



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 114 年 8 月 13 日

優比速航空 5X61 班機

Boeing 747-8F 型機

國籍標誌及登記號碼 N613UP

於臺灣桃園國際機場落地時發動機觸地

報告編號：TTSB-AOR-26-08-001

報告日期：民國 115 年 8 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 114 年 8 月 13 日，優比速（United Parcel Service, UPS）航空定期載貨航班 5X61，機型波音 747-8F，國籍標誌及登記號碼 N613UP，執行自香港國際機場飛往臺灣桃園國際機場（以下簡稱桃園機場）之飛航任務，機上載有飛航組員 3 人。臺北時間 2008 時，該機於桃園機場 05L 跑道落地過程中，發生 4 號發動機觸地事故，造成 4 號發動機及其外罩、3 號發動機外罩、右側機翼與機身等多處受損。本次事故未造成人員傷亡。

依據中華民國運輸事故調查法並參考國際民航公約第 13 號附約（Annex 13 to the Convention on International Civil Aviation）相關內容，本會為負責本次重大運輸事故調查之獨立機關。受邀參與本次調查之機關（構）包括：美國國家運輸安全委員會（National Transportation Safety Board, NTSB）、優比速航空及我國交通部民用航空局。本調查報告經徵詢相關機關（構）之意見並於民國 115 年 8 月 14 日經本會第 89 次委員會議審議通過後發布。

本次事故調查綜整事實資料及分析結果，提出調查發現共計 15 項，運輸安全改善建議共計 2 項。

調查發現

與可能肇因有關之調查發現

1. 事故當時，桃園機場受「楊柳」颱風影響，致使事故航機落地使用之 05L 跑道出現顯著右側風分量之強風與陣風。
2. 事故航機主輪觸地後 1 秒，1 號發動機油門手柄無意間被向前推離慢車位置，觸發減速板自動收回，致使該機於主輪觸地後仍保有較高之殘餘升力。
3. 受到較高殘餘升力與強勁右側風之共同影響，事故航機空中/地面

感測系統三度由「地面」轉換回到「空中」模式，進而延遲了減速裝置之作動。其所導致之不穩定航機狀態，加上前述 1 號發動機油門手柄被向前推造成之不對稱推力與不穩定強風的持續影響，進一步增加了落地滾行期間之航機操控複雜度。

4. 事故航機於落地滾行過程中，受強勁右側風影響，呈現多次向左滾轉之趨勢，為修正此一趨勢，操控駕駛員使用控制盤大幅度向右修正，後續事故航機一度呈現 9.2 度之右坡度姿態，超過波音 747-8 型機之觸地角度限制（Ground Contact Angle Limits），導致 4 號發動機外罩觸地。

與風險有關之調查發現

1. 減速板、1 號反推力器及主輪煞車之延遲作動，縮減了事故航機落地滾行期間之煞停餘裕。
2. 事故航機落地滾行過程中，異常之航機姿態致使飛航組員將注意力轉移至駕駛艙外，進而降低對儀表之有效監控，除導致與減速裝置相關之呼叫出現過早或延遲之情形，亦降低組員之間對於異常航機構型之共同狀況警覺。
3. 事故航機落地時因發動機外罩觸地，致使脫落之零組件散落於跑道表面，進而導致隨後落地之波音 777 型貨機主起落架 3 個輪胎及機腹複合材料面板受損。
4. 塔臺機場管制席若能將所見異常狀況適時通知事故飛航組員，將有利於及早識別發動機外罩觸地可能性，並提升對跑道異物及其相關風險之共同狀況警覺，從而避免對後續起降航機造成損害。
5. 塔臺機場管制席與機場監控席均觀察到事故航機冒出火花，然而未將此異常狀況告知事故飛航組員，顯示未能有效應用團隊資源管理，因應潛在運作風險。

其他發現

1. 事故航班飛航組員證照與資格符合美國聯邦法規要求。無證據顯示飛航組員於事故期間之操作表現，受到身體狀況、疲勞、酒精或藥物之影響。
2. 事故航機具備適當適航證照，且飛航操控系統無異常之登錄。
3. 事故航機於本次事故飛航期間之載重與平衡均位於限制範圍內。落地時剩餘油量足供該機進行多次進場或轉降至備降機場。
4. 第 1 次及第 2 次進場過程中，飛航組員研判側風狀況超出該公司限度，隨即依標準作業程序執行重飛。
5. 第 3 次進場過程中，飛航組員所接獲之風況符合該公司限度，且該次進場符合該公司穩定進場之規範。
6. 第 3 次進場落地，平飄仰轉及主輪初次觸地操作符合該公司所建議之側風落地技巧，且平飄仰轉與主輪觸地之操作均在正常限制範圍內。

運輸安全改善建議

致 優比速航空

優比速航空於本次事故後，已完成或正進行多項主動安全改善措施，詳如第 4.2.1 節所述。鑑於該等措施已因應調查所識別之安全議題，本調查報告未再向該公司提出安全改善建議。

致 交通部民用航空局

1. 加強塔臺管制員之飛航管理程序訓練，強調當觀察到航機有火花等視覺跡象，應立即告知飛航組員並評估跑道完整性。
2. 強化管制員之團隊資源管理，確保任何團隊成員於觀察到異常情

