordinated Universal Time	世界標準時間

本頁空白

第 1 章 事實資料

1.1 飛航經過

民國 109 年 6 月 14 日，中華航空公司（以下簡稱華航）一架空中巴士 A330 型客機，國籍標誌及登記號碼 B-18302，執行自上海浦東國際機場（以下簡稱浦東機場）至臺北/松山機場（以下簡稱松山機場）之定期載客航班，班機號碼 CI202，機上載有正駕駛員 1 人、副駕駛員 1 人、客艙組員 9 人、乘客 87 人，共計 98 人。該機於 1746 時在台北松山機場 10 號跑道落地，於落地階段遭遇雷陣雨，滾行時發生多重系統失效，失效系統包括三套主飛控電腦（flight control primary computer, FCPC）、地面擾流板（ground spoilers）、自動煞車（autobrake）、反推力器（reversers）。飛航組員發覺自動煞車失效航機減速困難，立即使用人工方式煞車（manual brake）於 10 號跑道末端前約 30 呎將航機安全煞停，人機均安。

飛航組員於浦東機場出發前檢視相關派遣文件、天氣資料、延遲改正缺點（deferred defect, DD）/維護紀錄簿（technical log book, TLB）等維護紀錄，無任何異常紀錄。該機於 1625 時起飛，由機長擔任操控駕駛員（pilot flying, PF），副駕駛員擔任監控駕駛員（pilot monitor, PM），在下降前準備進場簡報提示過程，取得松山機場終端資料自動廣播服務（automatic terminal information system, ATIS）資訊 L，使用 10 號跑道儀器降落系統（instrument landing system, ILS），以低度自動煞車（low autobrake）計算落地性能，得知尚有 362 呎之跑道剩餘裕度。在下降和進場階段，飛行均無異常，約於落地前 6 分鐘，機長警覺到松山機場附近下雨，要求副駕駛員重新檢視最新天氣資料得知使用 10 跑道，尾風風向 280 度，風速 6 浬/小時及輕度雷陣雨。當航機在五邊進場過程，1743:21 時，氣壓高度 3,008 呎，飛航組員接獲塔台告知機場能見度降至 2,500 公尺。1743:51 時，氣壓高度約 2,480 呎，

塔台管制員頒布落地許可：「*dynasty 202 runway 10 wind 250 degrees 9 knots caution tail winds clear to land*」。大約 15 秒後，操控駕駛員提醒「那 *spoiler* 起來的時候就叫 這樣我才知道說有沒有 *touchdown* 」。1744:37 時，氣壓高度 1,832 呎，飛航組員執行落地檢查表（*landing checklist*）過程中，操控駕駛員要求監控駕駛員將自動煞車設定由低度（LO）改為中度（MED）。1745:41 時，無線電高度（*radio altimeter, RA*）996 呎，塔台管制員提醒順風 10 哩/時，6 秒後無線電高度 919 呎，PF 要求「兩刷可以再快一點沒關係」，PM 回復「最快了」。1745:58 時，無線電高度 773 呎，PM 報告目視進場燈（*approach light ahead*），操控駕駛員隨即解除自動駕駛模式繼續進場。1746:41 時，於無線電高度 136 呎時，監控駕駛員呼叫提醒機長要維持跑道中心線「*center line*」。

航機在通過無線電高度 60 呎後 7 秒鐘，於 1746:54 時主起落架觸地，落地點距離 10 跑道頭約 1,500~2,000 呎，仰角約為 4.2 度，向右滾轉角度為 1.1 度，磁航向約 94 度，地速 147 哩/時（指示空速 135.5 哩/時），最大垂直加速度為 1.28g's，部分地面擾流板開始作動。落地後 1 秒，PM 隨即呼叫「*spoilers*」，左右側主起落架空中/地面¹ 參數各有 0.75 秒及 0.5 秒之模式變化，垂直加速度為 0.88~1.00 g's。主輪落地後 3 秒，自動煞車系統出現故障訊號，落地後 4 秒，PRIM1/PRIM2/PRIM3² 同時故障且多片擾流板可使用狀況（*spoiler availability*）由 1 變成 0，隨即所有地面擾流板失效。此時監控駕駛員亦叫出「*reverse*」，同時鼻輪觸地，之後鼻輪觸地訊號有將近 7 秒鐘之「*weight on wheel*」參數上下跳動變化。

1746:59.2 時，PF 問了兩次「*autobrake* 有沒有上」（此時地速為 141 哩/時），監控駕駛員隨即回答「*autobrake* 沒上」，大約 5 秒後

¹ 飛航資料紀錄器有關主起落架之參數，當起落架伸展時為 AIR 模式，壓縮時為 GND 模式。

² 主飛控電腦（*flight control primary computer, FCPC*），或稱 PRIM，PRIM1 表第一套 PRIM，PRIM2 表第二套 PRIM，PRIM3 表第三套 PRIM。

(1747:04.6)，操控駕駛員叫出「*manual brake*」，並將煞車踏板踩到底（煞車液壓壓力值為 448 psi³，縱向加速率 longitudinal acceleration 數值約-0.1g）。1747:07 秒，監控駕駛員叫出「*reverse no green*」，約 1 秒後，PF 叫出「趕快幫我踩，幫我踩」（此時地速為 124 哩/時），從此兩人同時將人工方式煞車踩到底，但煞車液壓壓力約為 128psi~192psi，縱向加速率數值為-0.167g's。直至 1747:36 飛機完全煞停於跑道末端為止，在此期間煞車液壓壓力及縱向加速率數值有數次上下不規則波動，煞車液壓壓力值最小為 64 psi，最大為 2,560 psi，縱向加速率數值最小量為-0.05g's，最大量為-0.47g's。飛機自浦東機場至台北松山機場全程飛航軌跡如圖 1.1-1

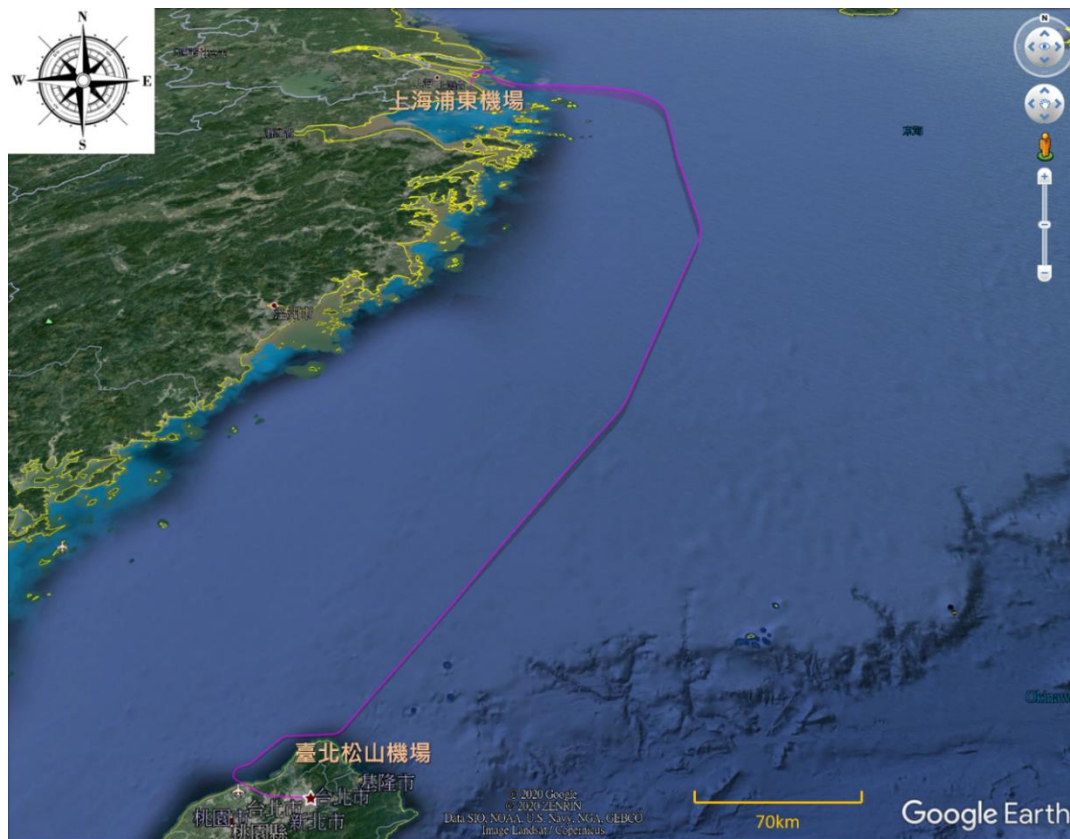


圖 1.1-1 事故機之飛航軌跡

³ 磅/每平方英寸 (pound per square inch 或 pound-force per square inch)，縮寫 psi。

1.2 人員傷害

無人員傷亡。

1.3 航空器損害情況

航空器無損害。

1.4 其他損害情況

無其他損害。

1.5 人員資料

1.5.1 駕駛員經歷

飛航組員基本資料如表 1.5-1。

表 1.5-1 飛航組員基本資料表

項 目	正 駕 駛 員	副 駕 駛 員
性 別	男	男
事 故 時 年 齡	55	42
進 入 公 司 日 期	1994/06/24	2016/10/21
航 空 人 員 類 別	ATPL	CPL
檢 定 項 目	A330-300	A330-300 FO
發 證 日 期	2015/11/17	2017/10/16
終 止 日 期	2020/11/16	2022/10/15
體 格 檢 查 種 類 終 止 日 期	甲類駕駛員 2020/10/31	甲類駕駛員 2020/10/31
總 飛 航 時 間 ⁴	16,168 小時 32 分	3,791 小時 14 分
事 故 型 機 飛 航 時 間	8,788 小時 00 分	1,711 小時 24 分
最 近 12 個 月 飛 航 時 間	508 小時 07 分	642 小時 22 分
最 近 90 日 內 飛 航 時 間	76 小時 36 分	111 小時 39 分
最 近 30 日 內 飛 航 時 間	31 小時 39 分	48 小時 16 分
最 近 7 日 內 飛 航 時 間	9 小時 58 分	11 小時 15 分
事 故 前 24 小 時 飛 航 時 間	00 小時 00 分	00 小時 00 分
任 務 前 之 休 息 期 間 ⁵	115 小時 19 分	37 小時 00 分

1.5.1.1 正駕駛員

為中華民國籍，民國 83 年 6 月進入華航，擔任華航自訓第 7 期培訓飛行員，赴美國北達科他大學（UND）飛行訓練中心接受訓練。結訓後返國接受波音 747-200 型機，後到空中巴士轉訓 A300-600R、A340、A330 等型機，於 102 年 7 月完訓並通過航路考驗檢定後開始

⁴ 本表所列之飛航時間，均包含事故航班之飛行時間，計算至事故發生當時為止。

⁵ 休息期間係指組員在地面毫無任何工作責任之時間。

於該機隊擔任正駕駛員。個人累計總飛航時間為 16,168 小時 32 分，其中 A330-300 型機飛時為 8,788 小時。

正駕駛員持有中華民國飛機民航運輸駕駛員檢定證，檢定項目欄內之註記為：「飛機，陸上，多發動機，Aeroplane, Land, Multi-Engine, 儀器飛航 Instrument Rating A-330 A-340，具有於航空器上無線電通信技能及權限 Privileges for operation of radiotelephone on board an aircraft」，限制欄內之註記為：「A-340 F/O」，特定說明事項欄內之註記為：「無線電溝通英語專業能力 (Y-M-D) English Proficient: ICAO L4 Expiry Date 2022-01-15」。

正駕駛員事故前最近一次實證訓練 (evidence-based training, EBT) 考驗於民國 108 年 4 月 4 日通過；結果為「Satisfactory (滿意)」；最近一次年度航路考驗於民國 108 年 6 月 23 日通過。檢視年度內正駕駛員個人訓練與考驗紀錄，無與本事故發生狀況有關之異常發現。

正駕駛員上次體檢日期為 109 年 4 月 8 日，於台北民航局航醫中心執行。體檢證「航空人員體格標準證明」欄內，註記為：甲類駕駛員/First class airman，「視力需戴眼鏡矯正 (Holder shall wear corrective lenses.)」體檢證終止日期為 109 年 10 月 31 日。正駕駛員於事故當日，於航務組執行酒精測試，測試結果：酒精值為零。

1.5.1.2 副駕駛員

為中華民國籍，曾為軍事飛行員，民國 105 年 10 月進入華航，副駕駛員於 106 年 9 月轉訓 A330 機，並於 106 年 11 月完成該型機副駕駛員訓練。開始擔任該型機之副駕駛員，總飛航時間約為 3,791 小時 14 分，其中 A330-300 型機飛時為 1,711 小時 24 分。

副駕駛員最近一次 EBT 於民國 108 年 9 月 9 日通過；事故前最近一次年度航路考驗時間為 108 年 12 月 23 日，訓練結果為

「Satisfactory (滿意)」，檢視副駕駛員個人訓練與考核紀錄，無與本事故有關之異常發現。

副駕駛員持有中華民國飛機商用駕駛員檢定證，檢定項目欄內之註記為：「飛機，陸上，多發動機，Aeroplane, Land, Multi-Engine, 儀器飛航 Instrument Aeroplane A-330 具有於航空器上無線電通信技能及權限 Privileges for operation of radiotelephone on board an aircraft」，限制欄內之註記為：「A-330 F/O」，特定說明事項欄內註記為：「無線電溝通英語專業能力(Y-M-D)English Proficient; ICAO L5 Expiry Date 2023-09-12」。

副駕駛員上次體檢日期為 109 年 4 月 1 日，於台北民航局航醫中心執行。體檢證「航空人員體格標準證明」欄內，註記為：甲類駕駛員/First class airman，體檢證終止日期為 109 年 10 月 31 日。副駕駛於事故當日，於航務組執行酒精測試，測試結果：酒精值為零。

1.5.1.3 駕駛員事故前 72 小時活動

依據事故機正、副駕駛員提供有關事故前 72 小時活動資料，正、副駕駛員分別於事故前當日上午報到開始執勤飛航任務，組員居家相關活動如下：

正駕駛員：

6/10~6/13 為年休假

6 月 11 日： 台北時間 0700 清醒(睡眠品質佳) 0730~0830
台東飯店吃早餐，0900~1700 家庭活動，
1800~2000 台東吃晚餐，2300 就寢(飯店大床)，約十分鐘後睡著。

6月12日： 台北時間 0700 清醒(睡眠品質佳) 0730~0830
台東吃早餐，0900~1730 家庭活動，1730~1930
花蓮吃晚餐，2300 就寢(飯店大床)，約十分
鐘後睡著。

6月13日： 台北時間 0700 清醒(睡眠品質佳) 0730~0830
花蓮吃早餐，0900 回台北，1500 左右回到家，
1800~1900 自宅吃晚餐，2300 就寢(自宅大
床)，約十分鐘後睡著。

6月14日： 台北時間 0800 清醒(睡眠品質佳) 0830~0930
自宅吃早餐，1100 至華航松訓區報到，執行
CI-201/CI202 任務

副駕駛員：

6月11日： 台北時間 0630 清醒，前晚於 2300 自宅床上就
寢，約 15 分鐘後入眠，睡品質良好無外在因素
干擾。台北時間 0730 開車送小孩上學 0745 返
家。台北時間 1200 外出購買午餐後，1230 返家。
1800 補習班接小孩後，1815 返家。2230 自宅床
上就寢，10-15 分鐘後入眠，睡品質良好，無外
在干擾因素。

6月12日： 台北時間 0400 開始待命任務。0620 清醒，0730
分開車送小孩上學，0745 返家。900-1000 於自
家健身房跑步。1200 外出購買午餐，1230 返家。
1730 至學校接小孩，1745 返家，1900 至安親班
接另一小孩回家，1915 後返家。2300 自宅床上

就寢，約 10-15 分鐘後入眠，睡品質良好，無外在干擾因素。

6 月 13 日：台北時間 0730 清醒，1600-1700 於自家健身房跑步。1900 出外購買晚餐，1930 返家。2300 自宅床上就寢，約 10-15 分鐘後入眠，睡品質良好，無外在干擾因素。

1.6 航空器資料

1.6.1 航空器與發動機基本資料

事故航空器基本資料統計至民國 109 年 6 月 14 日，如表 1.6-1。

表 1.6-1 航空器基本資料

航空器基本資料表（統計至民國 109 年 6 月 14 日）	
國籍	中華民國
航空器登記號碼	B-18302
機型	A330-302
製造廠商	AIRBUS S.A.S.
出廠序號	0607
出廠日期	JUL 08, 2004
接收日期	JUL 09, 2004
所有人	Altitude Aircraft CAL I Limited
使用人	中華航空公司
國籍登記證書編號	93-938
適航證書編號	109-04-068
適航證書生效日	APR 16, 2020
適航證書有效期限	APR 15, 2021
航空器總使用時數	44,909.35
航空器總落地次數	20,625
上次定檢種類	C11
上次定檢日期	MAR 17, 2020
上次定檢後使用時數	161.2
上次定檢後落地次數	89
最大起飛重量	230,000 公斤 / 507,058 磅
最大著陸重量	185,000 公斤 / 407,851 磅

事故航機裝有 2 具奇異公司（General Electric Company, GE）之 CF6-80E1A4 型發動機，資料統計至民國 109 年 6 月 14 日，詳表 1.6-2。

表 1.6-2 發動機基本資料

發動機基本資料表 (統計至民國 109 年 6 月 14 日)		
製 造 廠 商	General Electric Company	
編 號 / 位 置	No. 1 / 左側	No. 2 / 右側
型 別	CF6-80E1A4	CF6-80E1A4
序 號	811257	811593
製 造 日 期	FEB 25, 2004	NOV 09, 2011
上次維修廠檢修後使用時數	2,698.77	1,012.53
上次維修廠檢修後使用週期數	1,168	447
總 使 用 時 數	43,900.6	29,500.27
總 使 用 週 期 數	16,168	8,747

1.6.2 維修資訊

查閱該機事故前一次之飛行前檢查、過境檢查及每日檢查紀錄，均無異常登錄；依據該機航機適航指令列表及管制執行紀錄，無與本次事故相關或未執行之適航指令。

事故發生後，該機飛航維護紀錄簿有關 FCPC 之故障情形及維修作為，內容摘要如下：

- *REPORT: AUTO BRK INOP AFT LDG TOUCH DOWN.*
ACTION: 1. IAW TSM 32-42-00-810-821-A, R64, AMM 32-46-00, R64, PFM BSCU BITE TEST OK. 2. GND CK NO PFR FAULT.
- *REPORT: THR REV FAULT (INOP) AFT LDG TOUCH DOWN.*
ACTION: 1. PFR FAULT CODE: 279334. 2. IAW TSM 27-90-00-810-836A, R64, & AMM 27-93-34, R64, RPLD FCPC1. 3. IAW AMM 27-93-00, R64, FCPC OPS TEST NML & PFM AMM 22-97-00, R64, LAND CAT III CAPABILITY TEST OK.

- *REPORT: F/CTL PRIM 1 FAULT AFT LANDING*

ACTION: 1. CK PFR FAULT CODE: 279334. 2. IAW TSM 27-90-00-810-836-A, R64, &AMM 27-93-34, R64, RPLD FCPC 1. 3. PER AMM 27-93-00, R64, OPS TEST OF FCPC NML & AMM 22-97-00, R64, PFM LAND CAT III CAPABILITY TEST OK.
- *REPORT: F/CTL PRIM 2 FAULT AFT LANDING*

ACTION: 1. PFR FAULT CODE: 279334. 2. IAW TSM 27-90-00-810-836-A, R64, &AMM 27-93-34, R64, RPLD FCPC 1. 3. IAW AMM 27-93-00, R64, FCPC OPS TEST NML & PFM AMM 22-97-00, R64, LAND CAT III CAPABILITY TEST OK.
- *REPORT: F/CTL PRIM 3 FAULT AFT LANDING*

ACTION: 1. PFR FAULT CODE: 279334. 2. IAW TSM 27-90-00-810-836-A, R64, &AMM 27-93-34, R64, RPLD FCPC 1. 3. IAW AMM 27-93-00, R64, FCPC OPS TEST OK & PFM AMM 22-97-00, R64, LAND CAT III CAPABILITY TEST OK.
- *REPORT: F/CTL DIRECT LAW (PROT LOST) AFT L/D.*

ACTION: 1. PFR FAULT CODE: 279334. 2. IAW TSM 27-90-00-810-836-A, R64, &AMM 27-93-34, R64, RPLD FCPC 1. 3. IAW AMM 27-93-00, R64, FCPC OPS TEST NML & PFM AMM 22-97-00, R64, LAND CAT III CAPABILITY TEST OK.
- *REPORT: GND CK FOUND RH SIDE N.L.G. NOSE TIRE WORN OUT.*

ACTION: 1. IAW AMM 32-41-12, R64, GND RPLD NLG RH SIDE NOSE TIRE. 2. GND SVC TIRE PRESSURE TO 170 PSI AND NO AIR SEEPING FOUND. IND NML PER AMM 12-14-

32, R64, TPIS TEST OK PER AMM 32-49-00, R64.

