



國家運輸安全調查委員會

重大運輸事故

調查報告

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

於松山機場落地時多重系統失效

報告編號：TTSB-AOR-21-09-001

報告日期：民國 110 年 9 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

摘要報告

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。該機於台北時間 1746 時在臺北松山機場 10 號跑道落地，觸地時 3 套主飛控電腦（flight control primary computer, FCPC 或 PRIM）幾乎同時失效，從而地面擾流板（ground spoilers）、自動煞車（autobrake）及反推力器（thrust reversers, T/R）亦失效。飛航組員發覺自動煞車及反推力器未作動，航機減速困難，迅速使用人工方式煞車（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 monitoring, 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，電子飛行資料包（Electronic Flight Bag, EFB）顯示尚有 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，飛航組員接獲塔臺告知機場能見度降至 2,500 公尺。1743:51 時，氣壓高度約 2,480 呎，塔臺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，PF 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，因為知道松山機場天氣改變，PF 要求 PM 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，塔臺管制員提醒順風 10 浬/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*)，PF 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，PM 呼叫提醒 PF 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 浬/時 (指示空速 135.5 浬/時)，最大垂直加速度為 1.28g's，襟翼為全外型，地面擾流板 (編號 2 至 6) 開始作動。落地後 1 秒，PM 隨即呼叫「*spoilers*」，左右側主起落架空中/地面參數各約有 0.75 秒及 0.5 秒之模式變化。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/PRIM3 出現故障且擾流板收回，因當時地面擾流板失效。此時 PM 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 時，PF 問了兩次「*autobrake* 有沒有上」(此時地速為 141 浬/時)，PM 隨即回答「*autobrake* 沒上」，大約 5 秒後 (1747:04)，PF 叫出「*manual brake*」，並將煞車踏板踩到底，常態煞車之液壓壓力值為 448 psi，縱向加速率 *longitudinal acceleration* 數值約 -0.1g's，顯示航機開始減速。1747:07 秒，PM 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 浬/時)，從此兩人同時將人工方式煞車踩到底，煞車液壓壓力約上升到 576 psi，縱向加速率數值為 -0.14g'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波動，煞車液壓壓力值最小為 128 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。飛機煞停於松山機場 10 跑道末端前 30 呎。

依據中華民國運輸事故調查法及國際民航公約第 13 號附約相關內容，運輸安全調查委員會為負責本次飛航事故調查之獨立機關。受邀參與本次調查之機關（構）包括：法國航空器失事調查局（Bureau d'Enquêtes et d'Analyses, BEA）、空中巴士公司、歐盟飛航安全局（European Aviation Safety Agency, EASA）、交通部民用航空局及中華航空公司。

本事故「調查報告草案」於 110 年 4 月完成，依程序於 110 年 5 月 7 日經運安會第 25 次委員會議初審修正後函送相關機關（構）提供意見；經彙整相關意見後，調查報告於 110 年 8 月 13 日經運安會第 29 次委員會議審議通過後，於 110 年 9 月 3 日發布調查報告。

本事故調查經綜合事實資料及分析結果，獲得之調查發現共計 15 項，無改善建議，如下所述。

壹、調查發現

與可能肇因有關之調查發現

1. 事故機電子飛行控制系統之 3 套主飛控電腦在觸地時幾乎同時失效，係因 3 套主飛控電腦在命令/監視通道之方向舵指令監控都發生過當的觸發。在觸地時 3 套主飛控電腦的命令通道/監視通道之非同步剛好都在高點，合併主輪觸地時航機橫向控制從飛行邏輯轉為地面邏輯，再加上駕駛員快速踩/放方向舵踏板加大非同步差異，造成主飛控電腦命令通道與監視通道之計算差異超過軟體設定之監控界限，使主控的 1 號主飛控電腦失效。
2. 1 號主飛控電腦失效後，主控權依序交給非同步亦在高點之 2 號主飛控電腦及 3 號主飛控電腦，進而造成 3 套主飛控電腦相繼失效。3 套主飛控電腦失效後，造成地面擾流板、反推力器及自動煞車系統都失去功能，致增加航機煞停所需之跑道距離。

與風險有關之調查發現

1. 落地過程 3 套主飛控電腦失效後，飛行控制邏輯重新組態由常態邏輯轉為直接邏輯，在直接邏輯下飛機主要控制翼面仍可控制。惟相關減速裝置含地面擾流板、反推力器及自動煞車系統都失效，航機減速端賴駕駛員人工煞車。
2. 當 3 套主飛控電腦在觸地時失效，如果又遭遇駕駛員操作深長落地或跑道不佳等狀況，可能會明顯增加落地所需距離，在駕駛員發現無自動煞車後立即使用最大人工煞車，飛機煞停仍存在衝出跑道末端之風險。

其他調查發現

1. 事故航班飛航組員持有民航局頒發之有效航空人員檢定證與體檢證，飛航資格符合要求，訓練與考驗紀錄中查無與本案有關之異常發現。事故前 72 小時之休息及活動正常，無證據顯示有足以影響飛航組員操作表現之醫療、藥物與酒精因素。
2. 駕駛員操作在進場、帶平飄、著陸及滾行過程，直到飛機完全停止符合飛航組員操作手冊穩定進場及人工著陸標準程序。
3. 飛機落地滾行過程，從駕駛員之互動、操控駕駛員對航機減速過程之反應與監控駕駛員對系統狀況之掌握與呼叫，顯示飛航組員間之互動良好，並保持高度之狀況警覺。
4. 本案 3 套主飛控電腦故障，實際剩餘跑道距離（30 呎裕度）比計算值（172 呎裕度）短，可能因為尾風、跑道狀況及人工煞車仍存在一些增加煞停距離的因素。
5. 地面擾流板功能至少需要 1 套正常 FCPC 才能運作；自動煞車系統需要至少 2 套主飛控電腦才能備動；反推力器需要 1 號或 3 號主飛控電腦提供獨立解鎖信號才能伸展。因 3 套主飛控電腦在觸地時失效，造成地面擾流板、自動煞車系統及反推力器無法正常運作。
6. 主飛控電腦原廠檢測結果顯示，曾發生屬 SAO（Spécification Assistée par Ordinateur）之故障，電腦本身測試為無故障。原廠表示 SAO 故障指電腦執行程式時，發生某些狀況與軟體設定之規範

- 不符而觸發故障，電腦硬體本身並無問題。
7. 空中巴士審視過去裝置有電動方向舵 A330/A340 機隊之紀錄，迄 2020 年 4 月已累計 4,430 萬飛時/870 萬飛行次數，有關 3 套主飛控電腦觸地時失效，本案是唯一之案例。
 8. 松山機場跑道之摩擦係數、縱坡度、橫坡度、以及縱坡度變化均符合規範。
 9. 事故航班距 10 號跑道頭 6,600 呎至 7,300 呎區間減速性能變差，可能因此區位於 28 號跑道著陸區，道面上之塗漆標示及鋪面胎屑堆積影響所致。
 10. 事故航班於 10 號跑道第 1 次與第 2 次主輪觸地，距離 10 號跑道頭約 1,500 呎及 1,800 呎，均位於跑道著陸區內。
 11. 飛航組員採用人工煞車後，其整體減速性能介於「medium」至「good」，其狀況與航管通報跑道為濕（wet）道面一致，應可排除遭遇水飄之影響。

貳、改善建議與積極安全措施

事故調查過程中，本會與有關單位保持密切聯繫，飛機製造廠空中巴士已於調查期間提供其所採取之積極安全措施，以改善調查過程發現主飛控電腦命令/監視通道有關方向舵命令監督不夠健全之議題，該安全措施已包含有關本案之短期改善措施，及針對主飛控電腦之軟體改善，因此本案不再提出 3 套主飛控電腦幾乎同時失效議題之改善建議。

另交通部民用航空局及中華航空公司，亦在事故後短期內即發布相關之飛安公告及飛航操作資訊，並規劃施行案例宣導。該安全措施已包含保守派遣作業之考量、飛行中飛航組員落地性能之計算，及加強組員落地過程狀況警覺與後續操作處置能力。因此本案在簽派作業、落地性能計算及駕駛員操作亦無相關之改善建議。

有關單位已採取或進行中之安全措施如下：

交通部民用航空局

交通部民用航空局於民國 109 年 7 月 13 日發布有關本案之飛安公告 ASB No：109-060/O R1，詳如附錄 2，其建議改進事項如下：

- 一、A330 機型航機派遣前，如目的地機場如預報為雨天濕滑跑道，應考量前項不預期狀況影響航機落地性能之因應措施。
- 二、駕駛員於在空時，對雨天濕滑跑道進場前之落地性能之計算，應將遭遇前項狀況及使用人工煞車所需停機之距離亦列入試算；如有落地距離不足之疑慮時，應考慮轉降其他備用機場。
- 三、航空公司應加強駕駛員有關於雨天濕滑跑道落地時操作注意事項，提高警覺並加強對機載減速系統之功能運作監控，如遭遇自動減速系統失效，須立即反應以人工方式進行減速操控。
- 四、國籍航空所屬空中巴士航機，有類似飛控電腦及減速裝置之機型，得參照本公告辦理以維飛安。

中華航空公司

一、中華航空公司於民國 109 年 7 月 3 日發布有關本案之飛航操作資訊 FOI 2020-0034，並於民國 110 年 2 月 22 日發布更新版（FOI 2021-0007）詳如附錄 3，其主題及訊息如下：

SUBJECT: CONSIDERATION FOR LANDING ON SHORT RUNWAY UNDER WET OR SLIPPERY CONDITION

MESSAGE :

Recently there was a case regarding A330 landed on TSA airport under heavy rain with deceleration devices malfunction.

Before landing on wet or slippery runways, crew should apply FlySmart to calculate 2 landing distances during approach preparation:

1. *Normal landing distance,*

2. *Given condition;*

a. *RW condition: Good or reported RWY condition / braking action, whichever is worse*

b. *BRK mode: Manual*

c. *REV: NO*

d. *ECAM: F/CTL SPLRS FAULT (ALL SPLRS)*

If the calculated factored landing distance (F-L/D DIST) from condition 2 is marginal, PIC should carefully consider select longer runways, using maximum manual brake, reducing weight or diversion.

Pay extra attention on short runways (such as TSA, KHH, NRT 16L/34R, HND 22, SYD 07/25...etc.). For flare and landing operation, flight crewmember shall be vigilant and close monitor the aircraft system operation such as autobrake and reversers, and take proper actions immediately when necessary such as application of manual brake.

二、中華航空公司為宣導於類似本事故在短跑道、尾風、非乾性跑道道面等條件環境下，深長著陸的潛在危害，已將本案案例列入今(110)年度第二季飛安海報製作，並納入上半年年度 EBT 提示之案例宣導，以利讓組員知道深長著陸之可能風險。

三、針對保守簽派方面，中華航空公司已檢視所有飛航之機場，對於 A330 機型使用道跑長度小於 9,000 英尺之航班，除確保派遣航機相關減速系統均須正常外，簽派員之落地跑道性能計算亦以不使用地面擾流板與發動機反推力等保守簽派，做為本事件後之風險管控作為。

空中巴士

飛機製造廠空中巴士於 2021 年 2 月 12 日提供有關本案之報告，其中述及其安全措施如下：

1. Short term actions – Communications to Operators

The objective of these short-term actions was to remind all affected Operators of the importance of the Landing SOP, in particular during the rollout phase, to minimize the consequences of the triple PRIM failure on the aircraft landing distance.

Operators Information Transmission (OIT)

The 28th of July 2020, Airbus issued an Operators Information Transmission (OIT) ATA 27 – A330 Primary Flight Control failures at touchdown (reference 999.0054/20 Rev 00) towards all A330/A340 Operators to inform them of the incident.

The OIT is provided in the Annex 5.

AirbusWIN video

The 28th of December 2020, Airbus published a video on its Worldwide Instructor News website

(AirbusWIN, <https://www.airbus-win.com>), which detailed:

- The deceleration means at landing and the logic behind them*
- The standard callouts during landing in normal operations*
- The callouts during landing in the event of abnormal operations*

The video can be downloaded under the following link: <https://www.airbus-win.com/wp-content/uploads/2020/12/what-about-deceleration-means-at-landing-en.mp4>

2. FCPC software enhancement addressing the root cause

A software enhancement will be implemented in the next FCPC

standards on the A330 family, to address the root cause of the B-18302 event:

- P19 for the A330-200 (Ceo) and A330-800 (Neo), targeted for Q3-2022*
- M28ceo for the A330-300 (Ceo), targeted for Q3-2023*
- M3x for the A330-900 (Neo), targeted for mid 2024*

The modification will consist of several system improvements:

- Decrease of the COM/MON asynchronism level for the flight/ground information treatment*
- Improvement of the COM/MON rudder order monitoring robustness in case of ground to flight and flight to ground transitions*
 - Higher unitary monitoring robustness during such transitions*
 - Avoid cascading/“domino’s” effect that leads to several PRIM fault*

3. FCPC specification robustness review

Following the event, Airbus has launched a detailed review of the FCPC software specification, focusing on the COM/MON monitorings during the flight/ground transition. The objective was to detect potential robustness issues, going beyond the scenario of the B-18302 event. At the time of writing of this report, this review is still on-going.

At this stage, Airbus has not identified another type of COM/MON monitoring robustness issue that could result in an undue monitoring triggering with subsequent repercussions having similar level of severity than the B-18302 event.

本頁空白

目錄

摘要報告	v
目錄	xv
表目錄	xviii
圖目錄	xix
英文縮寫對照簡表	xxi
第 1 章 事實資料	1
1.1 飛航經過	1
1.2 人員傷害	3
1.3 航空器損害情況	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
1.6.4 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	25
1.7.1 天氣概述	25
1.7.2 地面天氣觀測	27
1.8 助、導航設施	31

1.9	通信	31
1.10	場站資料	31
1.10.1	空側基本資料	31
1.10.2	跑道抗滑檢測	32
1.10.3	機場設計相關規範	34
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	36
1.12	航空器殘骸與撞擊資料	42
1.13	醫療與病理	42
1.14	火災	42
1.15	生還因素	42
1.16	測試與研究	42
1.16.1	電子飛行控制系統偵錯資料	42
1.16.2	主飛控電腦檢測	43
1.17	組織與管理	45
1.17.1	飛航組員操作手冊	45
1.17.2	落地性能計算	67
1.18	其他資料	68
1.18.1	訪談資料	68
1.18.1.1	正駕駛員訪談摘要	68
1.18.1.2	副駕駛員訪談摘要	70
1.18.2	製造廠分析與結論	72
1.18.3	事件序	76
第二章	分析	79
2.1	概述	79
2.2	航空器適航與飛控系統	79
2.3	主飛控電腦失效	83
2.4	航空器進場與落地操作	85
2.5	落地跑道模擬分析	86
2.6	深長著陸附帶的風險	89

2.7	松山機場跑道狀況與航機減速性能分析.....	90
2.7.1	跑道鋪面抗滑檢測與降雨量觀測資料.....	90
2.7.2	10 號跑道可用落地距離及航機著陸點分析	90
2.7.3	事故航班之減速性能分析.....	91
第 3 章	結論.....	93
3.1	與可能肇因有關之調查發現.....	93
3.2	與風險有關之調查發現.....	94
3.3	其他調查發現.....	94
第 4 章	運輸安全改善建議.....	96
4.1	改善建議.....	96
4.2	已完成或進行中之安全措施.....	96
附錄 1	: LLWAS 相關風向風速計之紀錄資料.....	104
附錄 2	: 交通部民用航空局飛安公告 ASB No: 109-060/O R1.....	108
附錄 3	: 中華航空公司 FOI 2021-0007.....	109
附錄 4	: AIRBUS Operator Information Transmission-OIT	110

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	24
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	33
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	33
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	34
表 1.18-1 事件順序表	76
表 2.2-1 關鍵事件順序	82
表 2.5-1 模擬不同故障情境之跑道裕度	88

圖目錄

圖 1.1-1 事故機煞停於松山機場 10 跑道末端	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 3 套 FCPC 失效飛行控制面失效示意圖	22
圖 1.6-11 F/CTL PRIM 1(2)(3) FAULT 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	26
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	30
圖 1.7-5 AWOS 降水量	30

圖 1.10-1 臺北/松山機場圖	32
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）	39
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.....	40
圖 1.11-5 事故發生階段之軌跡與有關參數及 CVR 抄件套疊	41
圖 1.16-1 FCPC1 NVM 資料	45
圖 1.17-1 落地性能計算資料	67
圖 2.7-1 事故航班之落地距離與減速性能分析	92

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 System	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	國際民航組織

Organization		
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
SAO	Spécification Assistée par 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

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。該機於台北時間 1746¹時在臺北松山機場 10 號跑道落地，觸地時 3 套主飛控電腦（flight control primary computer, FCPC 或 PRIM）幾乎同時失效，從而地面擾流板（ground spoilers）、自動煞車（autobrake）及反推力器（thrust reversers, T/R）亦失效。飛航組員發覺自動煞車及反推力器未作動，航機減速困難，迅速使用人工方式煞車（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 monitoring, 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，電子飛行資料包（Electronic Flight Bag, EFB）顯示尚有 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

¹ 除非特別註記，本報告所列之時間皆為臺北時間（UTC【世界標準時間，Coordinated Universal Time】+8 小時），採 24 小時制。

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，飛航組員接獲塔臺告知機場能見度降至 2,500 公尺。1743:51 時，氣壓高度約 2,480 呎，塔臺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，PF 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，因為知道松山機場天氣改變，PF 要求 PM 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，塔臺管制員提醒順風 10 浬/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*)，PF 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，PM 呼叫提醒 PF 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 浬/時 (指示空速 135.5 浬/時)，最大垂直加速度為 1.28g's，襟翼為全外型，地面擾流板 (編號 2 至 6) 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²參數各約有 0.75 秒及 0.5 秒之模式變化。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/PRIM3³出現故障，且擾流板收回，因當時地面擾流板失效。此時 PM 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 時，PF 問了兩次「*autobrake* 有沒有上」(此時地速為 141

² 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。

³ 主飛控電腦 (flight control primary computer, FCPC)，或稱 PRIM，PRIM1 表第 1 套 PRIM，PRIM2 表第 2 套 PRIM，PRIM3 表第 3 套 PRIM。

哩/時)，PM 隨即回答「*autobrake* 沒上」，大約 5 秒後 (1747:04)，PF 叫出「*manual brake*」，並將煞車踏板踩到底，常態煞車之液壓壓力值為 448 psi⁴，縱向加速率 *longitudinal acceleration* 數值約 -0.1g's，顯示航機開始減速。1747:07 秒，PM 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，煞車液壓壓力約上升到 576psi，縱向加速率數值為 -0.14g'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波動，煞車液壓壓力值最小為 128 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。飛機煞停於松山機場 10 跑道末端前 30 呎，如圖 1.1-1。