況時，都能及時採取適當的安全措施。

目錄

摘要報告.....	i
表目錄.....	viii
圖目錄.....	ix
中英(外)文名詞暨縮寫對照表.....	xi
第 1 章 事實資料	1
1.1 飛航經過	1
1.2 人員傷害	7
1.3 航空器損害	7
1.4 其他損害情況	7
1.5 人員資料	7
1.5.1 飛航組員	7
1.5.1.1 正駕駛員	8
1.5.1.2 副駕駛員	9
1.5.2 飛航組員事故前 72 小時活動紀錄	10
1.5.2.1 正駕駛員	10
1.5.2.2 副駕駛員	11
1.6 航空器資料	11
1.6.1 航空器與發動機基本資料	11
1.6.2 航空器維護資訊	12
1.6.3 載重與平衡	13
1.6.4 航空器系統	15
1.6.4.1 發動機推力控制	16
1.6.4.2 反推力器操作與互鎖機構	16
1.6.4.3 減速板系統邏輯	17
1.6.4.4 自動煞車系統與解除邏輯	17
1.7 天氣.....	18

1.7.1 概述	18
1.7.2 地面天氣觀測	20
1.7.3 地面天氣預報	21
1.7.4 地面風觀測	21
1.7.5 天氣資訊彙整	23
1.8 助導航設施	25
1.9 通信.....	25
1.10 場站資料	25
1.11 飛航紀錄器.....	27
1.11.1 座艙語音紀錄器（CVR）	27
1.11.2 飛航資料紀錄器（FDR）	27
1.12 航空器殘骸與撞擊資料	39
1.12.1 航空器受損	39
1.12.1.1 4 號發動機與外罩	40
1.12.1.2 3 號發動機外罩	43
1.12.1.3 機翼	43
1.12.1.4 機身	43
1.12.2 現場量測	43
1.13 醫療與病理	46
1.14 火災.....	46
1.15 生還因素	46
1.16 測試與研究	46
1.17 組織管理	47
1.18 其他.....	47
1.18.1 訪談摘要	47
1.18.1.1 正駕駛員（PF）	47
1.18.1.2 副駕駛員（PM）	49
1.18.1.3 加強組員（ACM）	50

1.18.2 手冊資訊	52
1.18.2.1 航空器操作程序及限制	52
1.18.2.2 塔臺管制員作業	52
1.18.3 事件序	53
第 2 章 分析.....	57
2.1 概述.....	57
2.2 飛航操作	57
2.2.1 天氣狀況	57
2.2.2 第 1 次及第 2 次重飛決策	58
2.2.3 第 3 次進場	59
2.2.4 落地	60
2.2.5 落地滾行	61
2.2.5.1 1 號油門手柄之前推	63
2.2.5.2 減速裝置之使用	64
2.2.5.3 落地距離	66
2.2.5.4 減速裝置之監控	66
2.2.6 造成 4 號發動機外罩觸地之相關因素組合	68
2.3 塔臺管制作業	72
2.3.1 所見異常狀況通知	72
2.3.2 團隊資源管理 (TRM)	73
第 3 章 結論.....	75
3.1 與可能肇因有關之調查發現	75
3.2 與風險有關之調查發現	76
3.3 其他調查發現	77
第 4 章 運輸安全改善建議	79
4.1 運輸安全改善建議	79
4.2 已完成或進行中之改善措施	79
4.2.1 優比速航空	79

表目錄

表 1.5-1 飛航組員基本資料.....	8
表 1.6-1 航空器基本資料.....	12
表 1.6-2 發動機基本資料.....	12
表 1.6-3 載重及平衡相關資料.....	15
表 1.7-1 天氣資訊彙整.....	23
表 1.11-1 事故航班落地期間航機操作及姿態有關參數.....	31
表 1.12-1 現場量測項目.....	44
表 1.18-1 事件序.....	54
表 2.2-1 3 次進場之風況及相應計算之側風分量.....	58
表 2.2-2 落地期間飛航組員之任務分工及標準呼叫.....	67
表 2.2-3 該機落地至發動機外罩觸地期間之 AWOS 瞬時風況.....	69

圖目錄

圖 1.1-1 4 號發動機受損之外觀情況	6
圖 1.1-2 事故航班飛航軌跡	6
圖 1.6-1 B747-8F 零油重心限制範圍	14
圖 1.6-2 B747-8F 起飛重心限制範圍	14
圖 1.6-3 波音 B747-8 型機 P9 控制台	15
圖 1.7-1 颱風警報單	19
圖 1.7-2 桃園機場 AWOS 及 LLWAS 之風向風速計位置	22
圖 1.7-3 AWOS 風向風速紀錄	22
圖 1.7-4 LLWAS 風向風速紀錄	23
圖 1.10-1 桃園機場之機場圖	26
圖 1.11-1 事故航班基本參數（完整航班，1/3）	32
圖 1.11-1 事故航班基本參數（完整航班，2/3）	33
圖 1.11-1 事故航班基本參數（完整航班，3/3）	34
圖 1.11-2 事故航班有關穩定進場條件之參數（無線電高度 1,000 呎 至 50 呎）	35
圖 1.11-3 事故航班落地階段相關參數（無線電高度 500 呎以下， 1/2）	36
圖 1.11-3 事故航班落地階段相關參數（無線電高度 500 呎以下， 2/2）	37
圖 1.11-4 事故航班自左翼主輪落地至發動機反推力器收回有關參數 （1/2）	38
圖 1.11-4 事故航機自左翼主輪落地至發動機反推力器收回有關參數 （2/2）	39
圖 1.12-1 4 號發動機外罩損傷區域	40
圖 1.12-2 4 號發動機進氣外罩損傷區域（仰視）	41
圖 1.12-3 拼接後之 4 號發動機內、外側風扇外罩	41