- *REPORT: NUMBER 3 MAIN WHEEL & TIRE ASSY WORN OUT.*

ACTION: 1. IAW AMM 32-41-11, REV 64, PFM THE MAIN WHEEL & TIRE ASSY RPLD AND CONDITION CHK NML. 2. IAW AMM 12-14-32, R64, DO THE MAIN WHEEL & TIRE PRESSURE SVC TO 215 PSI AND LEAK TEST NML. 3. IAW AMM 32-49-00, R64, TPIS BITE TEST OK AND BRAKE FAN OPS TEST OK PER AMM 32-48-00, R64.

1.6.3 航空器系統故障紀錄

1.6.3.1 飛航後報告

航機中央維修電腦（central maintenance computer, CMC）印出之飛航後報告（post flight report, PFR），如圖 1.6-1，1.6-2 所示，依報告時間發生順序紀錄如下：

UTC 0946 : NOT DISPLAYED

F/CTL PRIM 1 FAULT

UTC 0946 : NOT DISPLAYED

F/CTL PRIM 2 FAULT

UTC 0946 : NOT DISPLAYED

F/CTL PRIM 3 FAULT

UTC 0947 : F/CTL DIRECT LAW

UTC 0947 : NOT DISPLAYED

ENG 1 REVERSE FAULT

UTC 0947 : FLAG ON CAPT PFD

USE MAN PITCH TRIM

UTC 0947 : FLAG ON F/O PFD

USE MAN PITCH TRIM (

UTC 0947 : NOT DISPLAYED

ENG 2 REVERSE FAULT

11 COCKPIT EFFECTS	UTC FLIGHT PHASE	04 FAULTS
ATA 3600 MAINTENANCE STATUS BMC 1	0813 Engine Start 02	ATA 362216 Class 2 Hard R WING LOOP B INOP Source #BMC1
ATA 2373 MAINTENANCE STATUS CIDS 1	0813 Engine Start 02	ATA 233234 Class 1 Hard PRAM (1BRX)/ DIR2 (1Q2RH) Source CIDS2 Identifiers CIDS1
ATA 2790 Not Displayed F/CTL PRIM 1 FAULT	0946 Rollout 08	
ATA 2790 Not Displayed F/CTL PRIM 3 FAULT	0946 Rollout 08	
ATA 2790 Not Displayed F/CTL PRIM 2 FAULT	0946 Rollout 08	
ATA 2791 F/CTL DIRECT LAW	0947 Rollout 08	ATA 279334 Class 1 Hard FCPC1 (ECC) Source EFCS1 Identifiers EFC52 ECU1A EFCU2A ECU1B EFCU2B 09SCU-C2
ATA 7830 Not Displayed ENG 1 REV FAULT	0947 Rollout 08	ATA 783100 Class 1 Hard LEFT TR POSITION Source ECU1A Identifiers ECU2A ECU1B ECU2B

CONTINUED

UTC 0946 :
PRIM 1
PRIM 2
PRIM 3

UTC 0947 :
Direct Law

UTC 0947
ENG 1 REV FAULT

圖 1.6-1 PFR 1/2

A/C IDENT		MAINTENANCE		CMCI PRINTING	
B-18302		POST FLIGHT REPORT		PAGE 02/02	
DATE JUN14		LEC 00		DATE JUN14	
FLT NBR CAL202				UTC 1617	
FROM/TO ZSPD/RCSS					
START/END 0812/0949					
II COCKPIT EFFECTS	UTC FLIGHT PHASE	04 FAULTS			
ATA 2744	0947	UTC 0947 : FLAG ON CAPT PFD USE MAN PITCH TRIM			
FLAG ON CAPT PFD USE MAN PITCH TRIM	Rollout 08				
ATA 2744	0947	UTC 0947 : FLAG ON F/O PFD USE MAN PITCH TRIM			
FLAG ON F/O PFD USE MAN PITCH TRIM	Rollout 08				
ATA 7830	0947	UTC 0947 : ENG 2 REV FAULT			
Not Displayed ENG 2 REV FAULT	Taxi in 09				
ATA 3081	0948				
MAINTENANCE STATUS ICE 02	Taxi in 09				

圖 1.6-2 PFR 2/2

1.6.3.2 電子飛行控制系統偵錯資料

事故後電子飛行控制系統 (EFCS) 之偵錯資料 (trouble shooting data, TSD)，如圖 1.6-3 及圖 1.6-4。1 號電子飛行控制系統 (EFCS1) 與 2 號電子飛行控制系統 (EFCS2) 偵錯資料均顯示 FCPC1, FCPC2 及 FCPC3 相同之錯誤訊息，相關訊息解釋請參見 1.16.1：

A/C IDENT B-18302			MAINTENANCE SYSTEM REPORT TEST			CMC1 PRINTING		
DATE JUN14			TROUBLE SHOOTING DATA			PAGE 01/01		
FLY NBR CAL202						DATE JUN14		
FROM/TO ZSPD/RCSS						UTC 1350		
START/END 0812/0949								
			1/4			2/4		
DATE	UTC	ATA CLASS	DATE	UTC	ATA CLASS	DATE	UTC	ATA CLASS
JUN14	0946	279334 1	JUN14	0946	279334 1			
FCPC3	(2CE3)		FCPC2	(2CE2)				
1-08	9183	CC1C 0CCA 6F84	1-08	9183	CC1C 0CCA 6F84			
F200	000F 0400	483 1912	F200	000F 0400	1595 7080			
F200	0000 0400	90A 0000	F200	0000 0400	14EC 0000			
0707	0002 0002	0000 0000	0707	0002 0002	0000 0000			
			3/4			4/4		
DATE	UTC	ATA CLASS	DATE	UTC	ATA CLASS			
JUN14	0946	279334 1	MAY25	0930	279951 2			
FCPC1	(2CE1)		BCM(42CS)/FCDC1(1CE1)					
1-08	9183	CC1C 0CCA 6F84	1-06	1100	0000 0000 0005			
F200	000F 0400	1556 6366	0000	0000 0000 0000 6366				
F200	0000 0400	1566 0000	0000	1000 0000 0000 7080				
0505	0002 0002	0000 0000	0000	1912 2003 0467 0613				

圖 1.6-3 EFCS1 偵錯資料

A/C IDENT B-18302 DATE JUN14 FLT NBR CAL202 FROM/TO ZSPD/RCSS START/END 0812/0949	MAINTENANCE SYSTEM REPORT/TEST EFCSS2 TROUBLE SHOOTING DATA	CNC1 PRINTING PAGE 01/01 DATE JUN14 UTC 1352
---	--	---

1/3		
DATE	UTC	ATA CLASS
JUN14 0946	279334	1
FCPC3	(2CE3)	
1-08 9183 CC1C	0CCA 6F84	
F200 000F 0400	1483 1912	
F200 0000 0400	190A 0000	
0707 0002 0002	0000 0000	

2/3		
DATE	UTC	ATA CLASS
JUN14 0946	279334	1
FCPC2	(2CE2)	
1-08 9183 CC1C	0CCA 6F84	
F200 000F 0400	1595 7080	
F200 0000 0400	14EC 0000	
0707 0002 0002	0000 0000	

3/3		
DATE	UTC	ATA CLASS
JUN14 0946	279334	1
FCPC1	(2CE1)	
1-08 9183 CC1C	0CCA 6F84	
F200 000F 0400	1556 6366	
F200 0000 0400	1566 0000	
0505 0002 0002	0000 0000	

圖 1.6-4 EFCS2 偵錯資料

1.6.4 A330 飛行控制系統功能概述

1.6.4.1 電子飛行控制系統概述

本機型電子飛行控制系統 (electrical flight control system, EFCS) 屬於「電傳飛操系統」(flight-by-wire)，如圖 1.6-5。飛行員在駕駛艙之操控與飛行控制面 (圖 1.6-6) 之間沒有直接的機械聯結，而是經由飛控電腦 (flight control computer) 通過電子信號將飛行控制面的操控指令發送到與控制面連接的液壓致動器。有關操控指令之調整，係透

過飛控電腦計算各飛行控制面之回授信號為之。

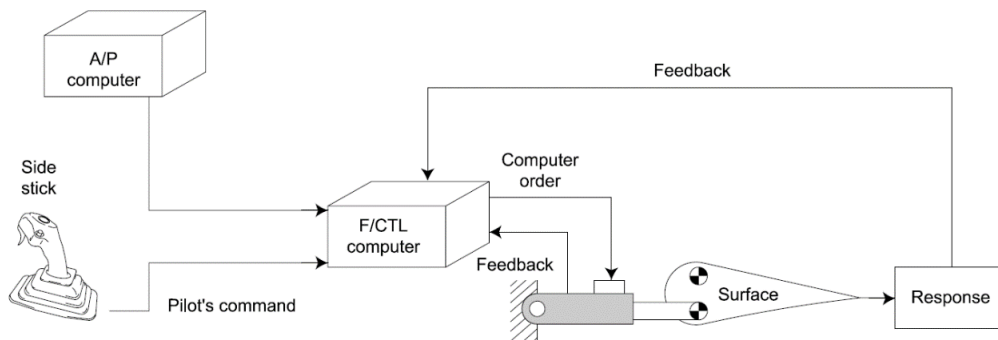


圖 1.6-5 電子飛行控制系統示意圖

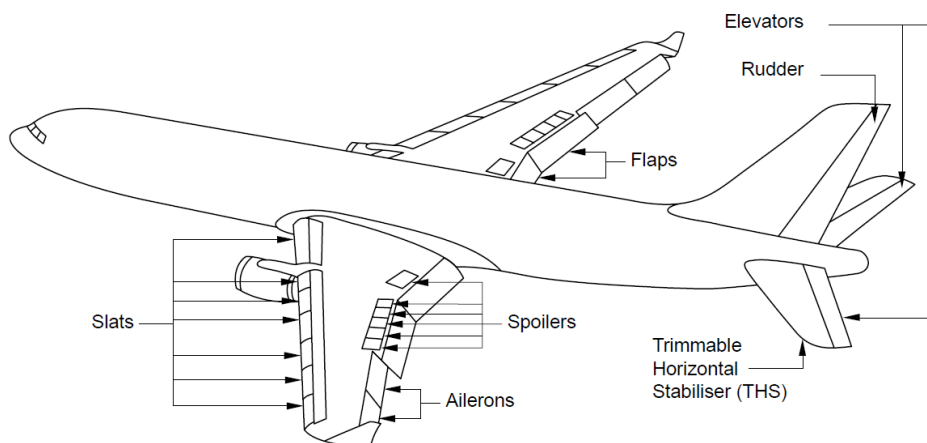


圖 1.6-6 A330 飛機控制面

EFCS 系統中，飛行控制由 5 具飛控電腦管理，如圖 1.6-7 所示，其中包含 3 套 FCPC(或稱 PRIM)，及 2 套飛控輔助電腦(flight control secondary computer, FCSC, 或稱 SEC)。

3 套 PRIM 電腦主要功能包含：

- 常態邏輯 (normal law)、替代邏輯 (alternate law) 及直接邏輯 (direct law)

- 減速板 (speed brake) 和地面擾流板 (ground spoiler)
- 保護與計算
- 方向舵行程限制

2 套 SEC 電腦主要功能包含：

- 直接邏輯包含偏航阻尼 (yaw damper)
- 方向舵配平 (trim) 與行程限制

在正常操作中，主控 FCPC 檢查其飛行控制指令與收到的飛行控制面回授進行比較以確認執行結果，依此 FCPC 可檢測本身故障以便轉移控制權到下一個 FCPC。

兩套 FCSC 僅能處理直接邏輯，如果三套 FCPC 全部故障，任一 SEC 均可接替成為主控電腦。

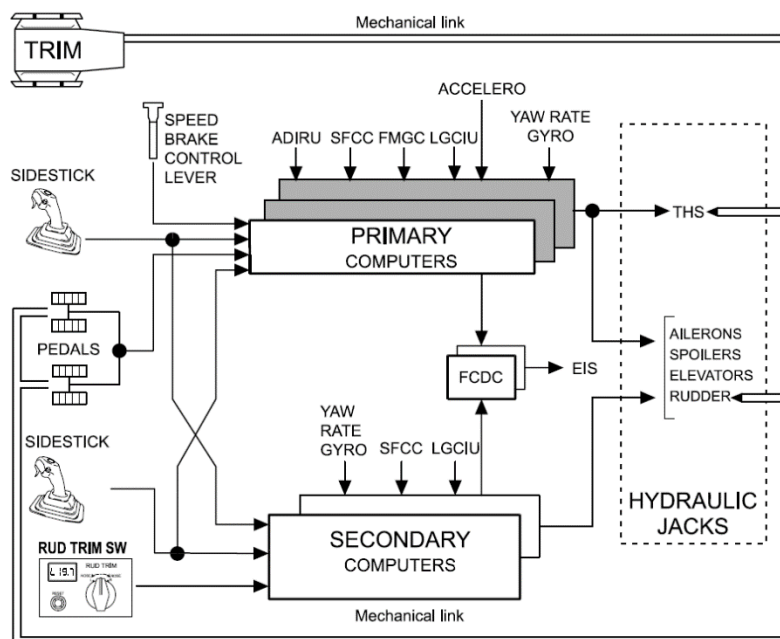


圖 1.6-7 EFCS 系統簡圖

1.6.4.2 飛行控制邏輯概述

EFCS 根據「飛行控制邏輯」(flight control law) 計算控制命令，並根據所使用的不同邏輯提供不同的功能。分為三個級別，每個級別提供不同程度的保護功能，如下說明，詳圖 1.6-8 所示：

常態邏輯 (normal law)： EFCS 偵測出在飛機接近某些飛行參數的限制時，命令控制面移動以防止飛機超過這些限制，亦即它能防止飛機超過系統定義的安全飛行範圍；包含高攻角 (angle of attack, AOA) 保護，負載係數限制，俯仰姿態保護，傾斜姿態保護和高速保護。

替代邏輯 (alternate law)： 如果飛行控制系統或相關系統中存在某些類型的故障或故障的組合，則 EFCS 會自動更改為替代邏輯。在此情況下，EFCS 將不再對高 AOA 提供保護，而其他保護則使用替代邏輯提供保護。

直接邏輯 (direct law)： 除了導致替代邏輯外還有更多相關或備份系統出現故障時，將導致 EFCS 轉換至直接邏輯。此時 EFCS 將不再提供安全飛行範圍保護，且飛行控制面將依飛行員之操控桿及方向舵踏板的移動比例做出反應。

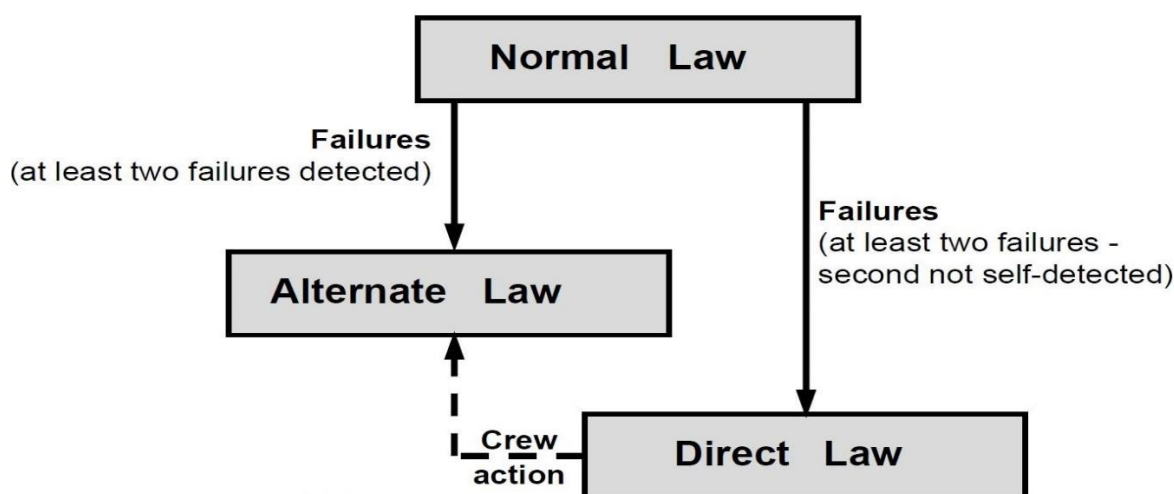


圖 1.6-8 EFCS 飛行邏輯簡圖

FCPC 依所使用之常態邏輯、替代邏輯或直接邏輯情況輸出主飛行控制面所需的命令。每個 FCPC 由兩個實體上獨立的通道組成：一個命令通道（command channel, COM）和一個監視通道（monitor channel, MON）。這兩個通道分別由其他系統獲得獨立的資料輸入。

如圖 1.6-9 所示，每個 FCPC 最多可以控制八個伺服迴路，同時；每個 PRIM 在常態邏輯下都可以提供對飛機的完整控制。若主飛控電腦（PRIM 1）檢測發覺本身故障時，便將轉移控制權到下一套飛控電腦（PRIM 2）。若 PRIM 2 檢測發覺本身故障時，便將轉移控制權到第三套飛控電腦（PRIM 3）。

ATA27 – Flight Controls architecture

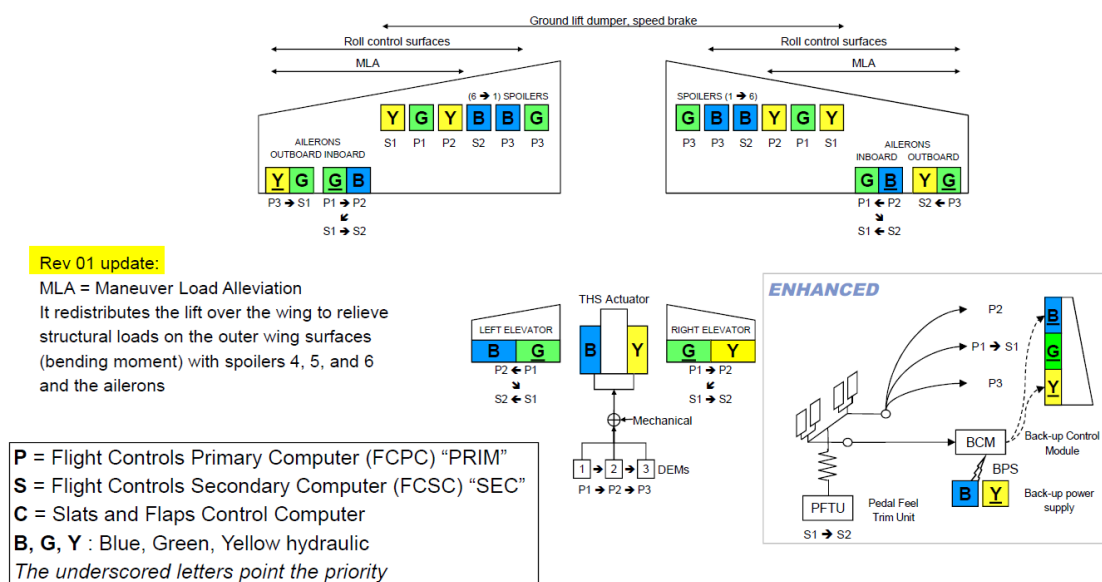


圖 1.6-9 FCPC 與飛行伺服控制系統示意圖

如圖 1.6-10 所示，當三套 PRIM 飛控電腦均失效後（P1、P2、P3），FCPC 便轉移控制權至飛行控制輔助電腦（S1、S2），同時：

- 飛行控制邏輯也轉為直接邏輯；
- 減速板（speed brake）和地面擾流板（ground spoiler）僅剩 3 號及 6 號 可協助飛機滾行（roll）操作；