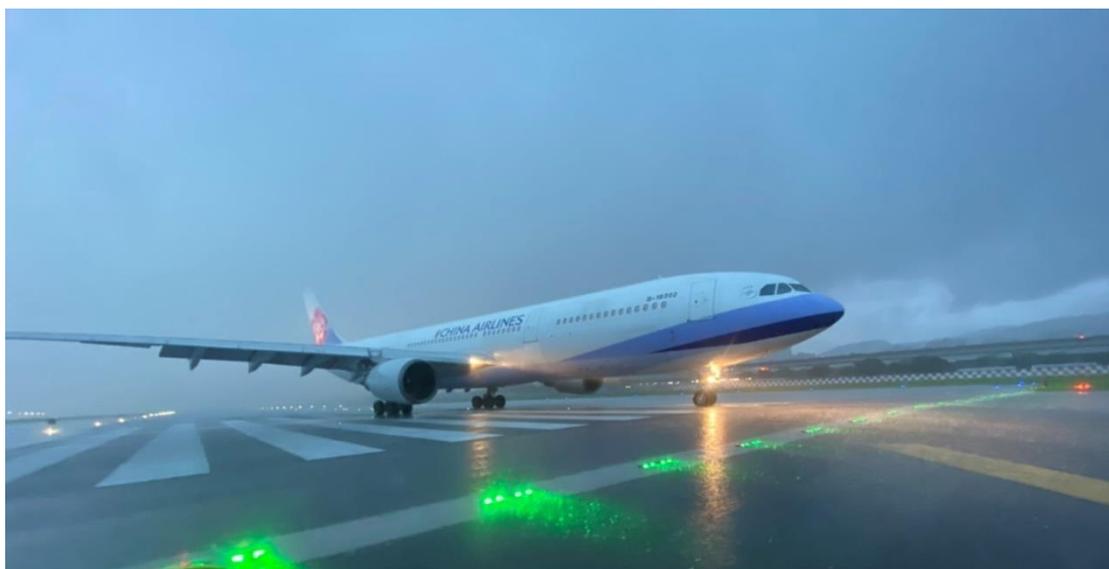


圖 1.1-1 事故機煞停於松山機場 10 跑道末端

1.2 人員傷害

無人員傷亡。

⁴ 磅/每平方英吋 (pound per square inch 或 pound-force per square inch)，縮寫 psi。

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 ⁵	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	3 小時 56 分	3 小時 56 分
任 務 前 之 休 息 期 間 ⁶	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 期培訓駕駛員，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 型機訓練，後到空中巴士轉訓 A300-600R、A340、A330 等型機，於民國 102 年 7 月完訓並通過航路考驗

⁵ 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。

⁶ 休息期間係指組員在地面毫無任何工作責任之時間。

檢定後開始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民國 109 年 4 月 8 日，於交通部民用航空局航空醫務中心 (以下簡稱航醫中心) 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.)」體檢證終止日期為民國 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，曾為軍事駕駛員，民國 105 年 10 月進入華航，副駕駛員於民國 106 年 9 月轉訓 A330 機，並於民國 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民國 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。

副駕駛員上次體檢日期為民國 109 年 4 月 1 日，於航醫中心執行。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，體檢證終止日期為民國 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： 臺北時間 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，約 10 分鐘後睡著。

- 6月12日： 臺北時間 0700 清醒(睡眠品質佳) 0730~0830
臺東吃早餐，0900~1730 家庭活動，1730~1930
花蓮吃晚餐，2300 就寢，約 10 分鐘後睡著。
- 6月13日： 臺北時間 0700 清醒(睡眠品質佳) 0730~0830
花蓮吃早餐，0900 回臺北，1500 左右回到家，
1800~1900 自宅吃晚餐，2300 就寢，約 10 分
鐘後睡著。
- 6月14日： 臺北時間 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： 臺北時間 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。臺北時間 0730 開車送小孩上學 0745 返
家。臺北時間 1200 外出購買午餐後，1230 返家。
1800 補習班接小孩後，1815 返家。2230 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： 臺北時間 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 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：臺北時間 0730 清醒，1600-1700 於自家健身房跑步。1900 出外購買晚餐，1930 返家。2300 就寢，約 10-15 分鐘後入眠，睡品質良好，無外在干擾因素。

6月14日：臺北時間 0700 清醒，睡品質良好，0800-0830 用早餐。0845-0930 自家前往桃園機場總公司報到，1010 搭組員專車前往華航松訓區報到，執行 CI-201/CI202 任務。

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	July 8, 2004
接收日期	July 9, 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	April 16, 2020
適航證書有效期限	April 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	March 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	February 25, 2004	November 9, 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

飛航後報告

集中故障顯示電腦（Centralized Fault Display System, CFDS）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

A/C IDENT B-18302 DATE JUN14 FLT NBR CAL202 FROM/TO ZSPD/RCSS START/END 0812/0949		MAINTENANCE POST FLIGHT REPORT LEG 00		CNC1 PRINTING PAGE 01/02 DATE JUN14 UTC 1617	
11 COCKPIT EFFECTS	UTC FLIGHT PHASE	04 FAULTS			
ATA 3600 MAINTENANCE STATUS BNC 1	0813 Engine Start 02	ATA 362216 Class 2 Hard R WING LOOP B INDP	Source #BNC1		
	0813 Engine Start 02	ATA 233234 Class 1 Hard PRAM (1BRX)/ DIR2 (102RH)	Source C10S2 Identifiers C10S1		
ATA 2373 MAINTENANCE STATUS C10S 1	0821 Engine Start 02				
ATA 2790 Not Displayed F/CTL PRIM 1 FAULT	0946 Rollout 08		UTC 0946 : PRIM 1 PRIM 2 PRIM 3		
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)	UTC 0947 : Direct Law		
ATA 7830 Not Displayed ENG 1 REV FAULT	0947 Rollout 08	ATA 783100 Class 1 Hard LEFT TR POSITION	UTC 0947 : ENG 1 REV FAULT		
CONTINUED					

圖 1.6-1 PFR 1/2

A/C IDENT		MAINTENANCE		CMCI PRINTING	
B-18302		POST FLIGHT REPORT		PAGE 02/02	
JUN14		LEC 00		DATE JUN14	
CAL202				UTC 1617	
2SPD/RCSS					
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

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		DATE JUN14		FLY NBR CAL202		FROM/TO ZSPD/RCSS		START/END 0812/0949		MAINTENANCE SYSTEM REPORT TEST		EFC1		TROUBLE SHOOTING DATA		CMC1 PRINTING	
										PAGE 01/01		DATE JUN14		UTC 1350			
1/4					2/4												
DATE	UTC	ATA	CLASS	DATE	UTC	ATA	CLASS	DATE	UTC	ATA	CLASS	DATE	UTC	ATA	CLASS		
JUN14	0946	279334	1	JUN14	0946	279334	1	JUN14	0946	279334	1	MAY25	0930	279951	2		
FCPC3	(2CE3)			FCPC2	(2CE2)			BCM(42CS)/FCDC1(1CE1)									
1-08	9183	CC1C	0CCA	6F84	1-08	9183	CC1C	0CCA	6F84	1-06	1100	0000	0000	0005			
F200	000F	0400	483	1912	F200	000F	0400	1595	7080	0000	0000	0000	0000	6366			
F200	0000	0400	90A	0000	F200	0000	0400	14EC	0000	0000	1000	0000	0000	7080			
0707	0002	0002	0000	0000	0707	0002	0002	0000	0000	0000	1912	2003	0467	0613			
3/4					4/4												
DATE	UTC	ATA	CLASS	DATE	UTC	ATA	CLASS	DATE	UTC	ATA	CLASS	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 1.6-3 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	CMC1 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。駕駛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。

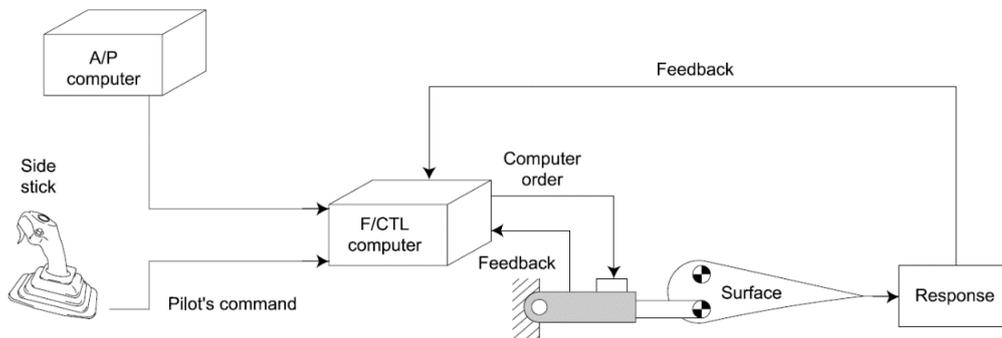


圖 1.6-5 電子飛行控制系統示意圖

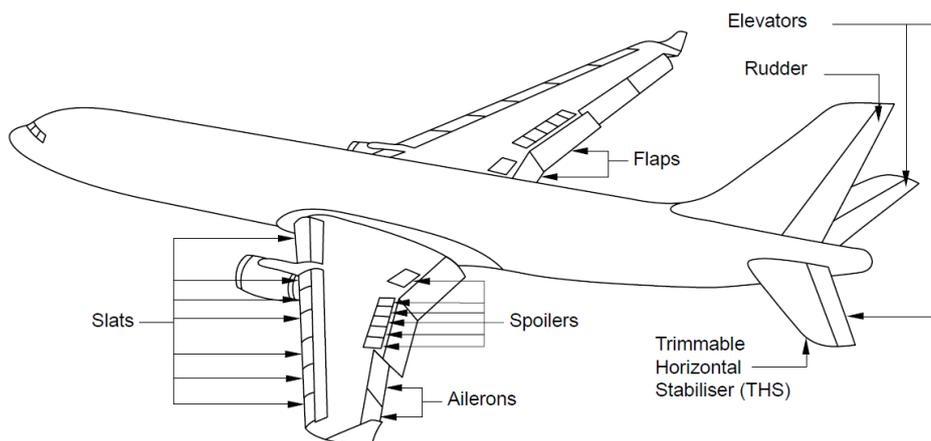


圖 1.6-6 A330 飛機控制面

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 套次飛控電腦 (flight control secondary computer, FCSC，或稱 SEC)。

3 套 FCPC 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 FCSC 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 3 套 FCPC 全部故障，任一 FCSC 均可接替成為主控電腦。

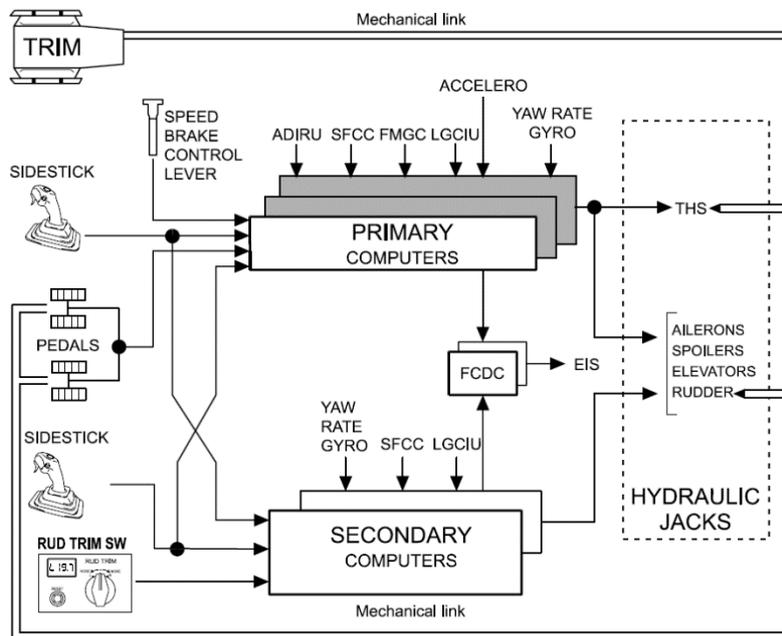


圖 1.6-7 EFCS 系統簡圖

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，且飛行控制面將依駕駛員之操控桿及方向舵踏板的移動比例做出反應。

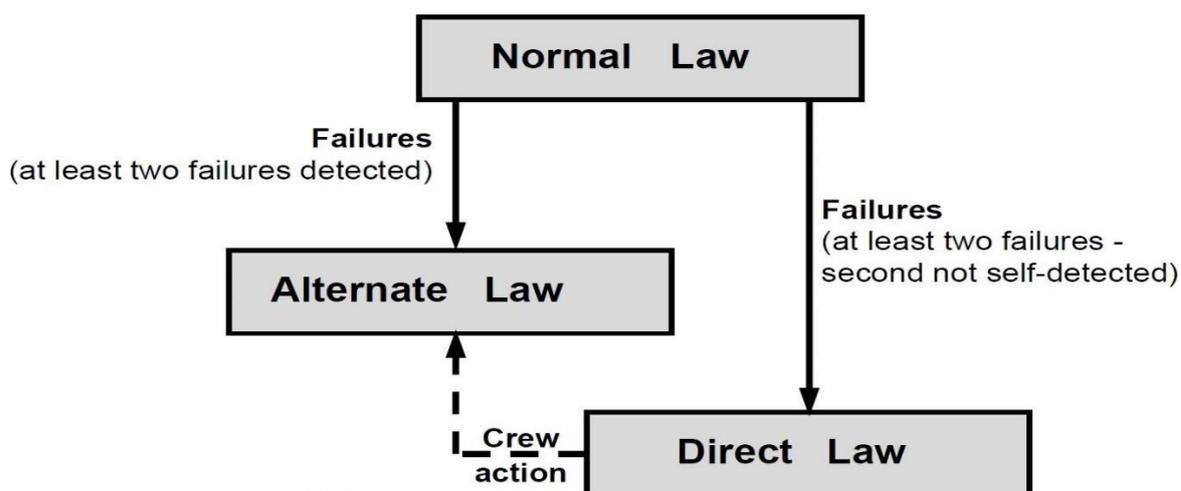


圖 1.6-8 EFCS 飛行邏輯簡圖

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。

每個 FCPC 最多可以控制八個伺服迴路，同時每個 FCPC 在常態邏輯下都可以提供對飛機的完整控制，如圖 1.6-9 所示。主控電腦藉由比較檢查監視通道的命令，做為自我功能監測。若主飛控電腦（FCPC1）檢測發覺本身故障時，便將轉移控制權到下一套飛控電腦（FCPC2）。若 FCPC2 檢測發覺本身故障時，便將轉移控制權到第 3 套飛控電腦（FCPC3）。

ATA27 – Flight Controls architecture

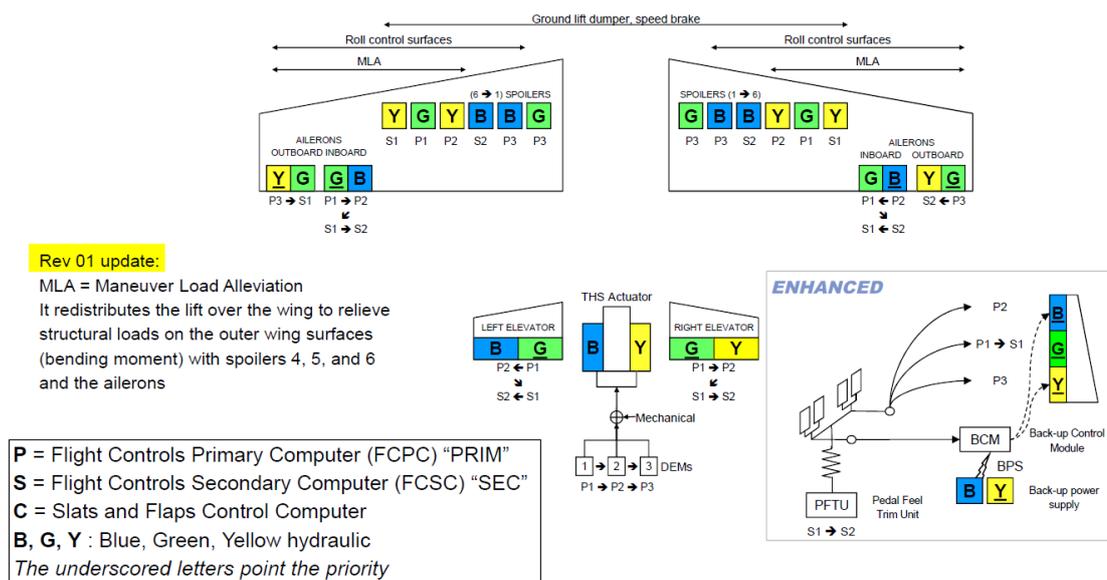


圖 1.6-9 FCPC 與飛行伺服控制系統示意圖

如圖 1.6-10 所示，當 3 套 FCPC 飛控電腦均失效後（P1、P2、P3），FCPC 便轉移控制權至次飛控電腦（S1、S2），並造成以下的影響：

- 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 號可協助飛機滾轉（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

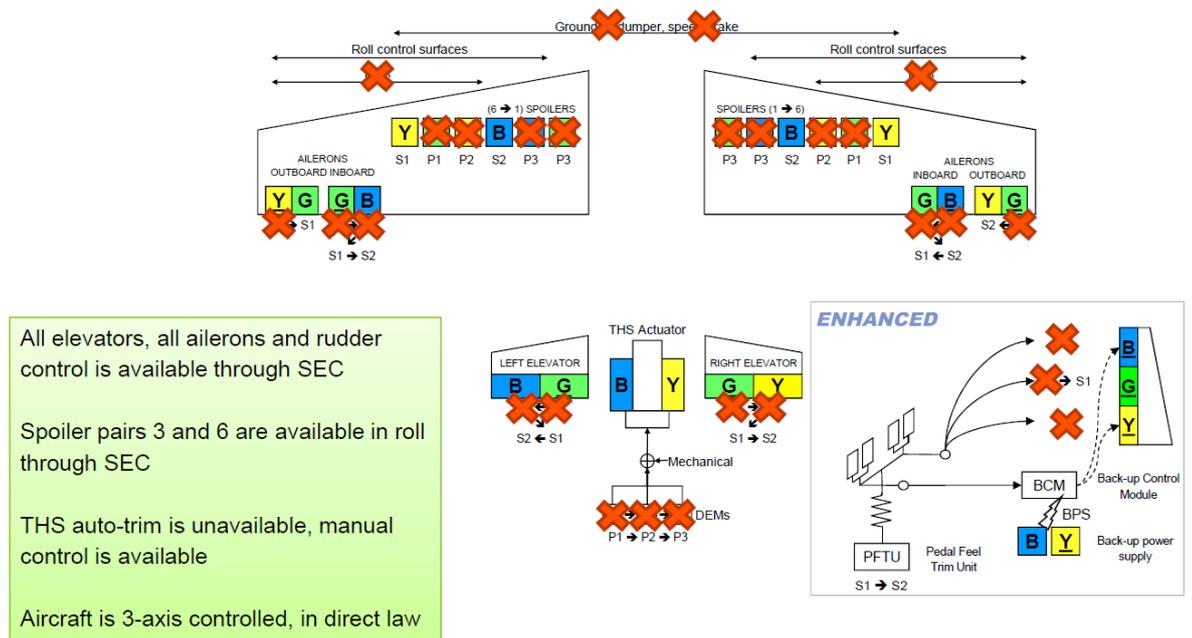


圖 1.6-10 3 套 FCPC 失效飛行控制面失效示意圖

1.6.4.3 ECAM 訊息抑制

飛機電子集中監視系統（electronic centralized aircraft monitor, ECAM）為了避免駕駛員在高工作負荷時（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，造成駕駛員分心，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，有關故障訊息「F/CTL PRIM 1(2)(3) FAULT」抑制之飛航過程如圖 1.6-11 所示。