圖 1.12-4 4 號發動機反推力器外罩損傷區域.....	42
圖 1.12-5 4 號發動機損傷區域（右側視圖）	42
圖 1.12-6 桃園機場 05L 跑道之現場量測項目分布	45
圖 1.12-7 桃園機場 05L 跑道上之觸地痕跡.....	46
圖 2.2-1 落地滾行期間之事件經過與 FDR/CVR 資料	62
圖 2.2-2 落地滾行期間之部分 FDR 記錄參數	63
圖 2.2-3 落地滾行期間之空速與地速	70

中英(外)文名詞暨縮寫對照表

ACM	Additional Crew Member	加強組員
AIP	Aeronautical Information Publication	飛航指南
AMM	Aircraft Maintenance Manual	飛機維修手冊
AOM	Aircraft Operating Manual	飛機操作手冊
APU	Auxiliary Power Unit	輔助動力單元
AQP	Advanced Qualification Program	進階資格訓練計畫
ATIS	Automatic Terminal Information Service	終端資料自動廣播服務
ATMP	Air Traffic Management Procedures	飛航管理程序
ATP	Airline Transport Pilot	民航運輸駕駛員
AWOS	Automated Weather Observation System	自動氣象觀測系統
BCF	Boeing Converted Freighter	波音客改貨機
CAS	Calibrated Airspeed	校正空速
CG	Center of Gravity	重心
CMC	Central Maintenance Computer	中控維護電腦
CMC-L	Left Central Maintenance Computer	左系中控維護電腦
CQ	Continuing Qualification	持續資格訓練
CQP	Continuing Qualification Proficiency	持續資格訓練熟練度檢核
CVR	Cockpit Voice Recorder	座艙語音紀錄器
DDM	Difference in Depth Modulation	調變深度差
DME	Distance Measuring Equipment	測距儀
eAIP	Electronic Aeronautical Information Publication	電子飛航指南
EEC	Electronic Engine Control	發動機電子控制器
EICAS	Engine Indicating and Crew Alerting System	發動機指示及組員警示系統
FAA	Federal Aviation Administration	美國聯邦航空總署
FCTM	Flight Crew Training Manual	飛航組員訓練手冊
FDR	Flight Data Recorder	飛航資料紀錄器
FOM	Flight Operations Manual	航務手冊
FOQA	Flight Operational Quality Assurance	飛航操作品質保證
HAT	Height Above Touchdown	距著陸點高度
hPa	Hectopascal	百帕
ICAO	International Civil Aviation Organization	國際民航組織
ILES	Inboard Leading-Edge Station	內側機翼前緣站位

ILS	Instrument Landing System	儀器降落系統
LLWAS	Low-Level Wind Shear Alert System	低空風切警報系統
LOE	Line Operational Evaluation	航線操作評估
MAC	Mean Aerodynamic Chord	平均空氣動力弦長
METAR	Meteorological Aerodrome Report	機場例行天氣報告
NOSIG	No Significant Change	無重大變化
PF	Pilot Flying	操控駕駛員
PM	Pilot Monitoring	監控駕駛員
QAR	Quick Access Recorder	快速擷取紀錄器
QNH	Altimeter Sub-Scale Setting to Obtain Elevation when on the Ground	在地面上獲得標高指示之高度表撥定值
RA	Radio Altitude	無線電高度
RSA	Runway Safety Area	跑道安全區
RTO	Rejected Takeoff	放棄起飛
SIGMET	Significant Meteorological Information	顯著危害天氣資訊
SPECI	Aerodrome Special Meteorological Report	機場特別天氣報告
TAF	The Aerodrome Forecasts	機場預報
TDZ	Touchdown Zone	著陸區
TLA	Thrust Lever Angle	油門手柄角度
TLPR	Thrust Lever Position Resolver	油門手柄位置解析器
TRA	Throttle Resolver Angle	油門解析器角度
TRM	Team Resource Management	團隊資源管理
UPS	United Parcel Service	聯合包裹服務
UTC	Coordinated Universal Time	世界協調時
V _{APP}	Approach Speed	進場速度
VCF	Variable Camber Flap	可變彎度襟翼
VMC	Visual Meteorological Conditions	目視天氣情況
V _{REF}	Reference Speed	進場參考速度
WS	Wing Station	機翼站位

第 1 章 事實資料

1.1 飛航經過

民國 114 年 8 月 13 日，優比速（United Parcel Service，以下簡稱 UPS）航空¹定期載貨航班 5X61，機型波音 747-8F，國籍標誌及登記號碼 N613UP，執行自香港國際機場（以下簡稱香港機場）飛往臺灣桃園國際機場（以下簡稱桃園機場）之飛航任務，機上載有飛航組員 3 人。臺北時間 2008 時²，該機於桃園機場 05L 跑道落地過程中，發生 4 號發動機觸地事故，造成 4 號發動機及其外罩、3 號發動機外罩、右側機翼與機身等多處受損。本次事故未造成人員傷亡。

正駕駛員坐於駕駛艙左座，於本次事故航班擔任操控駕駛員（Pilot Flying，以下簡稱 PF）；副駕駛員坐於駕駛艙右座，擔任監控駕駛員（Pilot Monitoring，以下簡稱 PM）；另有 1 名加強組員（Additional Crew Member，以下簡稱 ACM）以非執勤組員身分搭機，坐於駕駛艙觀察員座位。本航班原訂於 1605 時自香港機場起飛，惟因桃園機場當地天候及航班流量管制影響，實際起飛時間延至 1750 時。預估抵達時間前後數小時，桃園機場之天候受到「楊柳（Podul）」颱風過境影響。當時為夜間目視天氣情況（Visual Meteorological Conditions, VMC）。依據有效時間為 1730 時之機場例行天氣報告（Meteorological Aerodrome Report，以下簡稱 METAR），桃園機場天氣狀況為風向 090 度、風速 27 哩/時，陣風 44 哩/時，能見度大於 10 公里；雲量³為 800 呎高度稀雲（Few），18,000 呎高度裂雲（Broken）；氣溫攝氏 30 度，露點攝氏 22 度，高度表撥定值（QNH）為 999 百帕