- 方向舵踏板（rudder paddle）控制鼻輪轉向失效，僅剩手動轉向；
- 自動煞車系統（autobrake）失效；
- 反向推進器（thrust reverser）失效。

ATA27 – Flight Controls architecture – 3 PRIM loss consequences

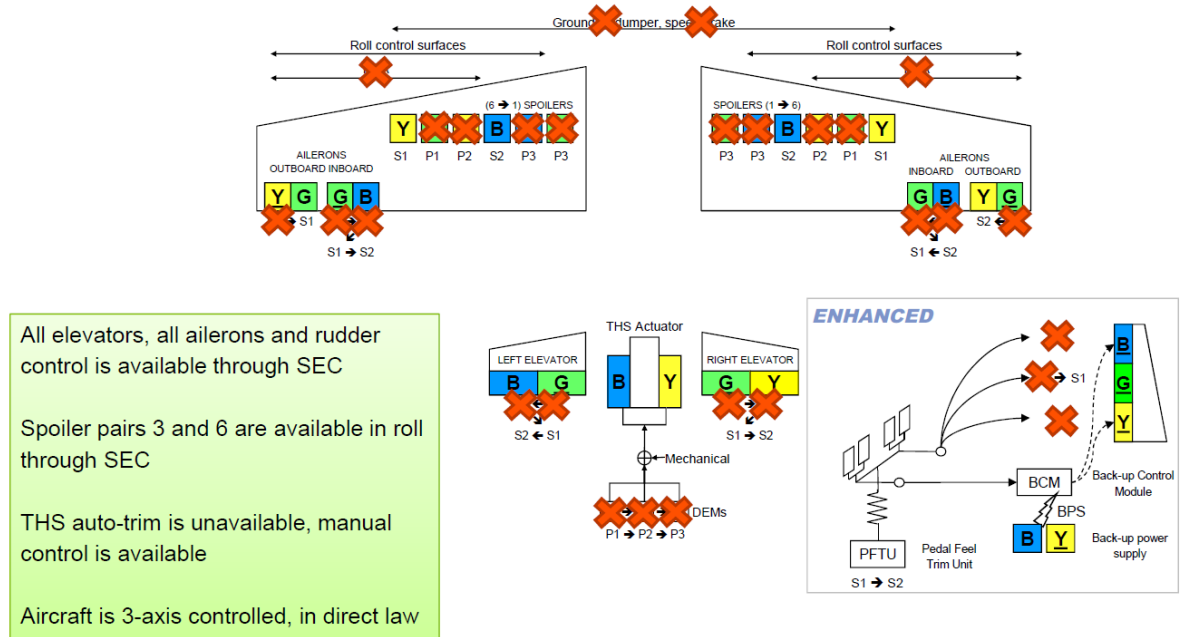


圖 1.6-10 三套 FCPC 失效飛行控制面失效示意圖

1.6.4.3 ECAM 訊息抑制

飛機電子集中監視系統（electronic centralized aircraft monitor, ECAM）為了避免飛行員在高工作負荷時（例如在起飛或落地期間）發出不必要的警告（warning）和警示（caution）顯示，造成飛行員分心，ECAM 系統設計在某些飛行階段抑制（inhibit）某些警告和注意事項顯示。在起飛或落地階段中，螢幕在 ECAM 訊息區域顯示洋紅色（magenta）：「T.O. INHIBIT」（階段 3、4、5）或「LDG INHIBIT」（飛行階段 7 和 8）警示，大部分的警告和警示的出現在起飛和落地階段都是被抑制，必須在此階段結束後相關的警告或警示才會出現。

本事件發生時，正處於飛行高度 800 呎至落地後地面速度 80 節之間「LDG INHIBIT」階段，如圖 1.6-11 所示。

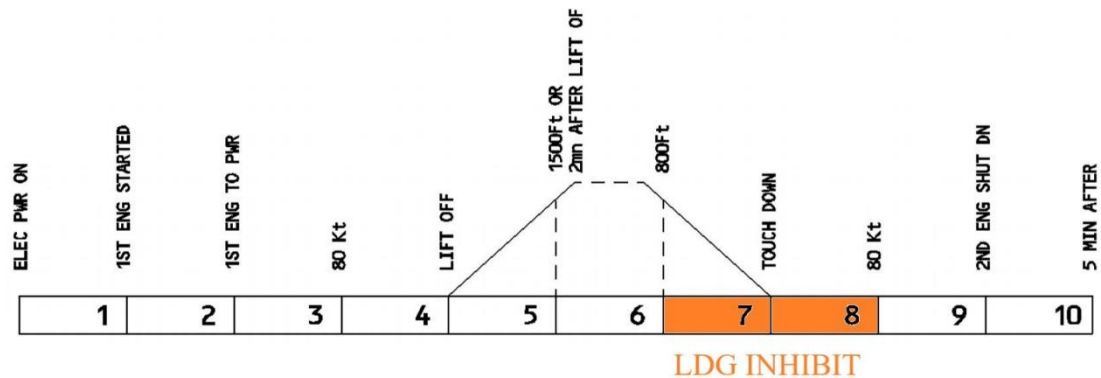


圖 1.6-11 落地階段 ECAM 訊息抑制示意圖

1.6.5 載重與平衡

依據事故機本次飛航之電子載重平衡表及飛航計畫，其載重及平衡相關資料如表 1.6-3。重心限制範圍如圖 1.6.12。

表 1.6-3 載重及平衡相關資料表

最大零油重量	381,396 磅
實際零油重量	326,254 磅
最大起飛總重	451,942 磅
實際起飛總重	358,867 磅
起飛油量	32,613 磅
航行耗油量	18,693 磅
最大落地總重	407,851 磅
實際落地總重	343,000 磅
起飛重心位置	23.4% MAC
零油重心位置	22.5% MAC
MAC : mean aerodynamic chord, 平均空氣動力弦 起飛及零油重心限制範圍依重量約為 20% 至 37%	

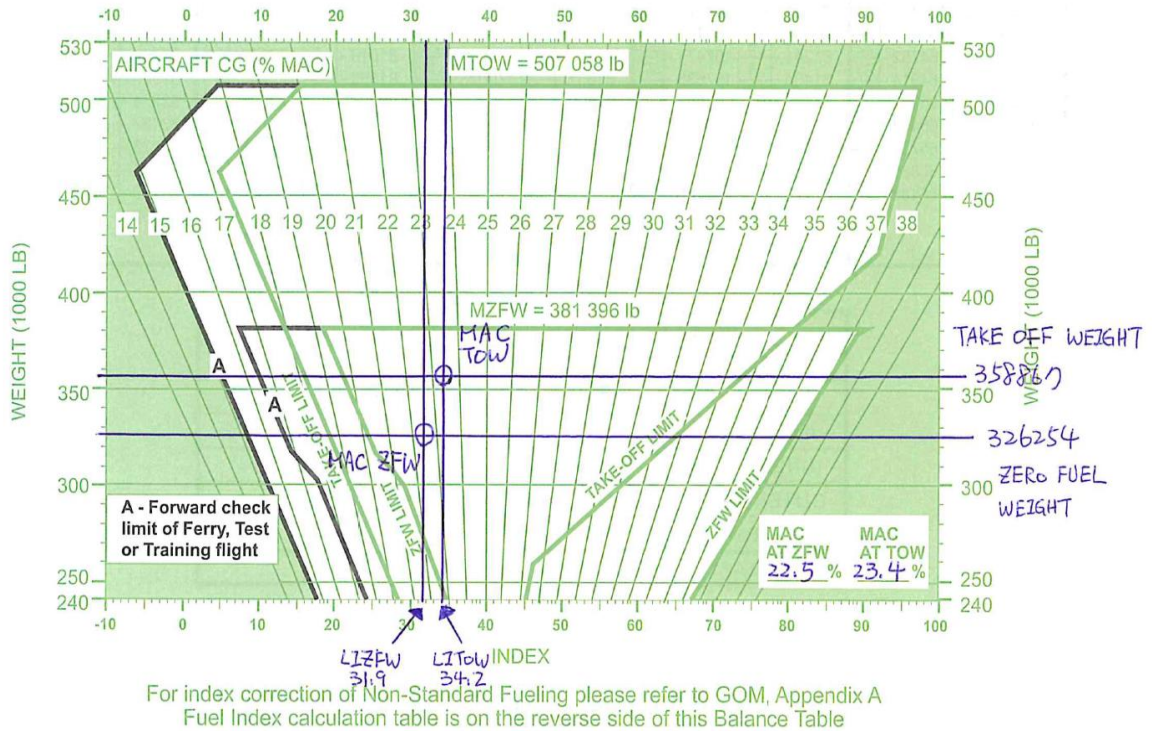


圖 1.6-12 重心限制範圍

1.7 天氣資料

1.7.1 天氣概述

事故當日 1400 時亞洲地面天氣分析圖顯示低氣壓 1004 百帕，位於海南島北方陸地，以 15 哩/時之速度向西北西移動，臺灣受高壓影響，風場盛行偏南風及海陸風，中部以北地區易有午後熱對流發展。根據 1750 時紅外線衛星雲圖（詳圖 1.7-1），及都卜勒氣象雷達回波圖（詳圖 1.7-2）顯示，對流雲系位於臺灣北部及中部，松山機場氣象雷達回波強度約 40 至 45 dBZ。

交通部民用航空局（以下簡稱民航局）臺北航空氣象中心發布事故期間有效之顯著危害天氣資訊（SIGMET）如下，松山機場位於預報範圍內：

SIGMET 2：有效時間 1700 時至 2100 時，臺北飛航情報區，隱

藏雷暴預報位於 N2530 E12230、N2530 E12100、N2330 E12000、N2330 E12130 所圍之區域，雲頂高 FL420，以 5 哩/時之速度向東北移動，強度不變。

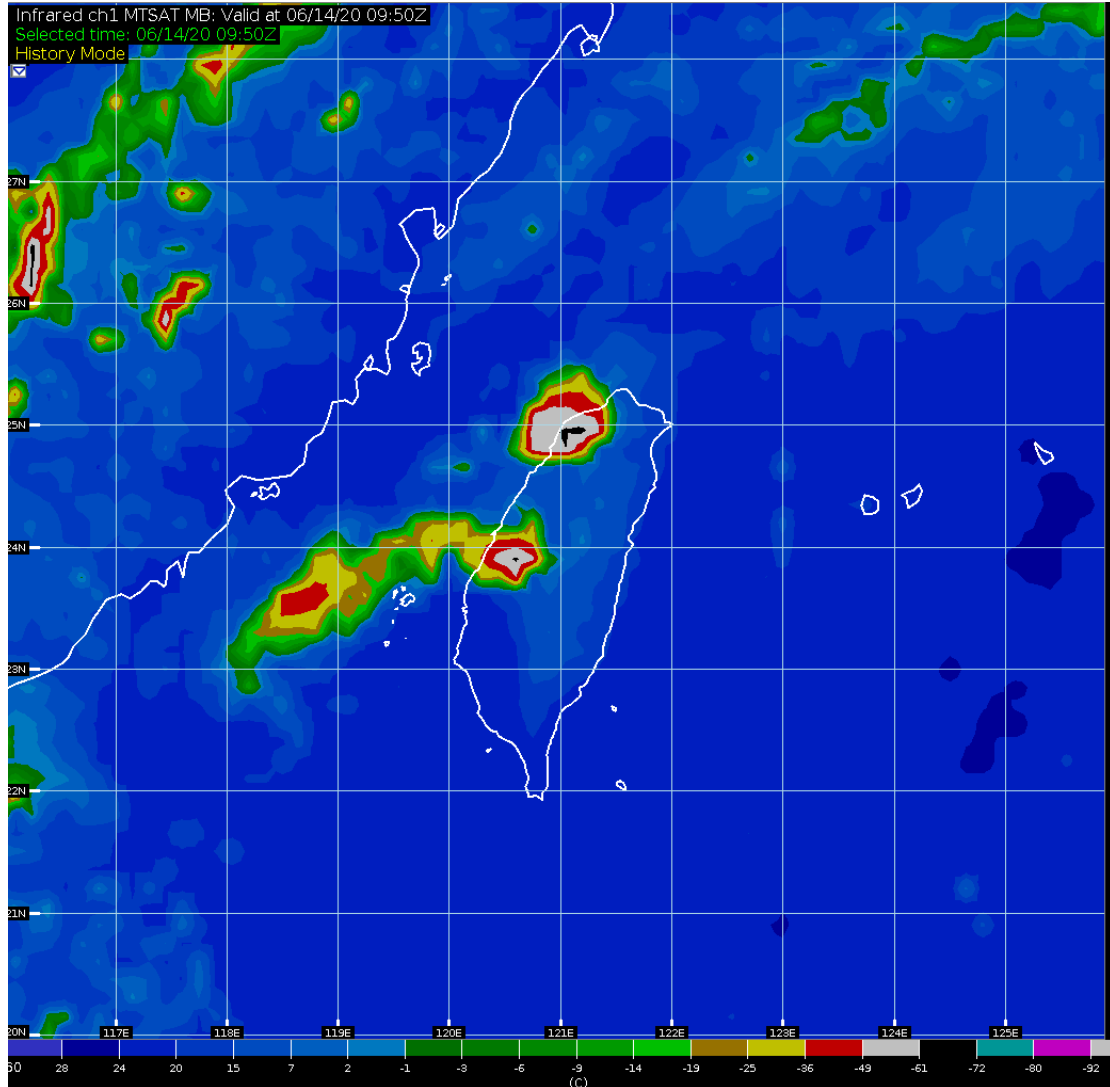


圖 1.7-1 1750 時紅外線衛星雲圖

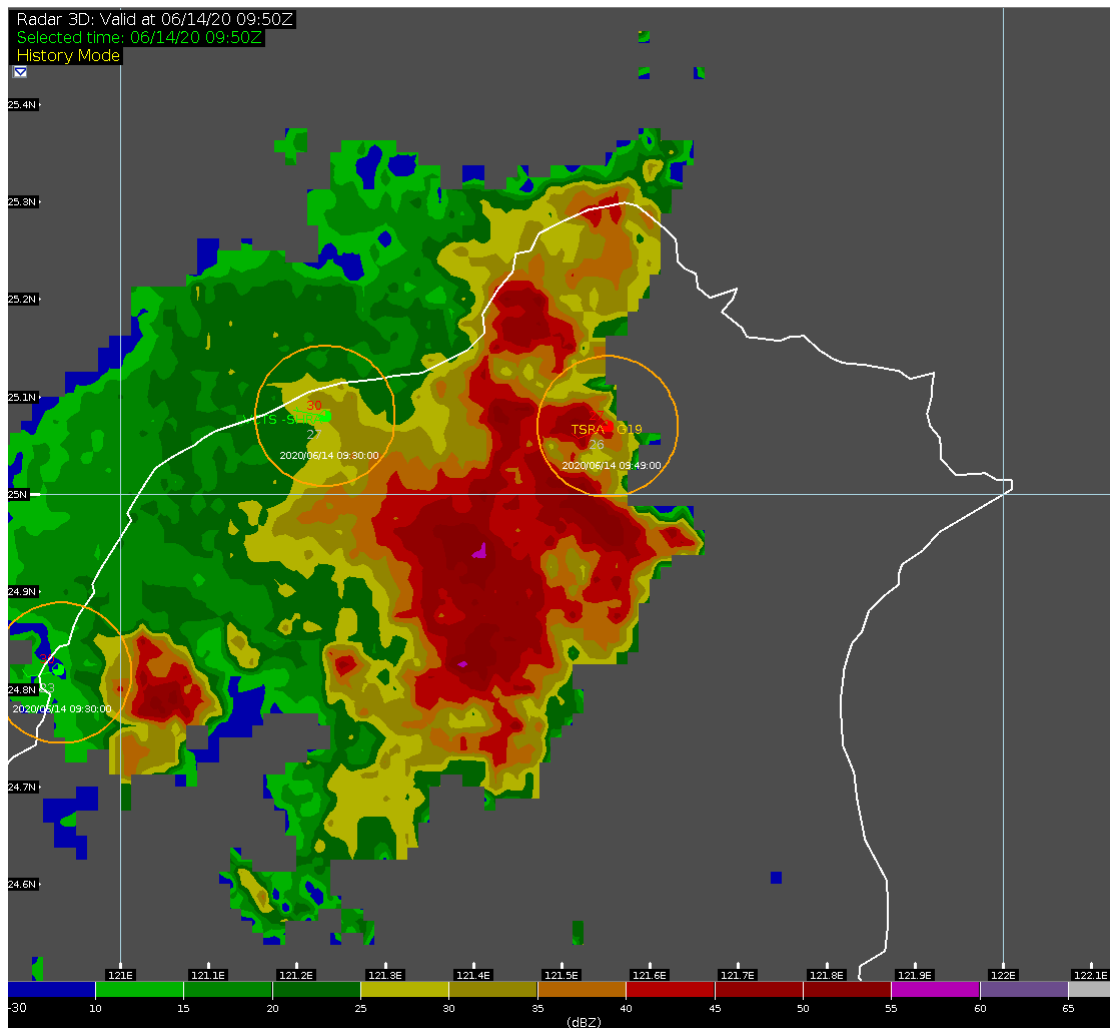


圖 1.7-2 1750 時北臺灣都卜勒氣象雷達回波圖

1.7.2 地面天氣觀測

事故當日松山機場地面天氣觀測紀錄如下：

1700 時：風向 280 度，風速 3 浬/時，風向變化範圍 260 度至 320 度；能見度 7,000 公尺；小雷雨；稀雲 1,400 呎、積雨雲稀雲 1,800 呎、裂雲 2,500 呎、裂雲 6,000 呎；溫度 29°C，露點 27°C；高度表撥定值 1011 百帕；趨勢預報—改變為能見度 3,000 公尺，雷雨；備註—雷暴位於西南方，向北移動；高度表撥定值 29.87 吋汞柱；降水量 2.2 毫米。(ATIS L)

1707 時：風向 260 度，風速 4 浬/時，風向變化範圍 230 度至 290 度；能見度 7,000 公尺；小雷雨；稀雲 1,200 呎、積雨雲稀雲 1,600 呎、裂雲 2,500 呎、裂雲 4,500 呎；溫度 29°C，露點 27°C；高度表撥定值 1011 百帕；趨勢預報—改變為能見度 3,000 公尺，雷雨；備註—雷暴當空；高度表撥定值 29.88 吋汞柱。(ATIS M)

1730 時：風向 290 度，風速 5 浬/時，風向變化範圍 260 度至 320 度；能見度 7,000 公尺；小雷雨；稀雲 800 呎、積雨雲稀雲 1,600 呎、裂雲 2,000 呎、裂雲 4,500 呎；溫度 29°C，露點 27°C；高度表撥定值 1012 百帕；趨勢預報—改變為能見度 3,000 公尺，雷雨；備註—雷暴位於南方，滯留；高度表撥定值 29.89 吋汞柱。(ATIS N)

1737 時：風向 280 度，風速 6 浬/時，風向變化範圍 250 度至 320 度；能見度 4,000 公尺；小雷雨；稀雲 800 呎、積雨雲稀雲 1,600 呎、裂雲 1,800 呎、裂雲 4,000 呎；溫度 28°C，露點 27°C；高度表撥定值 1012 百帕；趨勢預報—改變為能見度 3,000 公尺，雷雨；備註—雷暴位於南方，滯留；高度表撥定值 29.89 吋汞柱。(ATIS O)

1741 時：風向 260 度，風速 7 浬/時；能見度 2,500 公尺；小雷雨；稀雲 800 呎、積雨雲稀雲 1,400 呎、裂雲 1,600 呎、裂雲 4,000 呎；溫度 28°C，露點 27°C；高度表撥定值 1012 百帕；趨勢預報—改變為能見度 1,500 公尺，雷雨；備註—雷暴位於南方，滯留；高度表撥定值 29.89 吋汞柱。(ATIS P)

1745 時：風向 260 度，風速 8 浬/時，風向變化範圍 220 度至 280 度；能見度 1,200 公尺；10 跑道之跑道視程 1,800 公尺，趨勢向下；小雷雨；稀雲 600 呎、積雨雲稀雲 1,200 呎、裂雲 1,400 呎、裂雲 3,000 呎；溫度 28°C，露點 27°C；高度表撥定值 1012 百帕；趨勢預報—改變為能見度 3,000 公尺；備註—雷暴位於南方，滯留；高度表撥定值 29.89 吋汞柱。(ATIS Q)