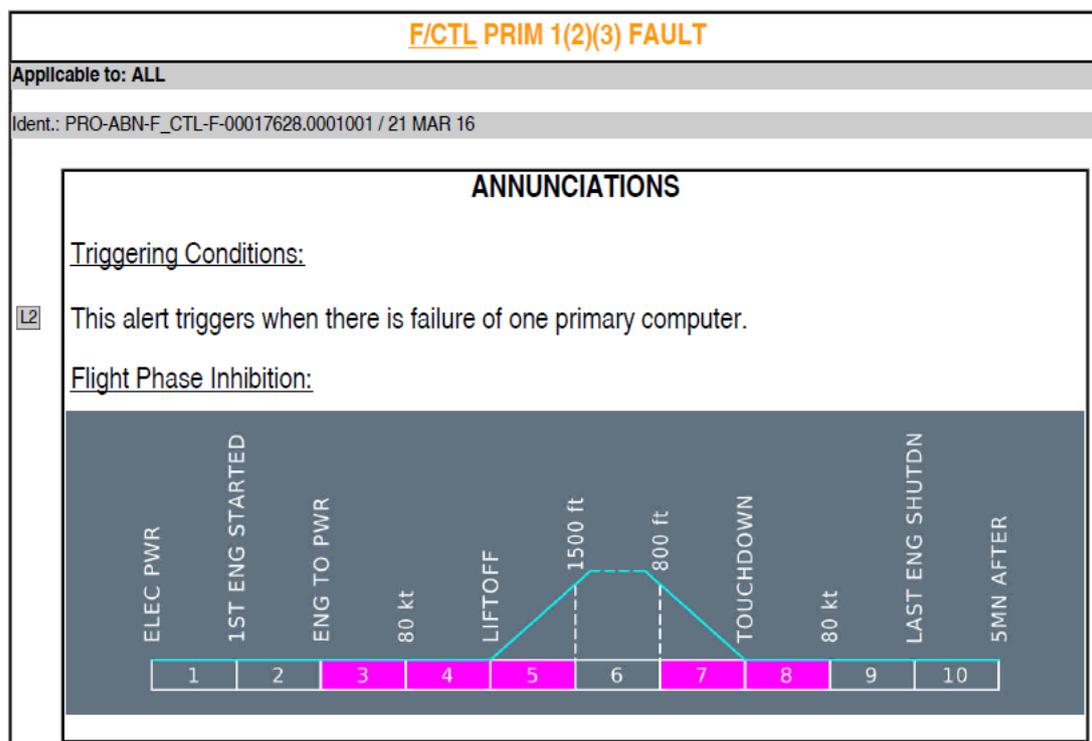


圖 1.6-11 F/CTL PRIM 1(2)(3) FAULT 訊息抑制示意圖

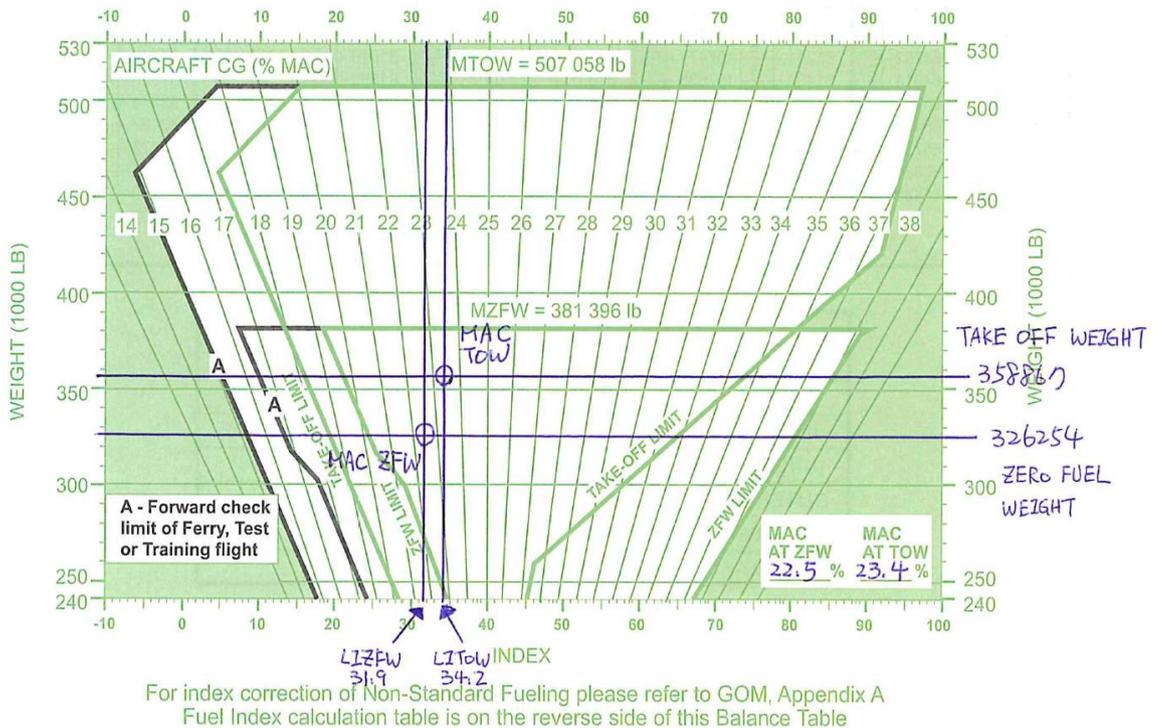
1.6.5 載重與平衡

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，實際重量與重心皆在認證範圍內，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%



Form No. : F-LM011

Version: AA

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。

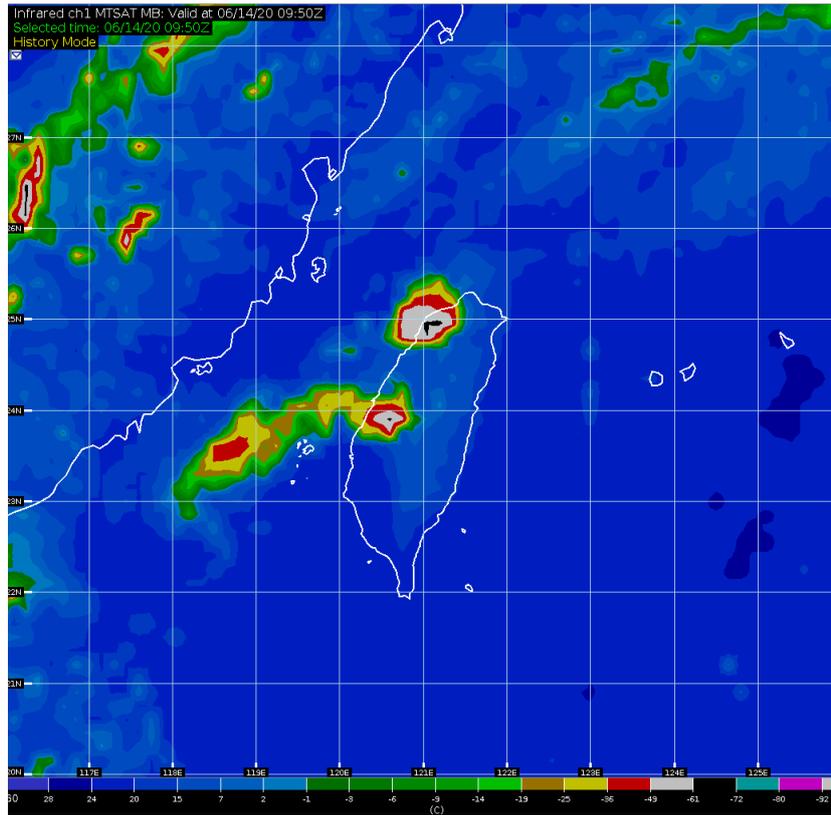


圖 1.7-1 1750 時紅外線衛星雲圖

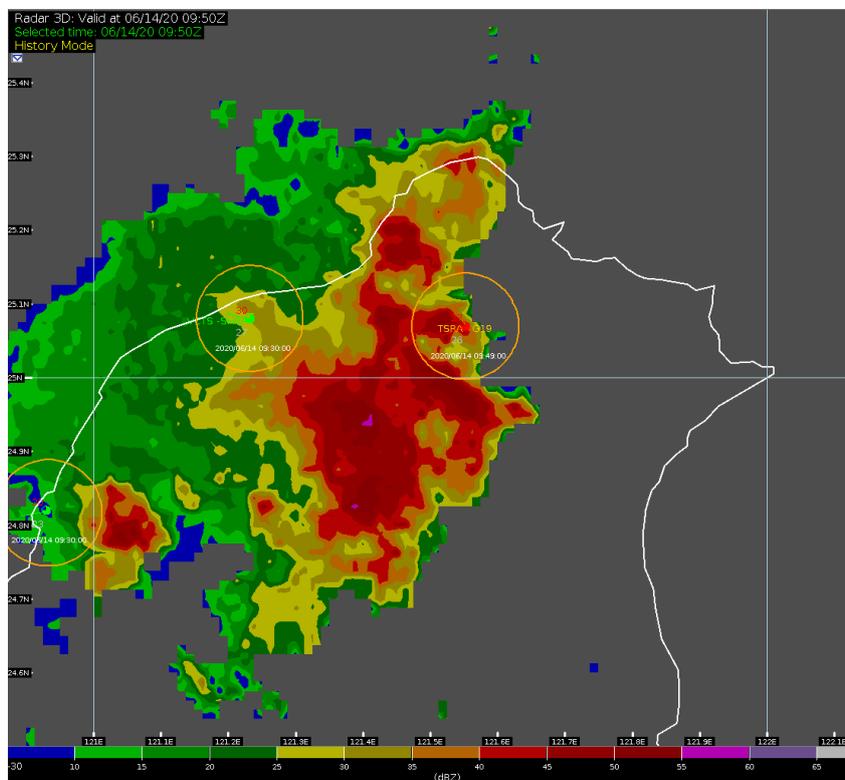


圖 1.7-2 1750 時北臺灣都卜勒氣象雷達回波圖

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 哩/時；AWOS R28 風向為 190-210 度，風速 6-7 哩/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

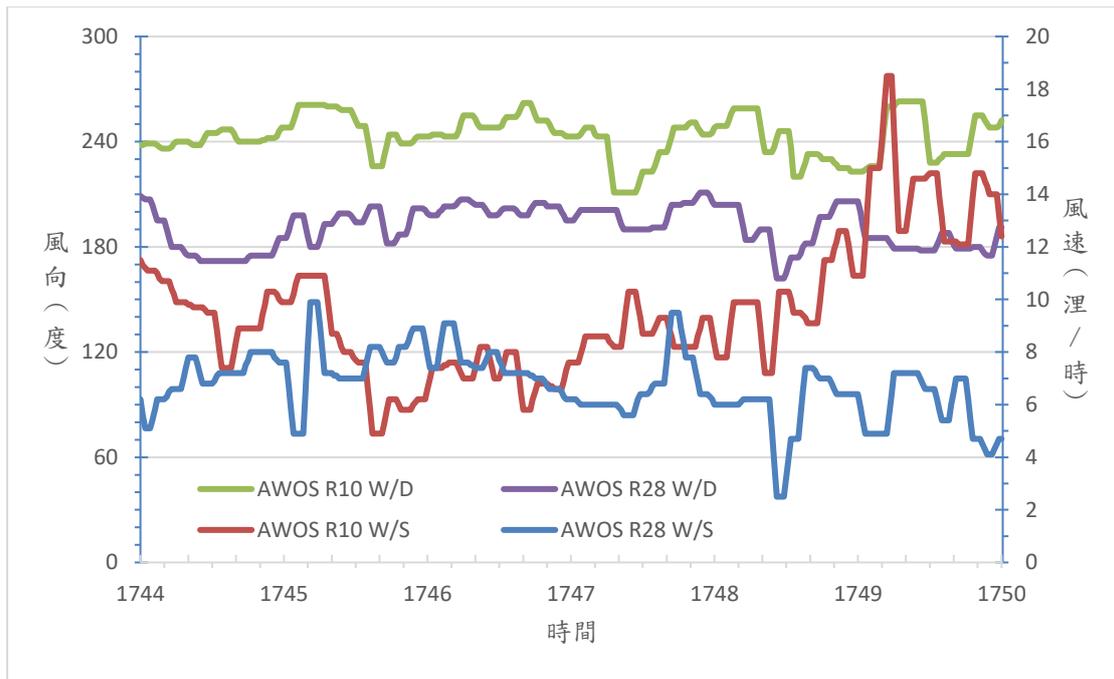


圖 1.7-4 AWOS 風向風速

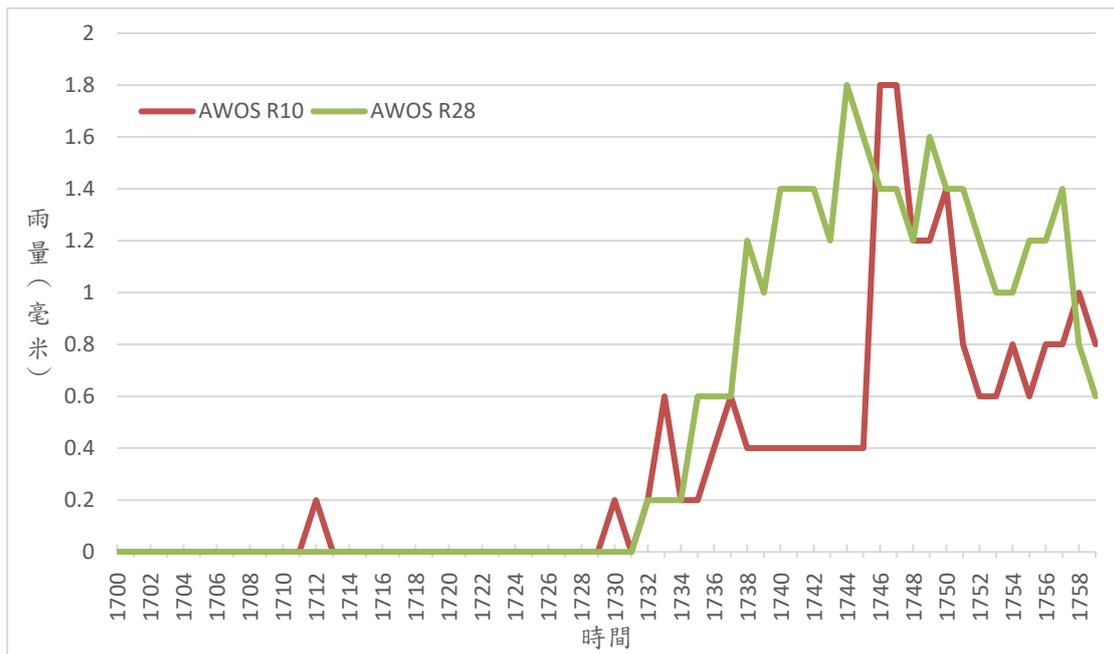


圖 1.7-5 AWOS 降水量

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 1.35%；跑道中心線北側部份則約在 1.23%~1.47% 之間，平均約 1.33%。

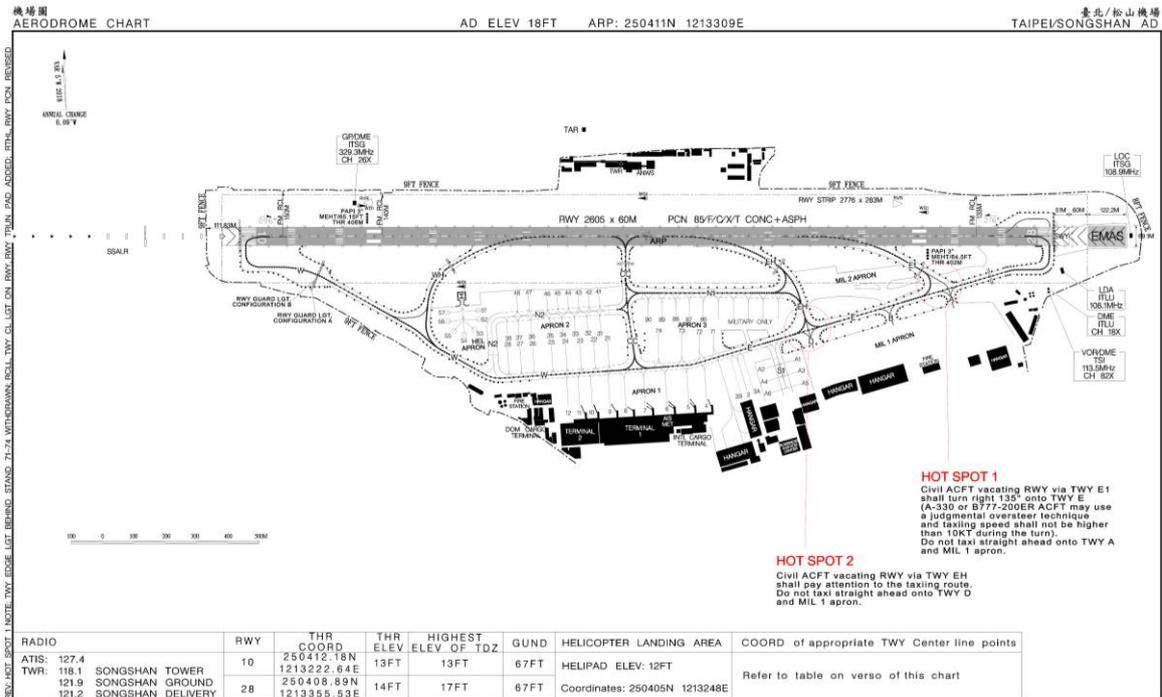


圖 1.10-1 臺北/松山機場圖

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 109 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－ 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－ 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

調查小組於民國 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

調查小組於民國 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 26 小時 33 分鐘 50 秒資料，共記錄 1,172 項參數，所有參數以 UTC 時間⁷為基準。經解讀後，與事故相關之 FDR 紀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 2,400 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 1,760 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，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，

⁷ UTC 時間 + 8 小時 = 臺北時間。

垂向加速度 1.28g's；地速 147 哩/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. 臺北時間約 1746:55 時，該機二主輪均短暫為空中模式又回地面模式，垂向加速度變化量介於 0.89g's 與 1.00g's 之間。航機地速 146 哩/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 1.40g's，地速 144 哩/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 哩/時，中度自動煞車備動解除，地面擾流板亦不再備動，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 哩/時，3 套主飛控電腦故障狀態出現；第 1、2、4、5 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，或無效的資料。
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 (FULL REV)，然左右反推力裝置均保持在未展開位置。
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 2,500 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。