¹ 為美國聯合包裹服務公司（United Parcel Service Co., UPS）所屬之貨運航空公司。

² 除非特別註記，本報告所列時間皆為臺北時間，即世界協調時（Coordinated Universal Time, UTC）加 8 小時，採 24 小時制。

³ 雲量以八分量（Okta）表示。八分量為天空雲量之計量單位，將由地平線至天頂所見之整個天空劃分為八等分，每一等分為 1 Okta。稀雲（Few）為 1 至 2 Okta，疏雲（Scattered）為 3 至 4 Okta，裂雲（Broken）為 5 至 7 Okta，密雲（Overcast）為 8 Okta。METAR 所報告之雲底高度，以高於機場標高之百呎為單位表示。

(hPa)；所有跑道均發布風切警示，預報無重大變化（No Significant Change, NOSIG）。

依據飛航組員訪談資料，該機於飛往桃園機場途中，為避開「楊柳」颱風，飛航組員曾採取避讓飛行，並曾短暫加入等待航線。當時使用桃園機場 05L 跑道儀器降落系統⁴（Instrument Landing System, 以下簡稱 ILS）進場程序。

第 1 次進場

依據飛航資料紀錄器（Flight Data Recorder, 以下簡稱 FDR）及座艙語音紀錄器（Cockpit Voice Recorder, 以下簡稱 CVR）資料，1916:23 時，臺北機場管制臺（以下簡稱臺北塔臺）許可事故航機於 05L 跑道落地，當時風向 100 度、風速 21 哩/時、陣風 45 哩/時。飛航組員討論後，決定於高度 500 呎前確認風況，如側風分量超過限制⁵，則執行重飛。1919:41 時，該機通過無線電高度⁶（Radio Altitude, RA）682 呎時，飛航組員獲知風向 090 度、風速 29 哩/時、陣風 45 哩/時。1920:03 時，該機通過無線電高度 370 呎時，飛航組員注意到風速增加，遂執行重飛，隨後接受航管引導執行第 2 次 05L 跑道 ILS 進場。

第 2 次進場

1932:15 時，該機獲准於 05L 跑道落地，當時風向 090 度、風速 30 哩/時、陣風 39 哩/時。1934:44 時，該機通過無線電高度 527 呎時，飛航組員獲知風向 100 度、風速 29 哩/時、陣風 43 哩/時，隨後於

⁴ 儀器降落系統（ILS）為標準之地面降落導航輔助系統，由兩組具方向性之無線電發射機組成：左右定位臺（Localizer）提供水平或橫向飛行航跡之引導；滑降臺（Glideslope）提供垂直飛行航跡之引導，其通常設定為 3 度下滑角。此外，進場航線上之測距儀（Distance Measuring Equipment, DME）或信標臺（Marker Beacon）可提供距離資訊。

⁵ 依據 UPS 航空 B747 飛機操作手冊（Aircraft Operating Manual, AOM），於乾跑道落地時，包括陣風在內之側風分量限制為 30 哩/時。

⁶ 無線電高度係指航空器與其正下方地形間之高度，由無線電高度計測量而得。

1934:52 時再次執行重飛。

第 2 次重飛後，該機加入等待航線，飛航組員聯繫公司洽詢適當之備降機場，並就當時情況進行討論，最後決定再次嘗試進場。

第 3 次進場

2000 時，桃園機場終端資料自動廣播服務（Automatic Terminal Information Service, 以下簡稱 ATIS）有效資訊代號「Tango」提供之風向為 100 度、風速 23 浬/時、陣風 36 浬/時。2003:55 時，該機獲准於 05L 跑道落地，當時風向 090 度、風速 26 浬/時、陣風 38 浬/時。進場期間，飛航組員曾討論執行自動落地（Autoland）之可行性，並決定於較低高度時再次確認風況。2005:50 時，該機於無線電高度 2,010 呎時，05L 跑道之風況為風向 090 度、風速 28 浬/時、陣風 38 浬/時，超過自動落地之頂風限制⁷，但仍在落地側風限制範圍內。飛航組員隨後決定採用手動操作落地。

FDR、CVR 及飛航組員訪談資料顯示，該次進場情況正常，並於無線電高度 1,000 呎以下保持穩定進場。2007:43 時，PF 於無線電高度 430 呎時解除自動駕駛（Autopilot）；2008:05 時，PF 於無線電高度 185 呎時解除自動油門（Autothrottle）。自無線電高度 1,000 呎至 50 呎期間，該機維持右側蟹行角（Crab Angle），並由約 12 度逐漸減小至 8 度。PF 約於無線電高度 40 呎時開始平飄仰轉（Flare）操作，並於主輪觸地前修正該機蟹行姿態。約於無線電高度 15 呎時，4 具發動機油門手柄（以下簡稱油門手柄）均被收至慢車（Idle）位置。

2008:21 時，該機於 05L 跑道上落地，當時空速⁸為 174 浬/時、俯仰角為上仰 1.1 度、航向 058.4 度、滾轉角（坡度）為左翼下傾 2.5 度。依據快速擷取紀錄器（Quick Access Recorder, 以下簡稱 QAR）資料，