1749 時：風向 250 度，風速 8 浬/時，陣風 19 浬/時，風向變化

範圍 210 度至 270 度；能見度 1,000 公尺；10 跑道之跑道視程 1,500 公尺，趨勢向下；雷雨；稀雲 600 呎、積雨雲稀雲 1,000 呎、裂雲 1,200 呎、裂雲 3,000 呎；溫度 27°C，露點 26°C；高度表撥定值 1012 百帕；趨勢預報—改變為能見度 3,000 公尺；備註—雷暴當空；高度表撥定值 29.90 吋汞柱。(ATIS R)

1800 時：風向 250 度，風速 8 浬/時，陣風 19 浬/時，風向變化範圍 200 度至 280 度；能見度 1,000 公尺；10 跑道之跑道視程 1,300 公尺，趨勢向下；大雷雨；稀雲 600 呎、積雨雲稀雲 1,000 呎、裂雲 1,200 呎、裂雲 2,500 呎；溫度 27°C，露點 26°C；高度表撥定值 1012 百帕；趨勢預報—改變為能見度 3,000 公尺；備註—雷暴當空；高度表撥定值 29.91 吋汞柱；降水量 18.2 毫米。(ATIS S)

事故前後松山機場無低空風切警報，低空風切警告系統(low level wind shear alert system, LLWAS) 無警示。事故前有效之機場天氣警報如下：

RCSS AD WRNG 1：有效時間 1640 時至 1740 時，1640 時觀測有大雷暴，強度增強。

RCSS AD WRNG 2：有效時間 1740 時至 1840 時，預測有大雷暴，強度不變。

松山機場地面自動氣象觀測系統 (automated weather observation system, AWOS) 與 LLWAS 風向風速計之設置地點如圖 1.7-3，1744 時至 1750 時 AWOS 之即時風向風速如圖 1.7-4 所示，A 自 1746:36 時 (該機無線電高度約 200 呎) 至 1747:36 時 (該機停止)，AWOS R10 風向為 210-260 度，風速 6-10 浬/時；AWOS R28 風向為 190-210 度，風速 6-7 浬/時。LLWAS 相關風向風速計之紀錄資料詳附錄 1。

事故前 6 分鐘 AWOS R10 累積降水量 5.2 毫米 (大雨)、AWOS R28 累積降水量 8.8 毫米 (大雨)，如圖 1.7-5 所示。



圖 1.7-3 松山機場 AWOS 及 LLWAS 設置地點

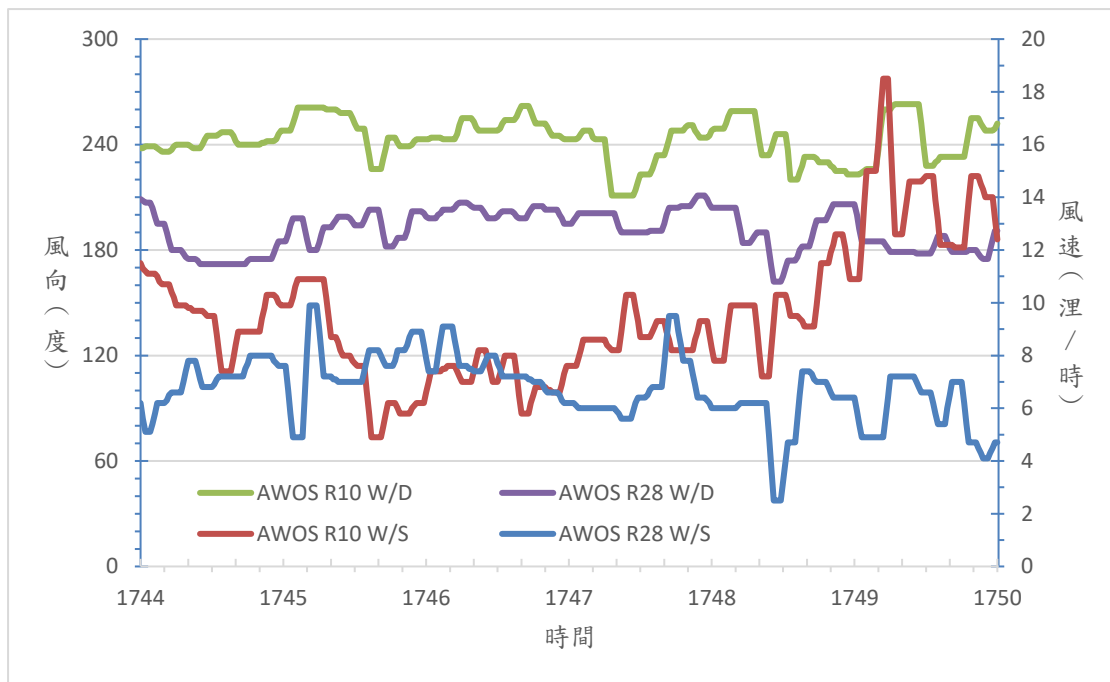


圖 1.7-4 AWOS 風向風速

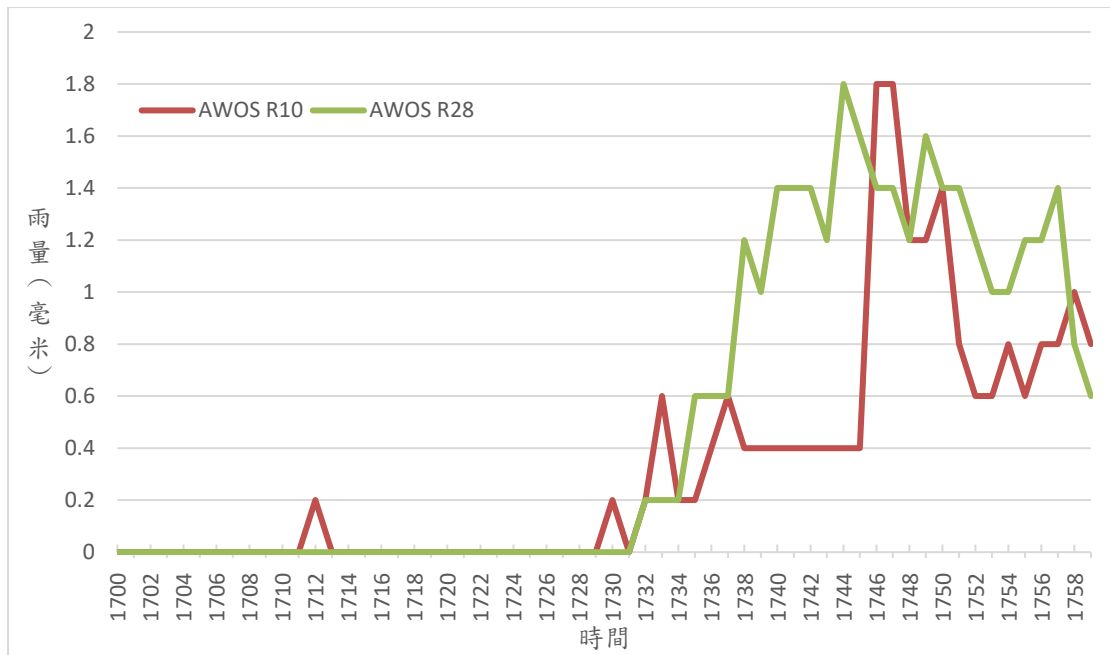


圖 1.7-5 AWOS 降水量

1.8 助、導航設施

依據臺北裝修區臺助航機電臺工作日誌及維護檢查紀錄，事故當日 10 跑道 ILS 之運作無異常狀況。

1.9 通信

依據航管錄音，事故前 1 小時內均無航機報告跑道道面狀況或煞車狀況。事故前 1 小時內之 ATIS 廣播，皆報告跑道道面狀況為「wet」。

1.10 場站資料

1.10.1 空側基本資料

依據「臺北飛航情報區飛航指南」，臺北/松山機場位於臺北東北方 4.8 公里處，標高 18 呎，設有跑道一條，方向為 10/28。跑道長 2,605 公尺、寬 60 公尺，材質為面層瀝青混凝土與底層水泥混凝土

疊合之加鋪結構，道面分類指數為 PCN 83/F/C/X/T。機場圖如圖 1.10-1。

依據臺北國際航空站提供之「松山機場跑道整修工程竣工圖」(圖說日期 109 年 1 月 31 日)，該跑道兩側設有道肩約 3.5 公尺。10 跑道之縱坡度約在 -0.28%~0.36% 之間，平均縱坡度約為 0.015%，最大縱坡度差異值為 0.33% (距跑道頭約 1060 公尺處)。10 跑道之橫坡度，於跑道中心線南側部份約在 1.09%~1.50% 之間，平均約 1.53%；跑道中心線北側部份則約在 1.23%~1.47% 之間，平均約 1.33%。

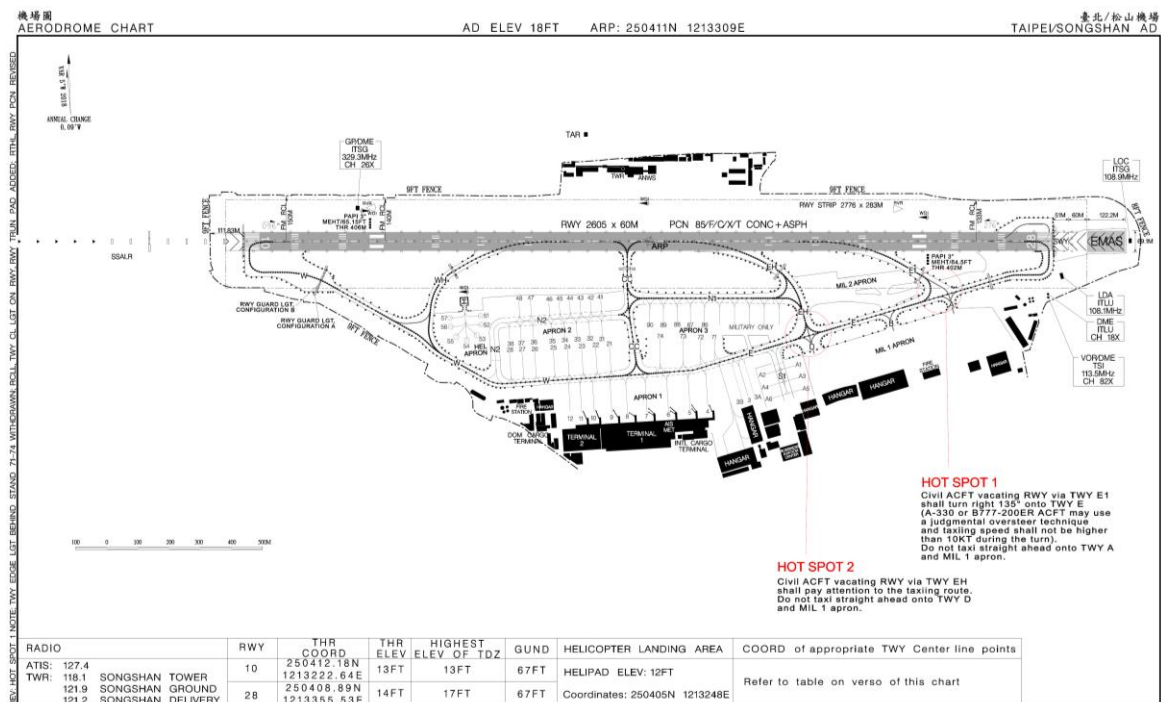


圖 1.10-1 臺北/松山機場圖

1.10.2 跑道抗滑檢測

松山機場跑道摩擦係數檢測係由臺北國際航空站委託外部工程顧問公司執行，採用符合國際民航組織 (ICAO) 規範之連續式摩擦係數檢測儀器 (grip tester)，在乾跑道情況下，於距離跑道中心線兩側 3 至 5 公尺處、以時速 65 公里/小時及 95 公里/小時、採行進中噴灑

1 公釐水膜方式進行檢測。當跑道有任 1 個 3 分區段之摩擦係數平均值較 0.24 (時速 95 公里/小時) 或 0.43 (時速 65 公里/小時) 為低時，機場管理單位應立即採取改善措施，並發布飛航公告 (NOTAM) 以提供「跑道於濕滑時可能滑溜」之警訊，且應持續發布直至改善完成為止。而當跑道有任 1 個 3 分區段之摩擦係數平均值較 0.36 (時速 95 公里/小時) 或 0.53 (時速 65 公里/小時) 為低時，航空站則應開始計畫改善。

事故前最近一次檢測結果

松山機場於事故前最近一次跑道摩擦係數檢測係於民國 109 年 6 月 4 日進行，分別以時速 65 公里/小時與 95 公里/小時檢測之結果如表 1.10-1 與表 1.10-2。

表 1.10-1 事故前最近一次時速 65 公里/小時摩擦係數檢測結果

跑道	第 1 個 3 區分段	第 2 個 3 區分段	第 3 個 3 區分段	跑道
10	0.75	0.78	0.76	28
	0.75	0.75	0.73	

表 1.10-2 事故前最近一次時速 95 公里/小時摩擦係數檢測結果

跑道	第 1 個 3 區分段	第 2 個 3 區分段	第 3 個 3 區分段	跑道
10	0.71	0.75	0.72	28
	0.72	0.74	0.69	

事故後最近一次檢測結果

松山機場於事故後最近一次跑道摩擦係數檢測係於民國 108 年 7 月 6 日進行，分別以時速 65 公里/小時與 95 公里/小時檢測之結果如表 1.10-3 與表 1.10-4。

表 1.10-3 事故後最近一次時速 65 公里/小時摩擦係數檢測結果

跑道	第 1 個 3 區分段	第 2 個 3 區分段	第 3 個 3 區分段	跑道
10	0.74	0.80	0.77	28
	0.78	0.77	0.74	

表 1.10-4 事故後最近一次時速 95 公里/小時摩擦係數檢測結果

跑道	第 1 個 3 區分段	第 2 個 3 區分段	第 3 個 3 區分段	跑道
10	0.73	0.78	0.71	28
	0.73	0.74	0.69	

事故前後之摩擦係數檢測期間未曾有胎屑清除作業。

1.10.3 機場設計相關規範

民用機場設計暨運作規範與補充指導資料有關跑道縱坡度、橫坡度、與鋪面之標準或建議如下：

縱坡度

3.1.13 縱坡度

建議一 跑道中心線上最高與最低標高之差，除以跑道長度所得之坡度應不大於：

—1%：跑道參考長度分類 3 或 4 之跑道。

—2%：跑道參考長度分類 1 或 2 之跑道。

3.1.14 建議一 跑道任何部分之縱坡度應不大於：

—1.25%：跑道參考長度分類為 4 之跑道。惟跑道兩端各 1/4 長度之縱坡度應不大於 0.8%。

—1.5%：跑道參考長度分類為 3 之跑道。惟第 II、III 類精確進場跑道兩端各 1/4 長度之縱坡度應不大於 0.8%。

—2%：跑道參考長度分類為 1 或 2 之跑道。

3.1.15 縱坡度變化

建議— 當跑道坡度變化無可避免時，兩相鄰坡度之變化值不應大於：

—1.5%：跑道參考長度分類為 3 或 4 之跑道。

—2%：跑道參考長度分類為 1 或 2 之跑道。

3.1.16 建議—兩相鄰坡度間之變化應採曲面方式銜接，其曲率不應超過：

—每 30m 0.1%（最小曲率半徑為 30,000m）：跑道參考長度分類為 4 之跑道。

—每 30m 0.2%（最小曲率半徑為 15,000m）：跑道參考長度分類為 3 之跑道。

—每 30m 0.4%（最小曲率半徑為 7,500m）：跑道參考長度分類為 1 或 2 之跑道

橫坡度

3.1.19 橫坡度

建議— 為加速排水，跑道道面原則上採用雙向坡，除非坡度由高到低之方向與降雨時最常發生之風向相符，且能保證迅速排水時，方採用單向坡，其橫坡度應為：

—1.5%：飛機大小分類為 C、D、E 或 F 之跑道。

—2%：飛機大小分類為 A 或 B 之跑道。

跑道橫坡度不應大於以上數值，亦不應小於 1%；惟當跑道與滑行道交叉處需要較平緩之坡度時，其橫坡度可小於 1%。

鋪面

10.2.2 跑道道面應妥善維護，不可有危害航空器之不平坦情況。

1.11 飛航紀錄器

1.11.1 座艙語音紀錄器

調查小組於 109 年 7 月 9 日自華航取得事故航班之固態式座艙語音紀錄器 (cockpit voice recorder, CVR) 資料。該航班 CVR 資料錄音品質良好，所記錄之語音資料共 125 分 19.2 秒，包含該班機起飛、巡航、進場與落地發生事故等過程，調查小組針對本事故製作其中約 10 分鐘的抄件。

1.11.2 飛航資料紀錄器

調查小組於 109 年 7 月 9 日自華航取得事故航班之固態式飛航資料紀錄器 (flight data recorder, FDR) 原始資料，並依據飛機製造商飛航資料解讀文件進行解讀。該 FDR 儲存 28 小時 36 分鐘 28 秒資料，共記錄 1,196 項參數，所有參數以 UTC 時間⁶為基準。經解讀後，與事故相關之 FDR 記錄參數資料摘錄如下：

1. 臺北時間 1625 時，該機自浦東機場起飛。
2. 臺北時間 1743:54 時，該機氣壓高度 2,432 呎，無線電高度 1,844 呎，地面擾流板備動 (armed)。
3. 臺北時間 1744:40 時，該機氣壓高度 1,792 呎，無線電高度 1,868 呎，自動煞車設定由「Low」改為「Medium」。
4. 臺北時間 1745:42 時，該機無線電高度 1,001 呎，空速 134 浬/時，地速 152 浬/時，航機仰角 2.5 度，左坡度 1.4 度，磁航向 97 度，下降率 800 呎/分，風速 14 浬/時，風向 269 度。
5. 臺北時間 1745:59 時，該機無線電高度 719 呎，空速 133 浬/時，

⁶ UTC 時間 + 8 小時 = 臺北時間。

地速 148 浬/時，兩套自動駕駛解除。

6. 臺北時間 1746:16 時，該機無線電高度 495 呎，空速 130 浬/時，地速 148 浬/時，航機仰角 1.4 度，左坡度 1.1 度，磁航向 96 度，下降率 1,024 呎/分，風速 14 浬/時，風向 273 度。
7. 臺北時間 1746:49 時，該機無線電高度 34 呎，空速 141 浬/時，地速 151 浬/時，左右油門控制桿角度於兩秒內由 47 度收至 0 度。
8. 臺北時間 1746:54 時，左右主輪「weight on wheel」參數轉為「ground」，該機於松山機場 10 號跑道落地，無線電高度 0 呎，垂向加速度 1.28 g's；地速 147 浬/時，航機仰角 4.2 度，右坡度 1.1 度，磁航向 93.9 度，方向舵踏板變化量 13.6 度至 7.6 度。12 項擾流板角度介於 0.2 度至 4.6 度之間。
9. 臺北時間 1746:55 時，該機主輪均短暫離地後再次落地，垂向加速度變化量介於 0.89 g's 與 1.00 g's 之間。航機地速 146 浬/時，仰角 3.2 度，右坡度 0.4 度，磁航向 93.2 度。方向舵踏板變化量 0.7 度至 10.8 度。12 項擾流板角度介於 1.8 度至 10.4 度之間。
10. 臺北時間 1746:56 時，航機垂向加速度值最大達 1.40 g's，地速 144 浬/時，仰角 2.1 度，右坡度 1.4 度，磁航向 92.8 度。左座操縱桿俯仰變化量依序為：-6.4 度、-1.7 度、-4.4 度、-2.7 度；滾轉變化量依序為：-4.3 度、-0.8 度、22.5 度、-6.5 度。方向舵踏板變化量 15.7 度至 14.9 度。12 項擾流板介於 0.1 度至 14.9 度之間。
11. 臺北時間 1746:57 時，地速 144 浬/時，中度自動煞車備動解除，自動煞車故障狀態出現並持續至 1747:36 時止。
12. 臺北時間 1746:58 時，地速 142 浬/時，三套主飛控電腦故障狀態出現；第 1、2、4 號擾流板可用狀態解除，此後全部 12 項擾流板角度持續記錄在收起位置，或收起位置與 22 度之間，並以每 4 秒循環變化。