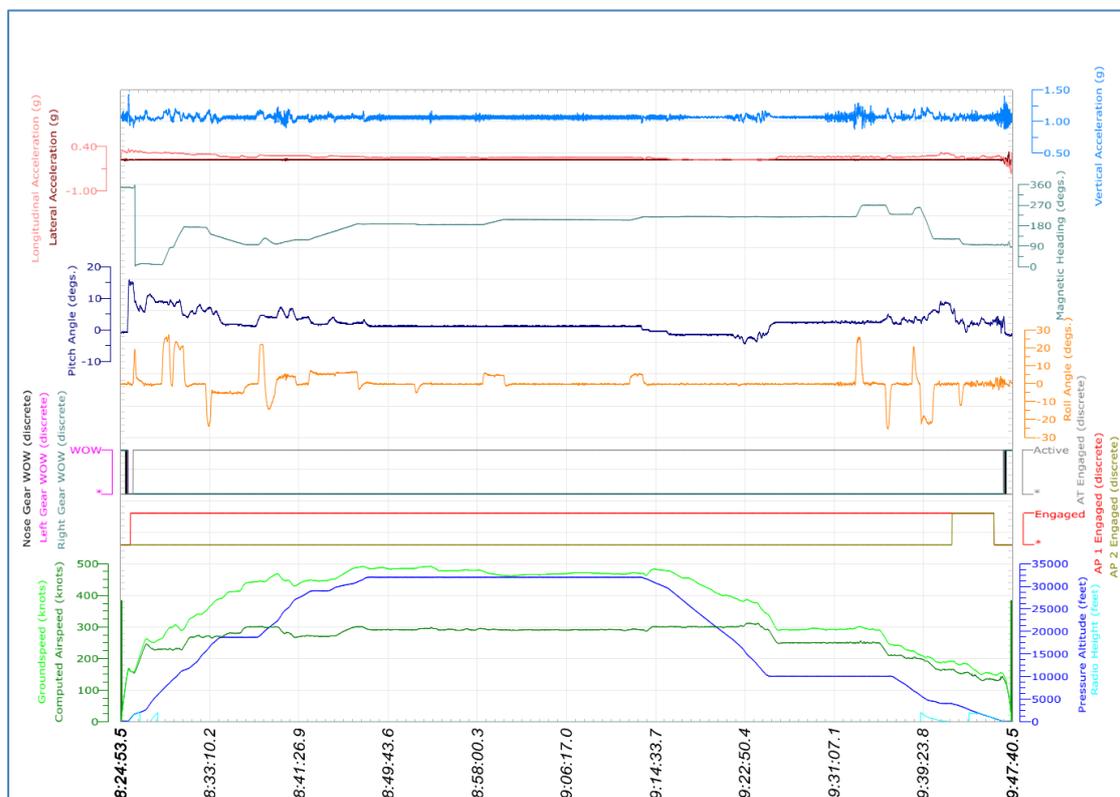


圖 1.11-1 事故航班基本參數圖（完整航班）

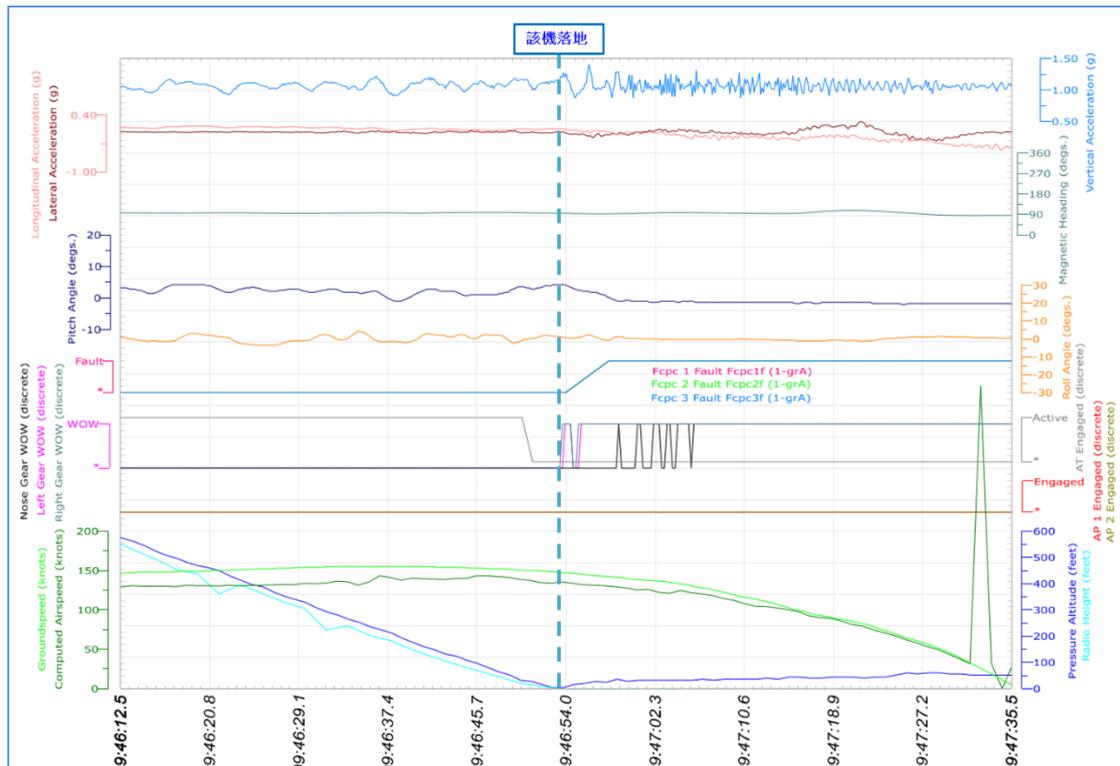


圖 1.11-2 落地階段基本參數圖 (RA 200 呎以下)

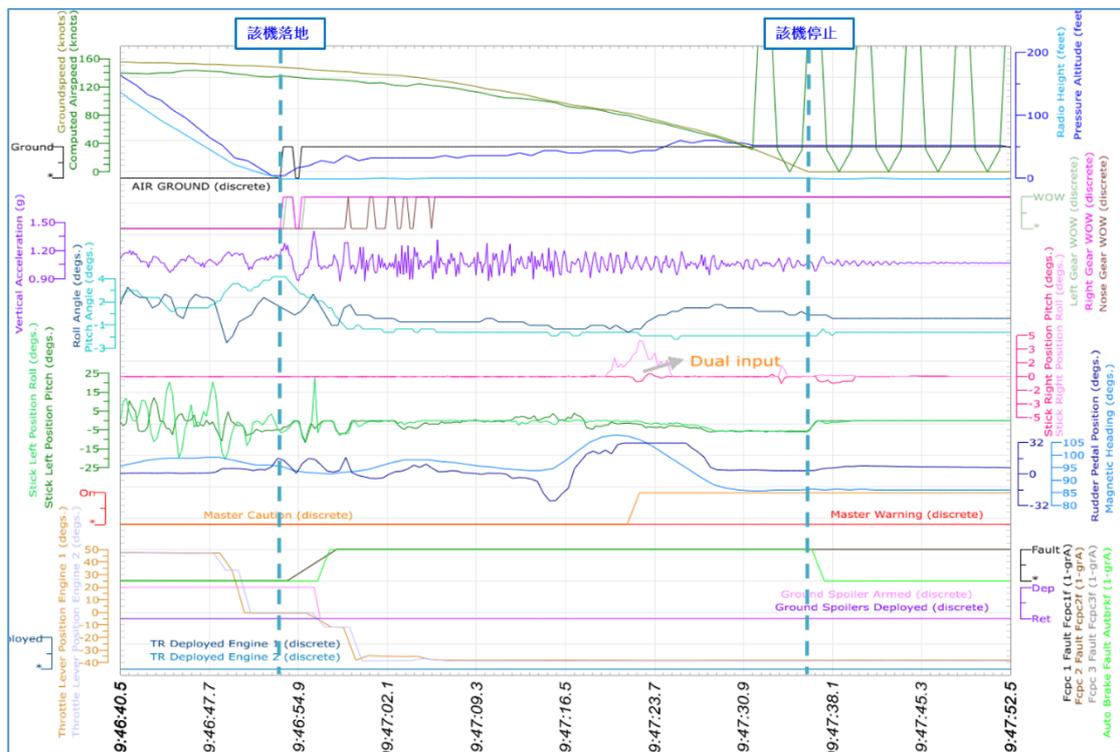


圖 1.11-3 落地階段操作相關參數圖

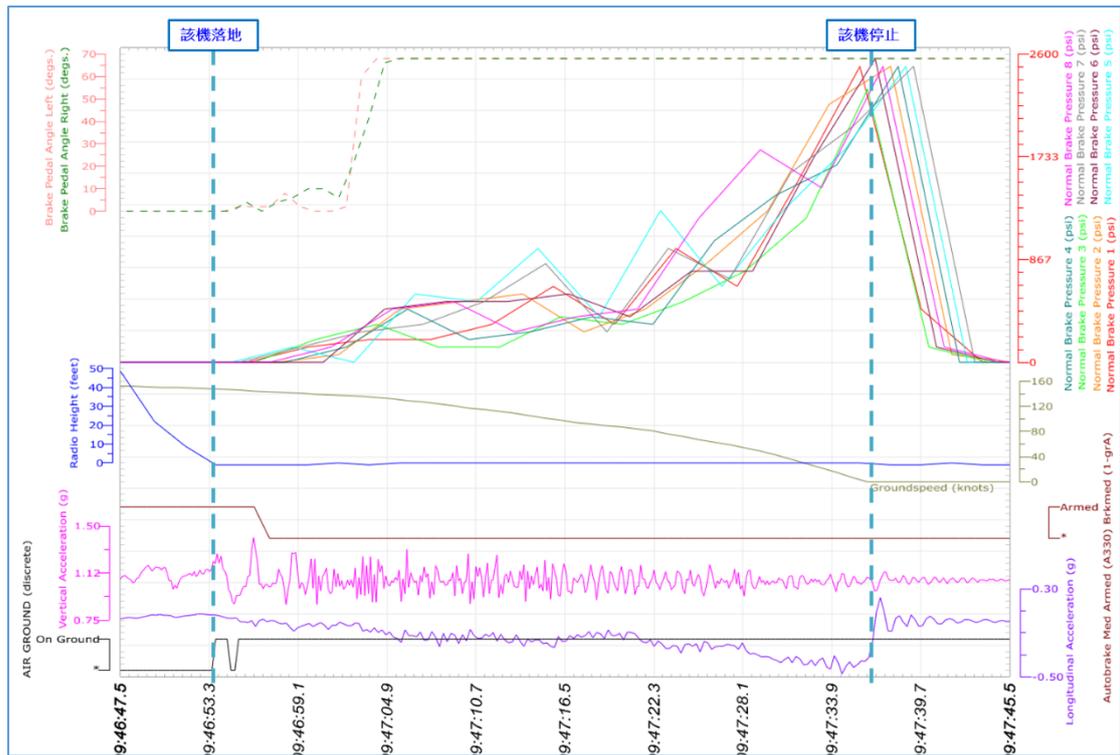


圖 1.11-4 落地階段減速相關參數圖



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，主要內容說明如下：

- *F200*: 電腦輔助規範 (Spécification Assistée par Ordinateur (computer assisted specification), SAO) 故障 → FCPC 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⁸。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.

中譯如下：

- 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 3 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

⁸ 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 1.16-1 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⁹，故障代碼為 F200h→Fault SAO。

⁹ 此故障訊息記錄於事故前 1 個月，與本案無關。

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

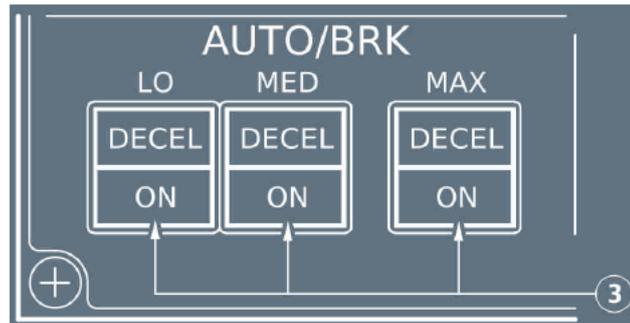
1.17 組織與管理

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	
Ident.: EFB-LDG-20-00022782.0001001 / 02 OCT 19 Applicable to: ALL	

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.

 <p>A330-300 FLIGHT CREW OPERATING MANUAL</p>	<p align="center">PERFORMANCE (EFB) LANDING LANDING SPEEDS AND DISTANCES DEFINITIONS</p>
---	--

it is recommended to apply an appropriate margin to the In-Flight Landing Distance (either determined with or without failure) in order to cover:

- The variability in flying techniques (e.g. flare execution, delay in application of the deceleration means)
- Unexpected conditions at landing (e.g. real runway friction vs. reporting, turbulence, crosswind).

L2 The Factored In-Flight Landing Distance is defined as:

- The In-Flight Landing Distance multiplied by a Factor, or
- The In-Flight Landing Distance plus an Increment.

L1 It is the Airlines responsibility to define the margins (and their applicability) to apply on top of the In-Flight Landing Distance.

The recommended margin is a Factor of 1.15 on the In-Flight Landing Distance. Under exceptional circumstances, the flight crew may decide to disregard this margin.

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

 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")					27 kt
Dry snow Up to 3 mm (1/8") Wet snow Up to 3 mm (1/8") Frost					
Compacted snow OAT at or below -15 °C	Good to Medium	Braking deceleration and controllability is between Good and Medium.	4	GOOD TO MEDIUM	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.

落地警告抑制

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) 說明了落地警告抑制的區間 (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



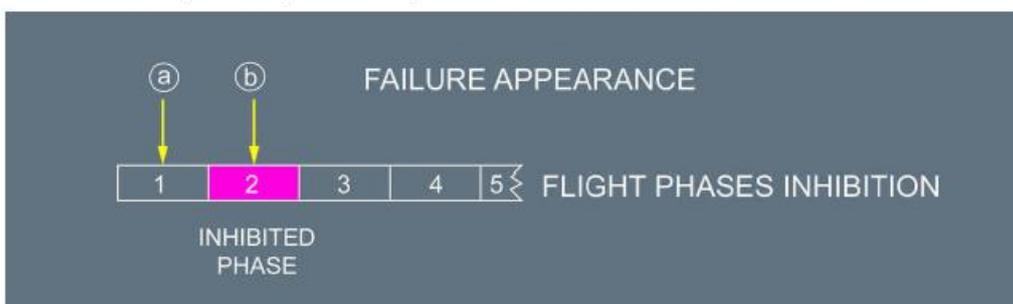
To improve its operational efficiency, the computer inhibits some warnings and cautions for certain flight phases. It does so to avoid unnecessarily alerting the pilots at times when they have high workloads (such as takeoff or landing). In these two phases, the DU displays magenta memos: "T.O. INHIBIT"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

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) 8,185 呎，距離跑道末端尚餘 362 呎裕度 (可用跑道距離[LDA] 為 8,547 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 CI201 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改正缺點（DD）/技術日誌（TLB）紀錄的檢查均正常。

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。特別提醒了副駕駛員關於下滑道的情況，要求在決定高度之後注意 PAPI（Precision approach path indicator, 精密進場航道指示器），還強調了 CFIT/ALAR¹⁰的改出，穩定進場標準，機場路線簡介標註等，在下降和進場階段，飛機沒有異常。執行著陸時，副駕駛員呼叫「spoiler」，這是我們的標準呼叫，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，該設置應在觸地後就要生效，並且未觀察到減速。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。然後請求副駕駛員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。松山塔臺告知飛機前輪距跑道末端約 10 公

¹⁰ CFIT, controlled flight into or toward terrain (可控飛行撞地) / ALAR, approach and landing accident reduction (減少進場及落地事故)。

尺。飛航組員決定以安全為由，請求申請拖車將飛機拖至停機坪，同時塔臺要求關閉兩個引擎，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，正駕駛員表示在 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，正駕駛員傾向於保守，當時 ATIS 顯示為順風 3kts，為提高煞停距離裕度改用順風 5kts 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 2,500 公尺。當時，還注意到導航顯示器（navigation display, ND）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（electronic flight bag, 電子飛行資料包）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。正駕駛員回想，飛機降落時，副駕駛員喊出了 spoiler，在確認顯示屏上有 spoiler 之後，開始將 reverser 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，全力踩下踏板並請副駕駛員協助踩踏板。後來才發現 3 套主飛控電腦無法正常工作。由於 3 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，跑道當時可能有積水，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。至於自動煞車被駕駛員非故意解除的可能性，正駕駛

員表示，他和副駕駛員都沒有這樣的經驗，從未這麼做過，也認為副駕駛員不會這麼做。

1.18.1.2 副駕駛員訪談摘要

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 點到桃園總公司，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，及任務提示。去程整個飛行過程正常，順利抵達浦東機場。返航 CI202 在地面檢查，所有檢查均按程序，飛機很正常，飛行過程從起飛、離場及巡航都是正常，下降及進場階段也都正常，裝備也沒有任何異常情況。

操作部分，副駕駛員是 PM，正駕駛員是 PF，在進場過程中，副駕駛員更新臺北最新消息，並持續更新 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。正駕駛員將自動煞車從 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。

副駕駛員表示在觸地時監看 spoiler，spoiler 有啟動，但發現 reverser 沒有啟動。一開始沒有看到任何符號在上面，所以按正常呼叫 no reverse 繼續監視，reverser 部分還是沒有顯示，副駕駛員即提醒正駕駛員 reverse。因為沒有看到正駕駛員手部的動作，所以按照顯示再呼叫 reverse 提醒正駕駛員。正駕駛員問 autobrake 有沒有作用，副駕駛員檢查後 autobrake，發現指示燈都是熄的，於是正駕駛員就使用 manual brake。在煞車過程中，正駕駛員要求幫忙踩煞車。副駕駛員開始踩煞車，並將注意力放在方向控制、觀察外界及減速的情況。之後持續煞車到飛機停止，停止時跑道端就在正前方。飛航組員跟塔

臺回報飛機停跑道上，同時申請拖車將飛機脫離跑道。然後關車，脫離跑道到停機位。

副駕駛員進一步詳述觸地時之狀況：當時 spoiler 有致動，有呼叫 spoiler，他聚焦在看 display 的顯示有沒有自動顯示綠色三角形。那天有特別注意 spoiler，因為正駕駛員在作任務提示時，特別交代落地時要注意下面 spoiler 有沒有動起來。觸地時 spoiler 有致動，發現 spoiler 的情形整個都是綠色的，看到 6 個綠色三角形，沒有琥珀色。所以接著看 reverser 有沒有動作，但都沒有 reverse 的字眼出現，所以呼叫「reverse」提醒正駕駛員，呼叫兩次，當時以為正駕駛員沒有動作，實際上正駕駛員已經有動作，是因為機械故障造成儀表沒有顯示。接著正駕駛員在問 autobrake 有沒有作用，副駕駛員監看 autobrake 沒有任何燈號，所以呼叫 no autobrake 之後，正駕駛員就用 manual brake，並要求副駕駛員協助踩煞車。

此次飛行整個任務包括進場、到場，及低能見度的任務，副駕駛員表示皆依照訓練手冊指導做完整提示。進場提示第一個是看 ECAM System，情況都正常，之後是 diversion fuel，也足夠，沒有問題；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，自動化系統的使用皆做了提示；最後是做低能見度的任務提示。

有關落地性能計算，正、副駕駛員在空中曾按照 ATIS 提供的資料做落地性能計算，都符合操作的性能數據。正駕駛用比較大的尾風計算，autobrake 的設定可以正常落地沒有問題，並再三確認降落距離可以安全落地。

落地時副駕駛員幫忙正駕駛員踩煞車，感覺煞車壓力是正常的，但是減速效率沒有預期的好。在踩煞車同時監看機外，並呼叫了 center line，是提醒正駕駛員航機要保持在中心線上。副駕駛員回想落地過程，落地時一開始腳放在腳踏板上，但是未施加任何壓力，直到正駕

駛員要求幫忙踩煞車才踩到滿。

1.18.2 製造廠分析與結論

事故後，空中巴士於 2021 年 2 月 12 日提供本會 3 套有關 FCPCs 於觸地後相繼失效之報告¹¹，摘錄該報告之機隊統計紀錄、根本肇因分析與結論如後：

In-service experience

Following the occurrence, Airbus reviewed its in-service experience, and confirmed that no other triple PRIM fault at touchdown event had been reported on A330/A340 aircraft family since entry into service. The A330/A340 fleet fitted with electrical rudder has accumulated 8.7 millions of Flight Cycles and 44.3 millions of Flight Hours (in-service data from April 2020).

In addition, Airbus also reviewed the 2 years (2019 and 2020) of PFR data available within its Skywise open data platform, which regroups around half of the total Airbus fleet. No similar triple PRIM fault event was found.