⁷ 依據 UPS 航空 B747 飛機操作手冊（AOM），執行自動落地之頂風及側風限制均為 25 浬/時。

⁸ 除另有註明外，本報告所述之所有空速均為校正空速（Calibrated Airspeeds, CAS）。

該機左翼主輪首先觸地，隨後其餘 3 具主輪陸續觸地。

落地後

該機減速板於 2008:21 時主輪觸地後開始展開。2008:22 時，即主輪觸地後約 1 秒，1 號油門手柄被向前推離慢車位置，並於 2008:23 時達到約 57 度⁹之油門解析器角度¹⁰（Throttle Resolver Angle, 以下簡稱 TRA）；同時，2 號、3 號及 4 號發動機反推力手柄（以下簡稱反推力手柄）皆被向上提起至反推力慢車位置。與此同時，減速板手柄朝向「收回（DOWN）」位置移動，減速板隨即收回。

依據 FDR 及 CVR 資料，該機於落地滾行階段出現向左滾轉之趨勢，期間 PM 曾多次呼叫「下壓右翼（right wing down）」。在此期間，該機空中（AIR）/地面（GROUND）感測系統曾 3 度短暫由「地面」模式轉換回到「空中」模式，直至 2008:31 時，始穩定於跑道上。2008:24 時，該機於「空中」模式時達到最大左滾轉角（坡度）9.2 度，俯仰姿態為機頭上仰 0.7 度。該滾轉趨勢雖曾短暫獲得修正，該機於 2008:26 時後再次開始向左滾轉。與此同時，隨著不對稱推力情況逐漸形成，該機開始向右偏航（Yaw）。2008:28 時，1 號發動機 N1 轉數達到最大值 70.2%，而 2 號、3 號及 4 號發動機 N1 轉數值分別為 37.1%、36.9%及 37.1%。

2008:29 時，該機空中/地面感測系統再次轉換至「空中」模式，控制盤向右之操作位置達最大值 67.8 度。1 秒後，即 2008:30 時，該機姿態呈機頭上仰 1.4 度，並向右滾轉 9.2 度；同時，CVR 記錄到無法辨識之撞擊聲響，可能與發動機外罩撞擊有關。此時，1 號油門手柄被拉回至慢車位置，而 2 號、3 號及 4 號反推力手柄則被提起至最

⁹ 依據 B747-8 飛機維修手冊（Aircraft Maintenance Manual, AMM），TRA 57 度相當於油門手柄角度（Thrust Lever Angle, TLA）約 22 度。

¹⁰ 油門解析器角度（TRA）係油門手柄解析器（Thrust Lever Resolver）產生之類比電氣訊號。油門手柄解析器將駕駛員操作油門手柄及反推力手柄之位置轉換為輸入訊號，傳送至發動機電子控制器（Electronic Engine Control, EEC），藉以決定指令推力。

大反推力位置。

2008:31 時，該機穩定於跑道上並轉換至「地面」模式；2008:32 時，減速板完全展開；2008:34 時，自動煞車系統啟動。2008:40 時，ACM 呼叫「無 1 號反推力 (no reverse number one)」；隨後於 2008:41 時，1 號反推力手柄被提起。2008:47 時，煞車踏板被踩下，煞車系統由自動煞車轉換為人工煞車。

該機經由 N9 滑行道脫離跑道。依據飛航組員訪談紀錄，該機脫離跑道期間，發動機指示及組員警示系統 (Engine Indicating and Crew Alerting System, 以下簡稱 EICAS) 曾短暫顯示「ENG 4 REVERSER」訊息¹¹。其後，該機滑行至停機位置，未再發生其他異常狀況。

飛航組員於下機後進行地面檢查時，發現 4 號發動機受損，並向臺北塔臺通報本次事件。圖 1.1-1 顯示 4 號發動機受損之外觀情況，圖 1.1-2 顯示本次事故航班之飛航軌跡。

¹¹ 表示 4 號發動機反推力系統發生故障或異常狀況。



圖 1.1-1 4 號發動機受損之外觀情況



圖 1.1-2 事故航班飛航軌跡

1.2 人員傷害

無。

1.3 航空器損害

事故航機 4 號發動機下緣、4 號發動機外罩及 3 號發動機外罩因觸及跑道道面造成受損，脫落之組件另造成右側機翼與機身輕微受損。詳細資訊參閱第 1.12.1 節。

1.4 其他損害情況

事故航機脫落之組件與碎片散落於跑道表面，導致隨後於 2011 時落地之 1 架 B777 型貨機（航班編號 BR6032，國籍標誌及登記號碼 B-16790）主起落架 3 個輪胎受損，以及機腹複合材料面板多處刮傷與穿刺傷。

1.5 人員資料

1.5.1 飛航組員

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

項目	正駕駛員	副駕駛員
性別	男	男
事故時年齡	63	51
進入公司日期	2017 年 7 月 31 日	2021 年 3 月 2 日
航空人員類別 發證日期	FAA 民航運輸駕駛員 2017 年 11 月 5 日	FAA 民航運輸駕駛員 2018 年 11 月 7 日
檢定項目	B747-400, B757, B767, B777	B737, B747-400, B777
體格檢查種類 檢查日期	FAA 第 1 級 2025 年 3 月 28 日	FAA 第 1 級 2025 年 4 月 8 日
總飛航時間	14,767 小時	7,779 小時
事故型機飛航時間	2,685 小時	2,105 小時
最近 12 個月飛航時間	250 小時	598 小時
最近 90 日內飛航時間	61 小時	93 小時
最近 30 日內飛航時間	61 小時	62 小時
最近 7 日內飛航時間	14 小時	11 小時
事故前 24 小時飛航時間	2 小時 41 分	2 小時 41 分
派飛事故首次任務前之休息期間	20 小時 30 分	20 小時 30 分