13. 臺北時間 1746:59 時至 1747:06 時，該機鼻輪「weight on wheel」參數值多次由「ground」轉為「air」。
14. 臺北時間 1747:00 時，左右油門控制桿角度均為-38 度，然左右反推力裝置未展開。
15. 臺北時間 1747:02 時起，煞車踏板角度分別於 2 秒(左)、4 秒(右)內增加至最大值 68 度，並持續至航機停止後；煞車壓力於 1747:36 時為 2,496 psi，1 秒後達 2,560 psi。
16. 臺北時間 1747:22 時，該機地速 81 浬/時，主要警示作動，至 1747:57 時止。
17. 臺北時間 1747:36 時，該機停止，磁航向 86.5 度。

航機落地至停止過程中，部分地面擾流板觸地後展開又立刻收回，反推力裝置全程未作動。

有關該機與事故過程相關飛航參數如圖 1.11-1 至圖 1.11-4，顯示時間均為 UTC 時間；事故發生階段之軌跡與有關參數及 CVR 抄件套疊如圖 1.11-5。

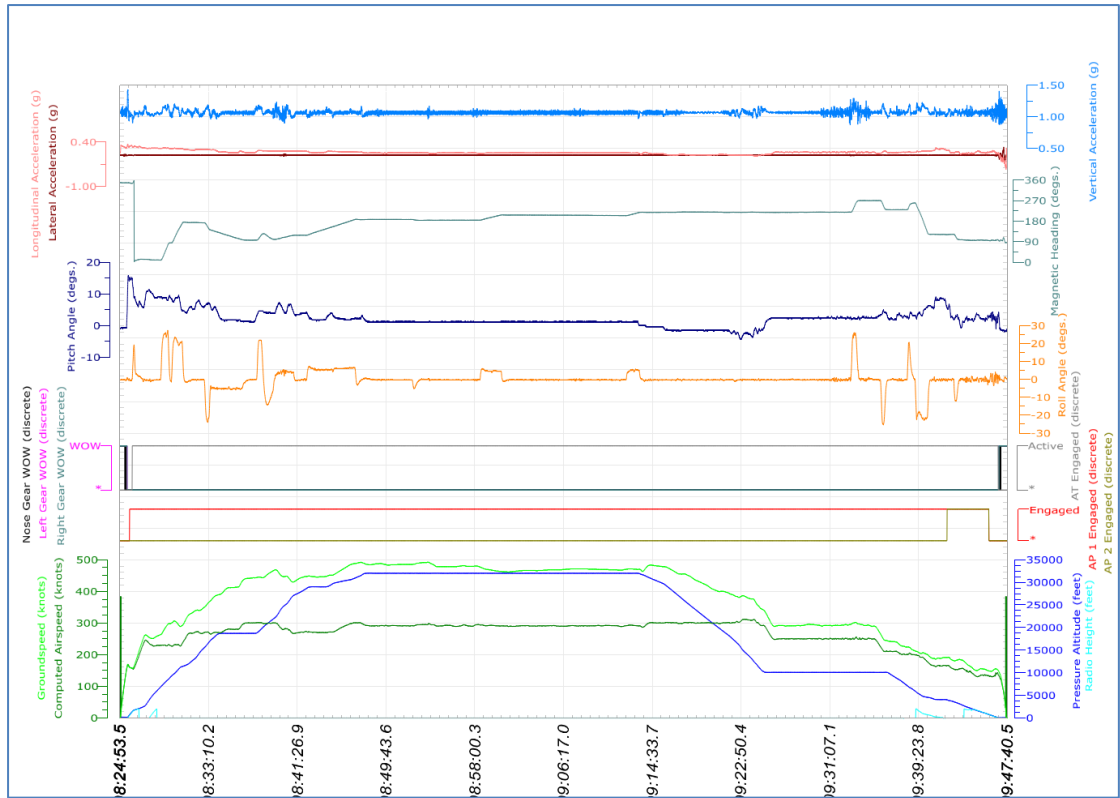


圖 1.11-1 事故航班基本參數圖 (完整航班)

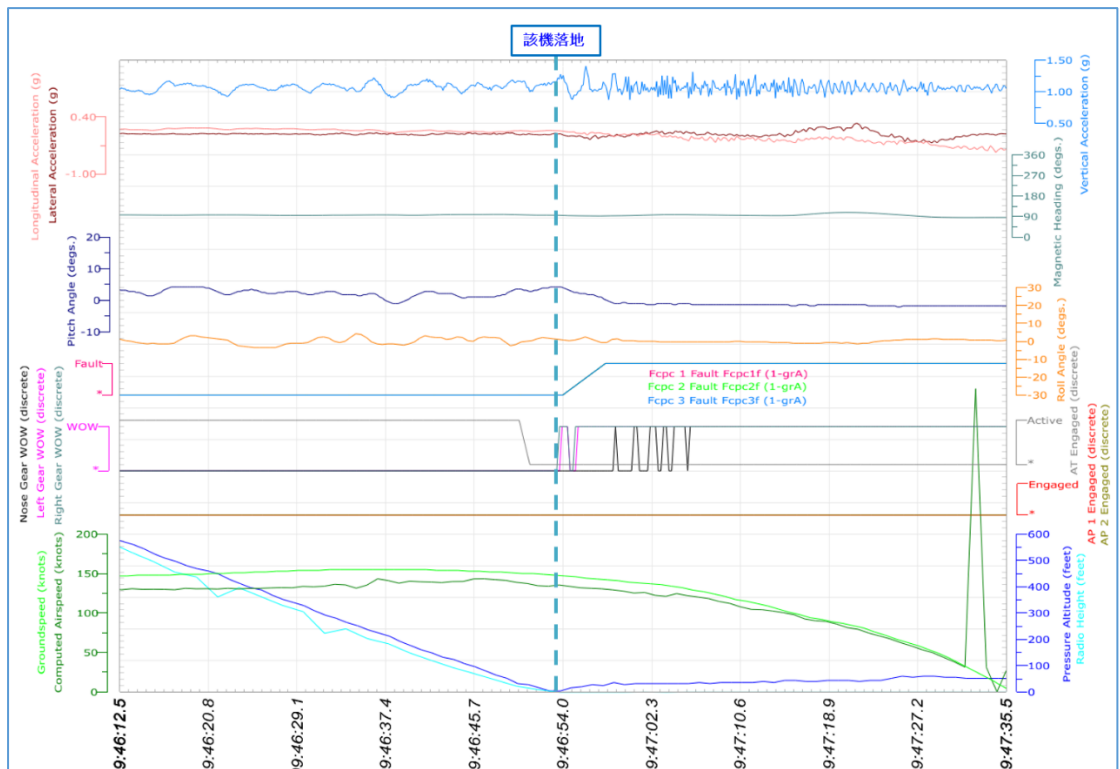


圖 1.11-2 落地階段基本參數圖 (RA 200 呎以下)

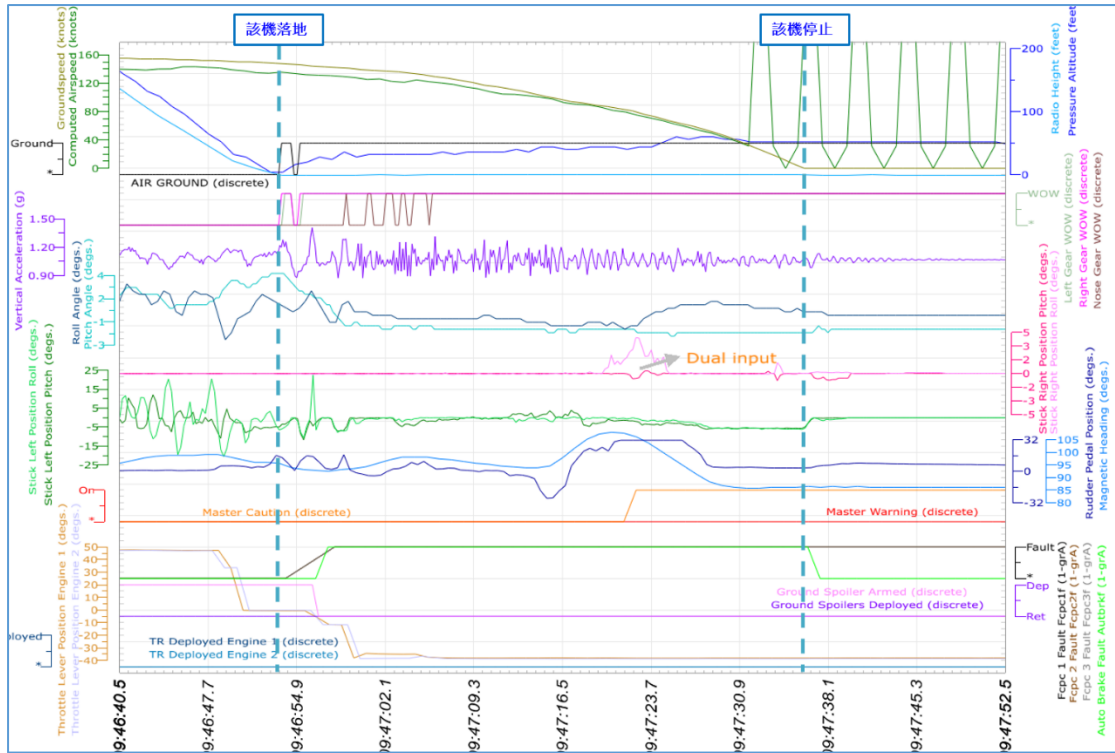


圖 1.11-3 落地階段操作相關參數圖

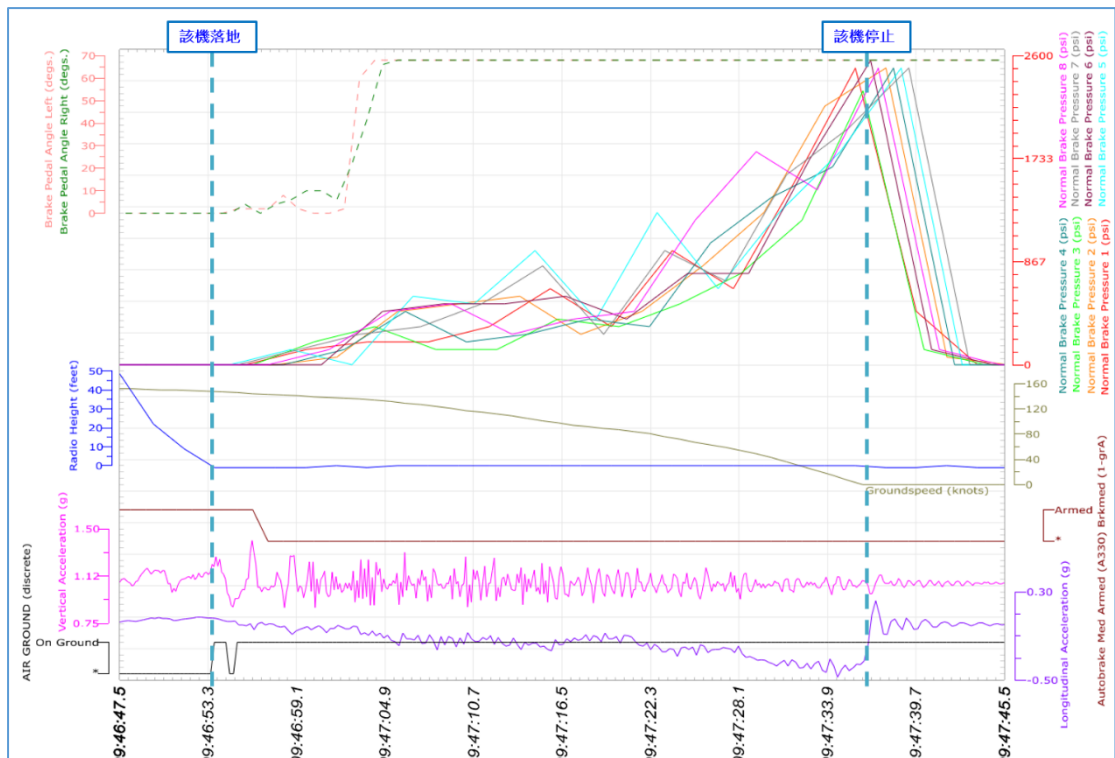


圖 1.11-4 落地階段減速相關參數圖



圖 1.11-5 事故發生階段之軌跡與有關參數及 CVR 抄件套疊

1.12 航空器殘骸與撞擊資料

無相關議題。

1.13 醫療與病理

無相關議題。

1.14 火災

無相關議題。

1.15 生還因素

無相關議題。

1.16 測試與研究

1.16.1 電子飛行控制系統偵錯資料

電子飛行控制系統偵錯資料 (EFCS TSD) 經製造廠解譯，主要內容顯示如下：

- *F200*: 電腦輔助規範 (Ordinateur (computer assisted specification, SAO) 故障—>PRIM 失效。
- *0400*: COM 與 MON 均顯示另一通道系統通訊數據資料不相符。
- COM 通道偵錯訊息，0002: Rudder 指令 (與 MON) 不一致。
- MON 通道偵錯訊息，0002: Rudder 指令 (與 COM) 不一致。

1.16.2 主飛控電腦檢測

事故機 1 號主飛控電腦 (FCPC1)，件號為 LA2K2B100DH0000，序號為 2K2006366，事故後由華航送至製造廠 (空中巴士)，製造廠於西元 2020 年 9 月 7 日進行非揮發性記憶體 (non-volatile memory, NVM) 資料下載及元件測試，並於 9 月 8 日提供 FCPC 之特殊調查報告⁷。依該調查報告，摘錄重點中譯如下：

- *Conclusion/Actions decided: This unit is no fault found (NFF) and just requires to be cleaned. The BITE shows SAO fault at the time of the triple PRIM fault.*
- *Unit history*
07.02.2005: TROUBLE SHOOTING DATA COM : 1200, MON:0000 →Power supply MON replaced by OEM.
19.02.2019: F/CTL PRIM 1 FAULT →COM FUSEMODULE REPLACED reported by EVA.

(中譯：

- 結果/維修作為
本件測試未發現錯誤 (NFF)，只需要清潔。電腦內建自我檢測 (built in test equipment, BITE) 顯示，於三套主飛控電腦失效時出現之故障訊息為SAO。
- 進廠檢修紀錄
2005年2月7日：診斷碼 COM：1200，MON：0000→更換電源供應器。
2019年2月19日：主飛控電腦故障→更換COM保險絲模

⁷ LRU special investigation report (linked to AP5290.4), SAP repair notice number: 600128339

組。

NVM 下載資料

FCPC1 NVM 檢測到 2 筆故障訊息，如圖 1.16-2 所示，說明如下：

- 失誤 00002，發生時間為 2020 年 6 月 14 日，故障代碼為 F200h→Fault SAO。
- 失誤 00001，發生時間為 2019 年 5 月 20 日，故障代碼為 F200h→Fault SAO。

FUNCTIONAL SOFTWARE BITE ANALYSIS

=====

ERROR(s) LIST

```
00002 ERROR : F200h -> Fault SAO                                CYC : yes
DATE : 14/06/20 HOUR : 09:46:36  TEMP : +43.0C PWR CUT : 2248  ID : DH
FCPC N. : 1 COUPCOUP : 5  TASK : 12  TIME : 0AC584D1h (6023.89hr)
A/C ID : B.q83p2  PHASE : 8  FLIGHT TIME : 04BA72D9h (2644.27hr)

VFCPC344 : 000040h - VFCPC346 : 000000h - VFCPC347 : 008000h
CPU_STS_L1 : 0004h - QAT1_STS : 0000h - QAT1_CTR_W : 00081E0Bh
CPU_STS_L2 : 0350h - QAT2_STS : 0000h - QAT2_CTR_W : 00001E0Fh
DSP1_STS_L2 : 0840h - DSP1_INFO : 0001h - TRR1 : B800h
DSP2_STS_L2 : 0040h - DSP2_INFO : 0001h - SEU_CPU : 00000000h
INFO_1/2/3 : 0000h / 0000h / 0000h - SEU_DSP : 00000000h

00001 ERROR : F200h -> Fault SAO                                CYC : yes
DATE : 20/05/19 HOUR : 08:30:1e  TEMP : +43.0C PWR CUT : 320  ID : DH
FCPC N. : 1 COUPCOUP : 1  TASK : 12  TIME : 01F09609h (1084.81hr)
A/C ID : B.q83p2  PHASE : 4  FLIGHT TIME : 00E5ED68h (502.28hr)

VFCPC344 : 000180h - VFCPC346 : 000000h - VFCPC347 : 008000h
CPU_STS_L1 : 0004h - QAT1_STS : 0000h - QAT1_CTR_W : 00081E0Bh
CPU_STS_L2 : 1350h - QAT2_STS : 0000h - QAT2_CTR_W : 00001E0Fh
DSP1_STS_L2 : 0840h - DSP1_INFO : 0001h - TRR1 : B800h
DSP2_STS_L2 : 0040h - DSP2_INFO : 0001h - SEU_CPU : 00000000h
INFO_1/2/3 : 0000h / 0000h / 0000h - SEU_DSP : 00000000h
```

圖 1.16-1 FCPC1 NVM 資料

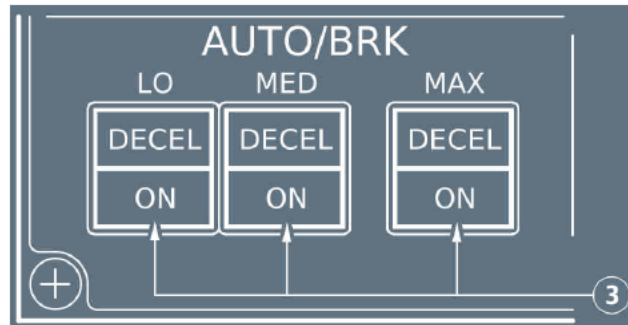
1.17 組織與管理

1.17.1 飛航組員操作手冊

事件發生時華航空中巴士 A330 機隊，使用之飛航組員操作手冊（Flight Crew Operation Manual, FCOM）版本為 2020 MAR16，與本案相關段落摘要如下：

自動煞車控制面板

在 FCOM 之飛機系統/起落架/煞車與防滑/控制與顯示 (Aircraft System/Landing Gear/Brakes and Antiskid/Control and Indications)，此章節描述自動煞車面板之功能、使用方法、時機及預期效能，如下所述：



(3) AUTO BRK panel

The springloaded MAX, MED, and LO pushbutton switches arm the appropriate deceleration rate:

- MAX mode is normally selected for take off.
In the case of an aborted takeoff, maximum pressure goes to the brakes, as soon as the system generates the ground spoiler deployment order.
- MED or LO mode is normally selected for landing.
 - When LO is selected, progressive pressure goes to the brakes 1 s after ground spoiler deployment order, in order to decelerate the aircraft at 1.8 m/s^2 (5.9 ft/s^2).
 - When MED is selected, progressive pressure goes to the brakes starting at ground spoiler deployment order, in order to decelerate the aircraft at 3 m/s^2 (9.8 ft/s^2).


ON : The ON light illuminates blue to indicate positive arming.
The DECEL light illuminates green only if the autobrake function is active and when actual aircraft deceleration corresponds to predetermined rate. (In LO or MED : 80 % of the selected rate ; in MAX : 2.65 m/s^2 (8.7 ft/s^2)). This occurs approximately 8 (5) seconds after activation for LO (MED) using only the brakes. Predetermined rates can also be achieved by using only the reversers or a combination of both reversers and brakes.

Note: On a slippery runway, the predetermined deceleration may not be reached due to the slippery runway condition. In this case, the DECEL light will not come on, even if autobrake is active (ACTIV light ON).

Off : The corresponding autobrake mode is not armed.

人工手動落地正常操作程序

在 FCOM 之程序/正常程序/標準操作程序/落地/人工手動落地 (Procedure/Normal Procedure/Standard Operating Procedure/Landing /Manual Landing) 章節中描述落地之時機、程序、技巧及應注意之事項如後。

 A330-300 FLIGHT CREW OPERATING MANUAL	PROCEDURES NORMAL PROCEDURES STANDARD OPERATING PROCEDURES - LANDING
MANUAL LANDING	

Applicable to: ALL

Ident.: PRO-NOR-SOP-19-A-00012003.0022001 / 16 JAN 18

FLARE

The cockpit cut-off angle is 20 °.

- In stabilized approach, the flare height is approximately 40 ft:

FLARE PERFORM | PF

Avoid flaring high. Refer to Ground Clearance Diagram.

ATTITUDE..... MONITOR | PM

THRUST levers..... IDLE | PF

If autothrust is engaged, it automatically disconnects when the pilot sets all thrust levers to the IDLE detent.