Root cause analysis:

The DFDR analysis did not highlight any abnormal behavior of the flight control surfaces, and in particular of the rudder, which movement was consistent with the rudder pedals inputs. The FCPC1 examination confirmed that the unit's hardware was NFF, and therefore not the cause of the event. The PRIM software specification was then reviewed to understand what could be the source of an undue triggering of the

¹¹ China Airlines, A330 MSN607, B-18302 Loss of 3 PRIM at touchdown, 14 June 2020, Airbus Report, Reference:WI 420.1097/20, date: 12 February 2021

COM/MON monitoring on the rudder, at touchdown.

At touchdown, a flight to ground transition occurs within the flight control laws. Specifically for the yaw axis, in flight mode, the rudder pedal order is filtered, whereas in ground mode, the rudder pedal order is unfiltered. Therefore, at the flight to ground transition, the rudder order will linearly change from the filtered flight law to the unfiltered ground law, in both COM & MON channels. As depicted below, a pedal push shortly before touchdown, followed by pedal release between touchdown and detection of ground condition by both channels will result in a difference between COM & MON rudder orders during the transition, due to the asynchronism between both channels.

This difference in COM & MON rudder orders will depend on:

- The value of the asynchronism: the higher the asynchronism, the higher the difference, for a given rudder order.*
- The dynamic of the rudder order: to generate the highest difference, rudder order shall be inverted at ground impact.*

Following the review done on the software specification, it was identified that:

- If the asynchronism in one PRIM was high at time of touchdown, then there was a risk of single PRIM fault at touchdown, when combined with a rudder pedal order inversion at the ground transition.*
- Should the asynchronism be high concomitantly in the 3 PRIM, again combined with a rudder pedal order inversion at the ground transition, there was a risk of triple PRIM fault at touchdown.*

Conclusion

On 14th of June 2020, the A330 MSN607 (registered B-18302) operated by China Airlines (CAL) experienced the loss of the three Flight Control Primary Computers (FCPCs) at touchdown, during landing at Taipei Songshan airport. The aircraft reconfigured on the Flight Control Secondary Computers (FCSCs), in flight control direct law.

As a consequence of the three FCPCs loss, the non-release of the independent locking system prevented the reversers' deployment and the ground spoilers were cancelled, resulting in increased landing distance. Moreover, the autobrake system was lost. The normal braking system (i.e. with anti-skid) was available; adhering to the landing SOP, the crew applied maximum manual braking to stop the aircraft.

The root cause of this event was determined to be an undue triggering of the rudder order COM/MON monitoring concomitantly in the 3 FCPC. The robustness of this monitoring will be improved in the future A330 FCPC standards. Meanwhile, relevant operational procedures have been reminded to all affected operators.

中譯如下：

機隊統計紀錄

事故發生後，空中巴士審視其機隊統計紀錄，並確認自 A330/A340 機隊服勤以來，並無其他 3 套主飛控電腦在觸地時發生故障之紀錄。裝置電動方向舵之 A330/A340 機隊，已累計服勤 870 萬飛行週期和 4,430 萬飛行小時（截至 2020 年 4 月之統計資料）。

此外，空中巴士亦檢視其 Skywise 開放數據平台，2 年（2019 年和 2020 年）之 PFR 資料，該數據平台將空中巴士機隊總數約一半的機隊重新組合，並未發現類似的 3 套主飛控電腦故障事件。

根本原因分析：

DFDR 分析後未顯示飛行操控面有任何異常，尤其是方向舵的部分，方向舵與方向舵踏板操控輸入一致。FCPC1 經原廠檢測確認結果為其硬體無故障（NFF），因此 FCPC1 失效不是本事件肇因。

為了瞭解甚麼可能是航機於著陸時不恰當觸發方向舵上的 COM / MON 監測機制的來源，原廠檢視 FCPC 相關軟體規範。

A330 航機著陸時，飛行控制邏輯會由飛行邏輯轉為地面邏輯。針對偏航軸（yaw axis）而言，在飛行邏輯下，方向舵踏板指令會經由程式過濾平順化，落地後轉為地面邏輯時，程式將不會過濾平順化方向舵踏板指令。因此，當由飛行邏輯轉為地面邏輯的過程中，方向舵指令將在 COM 和 MON 通道線性地由有過濾的飛行邏輯轉為無過濾之地面邏輯。如下所述，就在觸地（touchdown）前踩下方向舵踏板，然後在航機觸地與航機偵測到航機著陸（ground）時放開方向舵踏板，由於在 COM/MON 之間存在非同步（asynchronism）現象，此控制邏輯轉變過程將造成 COM 與 MON 兩通道之方向舵指令差異。

COM & MON 方向舵指令的差異幅度取決於：

- 非同步的值：一定的方向舵指令下，非同步越高，造成 COM & MON 的差異越大。
- 方向舵的動態：方向舵指令在觸地時將指令突然反向，應該會產生最大的差異。

經過對軟體規範的檢視，可以確認：

- 如果在觸地時單一 FCPC 的非同步差異很高，加上航機觸地時方向舵踏板指令突然反向時，則此 FCPC 存在失效風險。
- 如果 3 部 FCPC 同時出現較高的非同步差異，而且航機觸地時

方向舵踏板指令突然反向時，則 3 套 FCPC 於航機落地時存在失效風險。

結論

2020 年 6 月 14 日，中華航空 A330，MSN607，B-18302 航機於松山機場落地過程，在觸地時 3 套 FCPC 失效，航機自動將飛行控制轉換為次飛控電腦（FCSC）控制之直接邏輯。

由於 3 套 FCPC 失效，結果造成發動機反推力器獨立鎖定功能無法解鎖，致反推力器無法展開，地面減速板自動功能被取消，使航機落地滾行距離增加；此外又使自動煞車系統無法自動啟動。因常態煞車系統（及煞車防滑系統）可正常使用，飛行組員依標準操作程序執行，並施以最大人工煞車，最後將飛機停止於跑道上。

本次事件肇因於 3 套 FCPC 之方向舵指令 COM/MON 通道監控伴隨發生不恰當觸發。未來 A330 之 FCPC 監控標準的健全性將會被改進。同時，已提醒所有受影響之使用人相關操作程序。

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
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臺構聯無線電，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,塔臺告知機場能見度降至 2,500 公尺 松山塔臺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	塔臺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	松山塔臺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「retard」	FDR
1746:54 1746:55	該機主輪第 1 次觸地；約 1.5 秒後，主輪第 2 次觸地 監控駕駛員呼叫「spoiler」 操控駕駛員回應「check」	FDR CVR
1746:58 1746:59	3 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「reverse」 操控駕駛員回應「autobrake 有沒有上」	FDR CVR
1747:01 至 1747:02	操控駕駛員呼叫「autobrake 有沒有上」 監控駕駛員回應「autobrake 沒上」 兩具油門桿手柄位於「-38 度」，左右反推力器未展開	CVR FDR
1747:04	操控駕駛員呼叫「manual brake」 該機地速 134 哩/時	CVR FDR
1747:07 至 1747:08	監控駕駛員呼叫「reverse no green」 操控駕駛員回應「check 趕快幫我踩 幫我踩」 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（single chime） 該機地速 81 哩/時	CVR FDR
1747:37 至 1747:56	監控駕駛員向塔臺報告飛機停在跑道，需要拖車 鼻輪距跑道末端 9.1 公尺	CVR 訪談
1748:32	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 「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」	ATC CVR

第二章 分析

2.1 概述

事故航班飛航組員持有民航局頒發之有效航空人員檢定證與體檢證，飛航資格符合要求；訓練與考驗紀錄中查無與本案有關之異常發現。事故前 72 小時之休息及活動正常，無證據顯示有足以影響飛航組員操作表現之醫療、藥物與酒精因素。

事故當時之天氣狀況符合該型機進場落地相關限制，事故航機之載重與平衡均位於限制範圍內。有關本事故針對航空器適航、飛控系統、穩定進場/人工落地、落地距離裕度分析、深長落地附帶的風險、機場跑道狀況與航機減速性能之分析敘述如後。

2.2 航空器適航與飛控系統

依事故機維修資訊，事故前三個月內該機維護紀錄簿、飛機定檢工單均無與事故相關系統之異常登錄，有關適航指令項目亦依規定執行完成。事故航班自浦東機場簽放時無最低裝備需求手冊之故障項目，亦無延遲改正缺點項目。

檢視事故航班 FDR、CVR、TLB 及 PFR 紀錄，事故航班落地過程發生 3 套 FCPC 故障、地面擾流板未致動、自動煞車未啟動，及發動機反推力器未開啟之異常狀況，分析如下：

依事故後駕駛員在 TLB 登錄之故障、FDR 紀錄及 PFR 訊息，航機系統之故障為「AUTO BRK INOP AFT TOUCH DOWN (落地後自動煞車失效)」、「THR REV FAULT (INOP) AFT LDG TOUCH DOWN (落地後反推力失效)」、「F/CTL PRIM 1, 2 & 3 FAULT AFT LANDING (落地時 1 號、2 號、3 號主飛控電腦失效)」及「F/CTL DIRECT LAW

(PROT LOST) AFTL/D(落地後飛行控制直接邏輯(失去保護))」。
維修人員依故障代碼及故障排除手冊執行維修作為結果如下：

- 自動煞車系統：執行內建測試(Built-in test equipment, BITE) 結果正常。
- 反推力器：依手冊更換 FCPC1，執行 FCPC 操作測試正常，自動落地 CATIII 能力測試通過。
- 飛行控制系統：PRIM 1 fault、PRIM 2 fault、PRIM 3 fault 及 F/CTL DIRECT LAW 之故障訊息依手冊更換 FCPC1，執行 FCPC 操作測試正常，自動落地 CATIII 能力測試通過。

以上顯示，自動煞車系統經過測試結果正常，針對該系統無須採取其他維修作為。經查，AMM 32-42-00-00 有關常態煞車之說明，其中自動煞車系統要能夠備動(armed)及接通(engage)條件之一為至少 2 套 FCPC 正常工作。基於此條件，一旦 3 套 FCPC 都失效，自動煞車即失去備動條件，當然也無法接通自動煞車功能。依 FCOM 有關反推力系統說明 DSC-70-70，反推力器展開必須滿足以下 3 個條件：(1) 一個 FADEC¹² 通道正常操作其反推力訊號；(2) 至少一個 LGCIU¹³ 提供飛機在地面模式的訊號；(3) 由 FCPC1 或 FCPC3 提供反推力之煞車解鎖訊號。一旦 FCPC1 及 FCPC3 都失效，反推力系統則無法正常展開。

有關地面擾流板在落地過程未自動伸出，經查 FCOM 飛行控制系統 DSC-27-10-20，在落地階段地面擾流板會自動伸出須滿足以下三條件：(1) 地面擾流板控制桿在備動位置；(2) 發動機推力手柄在慢車；(3) 兩主起落架觸地時(飛機從空中模式轉為地面模式)，地面擾流板會立即自動伸出。檢視 FDR 資料，落地前(1743:54 時) 地

¹² FADEC：全權數位發動機控制系統(Full Authority Digital Engine Control, FADEC)

¹³ LGCIU：起落架控制介面單元(Landing Gear Control Interface Unit, LGCIU)

面擾流板控制桿在備動位置，觸地前 3 秒（1746:51 時）發動機推力手柄收到到慢車，航機分別於 1746:54.0 及 1746:55.5 由空中模式轉為地面模式（觸地過程），觸地時（1746:55.1）副駕駛員曾呼叫「spoiler」，FDR 資料亦顯示在 1746:55 及 1746:56 時，地面擾流板有些微移動，但尚未全部伸出，在 1746:57 之後則一直保持在收回的狀態。依據 AMM 27-93-00-00 FCPC 說明，地面擾流板係由 3 套 FCPC 控制，任何一套 FCPC 正常運作情況下，地面擾流板均可正常運作，惟 3 套 FCPC 失效情況下，1,2,4,5 號地面擾流板亦隨之失效。

為釐清自動煞車系統、反推力失效與 FCPC 故障之順序，檢視 FDR 記錄各系統之失效時間，FDR 資料顯示 FCPC1、FCPC2 及 FCPC3 之故障時間均為 1746:58 時，由於 FCPC 故障訊息記錄頻率為每四秒一次，在故障之前一次的紀錄時間為 1746:54 時，當時 3 套 FCPC 均無故障，因此 FCPC 故障時間介於 1746:54 時至 1746:58 時之間。進一步檢視與 FCPC 相關之 FDR 紀錄參數「side stick left roll¹⁴」在 1746:56.25 時出現一個突波（spike），這個瞬間變化的值超過實際的物理現象，所以推論此點可能是 FCPC 在此時故障，將控制權轉至 FCSC 時瞬間出現的突波。依此，推論 FCPC、地面擾流板、自動煞車及反推力系統之失效或無法作動之順序如下表：

¹⁴ 記錄頻率為 1 秒 4 次

表 2.2-1 關鍵事件順序

順序	當地時間	事件
1	1746:54.0	主輪觸地，航機為地面模式
2	1746:55.0	航機轉為空中模式
3	1746:55.5	航機再次轉為地面模式，此後至航機停止均為地面模式
4	1746:56.25	FDR 紀錄顯示於 1746:58 時 FCPC1、FCPC2、FCPC3 失效，經過分析更精確失效的時間為 1746:56.25
5	1746:57	地面擾流板未能作動、自動煞車系統失效、Normal flight law 之紀錄由 0 轉為 4 (飛行控制主控電腦由 FCPC1 的 normal law 轉為 FCSC1 控制 direct law)
6	1747 ¹⁵	反推力器系統故障

依 FDR 及 FCPC 原廠檢測資料，FCPC1 失效後，依系統設計邏輯飛行控制系統主控權轉至 FCPC2 再轉至 FCPC3，3 套 FCPC 失效後飛行控制交由 FCSC，飛行控制此時由 FCSC1 主控，依 1.6.4.2 所述，在此情況飛行控制邏輯將由常態邏輯轉為直接邏輯，在直接邏輯下飛機主要控制翼面仍可控制，惟在直接邏輯下，航機飛行控制失去以下之保護：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。飛行翼面將依駕駛員之操控桿及方向舵踏板的移動比例做出反應。因為 3 套 FCPC 失效，此時地面擾流板在觸地時取消，反推力器無法開啟，自動煞車系統亦無法

¹⁵ 反推力系統失效時間係參考 PFR，時間精度為分鐘

啟動自動煞車。因此，航機減速只有依賴駕駛員人工煞車。

綜上，落地過程自動煞車系統、地面擾流板及反推力系統未能自動啟動，均因 3 套 FCPC 在觸地時失效所致。3 套 FCPC 失效後飛行控制邏輯將由常態邏輯轉為直接邏輯，在直接邏輯下飛機主要控制翼面仍可控制。惟相關減速系統含地面擾流板、反推力器及自動煞車系統無法使用，航機減速端賴駕駛員人工煞車。

2.3 主飛控電腦失效

為了解可能故障原因，FCPC1 被拆下送往原廠檢測，檢測結果如 1.16.2 所述，該 FCPC 曾發生屬 SAO 之故障，電腦本身測試為無故障 (no fault found, NFF)。依原廠解釋此 SAO 故障指電腦執行程式時發現某些狀況與設定之規範不符而觸發故障，電腦本身並無問題。

每一主飛控電腦內部均有命令通道 (command channel, COM) 和監視通道 (monitor channel, MON)，命令通道負責接收駕駛員之操作命令，經程式運算再輸出控制訊號至控制翼面的致動器。為確保命令通道不會輸出錯誤訊號至控制翼面，監視通道一直監督命令通道的輸出。此二通道接收相同的輸入，獨立各自執行相同的運算，電腦程式會持續週期性運算和比較二通道之輸出訊號，當二通道輸出訊號存在差異太大時，即觸發 FCPC 故障。為使此二通道能夠獨立不互相影響，此二通道在電氣上和機械上都是兩個獨立的實體，平行運算輸入訊號及提供輸出訊號，其電腦內部有各獨立的時脈時鐘，雖然規格相同，仍會存在一非常微小的容差。命令通道與監視通道通電開始運作時是同步的，但因時脈時鐘的容差，隨著時間的增加，命令通道與監視通道在執行同一工作時，會存在一個時間差，稱之為非同步現象。

非同步現象會造成二通道輸出訊號，即使在完全正常情況下，都會存在且差異量會週期性變化，此差異一般不會造成問題，但在特殊

的情況下會加大非同步造成的差異。例如本事故觸地過程，短時間內飛機的狀態發生兩次由空中模式轉為地面模式，且結合在此期間方向舵踏板（橫向控制）命令反轉，由於橫向控制邏輯在空中與地面之邏輯不同，在觸地後將從飛行邏輯轉為地面邏輯¹⁶，此時方向舵踏板輸入（橫向操控）反轉會加大方向舵之非同步之差異，當差異超過軟體設定之監控界限時，則視同 FCPC 失效。空中巴士已確認自從 A330/A340 機隊服務以來，具有電動方向舵的 A330/A340 機隊迄 2020 年 4 月已累計 4,430 萬飛時/870 萬飛行次數，除本案外，無其他 3 套 FCPC 在落地時同時失效的紀錄。

依原廠根本原因分析（詳如 1.18.2），事故班機 3 套 FCPC 幾乎同時失效的原因為 3 套主飛控電腦在命令/監視通道之方向舵指令監控都發生過當的觸發；(1) 觸地時 3 套主飛控電腦的命令通道 / 監視通道之非同步剛好都在高點；(2) 航機橫向控制主輪觸地時會從飛行邏輯轉為地面邏輯；(3) 再加上接近觸地時操控駕駛員快速踩/放方向舵踏板加大非同步差異。當 COM 與 MON 之方向舵命令差異超過軟體設定之監控界限時，則視同 FCPC1 失效。FCPC1 失效後，主控權依序交給 FCPC2 及 FCPC3，因為此時 3 套 FCPC 的非同步差異也剛好都在高點，3 套 FCPC 都在此時相繼失效。空中巴士報告之根本原因分析已確認在類似本事故之情境下單一 FCPC 可能會因此失效，若 3 套 FCPC 非同步差異都在高點，3 套 FCPC 也可能都相繼失效。

依 1.18.2 空中巴士於 2021 年 2 月 12 日提供本會之報告，該報告指出空中巴士審視過去裝置有電動方向舵 A330/A340 機隊之紀錄，迄 2020 年 4 月已累計 4,430 萬飛時/870 萬飛行次數，有關 3 套 FCPC 同時失效，本案是唯一的案例。空中巴士在事故後 2020 年 7 月 28 日已發布一份編號 999.0054/20 之 Operator Information Transmission-OIT

¹⁶ This law, engaged on ground, his function increases yaw efficiency in case of engine failure on ground. It is inhibited in flight.