1.5.1.1 正駕駛員

正駕駛員具軍職飛行背景，於 1997 年進入民航業。初期曾駕駛 Hawker 125 型商務航空器約 1.5 年，其後取得 B757 型機正駕駛員資格，並陸續駕駛 B767、B777 及 B747 型機。2017 年加入 UPS 航空，過去 8 年期間均駕駛 B747 型機，包括-8F、-400F 及-BCF¹²等構型。正駕駛員累計總飛航時間 14,767 小時，其中 B747 型機飛航時間 2,685 小時。

正駕駛員持有美國聯邦航空總署 (Federal Aviation Administration, 以下簡稱 FAA) 核發之民航運輸駕駛員 (Airline Transport Pilot, 以下簡稱 ATP) 檢定證，具 B747-400¹³、B757、B767 與 B777 型機之多發動機、陸地、飛機等檢定項目。另持有有效之 FAA 飛行教師及地面

¹² Boeing Converted Freightier, 波音客改貨機，係指由 747 客機構型轉換為貨機構型。

¹³ B747-400 型機駕駛員型別等級適用於 B747-400 系列及 B747-8 系列。

課程教師檢定證。

UPS 航空依據 FAA 核准之進階資格訓練計畫 (Advanced Qualification Program, 以下簡稱 AQP) 運作, 採用持續資格訓練 (Continuing Qualification, 以下簡稱 CQ) 制度, 每 24 個月為一週期, 分為兩個 12 個月之評核期間。於每一 12 個月評核期間內安排一次期中持續資格訓練熟練度檢核 (CQ Proficiency, 以下簡稱 CQP), 以維持操作熟練度。正駕駛員最近一次為期 3 日之 CQ 定期訓練於 2024 年 9 月 30 日完成, 內容包括定期地面及飛航訓練, 以及航線操作評估 (Line Operational Evaluation, 以下簡稱 LOE)。最近一次定期航線檢查於 2024 年 5 月 4 日¹⁴完成, 確認其航線操作期間之飛航表現符合要求。此外, 正駕駛員於 2025 年 3 月 14 日完成 CQP 訓練, 以維持兩次 CQ 評核期間之操作熟練度。

正駕駛員持有 FAA 於 2025 年 3 月 28 日核發之第 1 級航空人員體格檢查證明, 且無任何限制。

事故發生後, 由桃園機場航務員實施之正駕駛員酒精檢測結果為 0.00 mg/L。

1.5.1.2 副駕駛員

副駕駛員具軍職飛行背景, 於 2017 年進入民航業。2021 年加入 UPS 航空。其民航飛航經歷包括 B737、B777 及 B747 等 3 種機型, 並已駕駛 B747 型機約 4 年 6 個月。其累計總飛航時間為 7,779 小時, 其中 B747 型機飛航時間為 2,105 小時。

副駕駛員持有 FAA 核發之 ATP 檢定證, 具 B737、B747-400 及 B777 型機之多發動機、陸地、飛機等檢定項目。

副駕駛員最近一次為期 3 日之 CQ 定期訓練於 2025 年 3 月 26 日

¹⁴ 依據美國聯邦法規 14 CFR 121.915, UPS 航空經核准可依其 AQP 之不預先通知 (No-Notice) 規定執行 CQ 航線檢查。正駕駛員之航線檢查至少每 24 個月實施 1 次。

完成，內容包括定期地面及飛航訓練，以及 LOE。最近一次定期航線檢查於 2024 年 8 月 25 日完成，確認其航線操作期間之飛航表現符合要求。此外，副駕駛員於 2025 年 7 月 21 日完成 CQP 訓練，以維持兩次 CQ 評核期間之操作熟練度。

副駕駛員持有 FAA 於 2025 年 4 月 8 日核發之第 1 級航空人員體格檢查證明，其限制事項為：「須使用矯正鏡片，以符合所有規定距離之視力標準。」

事故發生後，由桃園機場航務員實施之副駕駛員酒精檢測結果為 0.00 mg/L。

1.5.2 飛航組員事故前 72 小時活動紀錄

1.5.2.1 正駕駛員

2025 年 8 月 11 日－安克拉治時間 (UTC-8)

0900 航班勤務組合 (Trip Pairing) 開始。

1140 航班自安克拉治起飛。

2025 年 8 月 12 日－深圳時間 (UTC+8)

1430 抵達深圳後搭乘地面交通前往飯店。用餐後就寢，持續睡眠至午夜過後。

2025 年 8 月 13 日－深圳時間 (UTC+8)

0630 於飯店健身房運動後用早餐，之後於飯店房間小睡約 2.5 小時。

1205 辦理退房。搭乘地面交通自深圳前往香港機場，執行前往臺北航班任務。抵達香港機場後，與副駕駛員於航廈內用午餐。

1500 登機。航班因流量管制，延遲至 1730 時起飛。

1750 事故航班起飛。

1.5.2.2 副駕駛員

2025 年 8 月 10 日－安克拉治時間 (UTC-8)

2100 抵達安克拉治後前往公寓，不久後即就寢。

2025 年 8 月 11 日－安克拉治時間 (UTC-8)

0700 起床後處理個人事務，並於執行飛行前簡報前購買早餐。
以副駕駛員身分執行 UPS 76 航班，自安克拉治飛往深圳。

2025 年 8 月 12 日－深圳時間 (UTC+8)

1430 抵達深圳。用晚餐後於 2200 時前就寢。

2025 年 8 月 13 日－深圳時間 (UTC+8)