In manual landing conditions, the "RETARD" callout is triggered at 20 ft radio height, in order to remind the pilot to retard the thrust levers.

Note: If one or more thrust levers remain above the IDLE detent, ground spoilers extension is inhibited.

Ident.: PRO-NOR-SOP-19-A-00012004.0001001 / 08 OCT 18

AT TOUCHDOWN

DEROTATION..... INITIATE | PF

- Lower the nosewheel without undue delay.
- The PM continues to monitor the attitude.


ALL REVERSER LEVERS..... REV MAX OR REV IDLE | PF

The flight crew must immediately select REV MAX, if any of the following occurs at any time during the landing:

- An emergency
- The deceleration is not as expected
- A failure affects the landing performance
- A long flare or a long touchdown
- An unexpected tailwind.

A small pitch up may occur during thrust reversers deployment before nose landing gear touchdown. However, the flight crew can easily control this pitch up.

As soon as the flight crew selects reverse thrust, they must perform a full-stop landing.

 A330-300 FLIGHT CREW OPERATING MANUAL	PROCEDURES NORMAL PROCEDURES STANDARD OPERATING PROCEDURES - LANDING
---	--

GROUND SPOILERSCHECK/ANNOUNCE | PM

- Check that the ECAM WHEEL SD page displays the ground spoilers extended after touchdown.
- If no ground spoilers are extended:
 - Verify and confirm that all thrust levers are set to **IDLE** or **REV** detent.
 - Set all reverser levers to **REV MAX**, and fully press the brake pedals.

Note: If ground spoilers are not armed, ground spoilers extend at reverser thrust selection.

REVERSERSCHECK/ANNOUNCE | PM

Check that the ECAM E/WD page displays that the reverse deployment is as expected (**REV** green).

DIRECTIONAL CONTROL..... MONITOR/ENSURE | BOTH

- During rollout, the **PF** ensures directional control using rudder pedals.
- Do not use nosewheel steering control handle before reaching taxi speed.
- During rollout, the flight crew should avoid sidestick inputs (either lateral or longitudinal).
- If directional control problems are encountered, the flight crew should reduce reverser thrust toward **REV IDLE** until directional control is satisfactory.

BRAKES..... AS RQRD | PF

- Monitor the autobrake, if it is **ON**. When required, brake with the pedals.
- Braking may begin before the nosewheel has touched down, if required for performance reasons. However, when comfort is the priority, the flight crew should delay braking until the nosewheel has touched down.

Note: If no ground spoilers are extended, the autobrake is not activated.

DECELERATION..... CHECK/ANNOUNCE | PM

The deceleration is felt by the flight crew, and confirmed by the speed trend on the **PFD**.

Ident.: PRO-NOR-SOP-19-A-00012007.0001001 / 16 JAN 18


AT 70 KNOTS

SEVENTY KNOTS..... ANNOUNCE | PM

ALL REVERSER LEVERS..... IDLE | PF

It is better to reduce reverse thrust when passing 70 kt . However high levels of reverse thrust may be used to control aircraft speed in case of an emergency.

CAUTION Avoid the use of high levels of reverse thrust at low airspeed, unless required due to an emergency. The distortion of the airflow, caused by gases that reenter the compressor, can cause engine stalls, that may result in excessive **EGT**.

 A330-300 FLIGHT CREW OPERATING MANUAL	PROCEDURES NORMAL PROCEDURES STANDARD OPERATING PROCEDURES - LANDING
---	---

Ident.: PRO-NOR-SOP-19-A-00012008.0001001 / 05 SEP 18

AT TAXI SPEED

ALL REVERSER LEVERS.....STOW | PF

L2 When the aircraft reaches the taxi speed, and before it leaves the runway, stow the reversers.

L1 **CAUTION** Except in an emergency, do not use the reverse thrust to control the aircraft speed while on taxiways.

L2 On taxiways, the use of reversers, even restricted to idle thrust, would have the following effects:

- The engines may ingest fine sand and debris that may be detrimental to the engines and airframe systems
- On snow-covered areas, snow will recirculate into the air inlet, and may cause an engine flameout or rollback.

Ident.: PRO-NOR-SOP-19-A-00012010.0001001 / 16 JAN 18

BEFORE 20 KNOTS

AUTO BRKDISENGAGE | PF

Disengage the autobrake to avoid some brake jerks at low speed.
The flight crew should use brake pedals to disengage the autobrake.


Ident.: PRO-NOR-SOP-19-A-90000023.9000038 / 23 MAR 18

CONTROL TRANSFER

● IF CM2 WAS PF:
CONTROL TRANSFER.....AS RQRD | BOTH

標準呼叫



在 FCOM 之程序/正常程序/標準操作程序/標準呼叫/各階段摘要 (Procedure/Normal Procedure/Standard Operating Procedure/Standard Call Out/Summary for Each Phase)，說明落地後標準呼叫之不同狀況使用時機與標準術語如後。

 CHINA AIRLINES A330-300 FLIGHT CREW OPERATING MANUAL	PROCEDURES NORMAL PROCEDURES STANDARD OPERATING PROCEDURES - STANDARD CALLOUTS
--	--

Continued from the previous page

APPROACH AND LANDING		
Event	PF	PM
100 ft above DH/DA/MDA/MDA+50'	"CHECKED"	"ONE HUNDRED ABOVE" ⁽²⁾
Visual references at DH/DA/MDA/MDA+50'	"CONTINUE"	"MINIMUM" ⁽²⁾
No visual references at DH/DA/MDA/MDA+50'	"GO AROUND - FLAPS"	"MINIMUM" ⁽²⁾
● For Automatic Landing: Between 50 ft and 40 ft RA Check FLARE on FMA	(If Autopilot Malfunction) "GO AROUND - FLAPS"	"FLARE" ⁽¹⁰⁾ (If Autopilot Malfunction) "NO FLARE"
At touchdown Check ROLL OUT on FMA		"ROLL OUT" ⁽¹¹⁾
After touchdown Ground spoilers extended REV on ED		"SPOILERS" ⁽¹²⁾ "REVERSE GREEN" ⁽¹³⁾
Deceleration		"DECEL" ⁽¹⁴⁾

Continued on the following page

 CHINA AIRLINES  A330-300 FLIGHT CREW OPERATING MANUAL	PROCEDURES NORMAL PROCEDURES STANDARD OPERATING PROCEDURES - STANDARD CALLOUTS
--	--


Continued from the previous page

APPROACH AND LANDING		
Event	PF	PM
At 70 kt	"CHECKED"	"SEVENTY KNOTS"

- (1) *Crew awareness, crew should now keep RA in scan to landing.*
- (2) *PM monitors pin-programmed auto callout, or announces if inoperative.*
- (3) *All altitude callouts are referenced to barometric altimeter indications.*
- (4) *The "ONE THOUSAND" callout defines the point at which aircraft on a straight-in approach must be stabilized. 1 000 ft above TDZ is also the lowest altitude at which it is permissible to revert to higher IMC approach minimums or to correct system malfunctions prior to landing.*
- (5) *The "CONTINUE" may be made not higher than 1 000 ft above TDZ, but may be made at any point after the "ONE THOUSAND" callout.*
- (6) *The "UNSTABLE" callout may be made at any point below 1 000 ft above TDZ. A missed approach is mandatory after an "UNSTABLE" call.*
- (7) *This callout is for Alert Height remind only, radio altimeter setting is not required.*
- (8) *Check Capability.*
 - CAT II:
"CAT II" or "CAT III SINGLE" or "CAT III DUAL"
 - CAT III a:
"CAT III SINGLE" or "CAT III DUAL"
 - CAT III b:
"CAT III DUAL"
- (9) *These callouts are based on equipment, not on visual reference.*
- (10) *If FLARE is not displayed on the FMA, call "NO FLARE".*
- (11) *If ROLL OUT is not displayed on the FMA, call "NO ROLL OUT".*
- (12) *If the spoilers are not extended, call "NO SPOILERS".*
- (13) *If the reverse deployment is not as expected, call "NO REVERSE ENGINE_or NO REVERSE", as appropriate.*
- (14) *DECEL Callout means that the deceleration is felt by the crew, and confirmed by the speed trend on the PFD. If not positive deceleration, call NO DECEL.*

落地性能計算相關的速度定義

在 FCOM 之性能/落地/落地速度與距離之定義/落地速度 (Performance/Landing/Landing Speeds and Distances Definitions/Landing Speeds)，描述了數個與落地性能計算相關的速度定義如後。

 CHINA AIRLINES A330-300 FLIGHT CREW OPERATING MANUAL	PERFORMANCE (EFB) LANDING LANDING SPEEDS AND DISTANCES DEFINITIONS
LANDING SPEEDS	
Ident.: EFB-LDG-20-00022780.0001001 / 02 OCT 19 Applicable to: ALL	

LOWEST SELECTABLE SPEED (VLS)

VLS is the lowest selectable speed. VLS is used to determine the Final Approach Speed (VAPP) in normal conditions.

For more information about VLS, *Refer to DSC-22_10-50-20 Characteristic Speeds.*

REFERENCE SPEED (VREF)

VREF is equal to the VLS of CONF FULL. VREF is used to determine the Final Approach Speed (VAPP) when a system failure affects the landing performance.

For more information about VREF, *Refer to DSC-22_10-50-50 Other Speeds.*

FINAL APPROACH SPEED (VAPP)

VAPP is the speed of the aircraft when crossing the runway threshold. The flaps/slats are in the landing configuration, and the landing gears are extended.

For more information about VAPP, *Refer to DSC-22_10-50-50 Other Speeds.*


GO-AROUND SPEED

In the case of a missed approach, the go-around climb gradient is calculated at the go-around speed.

The standard go-around speed is 1.23 VS1G of the go-around configuration. For approaches with a decision height at or above 200 ft, where approach climb performance is found restrictive, the go-around speed can be increased up to a maximum limit. For more information about maximum go-around acceleration speed, *Refer to AFM/PERF-LDG Approach Climb and Landing Climb.*

落地距離之定義

在 FCOM 之性能/落地/落地速度與距離之定義/落地距離 (Performance (EFB) /Landing/Landing Speeds and Distances Definitions/Landing Distances Definitions)之定義描述 RLD/LD/FLD 三種不同落地距離之定義。

 CHINA AIRLINES A330-300 FLIGHT CREW OPERATING MANUAL	PERFORMANCE (EFB) LANDING LANDING SPEEDS AND DISTANCES DEFINITIONS
LANDING DISTANCES DEFINITIONS	
<small>Ident.: EFB-LDG-20-00022782.0001001 / 02 OCT 19 Applicable to: ALL</small>	

REQUIRED LANDING DISTANCE (RLD)

The RLD is the regulatory reference to be used for dispatch landing performance computation.

The RLD is the factored certified landing distance based on:

- Maximum manual braking initiated immediately after main gear touchdown
- Prompt selection of max reverse thrust, maintained to 70 kt, and idle thrust to full stop (when credit is used)
- Antiskid system and all ground spoilers operative
- The regulatory dispatch factor.

Note: The Required Landing Distance calculation considers the effect of the MEL/CDL items that affects the landing performance.

IN-FLIGHT LANDING DISTANCE (LD)

The In-Flight Landing Distance reflects the performance achievable in a typical operational landing without margin.

The In-Flight Landing Distance calculation assumes:

- An airborne phase of 7 s from threshold to touchdown
- In the case of manual braking: maximum manual braking initiated immediately after main gear touchdown
- In the case of autobrake: normal system delays in braking activation
- Antiskid system and all ground spoilers operative
- Prompt selection of max reverse thrust, maintained to 70 kt, and idle thrust to full stop (when credit is used).

Note: The In-Flight Landing Distance calculation considers the effect of the inoperative system(s) following:


- An MEL/CDL dispatch that affects the landing performance
- An in-flight failure (ECAM alert) that affects the landing performance.

FACTORED IN-FLIGHT LANDING DISTANCE (FLD)

The definition of the In-Flight Landing Distance does not include any margin. The In-Flight Landing Distance is a realistic distance achievable in nominal conditions, i.e. the actual conditions during the landing are those used for the computation.

跑道狀況

在 FCOM 之性能/落地/跑道狀況 (Performance (EFB) / Landing/Runway Condition) 中定義了乾、溼及污染等不同道面之定義及落地性能計算方式。

 A330-300 FLIGHT CREW OPERATING MANUAL	PERFORMANCE (EFB) LANDING RUNWAY CONDITIONS
---	---

DRY RUNWAY

Ident.: EFB-LDG-30-00022783.0001001 / 02 OCT 19

Applicable to: ALL

A runway is dry when its surface is not:

- Damp
- Wet
- Contaminated.

DAMP AND WET RUNWAY

Ident.: EFB-LDG-30-00022784.0001001 / 02 OCT 19

Applicable to: ALL


DAMP RUNWAY

A runway is considered as damp, when the surface of the runway is not dry, but the water on the surface does not cause a shiny appearance.

Note: In line with the recommendations from the FAA Takeoff And Landing Performance Assessment Aviation Rulemaking Group, the applicable performance for this runway condition is GOOD and not DRY. This is not communicated via the definitions but via the RCAM.

WET RUNWAY

A runway is considered as wet, when the surface of the runway has a shiny appearance due to a thin film of water. When this film does not exceed 3 mm (1/8"), there is no significant danger of hydroplaning.

 A330-300 FLIGHT CREW OPERATING MANUAL	PERFORMANCE (EFB) LANDING RUNWAY CONDITIONS
---	--

CONTAMINATED RUNWAY

Ident.: EFB-LDG-30-00022785.0001001 / 02 OCT 19

Applicable to: ALL

A runway is contaminated when more than 25 % of its surface is covered with:

- A layer of fluid contaminant not considered as thin
- A hard contaminant.

DESCRIPTION OF FLUID CONTAMINANTS

In terms of performance, a contaminated runway is a runway covered by a fluid contaminant with a depth of more than 3 mm (1/8"). The fluid contaminant can be either:

- Dry snow
- Wet snow
- Standing water
- Slush.

Fluid Contaminants reduce friction forces, and cause:

- Precipitation drag
- Hydroplaning.

L2 Fluid contaminants descriptions:

- Dry snow is snow that, if compacted by hand, does not stay compressed when released. The wind can blow dry snow. The density of dry snow is approximately 0.2 kg/l (1.7 lb/US Gal).
- Wet snow is snow that, if compacted by hand, stays compressed when released, and with which snowballs can be created. The density of wet snow is approximately 0.4 kg/l (3.35 lb/US Gal).
- Standing water occurs due to heavy rain and/or not sufficient runway drainage. Standing water has a depth of more than 3 mm.
- Slush is snow soaked with water, which spatters when stepped on firmly. Slush occurs at temperatures of approximately 5 °C, and has a density of approximately 0.85 kg/l (7.1 lb/US Gal).

L1 **DESCRIPTION OF HARD CONTAMINANTS**



In terms of performance, a contaminated runway is a runway covered by a hard contaminant that can be either:

- Compacted snow,
- Ice (Cold and Dry)
- Wet ice.

Hard contaminants only reduce friction forces.

L2 Hard contaminants descriptions:

- Compacted snow: the maintenance personnel use a snow groomer to compress the snow on a runway in order to obtain a hard surface

 CHINA AIRLINES  A330-300 FLIGHT CREW OPERATING MANUAL	PERFORMANCE (EFB) LANDING RUNWAY CONDITIONS
--	--

- Ice (Cold and Dry): situation in which ice occurs on the runway in cold and dry conditions
- Wet ice: when the ice on a runway melts, or there are loose/fluid contaminants on top of the ice, the ice is referred to as "wet ice". When there is wet ice on a runway, braking and directional control are difficult or not possible, because the runway surface is very slippery.

L1 LANDING PERFORMANCE CALCULATION

L2 COMPUTATION ASSUMPTIONS

The following assumptions are considered for the calculation:

- The contaminant covers the entire length of the runway
- For fluid contaminants, the landing distance calculation does not take credit of the precipitation drag.

L1 EQUIVALENCES

In terms of performance:

- A fluid contamination is equivalent to wet, up to a maximum depth of 3 mm (1/8") of:
 - dry snow
 - wet snow
 - standing water
 - slush.
- "Frost" is equivalent to wet
- "Slippery wet" is equivalent to of 10 mm (2/5") of dry snow.

RESTRICTIONS

For maximum depth of fluid contaminants, *Refer to EFB-LDG-30 Runway Condition Assessment Matrix for Landing.*

Dispatch to a runway covered with wet ice is not permitted, unless a specific method for performance assessment has been established by the operator.

Refer to the AFM for further guidance.


PERFORMANCE (EFB)
LANDING
RUNWAY CONDITIONS
RUNWAY CONDITION ASSESSMENT MATRIX FOR LANDING

Ident.: EFB-LDG-30-00022787.0003001 / 16 APR 20

Applicable to: ALL

Runway Surface Conditions		Observations on Deceleration and Directional Control	Related Landing Performance		Maximum Crosswind for Landing (Gust included)
Runway State or / and Runway Contaminant	ESF ⁽¹⁾ or PIREP ⁽²⁾		Code	Level	
Dry	-	-	6	DRY	30 kt
Damp Wet Up to 3 mm (1/8") of water	Good	Braking deceleration is normal for the wheel braking effort applied. Directional control is normal.	5	GOOD	30 kt
Slush Up to 3 mm (1/8") Dry snow Up to 3 mm (1/8") Wet snow Up to 3 mm (1/8") Frost					27 kt
Compacted snow OAT at or below -15 °C					25 kt
Dry snow More than 3 mm (1/8"), up to 100 mm (4") Wet snow More than 3 mm (1/8"), up to 30 mm (6/5") Compacted snow OAT above -15 °C Dry snow over compacted snow Wet snow over compacted snow Slippery wet	Medium	Braking deceleration is noticeably reduced for the wheel braking effort applied. Directional control may be reduced.	3	MEDIUM	15 kt
Water More than 3 mm (1/8"), up to 13 mm (1/2") Slush More than 3 mm (1/8"), up to 13 mm (1/2")	Medium to Poor	Braking deceleration and controllability is between Medium and Poor. Potential for hydroplaning exists.	2	MEDIUM TO POOR	15 kt
Ice (cold & dry)	Poor	Braking deceleration is significantly reduced for the wheel braking effort	1	POOR	10 kt

Continued on the following page

 A330-300 FLIGHT CREW OPERATING MANUAL	PERFORMANCE (EFB) LANDING RUNWAY CONDITIONS
---	--

Continued from the previous page

Runway Surface Conditions		Observations on Deceleration and Directional Control	Related Landing Performance		Maximum Crosswind for Landing (Gust included)
Runway State or / and Runway Contaminant	ESF ⁽¹⁾ or PIREP ⁽²⁾		Code	Level	
		applied. Directional control may be significantly reduced.			
Wet ice Water on top of Compacted Snow Dry Snow or Wet Snow over ice	Less than Poor	Braking deceleration is minimal to non-existent for the wheel braking effort applied. Directional control may be uncertain.	-	-	-


⁽¹⁾ *ESF: Estimated Surface Friction*

⁽²⁾ *PIREP: Pilot Report of Braking Action*

Note: Refer to FCOM LIM-AFS chapter for Automatic Approach, Landing and Rollout limitations.

簽派需求

在 FCOM 之性能/落地/簽派需求 (Performance (EFB/Landing/Dispatch Requirements) 段落中說明如何計算 RLD 及飛行中交互檢查落地性能距離的方法。

 A330-300 FLIGHT CREW OPERATING MANUAL	PERFORMANCE (EFB) LANDING DISPATCH REQUIREMENTS
---	---

GENERAL

Ident.: EFB-LDG-40-00022788.0001001 / 02 OCT 19

Applicable to: ALL

LANDING PERFORMANCE CALCULATION

The landing performance calculation is made with the landing performance (LDG PERF) application, with the computation type set to DISPATCH.

REQUIREMENT ON THE LANDING DISTANCE

The Landing Distance Available (LDA) at destination must be at least equal to the Required Landing Distance (RLD) for the planned landing weight.

REQUIREMENT ON THE GO-AROUND PERFORMANCE

The go-around climb gradient must be at least equal to:

- 2.1 %
- The gradient published in the airport approach chart.


Note: EU-OPS requires a minimum go-around climb gradient of 2.5 % for instrument approaches with decision heights below 200 ft.

DISPATCH ON DRY RUNWAY

Ident.: EFB-LDG-40-00022789.0001001 / 02 OCT 19

Applicable to: ALL

Landing performance is calculated without the benefit of thrust reversers, as per regulation.