(如附錄 4)，通知所有操作人有關本事故調查現況，該資訊指出，目前飛航操作及航空器維護初期並無特別的建議措施。空中巴士報告並述及該公司之具體改善措施 (FCPC 電腦系統設計改善計畫)，詳如 4.2。

2.4 航空器進場與落地操作

事故航機下降過程中，氣壓高度 3,376 呎時，起落架放下並鎖定；氣壓高度 2,400 呎時，飛機地面擾流板設定在備動狀態；在氣壓高度 1,928 呎時，襟翼放到了全襟翼位置，落地外型在機場高度上空 1,500 呎之前完成。當航機通過無線電高度 1,000 呎後之進場過程中，最大下降垂直速度 1,024 呎/分鐘，當時無線電高度 495 呎；最大下滑道偏差為 0.71 個點位 (dot)，約於無線電高度 203 呎處；最大左右定位臺偏差 0.15 點位，約於無線電高度 93 呎處；進場速度介於 129.5 至 143 浬/時之間，兩具發動機的實際 N1 轉速都超過 40%。著陸前飛機已建立所需的著陸外型；進場空速不超過進場目標速度+15 浬/時，且不小於 VREF/VLS¹⁷；最大下降垂直速度小於 1,200 呎/分鐘；發動機轉速高於慢車轉速之上；飛行軌跡在左右定位臺和下滑道上的偏差均小於 1 個點位，觸地點亦在著陸區 (touchdown zone, TDZ)¹⁸內。從以上之飛航參數顯示，事故航班在整個進場過程符合該型機 FCOM 中規定之穩定進場標準。

在 1746:58 時，本應全部致動的地面擾流板及發動機反推力器並未打開，接著自動煞車系統亦無法自動啟動煞停功能。在 1746:59 時，監控駕駛員呼叫「reverse」以提醒操控駕駛員開啟發動機的反向推力器。在 1746:59.2 時，操控駕駛員兩次問道「autobrake 有沒有上」(此

¹⁷ VREF/VLS: VREF 等於全襟翼 CONF FULL 的 VLS。當系統故障影響著陸性能時，VREF 用於確定最終進近速度 (VAPP)。VLS: 最低可選速度，等於 1.23 倍的失速速度。

¹⁸ TDZ: Touchdown Zone 著落區 (通常為跑道的最前 3000 呎或全跑道的最前 1/3，以較小者為準)。

時地速為 141 哩/時)，監控駕駛員立即回答「autobrake 沒上」。在 1747:00 時發動機反推力拉桿被拉到 MAXREV 的位置。在 1747:04.6 時，操控駕駛員幾乎感覺不到減速率（此時地速為 134 哩/時）故喊出「manual brake」並踩下全程煞車制動踏板，而當下鼻輪起落架之空中與地面（air/ground）模式仍持續變化中。

在 1747:07 時，監控駕駛員呼叫「reverse no green」，一秒後操控駕駛員呼叫「check 趕快幫我踩 幫我踩（煞車）」。兩位駕駛員在完全將制動踏板踩到底的情況下，煞車液壓壓力約上升到 576 psi，縱向加速度僅為-0.14g。操控駕駛員在面談中回憶到「使用人工煞車操作，注意到減速非常異常」。在 1747:24 時，速度約為 70 哩/時，縱向加速度為-0.285g，發動機推力拉桿保持在 MAXREV 位置，直到飛機完全停止，期間發動機反推力裝置一直沒有作用。駕駛員在帶平飄，著陸和滾行過程完全依循 FCOM 人工著陸標準程序，直到飛機完全停止。以上飛機落地滾行過程，從駕駛員之互動、操控駕駛員對航機減速過程之反應，與監控駕駛員對系統狀況之掌握與呼叫，顯示飛航組員間之互動良好，並保持高度之狀況警覺。

2.5 落地跑道性能模擬分析

為探討事故航班有關落地時跑道長度相關議題，調查小組使用空中巴士跑道性能分析軟體（Airbus Flysmart），以本事故航班之落地重量為參考重量，在不使用反推力器條件下，假設亦是在松山機場 10 跑道落地，改變故障條件、煞車方式、跑道狀況及尾風量，檢視剩餘跑道距離，所得結果如表 2.2-1。

- 著陸重量為 343,000 磅，當地面擾流板功能正常，無發動機反推力和使用最大人工煞車，在跑道道面狀況良好及尾風 7 哩/時條件下，加成著陸距離（factored landing distance, F-LD）為 6,183 呎。（落地外型：全襟翼（CONF FULL））

- 著陸重量為 343,000 磅，當地面擾流板功能正常，無發動機反推力，使用中度自動煞車，在跑道道面狀況良好及尾風 7 哩/時條件下，加成後著陸距離為 6,787 呎。(落地外型：全襟翼 (CONF FULL))
- 著陸重量 343,000 磅，當 PRIM1+PRIM2+PRIM3 故障 (所有地面擾流板、自動煞車、發動機反推力都不作動)，使用最大人工煞車，在跑道道面狀況良好及尾風 7 哩/時條件下，加成後著陸距離為 8,375 呎，以松山機場跑道長度 8,547 呎，加成後著陸距離裕度尚有 172 呎。(落地外型：襟翼 3 (CONF 3))
- 著陸重量 343,000 磅，當 PRIM1+PRIM2+PRIM3 故障 (所有地面擾流板、自動煞車、發動機反推力都不作動)，使用最大人工煞車，在跑道道面狀況良好及尾風 10 哩/時條件下，加成後著陸距離 8,926 呎，超過可使用之跑道長度。加成後著陸距離裕度將不足 379 呎。(落地外型：襟翼 3 (CONF 3))
- 著陸重量為 343,000 磅，當所有 FCPC 皆正常，假設地面擾流板功能均故障，無發動機反推力使用，最大人工煞車，在跑道道面狀況良好及尾風 10 哩/時條件下，加成後著陸距離 8,705 呎，高於跑道長度。加成後著陸距離裕度將不足 158 呎。(落地外型：全襟翼 (CONF FULL))

在無發動機反推力，跑道道面狀況良好，及尾風為 7 哩/時的條件情況下，如果 3 套 FCPC 都故障，外型用襟翼 3，與所有 FCPC 正常/未使用發動機反推力，著陸距離 (全襟翼) 進行比較，當使用最大人工煞車時，加成後著陸距離跑道剩餘裕度將減少約 2,000 呎，加成後著陸距離裕度到跑道末端僅為 172 呎。當尾風風速增加到最大 10 哩/時時，加成後著陸距離裕度將不足 379 呎。當以所有地面擾流板故障，全襟翼外型時，及 10 哩/時尾風的條件計算著陸距離，因進場的速度較低，加成後著陸距離裕度不足的情況減少到 158 呎。

表 2.5-1 模擬不同故障情境之跑道裕度

著陸重量 kLB	故障條件	反推力器	煞車方式	跑道狀況	尾風 kts	外型	LD	F-LD	Margin ¹⁹
343	normal	no	manual	good	7	CONF FULL	5,377	6,183	2,364
343	normal	no	MED	good	7	CONF FULL	5,901	6,787	1,760
343	3FCPC	no	manual	good	7	CONF 3	7,283	8,375	172
343	3FCPC	no	manual	good	10	CONF 3	7,762	8,926	-379
343	allSpoiler	no	manual	good	10	CONF FULL	7,569	8,705	-158

從表 2.5-1 中可發現，在航機正常情況下，即使不用反推力器，不管是自動煞車或人工煞車，剩餘跑道距離都超過 1,700 呎。但是一旦 3 套 FCPC 都故障，使用人工最大煞車，尾風 7 哩/時²⁰，所剩跑道距離僅 172 呎。在事故航班，實際跑道剩餘距離為 30 呎，少於計算值（172 呎），這可能是因為實際尾風更強，實際跑道道面狀況比計算預設值差，以及駕駛員須判斷當下飛機狀況方能啟動最大人工煞車之反應時間等多重因素的緣故。但在相同情況下，假如尾風達 10 哩/時²¹，則跑道長度即不敷使用。

綜上，事故航班落地前航空器之狀況正常，駕駛員所運用之跑道性能分析並無問題，依計算結果有足夠之剩餘跑道。本案 3 套 FCPC 故障，實際剩餘跑道距離（30 呎裕度）比計算值（172 呎裕度）短，可能因為尾風、跑道狀況及駕駛員情境確認到使用人工煞車仍存在一些增加煞停距離的因素。

¹⁹ Margin 指加成後著陸距離之剩餘裕度，參考圖 1.17-1 所示。

²⁰ 依據事故航班落地前松山機場 ATIS (資訊 L) 10 號跑道天氣預報所算出之尾風量。

²¹ A330 型機落地最大尾風限制為 10 哩/時。

2.6 深長著陸附帶的風險

事故航班於起飛前無任何 MEL 項目，及落地前亦無 ECAM 警告等影響著陸距離之相關因素，因此起飛前及飛行中均無系統失效因素會被列入著陸距離性能計算考量，另 3 具 FCPC 在著陸時失效，該失效訊息在落地階段亦被抑制 (inhibit)，駕駛員不會立即得知 FCPC 失效，因此正常落地情況下，駕駛員不會如同之落地標準作業程序所述²²，如考量航機性能因素，可在主輪著陸後及鼻輪觸地前立即啟動人工煞車。

飛機在 1746:48 時，以無線電高度 46 呎越過 10 號跑道頭。6 秒後，即 1746:54 時第一次觸地，距跑道頭約 1,500 呎處；於 1746:55.5 時第二次觸地 (完全觸地)，距跑道頭約 1,800 呎處，完全觸地後駕駛員即刻檢查地面擾流板、反推力器及自動煞車，並於確認無自動煞車後立即採取人工煞車，約完全觸地後 6.5 秒 (1747:02 時) 煞車踏板角度即快速增加，1747:04 時增加至最大值，然在飛機完全煞停時，離跑道盡頭仍僅剩 30 呎之裕度。

一般正常落地情況下，駕駛員不太可能在主輪著陸後立即啟動最大人工煞車，在所有其他影響落地距離等相關因素均類似事故航班的情況下，若飛機帶平飄的距離增加 500 呎或 1,000 呎，雖然落地點仍將在著陸區內，一旦觸地時遭遇 3 套 FCPC 失效，駕駛員依程序檢查地面擾流板、反推力器及確認無自動煞車後，即刻採取最大人工煞車，飛機仍存在衝出跑道末端之風險。因此，在 3 套 FCPC 幾乎同時失效的風險尚未完全改善之前，及無法確定是否有深長著陸狀況下，於類似的短跑道、尾風、非乾性 (not dry) 跑道道面等條件環境下，操作人應審慎考量落地性能計算之距離，除訂定保守之派遣風險管控措施，

²² 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.

亦應加強組員對深長落地可能造成威脅之認知及警覺，以防範類似事件發生時航機衝出跑道。

2.7 松山機場跑道狀況與航機減速性能分析

2.7.1 跑道鋪面抗滑檢測與降雨量觀測資料

依據本事故前與事故後最近一次實施之松山機場跑道摩擦係數檢測結果（詳如表 1.10.2），松山機場跑道 3 分區段之摩擦係數均符合規範。跑道之縱坡度、橫坡度、以及縱坡度變化亦符合規範要求（詳如表 1.10.1 及表 1.10.3）。

根據事故當松山機場之地面觀測資料，事故期間 10/28 跑道累積降水量介於 5.2 毫米至 8.8 毫米，屬大雨狀態。由 CVR 抄件可知，松山塔臺管制員曾提供地面天氣觀測為「light thunder storm and rain」給事故航班飛航組員。

綜上，松山機場跑道之摩擦係數、縱坡度、橫坡度，以及縱坡度變化均符合規範。事故發生期間松山機場屬於大雨狀態，10/28 跑道累積降水量介於 5.2 毫米至 8.8 毫米。

2.7.2 10 號跑道可用落地距離及航機著陸點分析

根據臺北飛航情報區飛航指南（Taipei AIP），松山機場 10 跑道可用落地距離（landing distance available, LDA）為 8,541 呎；該跑道著陸點標線（aiming point marking）距 10 跑道頭為 1,331 呎。根據 FDR 資料，利用主輪與鼻輪起落架減震支柱電門（landing gear squat switch）狀態判定事故航班處於地面或空中模式，據此計算飛航軌跡以研判事故航機之著陸點。

1746:54 時，主輪第 1 次觸地，距 10 跑道頭約 1,500 呎；1.5 秒

後，主輪第 2 次觸地，距 10 跑道頭約 1,800 呎。主輪第 1 次觸地後 8 秒鼻輪第 1 次觸地，距 10 跑道頭約 3,400 呎；主輪第 1 次觸地後 11 秒鼻輪第 2 次觸地，距 10 跑道頭約 4,100 呎，此時煞車踏板已達最大 68 度。

2.7.3 事故航班之減速性能分析

正駕駛員訪談時表示，跑道可能有積水情形。為研判跑道鋪面是否存在積水，且影響航機性能，本節以 FDR 資料分析航機減速性能，事故航班之落地距離與減速性能如圖 2.7-1，依 FDR 資料及圖 2.7-1，說明如下：

- 事故航班無線電高度約 60 呎至 46 呎通過 10 跑道頭；
- 事故航班通過 10 跑道頭至第 1 次主輪觸地經歷 6 秒，航機行進距離約 1,500 呎；第 2 次主輪觸地，距 10 跑道頭約 1,800 呎；
- 事故航班第 2 次主輪觸地後，鼻輪經歷 6.5 秒第 1 次鼻輪處於地面模式，此時距 10 跑道頭約 3,400 呎；再經歷 3 秒，鼻輪再度處於地面模式，此時距 10 跑道頭約 4,100 呎；
- 事故航班距 10 跑道頭 4,300 呎至 6,400 呎區間，減速性能屬於「good」；
- 事故航班距 10 跑道頭 6,400 呎至 7,300 呎區間，減速性能介於「poor (0.05)」到「medium (0.18)」；
- 事故航班距 10 跑道頭 7,300 呎至 8,000 呎區間，減速性能介於「medium to good」到「good」；
- 事故航班距 10 跑道頭 8,000 呎至 8,400 呎區間，減速性能屬於「good」。

經比對 FDR 資料之煞車踏板角度、煞車壓力及事故航班地面軌跡（如圖 1.11-5）後發現，事故航班距 10 跑道頭 6,600 呎至 7,300 呎

區間減速性能變差，可能因此區位處 28 跑道著陸區，此區域之鋪面胎屑堆積及道面之塗漆標示之摩擦係數較低，致此二區域減速性能變差。

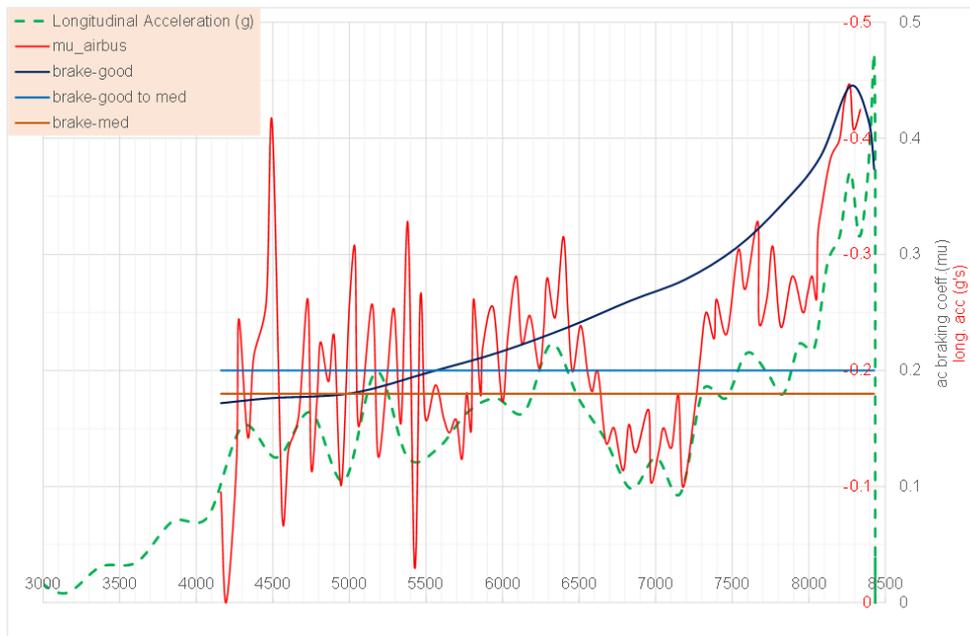


圖 2.7-1 事故航班之落地距離與減速性能分析

綜上所述，事故航班通過 10 跑道頭至第 1 次與第 2 次主輪觸地分別經歷 6 秒與 7.5 秒，此時航機行進距離約 1,500 呎及 1,800 呎。飛航組員採用人工煞車後，其整體減速性能介於「medium」至「good」，應可排除航機落地滾行階段曾遭遇水飄²³（hydroplaning）之影響。

²³ 水飄（hydroplaning）：依其特性可區分為三種：動力水飄、黏滯水飄及膠融水飄。動力水飄發生於高速且跑道鋪面積水層較深情況。跑道鋪面潮濕情況下即有可能發生黏滯水飄。膠融水飄發生於機輪未旋轉或因煞車鎖住而於濕滑鋪面上打滑。

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，包括不安全作為、不安全狀況，或與造成本次事故發生息息相關之安全缺失等。

與風險有關之調查發現

此類調查發現係涉及影響運輸安全之潛在風險因素，包括可能間接導致本次事故發生之不安全作為、不安全條件，以及關乎組織與系統性風險之安全缺失，該等因素本身非事故之肇因，但提升了事故發生機率。此外，此類調查發現亦包括與本次事故發生雖無直接關聯，但基於確保未來運輸安全之故，所應指出之安全缺失。

其他調查發現

此類調查發現係屬具有促進運輸安全、解決爭議或澄清待決疑慮之作用者。其中部分調查發現係屬大眾所關切，且常見於國際民航組織（ICAO）事故調查報告之標準格式中，以作為資料分享、安全警示、教育及改善運輸安全目的之用。

3.1 與可能肇因有關之調查發現

1. 事故機電子飛行控制系統之 3 套主飛控電腦在觸地時幾乎同時失效，係因 3 套主飛控電腦在命令/監視通道之方向舵指令監控都發生過當的觸發。在觸地時 3 套主飛控電腦的命令通道/監視通道之非同步剛好都在高點，合併主輪觸地時航機橫

向控制從飛行邏輯轉為地面邏輯，再加上駕駛員快速踩/放方向舵踏板加大非同步差異，造成主飛控電腦命令通道與監視通道之計算差異超過軟體設定之監控界限，使主控的 1 號主飛控電腦失效。(1.6, 1.11, 1.16, 1.18.2, 2.3)

2. 1 號主飛控電腦失效後，主控權依序交給非同步亦在高點之 2 號主飛控電腦及 3 號主飛控電腦，進而造成 3 套主飛控電腦相繼失效。3 套主飛控電腦失效後，造成地面擾流板、反推力器及自動煞車系統都失去功能，致增加航機煞停所需之跑道距離。(1.6, 1.11, 1.16.1, 1.18.2, 2.3)

3.2 與風險有關之調查發現

1. 落地過程 3 套主飛控電腦失效後，飛行控制邏輯重新組態由常態邏輯轉為直接邏輯，在直接邏輯下飛機主要控制翼面仍可控制。惟相關減速裝置含地面擾流板、反推力器及自動煞車系統都失效，航機減速端賴駕駛員人工煞車。(1.6, 1.11, 2.2)
2. 當 3 套主飛控電腦在觸地時失效，如果又遭遇駕駛員操作深長落地或跑道不佳等狀況，可能會明顯增加落地所需距離，在駕駛員發現無自動煞車後立即使用最大人工煞車，飛機煞停仍存在衝出跑道末端之風險。(1.11, 2.5, 2.6)

3.3 其他調查發現

1. 事故航班飛航組員持有民航局頒發之有效航空人員檢定證與體檢證，飛航資格符合要求，訓練與考驗紀錄中查無與本案有關之異常發現。事故前 72 小時之休息及活動正常，無證據顯示有足以影響飛航組員操作表現之醫療、藥物與酒精因素。(1.5, 2.1)
2. 駕駛員操作在進場、帶平飄、著陸及滾行過程，直到飛機完全停止符合飛航組員操作手冊穩定進場及人工著陸標準程序。(1.1, 1.11, 1.17, 2.4)