0800 起床並用早餐。

1200 搭乘地面交通自深圳飯店前往香港機場。與正駕駛員於機場餐廳用午餐。登機後，獲通知因流量管制延遲約 1.5 小時。

1750 事故航班起飛。

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如表 1.6-1。

表 1.6-1 航空器基本資料

航空器基本資料 (統計至 2015 年 8 月 13 日)	
國籍	美國
航空器登記號碼	N613UP
製造廠商	Boeing
機型	B747-8F
出廠序號	64259
出廠日期	2018 年 11 月
接收日期	2018 年 11 月 8 日
所有人	CCE
使用人	UPS
適航證書生效日	2018 年 11 月 5 日
航空器總使用時數/總落地次數	26,098.83 小時/3,852 次
最大起飛重量	987,000 磅
最大落地重量	763,000 磅

發動機基本資料詳表 1.6-2。

表 1.6-2 發動機基本資料

發動機基本資料 (統計至 2015 年 8 月 13 日)				
編號/位置	1	2	3	4
製造廠商	GE Aviation			
型別	GENX-2B67/P			
序號	959770	959484	959763	959748
製造日期	2020 年 1 月 31 日	2014 年 8 月 18 日	2019 年 9 月 28 日	2019 年 4 月 16 日
上次維修廠檢修 後使用時數	19.5	419.6	19.5	403.3
上次維修廠檢修 後使用週期數	3	63	3	59
總使用時數	17,545	27,980	19,113	22,513
總使用週期數	2,633	4,119	2,855	3,344

1.6.2 航空器維護資訊

檢視該機中控維護電腦 (Central Maintenance Computer, CMC) 內存故障歷史紀錄，及事故發生前 3 個航段之維護紀錄簿紀錄，未發現與本次事故相關之異常記錄。

左系中控維護電腦（CMC-L）內存之「本次航段故障摘要報告（Present Legs Fault Summary Report）」中，事故航班飛航期間共記錄 2 項故障：

- 初始爬升（Initial Climb）階段：1752 時，間歇記錄「主貨艙中段編號 32 煙霧偵測器失效（CARGO SMOKE DETECTION MAIN DECK MID DETECTOR 32 FAIL）」。
- 落地後滑行（Taxi-in）階段：2009 時，記錄「4 號發動機反推力器（ENG 4 REVERSER）」故障。

同樣來自左系中控維護電腦之「現存故障摘要報告（Existing Faults Summary Report）」顯示，該機落地後有 6 項故障持續存在（Active Faults）。其中 4 項與 4 號發動機反推力器左、右側收回鎖定機構（Stow Locking Mechanisms）有關，記錄時間為 2009 時。其餘 2 項記錄於 2008 時，分別涉及 4 號發動機之起動機壓力感測器（Starter Pressure Sensor）及燃油濾壓力感測器（Fuel Filter Pressure Sensor）。前述 6 項現存故障均記錄於發動機外罩觸地後。

1.6.3 載重與平衡

依據 UPS 航空提供之航機裝載文件、電腦飛航計畫及 FDR 資料，事故航機零油重量（Zero Fuel Weight）為 605,300 磅，零油重量重心（Center of Gravity, CG）位於平均空氣動力弦長（Mean Aerodynamic Chord, 以下簡稱 MAC）20.0%處。起飛重量為 748,343 磅，起飛重心位於 MAC 21.7%處。B747-8F 型機之零油重心限制範圍及起飛重心限制範圍分別如圖 1.6-1 及圖 1.6-2 所示。表 1.6-1 顯示航機之重量與平衡資料。事故航機起飛時機上約載有 142,835 磅燃油，落地時剩餘約 86,421 磅燃油。