 For information, the AFM publishes the autoland landing distance increments on dry runways.

DISPATCH ON WET RUNWAY

Ident.: EFB-LDG-40-00022790.0001001 / 02 OCT 19

Applicable to: ALL

Landing performance is calculated without the benefit of thrust reversers, as per regulation.

The RLD for a wet runway is the RLD for the dry runway multiplied by 1.15.


DISPATCH ON CONTAMINATED RUNWAY

Ident.: EFB-LDG-40-00022791.0001001 / 02 OCT 19

Applicable to: ALL

Landing performance can be calculated with the benefit of the thrust reversers.

For operators complying with EU-OPS regulation, the landing weight on a contaminated runway cannot exceed the landing weight on a wet runway.

 A330-300 FLIGHT CREW OPERATING MANUAL	PERFORMANCE (EFB) LANDING DISPATCH REQUIREMENTS
---	---

DISPATCH WITH MEL OR CDL ITEM

Ident.: EFB-LDG-40-00022792.0001001 / 02 OCT 19

Applicable to: ALL

The aircraft can be dispatched with deferred MEL or CDL items. In this case, the LDA must be at least equal to the RLD calculated with the applicable MEL or CDL item selected.

MEL or CDL items that affect landing performance are:

- MEL items that reduce braking capabilities (brakes, spoilers, thrust reversers if applicable)
- MEL items that have an impact on thrust available for go-around (engine anti-ice valve stuck open)
- CDL items that increase aircraft drag (seals, fairings).

L2 CDL items are divided in two categories: negligible and non-negligible items.

If the number of negligible CDL items is less or equal to three, no penalty applies.

If the number of negligible CDL items is more than three, a drag increase for each item is applied.

IN-FLIGHT LANDING DISTANCE CROSSCHECK
--

Ident.: EFB-LDG-40-00022793.0001001 / 02 OCT 19

Applicable to: ALL

The Factored In-Flight Landing Distance may, in some cases, and in particular on contaminated runway, exceed the RLD considered at dispatch.


When arrival conditions are expected to be marginal it is recommended to make a preliminary calculation of In-Flight Landing Distance or Factored In-Flight Landing Distance at dispatch in order to nominate suitable destination alternates.

The landing performance calculation may also check that the aircraft can land at destination in compliance with In-Flight Landing Distance.

In this case, the landing distance considered for dispatch is the maximum of the RLD and the Factored In-Flight Landing Distance.

飛行中性能評估

在 FCOM 性能/落地/飛行中性能評估 (Performance (EFB) /Landing /In-Flight Performance Assessment) 說明了飛行過程中落地性能之計算方式及相關考量要點。


 CHINA AIRLINES A330-300 FLIGHT CREW OPERATING MANUAL	PERFORMANCE (EFB) LANDING IN-FLIGHT PERFORMANCE ASSESSMENT
GENERAL	
Ident.: EFB-LDG-50-00022795.0001001 / 02 OCT 19 Applicable to: ALL	


During flight, the flight crew performs a landing performance computation if the landing conditions changed compared with the landing performance computation at dispatch, or with a previous computation (e.g. runway, weather conditions, in-flight failure affecting performance, diversion). The landing performance calculation is made with the landing performance (LDG PERF) application, with the computation type set to IN-FLIGHT.

The landing distance used for this computation is the Factored In-Flight Landing Distance (FLD). The flight crew uses the RCAM to determine the runway landing performance and code.

If the aircraft has been dispatched with deferred MEL or CDL items, the In-Flight Landing Distance and Factored In-Flight Landing Distance must be calculated with the applicable MEL or CDL items selected.

Under exceptional circumstances, the flight crew may decide to disregard the Factored In-Flight Landing Distance. In this case the flight crew must check that the In-Flight Landing Distance is shorter than the LDA at the destination or diversion airport.

 For more information on In-Flight Landing Distances, Refer to EFB-LDG-20 Landing Distances Definitions.

 <p>A330-300 FLIGHT CREW OPERATING MANUAL</p>	<p align="center">PERFORMANCE (EFB) LANDING IN-FLIGHT PERFORMANCE ASSESSMENT</p>
<p align="center">LANDING PERFORMANCE WITHOUT IN-FLIGHT FAILURE</p>	

Ident.: EFB-LDG-50-00022796.0001001 / 02 OCT 19

Applicable to: ALL

LANDING PERFORMANCE CALCULATION

The flight crew enters the expected landing conditions and calculates the landing performance.

FLAPS LEVER POSITION

The FLAPS lever position for landing is at flight crew's discretion.

VAPP DETERMINATION


VAPP is calculated by the FMS and is displayed on the APPR panel of the FMS PERF page.

L2 The VAPP is calculated by the FMS as the maximum of:

- VMCL + 5 kt
- 1.23*VS1G + APPR COR

APPR COR is the highest of

- 5 kt in case of A/THR ON
- 5 kt in case of Ice Accretion
- 1/3 Headwind component (excluding gust - maximum 15 kt).

 A330-300 FLIGHT CREW OPERATING MANUAL	PERFORMANCE (EFB) LANDING IN-FLIGHT PERFORMANCE ASSESSMENT
---	--

LANDING PERFORMANCE FOLLOWING IN-FLIGHT FAILURE

Ident.: EFB-LDG-50-00022798.0001001 / 02 OCT 19

Applicable to: ALL

LANDING PERFORMANCE ECAM INDICATIONS

After an aircraft system failure that occurs in flight, the flight crew follows the associated ECAM procedure.

When required, the ECAM displays landing performance indications in the applicable procedure. The ECAM alert items are displayed on the ECAM STATUS page. The ECAM displays **LDG DIST PROC APPLY** if an ECAM alert item affects landing performance.

LANDING PERFORMANCE CALCULATION

The flight crew enters the ECAM alerts item that affect performance and expected landing conditions in the LDG PERF application to calculate the landing performance.

FLAPS LEVER POSITION

The flight crew selects the FLAPS lever position requested by the ECAM.

Note: If there are no ECAM instructions, the FLAPS lever position for landing is at flight crew's discretion.

VAPP DETERMINATION

- **If the ECAM displays **LDG DIST PROC APPLY**:**
 The flight crew enters into the FMS - PERF - APPR page the VAPP value computed by the LDG PERF application.

落地警告限制

在 FCOM 飛機系統/指示和紀錄系統/引擎警示螢幕指示/飛航階段 (Aircraft System/Indication and Recording System/Indication on EWD/Flight Phase) 說明了落地警告限制的區間(800 呎至 80 哩/時)。

FLIGHT PHASES

Applicable to: ALL

Ident.: DSC-31-15-B-00000484.0001001 / 16 JAN 18

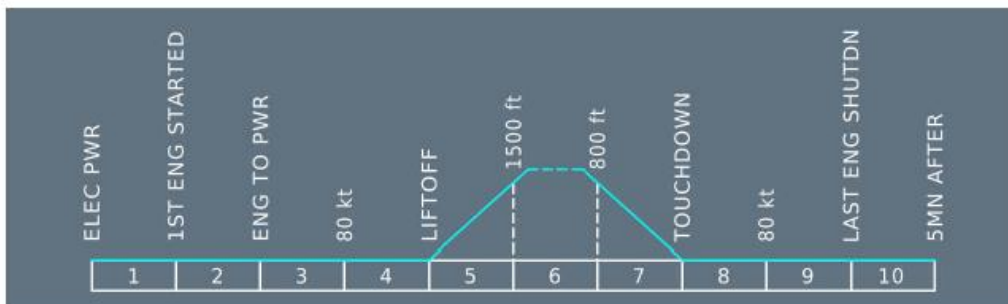
GENERAL

The FWC divides its functions according to these ten flight phases:

CAL A330-300 FLEET
FCOM

C to D →

DSC-31-15 P 3/8
05 SEP 19



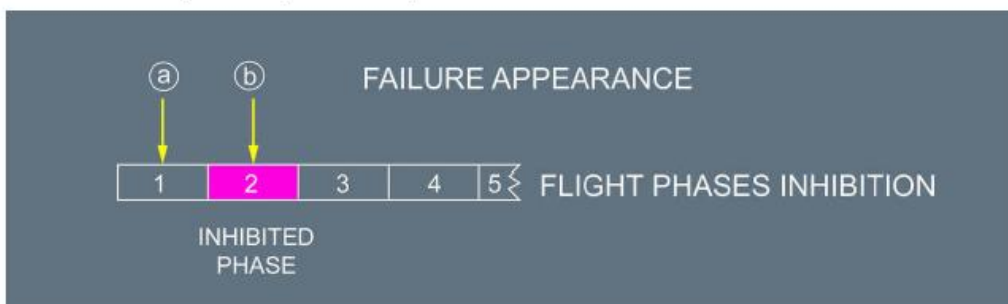
To improve its operational efficiency, the computer inhibits some warnings and cautions for certain flight phases. It does so to avoid unnecessarily alerting the pilots at times when they have high workloads (such as takeoff or landing). In these two phases, the DU displays magenta memos: "T.O. INHIBIT" (flight phases 3, 4, and 5), and "LDG INHIBIT" (flight phases 7 and 8).

Note: These flight phases are different from, and independent of, the ones used by FMGEC.

Ident.: DSC-31-15-B-00004743.0001001 / 16 JAN 18

FLIGHT PHASE INHIBITION

Two cases are possible (for instance) :




Effect on E/WD :

- (a) The failure occurs during Phase 1. The E/WD immediately displays the warning and continues to display it as long as the failure is present, even in Phase 2.
- (b) The failure occurs during Phase 2. The E/WD only displays the warning once the aircraft has entered Phase 3, where it is not inhibited. Then, the warning remains displayed as long as the failure is present.

鼻輪轉向系統

在 FCOM 飛機系統/起落架/鼻輪轉向/描述 (Aircraft System/Landing Gear/Nose Wheel Steering/Description) 此章節示意圖中，轉向手盤訊號經煞車及轉向控制單元處理再傳送至轉向伺服控制閥。

 A330-300 FLIGHT CREW OPERATING MANUAL	AIRCRAFT SYSTEMS LANDING GEAR NOSE WHEEL STEERING - DESCRIPTION
---	---

DESCRIPTION

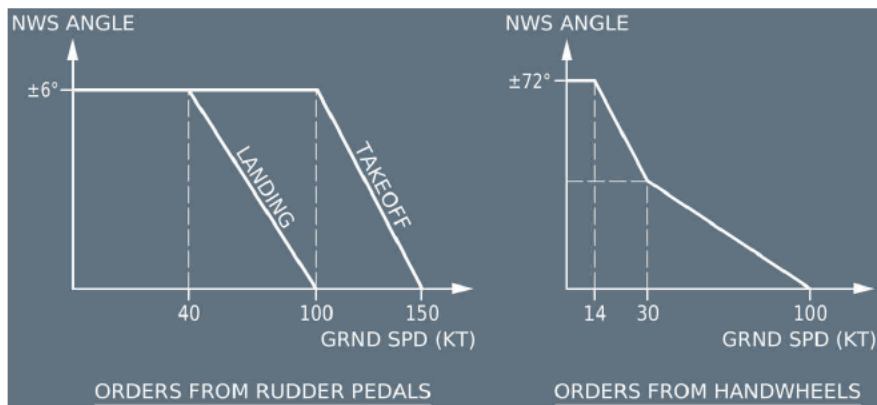
Ident.: DSC-32-20-10-00000618.0002001 / 16 JAN 18

Applicable to: B-18355

Nose wheel steering is provided by two actuators, powered by the green hydraulic system and electrically-signalled by the Brake and Steering Control Unit (BSCU).

The BSCU has two independent systems. Only one is active at a time, while the other is on standby. To control the steering the BSCU receives inputs from the steering hand wheels, the rudder pedals, and the Auto Pilot.

The BSCU transforms the pilot order into a nose wheels steering angle by controlling the servo-valve to provide the requested flow for the hydraulic actuators. The following limitations apply:

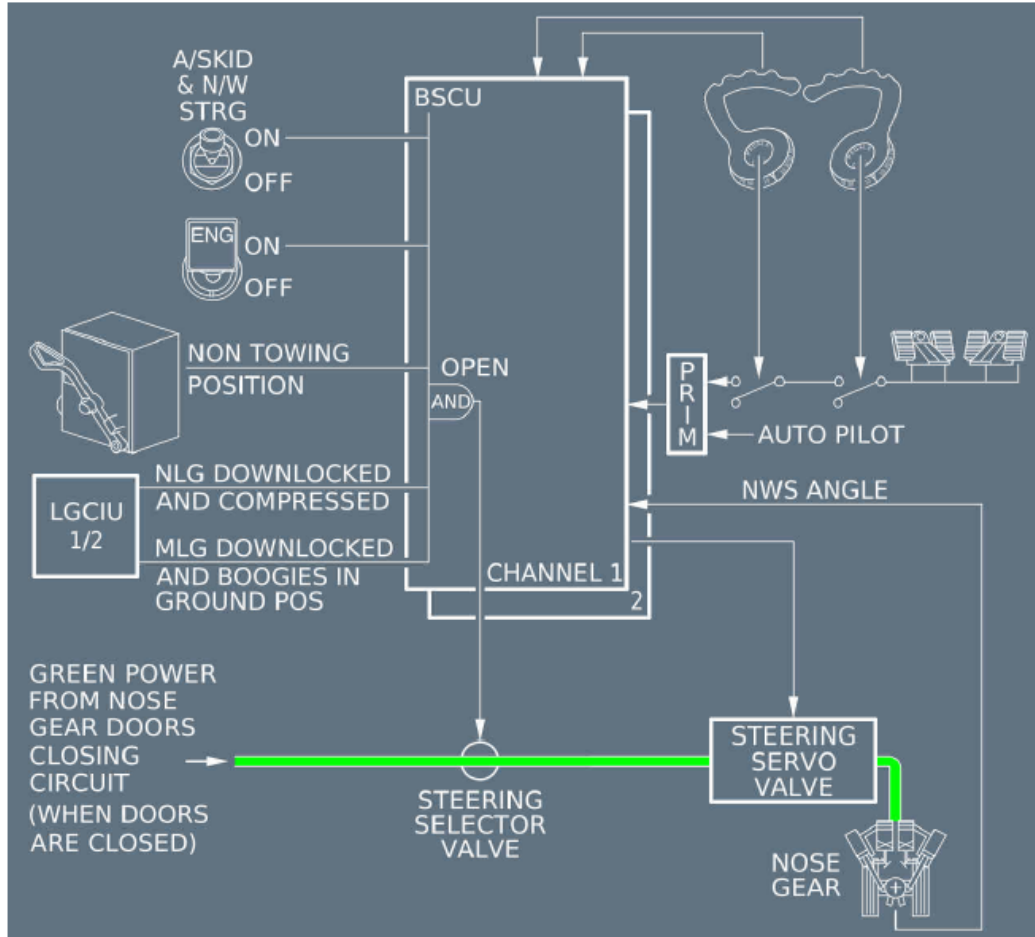


The steering handwheels control the nosewheel steering angle up to $\pm 72^\circ$ in either direction.

A lever on the towing electrical box (on the nose L/G) enables the steering system to be deactivated for towing purposes.

Pilots can disconnect the rudder pedal order to the BSCU, through a pushbutton located on each steering hand wheel.

An internal cam mechanism returns the nose wheel to the centered position after takeoff.



DESCRIPTION

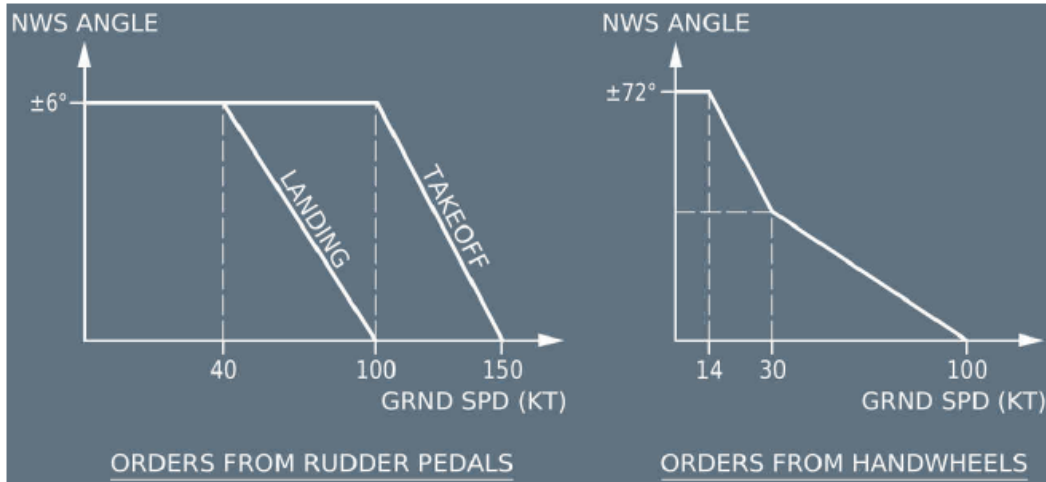
Ident.: DSC-32-20-10-00000618.0006001 / 16 JAN 18

Applicable to: B-18301, B-18302, B-18303, B-18305, B-18306, B-18307, B-18308, B-18309, B-18310, B-18311, B-18315, B-18316, B-18317, B-18351, B-18352, B-18353, B-18356, B-18357, B-18358, B-18359, B-18360, B-18361

Nose wheel steering is provided by two actuators, powered by the green hydraulic system and electrically-signalled by the Brake and Steering Control Unit (BSCU).

The BSCU has two independent systems. Only one is active at a time, while the other is on standby. To control the steering the BSCU receives inputs from the steering hand wheels, the rudder pedals, and the Auto Pilot.


The BSCU transforms the pilot order into a nose wheels steering angle by controlling the servo-valve to provide the requested flow for the hydraulic actuators. The following limitations apply:



The steering handwheels control the nosewheel steering angle up to $\pm 72^\circ$ in either direction. A lever on the towing electrical box (on the nose L/G) enables the steering system to be deactivated for towing purposes. A visual red warning on the overhead panel indicates to the crew that an oversteer ($\pm 93^\circ$) has occurred. Pilots can disconnect the rudder pedal order to the BSCU, through a pushbutton located on each steering hand wheel. An internal cam mechanism returns the nose wheel to the centered position after takeoff.

煞車及防鎖死系統

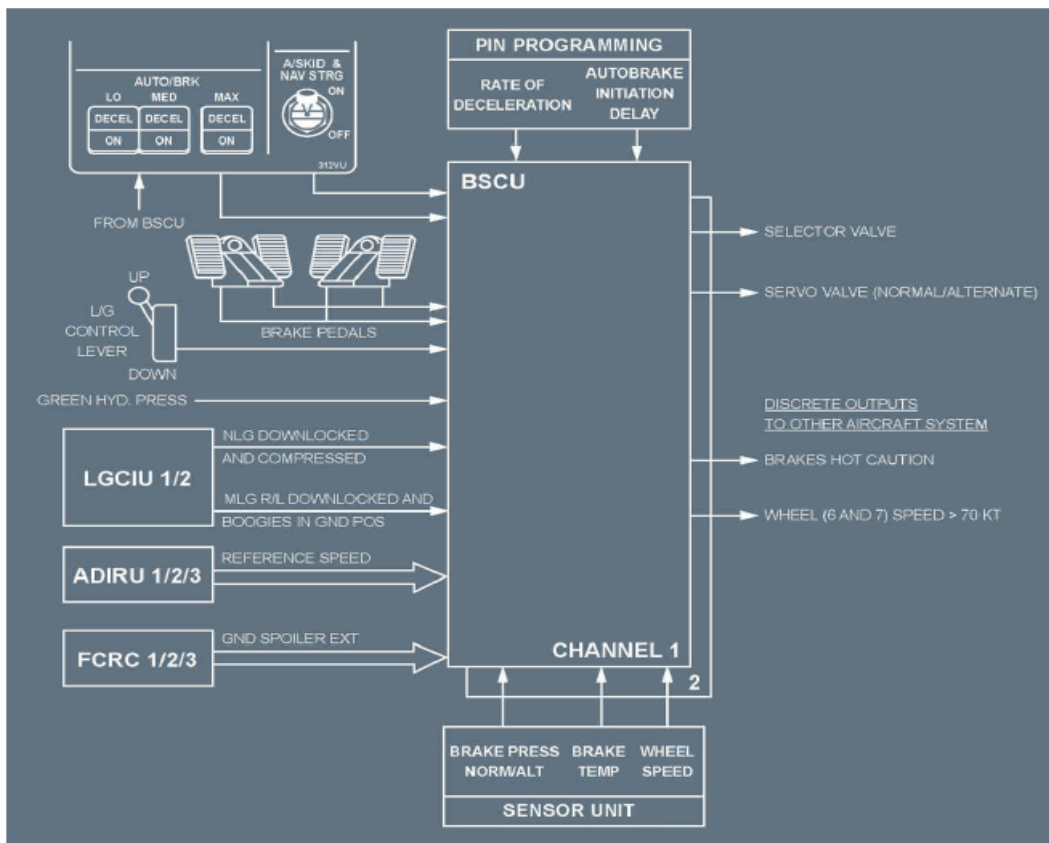
在 FCOM 飛機系統/起落架/煞車及防鎖死/描述 (Aircraft System/Landing Gear/Brakes and Antiskid/Description) 此章節說明煞車和防鎖死系統的運作原理及功能模式。

 A330-300 FLIGHT CREW OPERATING MANUAL	AIRCRAFT SYSTEMS LANDING GEAR BRAKES AND ANTISKID - DESCRIPTION
GENERAL	
Ident.: DSC-32-30-10-00018913.0001001 / 16 JAN 18 Applicable to: ALL	


The main wheels are equipped with carbon multidisc brakes, which can be actuated by either of two independent brake systems.