3. 飛機落地滾行過程，從駕駛員之互動、操控駕駛員對航機減速過程之反應與監控駕駛員對系統狀況之掌握與呼叫，顯示飛航組員間之互動良好，並保持高度之狀況警覺。(1.1, 1.11, 1.17, 2.4)
4. 本案 3 套主飛控電腦故障，實際剩餘跑道距離 (30 呎裕度) 比計算值 (172 呎裕度) 短，可能因為尾風、跑道狀況及人工煞車仍存在一些增加煞停距離的因素。(1.1, 1.11, 1.17, 2.5)
5. 地面擾流板功能至少需要 1 套正常 FCPC 才能運作；自動煞車系統需要至少 2 套主飛控電腦才能備動；反推力器需要 1 號或 3 號主飛控電腦提供獨立解鎖信號才能伸展。因 3 套主飛控電腦在觸地時失效，造成地面擾流板、自動煞車系統及反推力器無法正常運作。(1.6, 1.11, 2.2)
6. 主飛控電腦原廠檢測結果顯示，曾發生屬 SAO (Spécification Assistée par Ordinateur) 之故障，電腦本身測試為無故障。原廠表示 SAO 故障指電腦執行程式時，發生某些狀況與軟體設定之規範不符而觸發故障，電腦硬體本身並無問題。(1.16, 2.3)
7. 空中巴士審視過去裝置有電動方向舵 A330/A340 機隊之紀錄，迄 2020 年 4 月已累計 4,430 萬飛時/870 萬飛行次數，有關 3 套主飛控電腦觸地時失效，本案是唯一之案例。(1.18)
8. 松山機場跑道之摩擦係數、縱坡度、橫坡度、以及縱坡度變化均符合規範。(1.10, 1.11, 2.7)
9. 事故航班距 10 號跑道頭 6,600 呎至 7,300 呎區間減速性能變差，可能因此區位於 28 號跑道著陸區，道面上之塗漆標示及鋪面胎屑堆積影響所致。(1.10, 1.11, 2.7)
10. 事故航班於 10 號跑道第 1 次與第 2 次主輪觸地，距離 10 號跑道頭約 1,500 呎及 1,800 呎，均位於跑道著陸區內。(1.10, 1.11, 2.7)
11. 飛航組員採用人工煞車後，其整體減速性能介於「medium」至「good」，其狀況與航管通報跑道為濕 (wet) 道面一致，應可排除遭遇水飄之影響。(1.10, 1.11, 2.7)

第 4 章 運輸安全改善建議

4.1 改善建議

事故調查過程中，本會與有關單位保持密切聯繫，飛機製造廠空中巴士已於調查期間提供其所採取之積極安全措施（如 4.2 所述），以改善調查過程發現主飛控電腦命令/監視通道有關方向舵命令監督不夠健全之議題，該安全措施已包含有關本案之短期改善措施，及針對主飛控電腦之軟體改善，因此本案不再提出 3 套主飛控電腦幾乎同時失效議題之改善建議。

另交通部民用航空局及中華航空公司，亦在事故後短期內即發布相關之飛安公告及飛航操作資訊，並規劃施行案例宣導（如 4.2 所述）。該安全措施已包含保守派遣作業之考量、飛行中飛航組員落地性能之計算，及加強組員落地過程狀況警覺與後續操作處置能力。因此本案在簽派作業、落地性能計算及駕駛員操作亦無相關之改善建議。

4.2 已完成或進行中之安全措施

交通部民用航空局

交通部民用航空局於民國 109 年 7 月 13 日發布有關本案之飛安公告 ASB No：109-060/O R1，詳如附錄 2，其建議改進事項如下：

- 一、A330 機型航機派遣前，如目的地機場如預報為雨天濕滑跑道，應考量前項不預期狀況影響航機落地性能之因應措施。
- 二、駕駛員於在空時，對雨天濕滑跑道進場前之落地性能之計算，應將遭遇前項狀況及使用人工煞車所需停機之距離亦列入試算；如有落地距離不足之疑慮時，應考慮轉降其他備用機場。

三、航空公司應加強駕駛員有關於雨天濕滑跑道落地時操作注意事項，提高警覺並加強對機載減速系統之功能運作監控，如遭遇自動減速系統失效，須立即反應以人工方式進行減速操控。

四、國籍航空所屬空中巴士航機，有類似飛控電腦及減速裝置之機型，得參照本公告辦理以維飛安。

中華航空公司

一、中華航空公司於民國 109 年 7 月 3 日發布有關本案之飛航操作資訊 FOI 2020-0034，並於民國 110 年 2 月 22 日發布更新版（FOI 2021-0007）詳如附錄 3，其主題及訊息如下：

SUBJECT: CONSIDERATION FOR LANDING ON SHORT RUNWAY UNDER WET OR SLIPPERY CONDITION

MESSAGE :

Recently there was a case regarding A330 landed on TSA airport under heavy rain with deceleration devices malfunction.

Before landing on wet or slippery runways, crew should apply FlySmart to calculate 2 landing distances during approach preparation:

1. Normal landing distance,

2. Given condition;

a. RW condition: Good or reported RWY condition / braking action, whichever is worse

b. BRK mode: Manual

c. REV: NO

d. ECAM: F/CTL SPLRS FAULT (ALL SPLRS)

If the calculated factored landing distance (F-L/D DIST) from condition 2 is marginal, PIC should carefully consider select longer runways, using maximum manual brake, reducing weight or diversion.

Pay extra attention on short runways (such as TSA, KHH, NRT 16L/34R, HND 22, SYD 07/25...etc.). For flare and landing operation, flight crewmember shall be vigilant and close monitor the aircraft system operation such as autobrake and reversers, and take proper actions immediately when necessary such as application of manual brake.

中譯如下：

主題：濕/滑短跑道落地考量

最近發生了一件關於 A330 飛機於大雨中降落在臺北松山機場，遭遇減速裝置故障。

於著陸濕滑跑道上之前，機組人員在進場準備期間，應使用 FlySmart 來計算 2 種不同狀況的著陸距離：

1. 正常狀況下的著陸距離；
2. 下列先決條件狀況下的著陸距離；
 - a. RW condition: Good or reported RWY condition / braking action, whichever is worse
 - b. BRK mode: Manual
 - c. REV: NO
 - d. ECAM: F/CTL SPLRS FAULT (ALL SPLRS)
3. 如果根據條件 2 計算得出的加成後著陸距離 (F-L / D DIST) 剩餘裕度很小，則機長應該仔細考慮選擇使用更長的跑道，使

用最大的人工制動煞車，減輕落地重量或轉降。

4. 特別注意短跑道落地（例如 TSA，KHH，NRT 16L/34R，HND 22，SYD 07/25...等等。）對於帶平飄和著陸操作，飛航組員應保持警惕，並仔細監視飛機系統的運行，例如自動煞車和發動機反推力器，在必要時立即採取適當措施，例如使用人工制動煞車。

二、中華航空公司為宣導於類似本事故在短跑道、尾風、非乾性跑道道面等條件環境下，深長著陸的潛在危害，已將本案案例列入今（110）年度第二季飛安海報製作，並納入上半年年度 EBT 提示之案例宣導，以利讓組員知道深長著陸之可能風險。

三、針對保守簽派方面，中華航空公司已檢視所有飛航之機場，對於 A330 機型使用跑道長度小於 9,000 英尺之航班，除確保派遣航機相關減速系統均須正常外，簽派員之落地跑道性能計算亦以不使用地面擾流板與發動機反推力等保守簽派，做為本事件後之風險管控作為。

空中巴士

飛機製造廠空中巴士於 2021 年 2 月 12 日提供有關本案之報告，其中述及其安全措施如下：

1. Short term actions – Communications to Operators

The objective of these short-term actions was to remind all affected Operators of the importance of the Landing SOP, in particular during the rollout phase, to minimize the consequences of the triple PRIM failure on the aircraft landing distance.

Operators Information Transmission (OIT)

The 28th of July 2020, Airbus issued an Operators Information Transmission (OIT) ATA 27 – A330 Primary Flight Control

failures at touchdown (reference 999.0054/20 Rev 00) towards all A330/A340 Operators to inform them of the incident.

The OIT is provided in the Annex 5.

AirbusWIN video

The 28th of December 2020, Airbus published a video on its Worldwide Instructor News website

(AirbusWIN, <https://www.airbus-win.com>), which detailed:

- The deceleration means at landing and the logic behind them*
- The standard callouts during landing in normal operations*
- The callouts during landing in the event of abnormal operations*

The video can be downloaded under the following link: <https://www.airbus-win.com/wp-content/uploads/2020/12/what-about-deceleration-means-at-landing-en.mp4>

2. FCPC software enhancement addressing the root cause

A software enhancement will be implemented in the next FCPC standards on the A330 family, to address the root cause of the B-18302 event:

- P19 for the A330-200 (Ceo) and A330-800 (Neo), targeted for Q3-2022*
- M28ceo for the A330-300 (Ceo), targeted for Q3-2023*
- M3x for the A330-900 (Neo), targeted for mid 2024*

The modification will consist of several system improvements:

- Decrease of the COM/MON asynchronism level for the flight/ground information treatment*
- Improvement of the COM/MON rudder order monitoring robustness in case of ground to flight and flight to ground*

transitions

- *Higher unitary monitoring robustness during such transitions*
- *Avoid cascading/“domino’s” effect that leads to several PRIM fault*

3. FCPC specification robustness review

Following the event, Airbus has launched a detailed review of the FCPC software specification, focusing on the COM/MON monitorings during the flight/ground transition. The objective was to detect potential robustness issues, going beyond the scenario of the B-18302 event. At the time of writing of this report, this review is still on-going.

At this stage, Airbus has not identified another type of COM/MON monitoring robustness issue that could result in an undue monitoring triggering with subsequent repercussions having similar level of severity than the B-18302 event.

中譯如下：

1. 短期安全措施—與航空器使用人溝通文件

短期改善措施的目的是提醒所有受影響的使用人有關航機降落標準操作程序的重要性，尤其是在滾行階段，以減低因3套主飛控電腦故障對飛機落地滾行距離的影響。

Operators Information Transmission (OIT)

2020年7月28日，空中巴士向所有A330/A340使用人發布 Operators Information Transmission (OIT) ATA 27–A330 Primary Flight Control failures at touchdown (參考999.0054 / 20 Rev 00)，敘明本次事故。(詳如本報告附錄4)

AirbusWIN video

2020年12月28日，空中巴士在其全球教官網站上發布視頻 (AirbusWIN, <https://www.airbus-win.com>)，其中詳細說明

- 落地過程減速的方式及其背後的邏輯
- 正常著陸時的標準呼叫
- 著陸異常時之呼叫

該視頻可通過以下連結下載：<https://www.airbus-win.com/wp-content/uploads/2020/12/what-about-deceleration-means-atlanding-en.mp4>

2. 強化主飛控電腦軟體以改善根本原因

A330系列的新版主飛控電腦標準將針對B-18302事件之肇因進行改善以強化軟體功能：

- 適用於A330-200 (Ceo) 和A330-800 (Neo) 的P19版本，目標是2022年第3季
- 適用於A330-300 (Ceo) 的M28ceo版本，目標是2023年第3季
- 適用於A330-900 (Neo) 的M3x版本，目標是2024年中期

軟體強化將包括以下系統：

- 改善飛行/地面資訊以減少COM/MON非同步之幅度。
- 改進航機於空/地狀態轉換間，方向舵指令COM/MON監測之健全性。
 - 在航機空/地狀態過渡期間具有更健全統一的監控功能
 - 避免連鎖/骨牌效應導致多部主飛控電腦失效

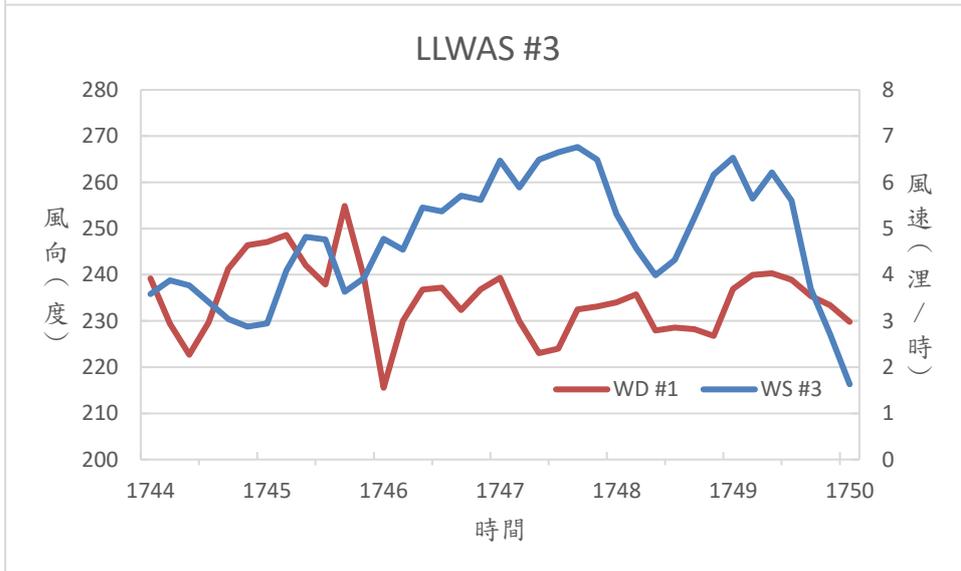
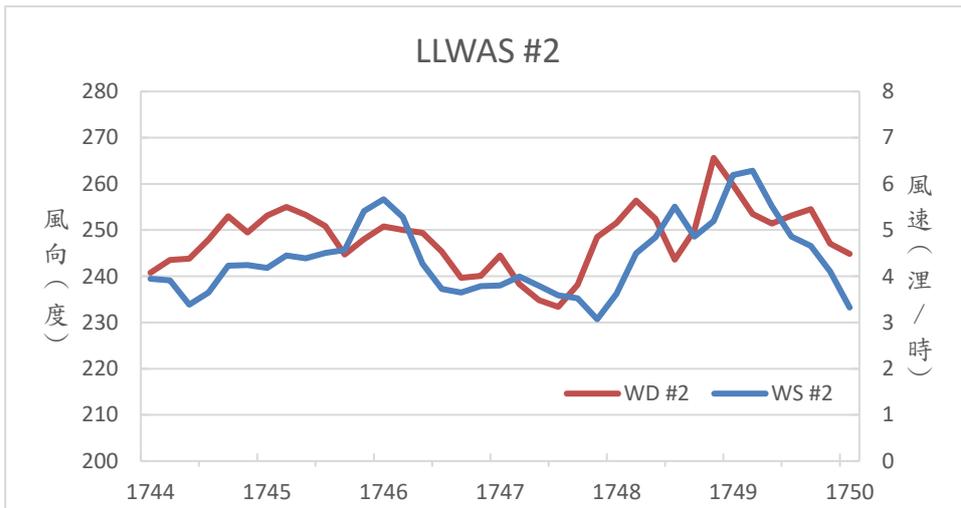
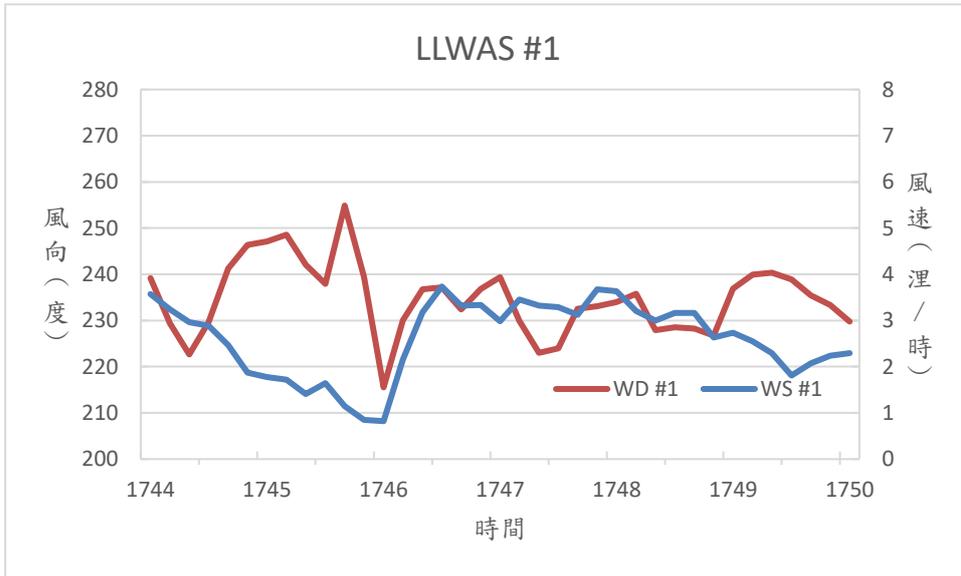
3. 檢視主飛控電腦軟體規範健全性

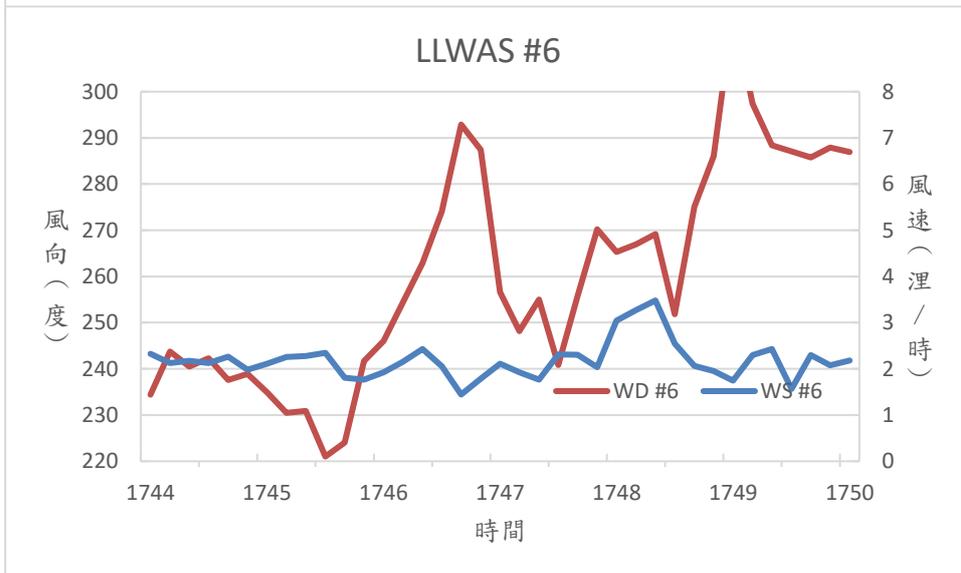
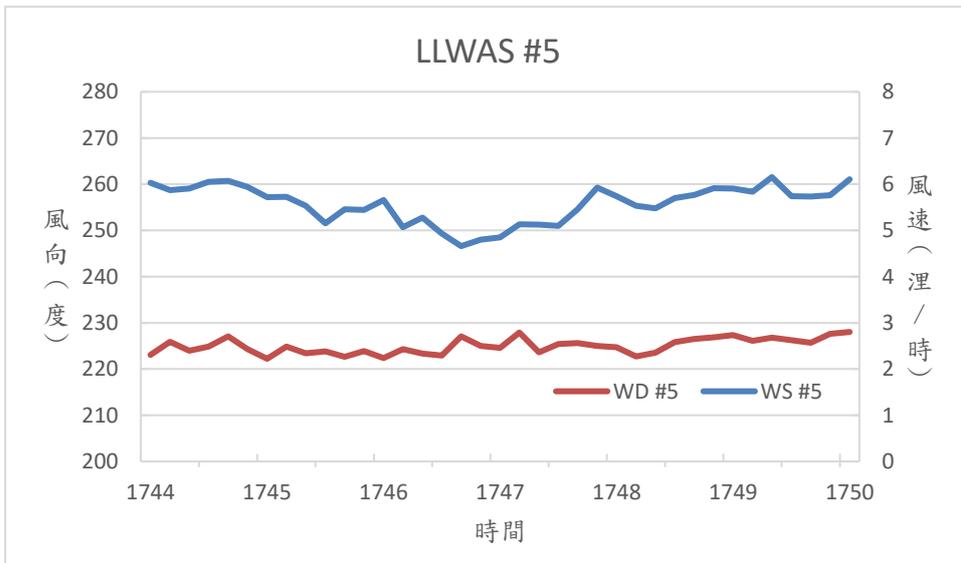
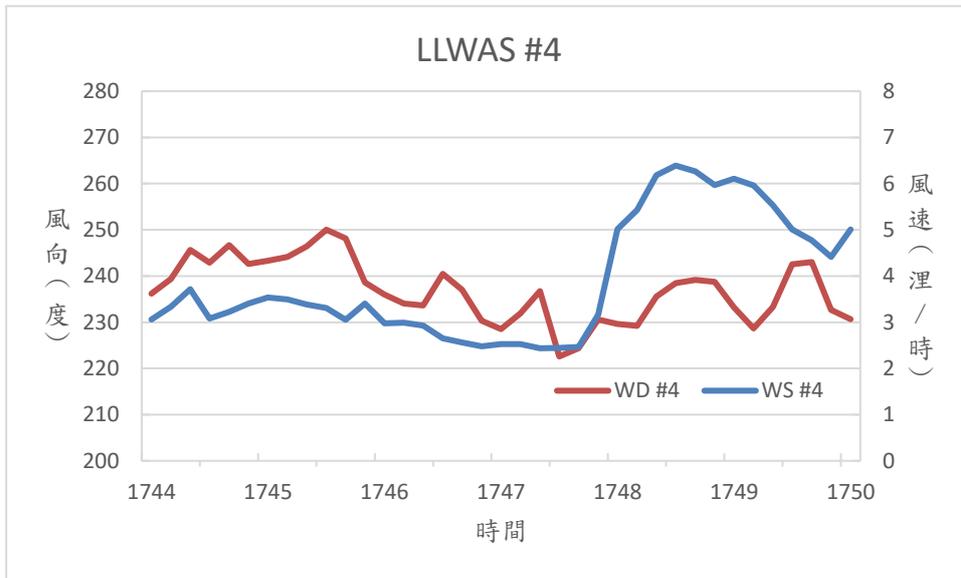
本次事件發生後，空中巴士針對主飛控電腦軟體規範進行了詳細審查，審查重點在航機於空/地過渡期間之COM/MON監控

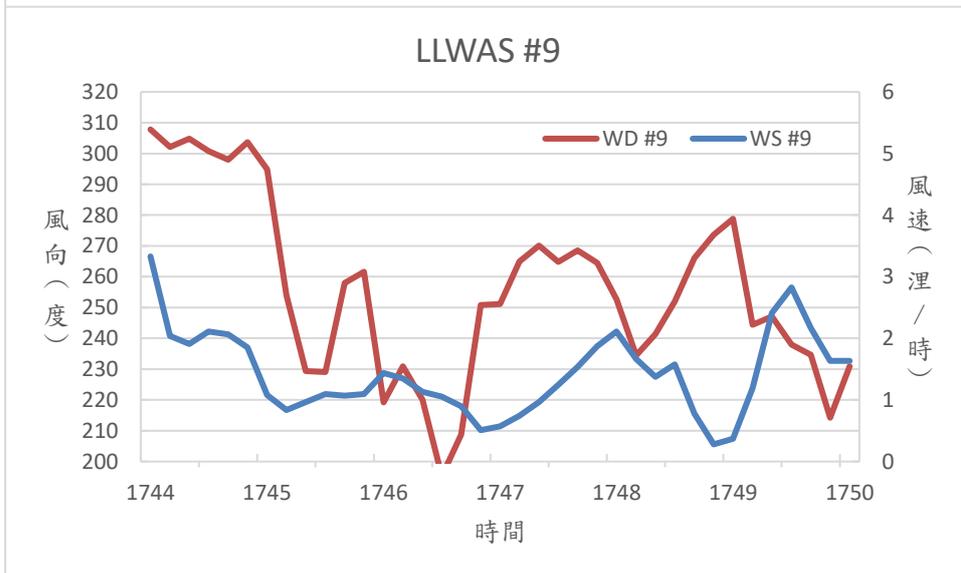
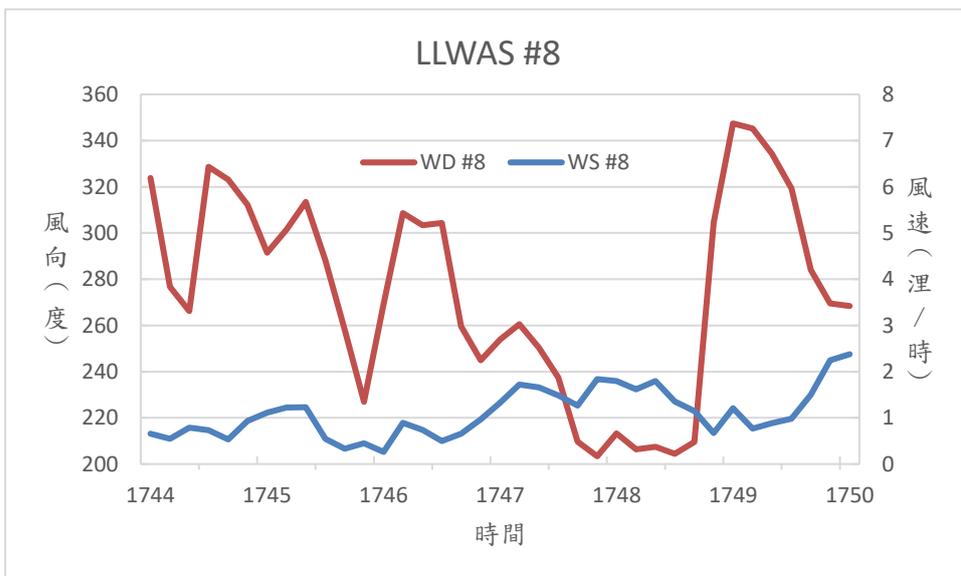
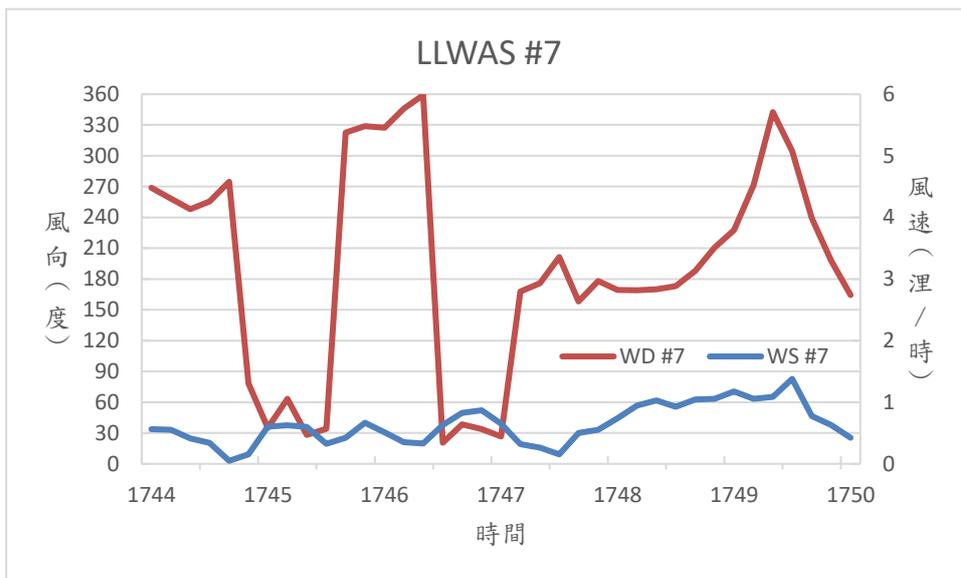
性能。目的在發現潛在軟體健全性問題，並擴大本次B-18302事件軟體影響之範疇。本項審查仍在進行中。

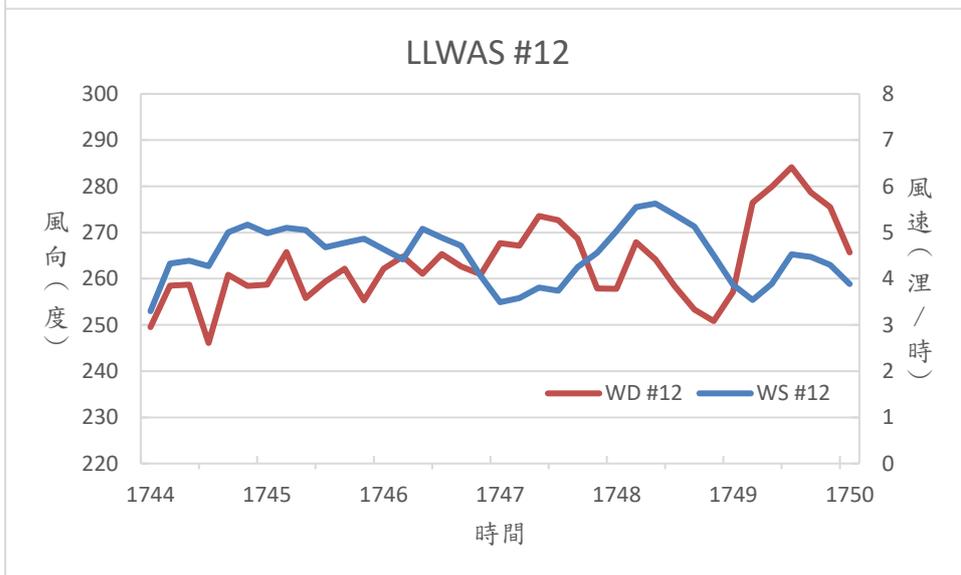
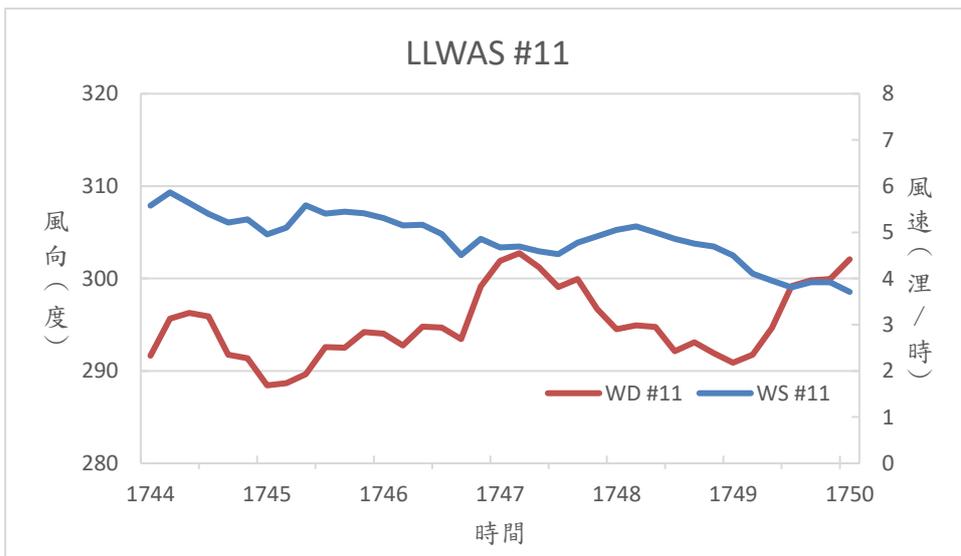
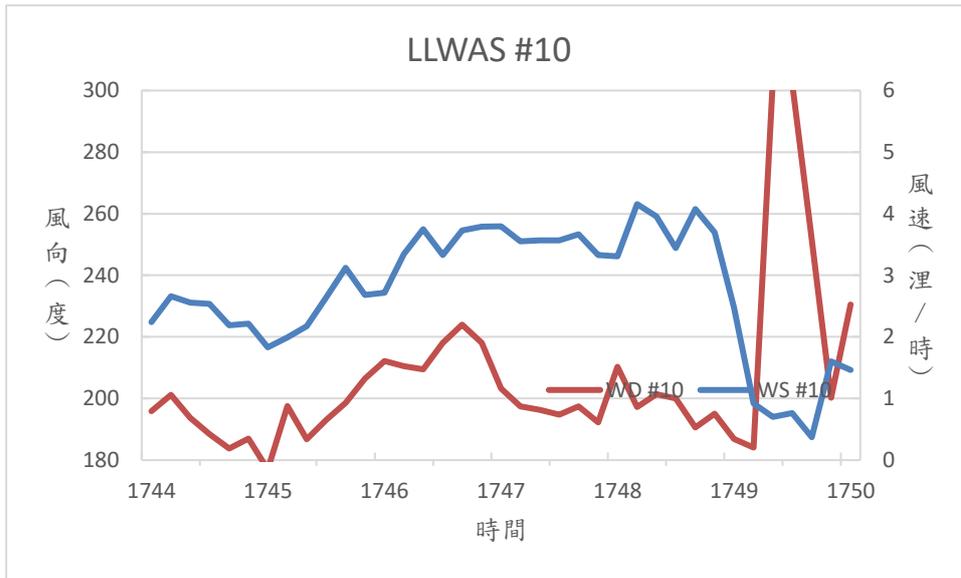
至目前為止，空中巴士尚未發現其他COM/MON監控健全性問題可能會導致不恰當的觸發，並隨後產生類似B-18302事件嚴重程度的後果。

附錄 1：LLWAS 相關風向風速計之紀錄資料









交通部民用航空局飛安公告



Aviation Safety Bulletin

ASB No: 109-060/O R1

July 13, 2020

主旨：

國籍航空公司 A330機型，發生濕滑跑道落地階段遭遇飛控主電腦 1/2/3號系統、發動機反推力系統及自動剎車系統均失效事件，目前該事件發生原因尚在調查釐清；請航空公司針對該機型發生不預期飛控主電腦失效，訂定風險管控措施，以確保飛航安全。

說明：

某國籍航空公司 A330機型於雨天濕滑跑道降落階段，當主輪已觸地、反推力準備啟用過程中，駕駛員發現飛控主電腦1/2/3號系統同時失效、發動機反推力系統、自動剎車系統及減速板均失效，導致飛機減速異常，隨即以人工剎車進行減速，飛機最後安全停於跑道末端之前，駕駛員為安全考量，請求拖車拖離跑道。

建議改進事項：

- 一、 A330機型航機派遣前，如目的地機場如預報為雨天濕滑跑道，應考量前項不預期狀況影響航機落地性能之因應措施。
- 二、 駕駛員於在空時，對雨天濕滑跑道進場前之落地性能之計算，應將遭遇前項狀況及使用人工剎車所需停機之距離亦列入試算；如有落地距離不足之疑慮時，應考慮轉降其他備用機場。
- 三、 航空公司應加強駕駛員有關於雨天濕滑跑道落地時操作注意事項，提高警覺並加強對機載減速系統之功能運作監控，如遭遇自動減速系統失效，須立即反應以人工方式進行減速操控。
- 四、 國籍航空所屬空中巴士航機，有類似飛控電腦及減速裝置之機型，得參照本公告辦理以維飛安。

附錄 3：中華航空公司 FOI 2021-0007

*原 FOI2020-0034 已更新為 FOI 2021-0007 如下：

FOI-2021-0007(330)	2021/02/22-2021/12/31
SUBJECT : CONSIDERATION FOR LANDING ON SHORT RUNWAY UNDER WET OR SLIPPERY CONDITION	
UNIT IN CHARGE : TPEOLCI	
1 Recently there was a case regarding A330 landed on TSA airport under heavy rain with deceleration devices malfunction.	
2 Before landing on wet or slippery short runways, crew should apply FlySmart to calculate 2 landing distances during approach preparation:	
1.Normal landing distance,	
2.Given condition;	
a.RWY condition: Good or reported RWY condition / braking action, whichever is worse	
b.BRK mode: Manual	
c.REV: NO	
d.ECAM: F/CTL SPLRS FAULT (ALL SPLRS)	
3 If the calculated factored landing distance (F-L/D DIST) from condition 2 is marginal, PIC should carefully consider select longer runways, using maximum manual brake, reducing weight or diversion.	
4 Pay extra attention on short runways (such as TSA, KHH, NRT 16L/34R, HND 22, SYD 07/25... etc.). For flare and landing operation, flight crewmember shall be vigilant and close monitor the aircraft system operation such as autobrake and reversers, and take proper actions immediately when necessary such as application of manual brake.	

附錄 4 : AIRBUS Operator Information Transmission-OIT

CUSTOMER SERVICES DIRECTORATE
2 ROND POINT EMILE DEWOITINE
31700 BLAGNAC FRANCE
TELEPHONE + 33 (0)5 61 93 33 33

AIRBUS

OPERATORS INFORMATION TRANSMISSION - OIT

SUBJECT: ATA 27 – A330 Primary Flight Control failures at touchdown

AIRCRAFT TYPE: A330,A340

OUR REF.: 999.0054/20 Rev 00 dated 28-JUL-2020

OIT CATEGORY: Incident

NOTICE: This OIT provides recommendations on Maintenance and Engineering issues/information. It is left to each Operator's discretion whether to distribute this OIT, or to distribute the information contained in this OIT, to all of their applicable Maintenance and Engineering organizations for information or application of the recommendation.

1. PURPOSE

The aim of this OIT is to inform operators of the incident which occurred at touchdown on an A330 aircraft on Jun 14th 2020.

2. DESCRIPTION

An A330 aircraft experienced the loss of the three Flight Control Primary Computers (FCPCs) at touchdown. The aircraft reconfigured on the Flight Control Secondary Computers (FCSCs).

As a consequence of the three FCPCs loss, the non-release of the independent locking system prevented the reversers' deployment, ground spoilers did not extend and the autobrake system was lost, resulting in increased landing distance. The normal braking system (i.e. with anti-skid) was available, the crew applied manual braking to stop the aircraft.

Based on in-service information available to Airbus, no similar event has been reported on A330/A340 aircraft family since entry into service.

An ICAO Annex 13 investigation led by the Taiwan Transportation Safety Board (TTSB), with the Bureau d'Enquêtes et d'Analyses (BEA) of France as Accredited Representative, has been opened on this event.

In line with ICAO Annex 13 recommendations, Airbus is providing full technical assistance to the BEA and to the TTSB. Technical support is also provided by representatives of the Operator and the EASA Safety department.

In parallel to the ICAO Annex 13 investigation, Airbus continues to analyse this event through their Risk Assessment of airworthiness occurrence process, which EASA Continued Airworthiness department is monitoring and overseeing. Local airworthiness authorities from Taiwan are also involved.

Airbus has no specific operational or maintenance recommendations to raise at this stage of the investigation.

OIT ref: 999.0054/20 Rev 00

Page 1 of 2

Date: 28-JUL-2020

© AIRBUS S.A.S. 2020. ALL RIGHTS RESERVED. CONFIDENTIAL AND PROPRIETARY DOCUMENT

OPERATORS INFORMATION TRANSMISSION - OIT

3. FOLLOW UP

An update will be provided as soon as further consolidated information is available and Airbus is authorized to release it.

4. CONTACTS

Questions about the technical content of this OIT are to be addressed to Airbus Customer Services through [TechRequest](#) on Airbus World, selecting Maintenance & Engineering Domain, Engineering Support Section and ATA 27-93.

Best Regards,


Senior Director Hydraulics, Landing Gear
& Flight Controls Systems - SEEL
CUSTOMER SERVICES

報告結束