The normal system uses green hydraulic pressure, whilst the alternate system uses the blue hydraulic system (backed up by the hydraulic accumulator).

An antiskid and autobrake system is also provided.



Braking commands come from either the brake pedals (pilot action), or the autobrake system (deceleration rate selected by the crew).

 A330-300 FLIGHT CREW OPERATING MANUAL	AIRCRAFT SYSTEMS LANDING GEAR BRAKES AND ANTISKID - DESCRIPTION
---	--

A dual channel Brake and Steering Control Unit (BSCU) controls all braking modes and functions which are the following :


- Normal braking
- Alternate braking
- Autobrake
- Antiskid.

The BSCU performs the following secondary functions:

- Checks the residual pressure in the brakes
- Monitors brake temperature
- Provides discrete wheel speed information to other aircraft systems.

A changeover between the two BSCU systems takes place at each DOWN landing lever selection, or in case one system fails.

The main gear wheels are fitted with fusible plugs which protect against tire burst in the event of overheat.

Main gear wheels are also equipped with brake cooling fans  , which permit a high speed cooling of the brakes.

ANTISKID SYSTEM

Ident.: DSC-32-30-10-00018914.0001001 / 16 JAN 18

Applicable to: ALL

The antiskid system provides maximum braking efficiency by maintaining the wheels at the limit of an impending skid.

At skid start, brake release orders are sent to:

- Normal servovalves
- Alternate servovalves
- ECAM system which displays the released brakes.

Without using autobrake, full braking performance is achieved only with brake pedals at full deflection.

The antiskid system is deactivated below 10 kt (ground speed). For A340-500/600, below 10 kt (ground speed), the antiskid system is only operative during hard braking.

An ON/OFF switch activates or deactivates the antiskid system.

A/SKID PRINCIPLE

The A/SKID system compares the speed of each MLG wheel (and NLG wheel for A340-500/600) given by a tachometer with the aircraft speed called reference speed.

When the speed of a wheel decreases below 0.88 time the reference speed, brake release orders are given to maintain the wheel speed at the value (best braking efficiency).

In normal operation, the reference speed is determined by BSCU from the horizontal acceleration from ADIRU1 or ADIRU2 or ADIRU3.

In case all ADIRUs are failed, reference speed equals the maximum of either landing gear wheel speeds.

1.17.2 落地性能計算

根據華航提供之事故機落地性能計算資料，飛航組員係於航機下降高度前準備進場簡報時，使用 1700 時松山機場 ATIS 資訊 L: RWY 10 280/3 260V320 7000M-TSRA FEW1400 FEW CB1400 BKN2500 BKN5000 29/27 QNH 1011 之天氣資訊計算落地性能。自動煞車 (autobrake) 之設定為：低度 (LO)，跑道煞車性能狀況為：好 (Runway condition Good)。得出落地距離 (Landing Distance) 7,117 呎，加成落地距離 (Factor Landing Distance) 為 8,185 呎，如圖 1.17-1。



圖 1.17-1 落地性能計算資料

1.18 其他資料

1.18.1 訪談資料

1.18.1.1 正駕駛員訪談摘要

正駕駛員表示，松山機場是公司列為特殊的機場，必須由機長（PIC）執行起降。松山飛往浦東 CI-201 航班正常，回程航班浦東飛返松山（CI202）座艙內的相關狀態顯示也正常。在開始執行 CI202 任務之前，相關的出發前情況通報，派遣檢查以及對延遲差異（DD）/技術日誌（TLB）紀錄的檢查均正常進行了審核，沒有任何維護異常。

根據公司的程序，在下降點之前進行了提示；包括威脅與錯誤管理（TEM），人員環境設備和程序。與航管管制員（ATC）的通信也很正常。當天使用松山 10 精確性（ILS）進場。特別提醒了副駕駛關於下滑道的情況，要求在決定高度之後注意 PAPI，還強調了 CFIT/ALAR 的改出，穩定近場標準，機場路線簡介標註等，因為松山機場為特殊機場，在下降和近場階段，飛機沒有異常。執行著陸時，FO 呼出「spoiler」，這是我們的標準呼出，然後立即將 reverser 操作到最大位置，並開始注意到異常情況，飛機沒有減速，並且沒有反推力器聲音反應。此時，發現中度自動煞車設置無效，該設置應在接地後就要生效，並且未觀察到減速率。確認自動煞車功能失效，感覺到減速速度很慢，同時將人工煞車制動功能發揮到最大。然後請求 FO 協助一起踩下煞車踏板，以使飛機完全停止。

飛機停止後機首正對著跑道的中心線，航向是 096，機首離跑道的末端太近，無法轉彎。松山塔台告知飛機前輪距跑道末端約 10 公尺。座艙組員決定以安全為由，請求申請拖車將飛機拖至停機坪，同時塔台要求關閉兩個引擎，以使拖車可以進入飛機下方，飛機拖回停機坪途中檢查 ECAM，發現 ECAM 程序的執行符合正常。手冊指出，

當飛機穩定且飛行路徑高於 400 呎時，在穩定進場路徑且完成正常程序的情況下，執行 ECAM 動作，使用自動駕駛，進入 ECAM Action 並進行交互檢查。飛機停止於跑道後，飛機處於停止狀態，ECAM 由維護人員來排除故障，並表示在 TLB 中記錄了 ECAM 的故障缺點。回憶起 ECAM 的第一頁是「Flight Control Protection Lost」，下一頁是 PRIM1/PRIM2/PRIM3 故障。關於落地性能的計算，本人傾向於保守。當時，ATIS 顯示為順風 3kts，為提高煞車預度改用順風 5 kts 進行了計算，並將「自動煞車」設置為「低」。在下降階段的後期，ATC 報告能見度降低到 2500 公尺。當時，還注意到主要飛行顯示器（primary flight display, PFD）顯示風向變化，得知天氣已發生變化。將自動煞車設置從「低」更改為「中」，從 EFB 設備計算落地距離約為 5,000 至 6,000 呎，加成後的落地距離（factored landing distance）為落地距離（landing distance）加上 15%，剩餘跑道還蠻多的。回想起飛機降落時，FO 喊出了 spoiler，確認顯示屏上有 spoiler 之後，開始將 reverse 先拉至 idle 再到 max。由於沒有感覺到減速率，也沒有感覺到反向氣流的影響，也沒有感覺到反推力器操作產生的明顯噪音，因此認為自動煞車功能失靈。然後，同時使用人工煞車操作，注意到減速非常異常，因此踩下了全程的煞車踏板。煞車是逐漸建立壓力的，因為發現減速率不正常，全力踩下踏板並請 FO 協助踩踏板。發現三套電腦無法正常工作。由於三套電腦出現故障，自動煞車，地面擾流板以及減速設備均會失效。由於下大雨，跑道當時可能已經積水，但沒有證據。在三台電腦同時發生故障之後，所有擾流板都被收回，在縮回的同時，它將對減速產生很大影響，從而導致在高速狀態下減速的效率非常低。至於自動煞車被人為解除的可能性，本人和 FO 都沒有這樣的經驗，從未這麼做過，也認為 FO 也不會這麼做。

1.18.1.2 副駕駛員訪談摘要

副駕駛員表示目前擔任 A330 FO，空軍退伍，進入華航有 3 年多，

軍中時數約 2,000 小時，民航時數約 1,350 小時合計 3,350 小時。民航機師前置訓練的機型為 747，完訓後再訓飛 A330 非常充實。

副駕駛員表示這次松山飛浦東 CI201，浦東返回松山 CI202，任務前一日休假，生活作息正常。防疫期間大部分時間都在家中，睡眠品質也都正常，在任務前一日會讀書複習隔日目的地機場的相關資訊。當日上午 8 點多起床，10 點到公司然後搭車前往松山機場報到，報到時間為上午 11 點。到松山報到後按程序完成酒測，量體溫，任務提示。起飛過程正常，整個飛行過程中正常，順利抵達浦東機場。返航 CI202 在地面檢查飛機都很正常，所有檢查均按程序起飛、離場、巡航都是正常，下降及進場階段都正常，裝備也沒有任何異常情況。操作部分由於我是 PM，Captain 是 PF，在過程中進場時，有 update 台北最新消息，持續更新 ATIS。近場台有告知目前能見度 2,500 公尺，後來風向有點改變有點尾風。教官將自己 low autobrake 改成 medium autobrake，落地時操作正常，符合操作程序及穩定進場條件。PM 的職責就是監視 spoiler，那時 spoiler active，所以我 call 了一個 stand call out spoiler，後面我就轉移到去看 reverse 有沒有 active。一開始沒有看到任何符號在上面，所以我按正常 call no reverse 繼續監視，reverse 部分還是沒有顯示，提醒 captain，因為沒有看到 captain 手部的動作。我按照顯示再 call 一個 reverse 提醒教官，教官問了我一句 autobrake 有沒有作用，我檢查 autobrake，發現指示燈都是熄的，然後教官就使用 manual brake。在煞車過程中，教官請我幫忙踩煞車。這時我開始踩煞車，注意力放在方向控制及觀察外界看減速的情況。後面就是持續的施加煞車到飛機停止，跑道端就在正前方。那時跟塔台說我們停跑道上，後面再分析情況。評估後申請由拖車來脫離跑道會比較安全一點。後面就是關車，脫離跑道到停機位。這就是飛行的過程所發生的情形。

落地後 call out spoiler，spoiler 有致動，後面看到下面的 display 顯示，接著移動看 reverse，我聚焦在這範圍看有沒有自動顯示，三角

形綠色，情況就是這樣。spoiler 那天我有特別注意，教官在作任務提示時有特別交代落地時要注意下面 spoiler 有沒有動起來。spoiler 有致動，所以換下一個動作去看 reverse 有沒有動作，然後發現 spoiler 的情形整個都是綠色的，沒有琥珀色。我的記憶是這樣，是看到 6 個綠色三角形，spoiler 後來就來看有沒有 reverse，都沒有 reverse 的字眼出現，所以我又 call reverse 提醒教官，reverse 要作用。call 了兩次，原因是沒有看到 reverse 的字樣，表示因為沒有看到教官的手，會認為教官還沒有動作，實際上教官已經有拉了，因為機械故障造成沒有顯示；第二次 call reverse 沒有看到 captain 的手有沒有在拉，我仍然眼光監視儀表的顯示是否有 reverse，後面還是沒有。captain 說 autobrake 沒有作用，看我的 autobrake 是沒有任何燈號，所以 call no autobrake 之後教官使用 manual brake。

我一直注意跑道情況，後來教官說幫我踩煞車然後，腳上去開始使用煞車。(沒有看到 autobrake 燈沒亮)下降前有做 approach briefing，內容為 briefing item。按照 TEM Guide 有提到落地後 spoiler 那時再做提醒，松山機場可能尾風落地，跑道比較短，所以 spoiler 有致動，對後續操作，不管是 autobrake 或 reverse 都是一連貫作用的，所以有提示要檢查。再來是 approach briefing，第一個是 ECAM System 有沒有失效，但情況都正常，diversion fuel 是足夠的沒有太大的問題；再來到場提示，鞍部 ONE ZULU 到場，做完整的提示後進場。松山 10 跑道正常，機場滑行路徑圖，計算落地性能數據，自動化系統的使用；最後是低能見度的任務提示。這是整個任務提示的訓練手冊的指導。

落地性能計算在空中有算，有和機長討論，按照 ATIS 給的東西來做計算。其實我們是使用 low brake 停在跑道上沒有問題，詳細的數據不記得，但都可以符合性能數據的操作。在 CI202 航次 PM 是 FO 擔任，每一次有 ATIS 資料，FO 都會將資料叫出，我抄了兩個 ATIS。於獲得 ATIS 資料後對跑道距離的計算，如果 ATIS 改變很大，再重新做計算；遇到新的 ATIS 再改一下，風向風速還會改變，改一下看

可不可以落地，這兩項有再重新計算；尾風的部分教官有計算，機長用比較大的尾風計算 autobrake 的設定都可以正常落地的沒有問題，都有 double check 降落距離是否可以安全落地，已經是保守計算，用更大的尾風計算都沒問題。

Captain 請我幫忙踩煞車那時的感覺，感覺煞車不是軟的感覺壓力是正常的，我就是踩到底就對了，那時減速效率沒有我想的預期的好。踩煞車是因為那時候我那時在看外面，那時還 call 了一個 center line，注意力是放在外界。那時教官叫我踩，我就幫忙踩了，已經踩到最大。call 了一個 center line 是因為，當時是偏左還是偏右不確定，call 完有馬上修正回來，期望值無法回答，也沒有聽到什麼其他的聲音。我那時腳放在腳舵板上面，但是不會施加任何壓力，一直到 Captain 請我幫忙踩煞車才幫忙踩，踩到滿。但是從來沒有在落地時踩到這麼滿，其他控制面的東西我都沒有碰。

1.18.2 製造廠初步分析

事故後空中巴士提供本會有關三套 FCPCs 於觸地後相繼失效之說明與初步分析，摘錄初步結論如後：

- *Undue triggering of the rudder order COM/MON monitoring in the 3 FCPC and subsequent PRIM 1/2/3 FAULT's*
- *Early investigation shows no change in the rudder order monitoring design (prime introduction of enhanced Ceo A/C, similar design to A340-500-600)*
- *This was the first event experienced in 37 millions flight hours on the A330/A340 Family*
- *Airbus has no specific operational or maintenance recommendations to raise at this stage of the investigation.*

– *Current operational procedures effective to minimize the consequences.*

- *Way forward*

- *Finalize analysis of root cause and possible contributors*

- *Assess performance impact*

- *Consider appropriate mitigating actions and fixes*

(中譯:

- 不當觸發三套 FCPC 中方向舵 COM/MON 監控機制及隨後的 PRIM 1/2/3 FAULT

- 初步調查顯示方向舵監控設計無需改變

- 在 A330 / A340 系列飛機在 3,700 萬飛行小時的經歷裡，此事件是第一次發生

- 在目前的調查階段，空中巴士公司無飛航操作或飛機修護相關的建議

- 現行的飛航操作程序能有效將後果減到最小

- 後續工作

- 分析以找出根本原因和相關因素

- 評估對航機性能的影響

- 研究適當的減害措施和改正措施

1.18.3 事件序

本事故發生之重要事件順序詳細內容如表 1.18-1。

表 1.18-1 事件順序表

時間	事件	資料來源
1625	自浦東機場起飛	FDR
1645	爬升至巡航高度（飛航空層 300）	FDR
1647:50	轉換巡航高度（飛航空層 320）	FDR
1658:53	飛航組員與臺北區管中心北部席位雷達管制員無線電構聯	ATC
1653 至 1700	飛航組員執行進場前準備及提示 落地性能計算設定「 <i>runway condition wet/good</i> 」	CVR 訪談
1713:15	開始下降高度	FDR
1725:46	飛航組員與臺北近場管制塔台構聯無線電，獲得松山機場 10 跑道 QNH 設定 1,011mbar	ATC
1740:37 至 1740:44	機長警覺到松山機場附近下雨 CAM-1「松山那邊也下雨 要個天氣了」	CVR
1741:36 至 1741:38	飛航組員討論小雷陣雨 操控駕駛員「有沒有下雨」 操控駕駛員「 <i>light thunder shower rain</i> 」	CVR
1741:45	獲得 10 跑道 ILS 進場許可	CVR
1743:21	高度 3,008 呎,塔台告知機場能見度降至 2,500 公尺 松山塔台管制員提供地面風速及 QNH 資料「 <i>runway one zero wind two four zero degrees seven knots QNH one zero one two the visibility two thousand five hundred meters with light thunder storm and rain continue approach</i> 」	CVR
1743:50	塔台管制員頒布落地許可，Wind 250 degrees 9 knots. 「 <i>runway one zero wind two five zero degrees niner knots caution tailwinds clear to land</i> 」	CVR
1744:28	開始執行落地檢查單「 <i>autothrust, autobrake medium, landing no blue</i> 」	CVR
1744:37	將自動煞車（AUTOBRAKE）設定由低度（LO）改為中度（MED）	CVR
1744:43	完成落地檢查單程序；無任何 ECAM 故障資訊	CVR/FDR 訪談

1745:41	松山塔台管制員提供地面風速及 QNH 資料「 <i>wind two five zero degrees one zero knots caution tail wind</i> 」	CVR
1745:47.	操控駕駛員要求「雨刷可以再快一點沒關係」	CVR
1745:58	監控駕駛員呼叫看到 10 跑道進場燈 操控駕駛員解除自動駕駛 該機 RA 773 呎、空速 133 浬/時、地速 148 浬/時、風速 11 浬/時、航向 272 度	CVR FDR
1746:41	監控駕駛員提醒機長要維持跑道中心線「 <i>center line</i> 」	CVR
1746:47.7	EGPWS 自動高度提醒聲響「 <i>fifty</i> 」 該機空速 142 浬/時，地速 152 浬/時；風速 9 浬/時 240 度	CVR FDR
1746:49 至 1746:53	該機無線電高度由 34 呎降至 3 呎 左方向舵持續操作 3 度至 16 度 線電高度約 15 呎，兩具油門桿手柄位於「 <i>retard</i> 」	FDR
1746:54 1746:55	該機主輪第 1 次觸地；約 1 秒後，主輪第 2 次觸地 監控駕駛員呼叫「 <i>spoiler</i> 」 操控駕駛員回應「 <i>check</i> 」	FDR CVR
1746:58 1746:59	三套主飛控電腦故障 FCPC 1, 2, 3 FAULT 地面擾流板未展開；自動煞車未作動 監控駕駛員呼叫「 <i>reverse</i> 」 操控駕駛員回應「 <i>autobrake 有沒有上</i> 」	FDR CVR
17:47:01 至 17:47:02	操控駕駛員呼叫「 <i>autobrake 有沒有上</i> 」 監控駕駛員回應「 <i>autobrake 沒上</i> 」 兩具油門桿手柄位於「-38 度」，左右反推力器未展開	CVR FDR
17:47:04	操控駕駛員呼叫「 <i>manual brake</i> 」 該機地速 134 浬/時	CVR FDR
1747:07 至 1747:08	監控駕駛員呼叫「 <i>reverse no green</i> 」 操控駕駛員回應「 <i>check 趕快幫我踩 幫我踩</i> 」 操控駕駛員訪談提到「踩滿煞車，減速率很異常」	CVR 訪談
1747:22	駕駛艙單音告警聲響（ <i>single chime</i> ） 該機地速 81 浬/時	CVR FDR
1747:37 至 1747:56	監控駕駛員向塔台報告飛機停在跑道，需要拖車 鼻輪距跑道末端 9.1 公尺	CVR 訪談

1748:32	<p>操控駕駛員通知管制員飛機停在 10 跑道末端，飛機無法自行離開跑道</p> <p>「<i>uh we just uh due to performance uh and runway condition we just stop end of the runway now we think we uh not able uh vacate runway by ourselves</i>」</p>	<p>ATC CVR</p>
---------	--	--------------------

附錄 1：LLWAS 相關風向風速計之紀錄資料