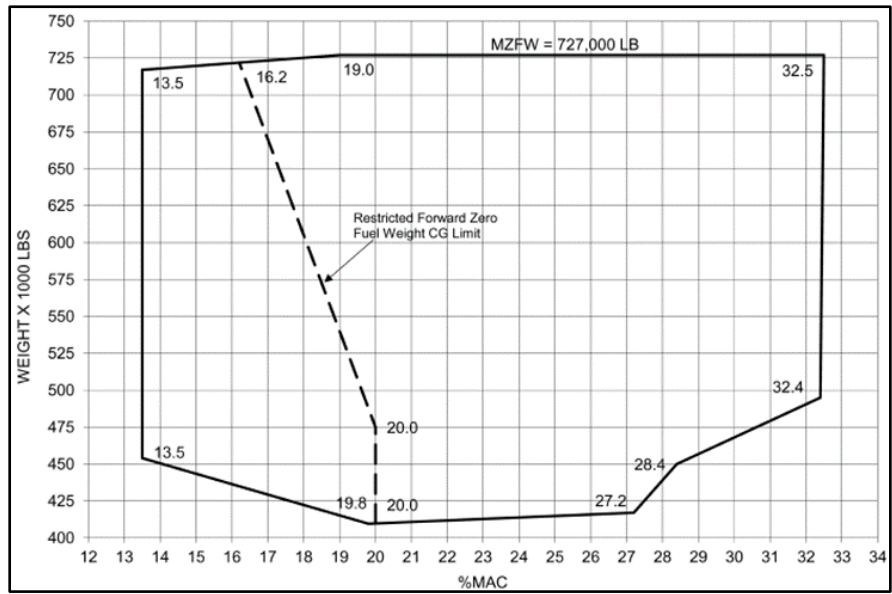


圖 1.6-1 B747-8F 零油重心限制範圍¹⁵

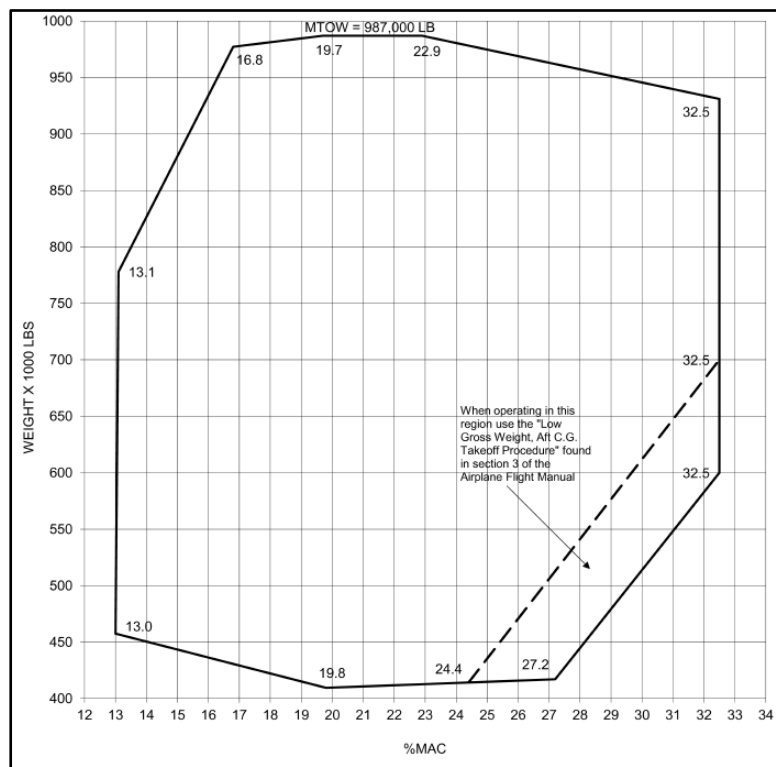


圖 1.6-2 B747-8F 起飛重心限制範圍

¹⁵ 起飛重量≤753,000 磅。

表 1.6-3 載重及平衡相關資料

最大零油重量	727,000磅
實際零油重量	605,300磅
最大起飛總重	987,000磅
實際起飛總重	748,343磅
起飛油量	142,835磅
預計航行耗油量	30,800磅
最大落地總重	763,000磅
落地總重	691,689磅
零油重心位置	20.0% MAC
起飛重心位置	21.7% MAC
MAC:平均空氣動力弦長	

1.6.4 航空器系統

波音 B747-8 型機 P9 控制台上之減速板手柄、油門手柄及反推力手柄位置，詳如圖 1.6-3 所示。

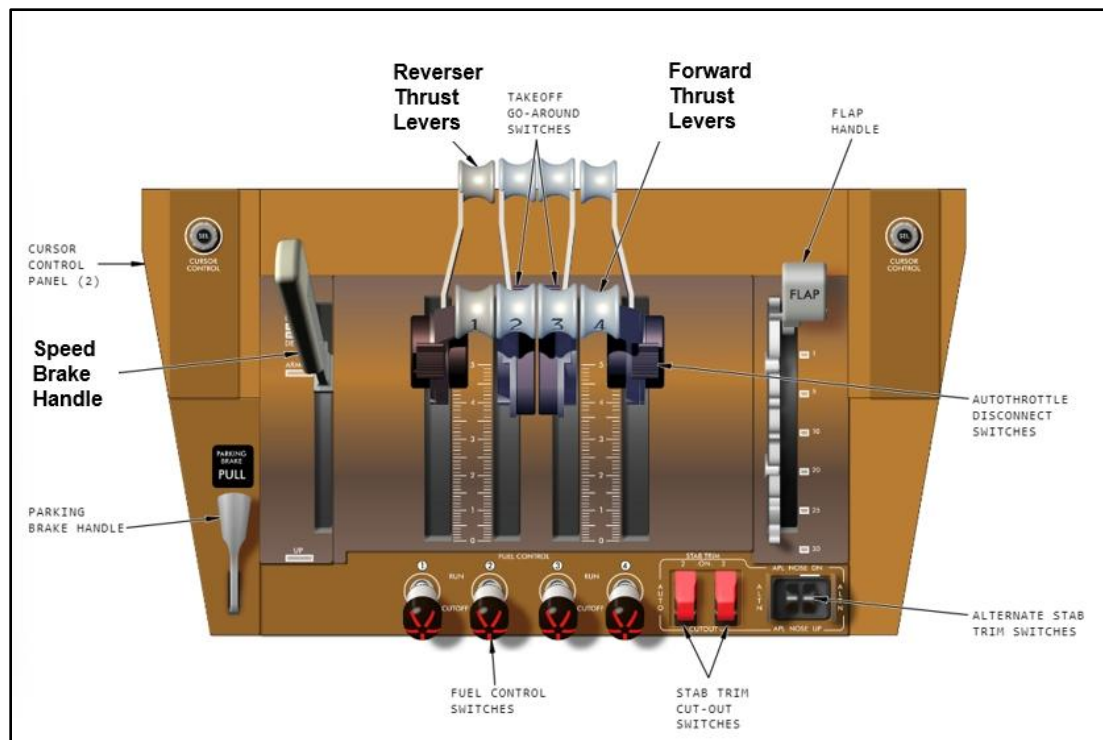


圖 1.6-3 波音 B747-8 型機 P9 控制台

1.6.4.1 發動機推力控制

每具發動機均配備獨立之推力控制系統，該系統架構中，油門手柄與發動機之間無機械連接，所有推力指令均以電子方式傳輸。各油門手柄均以機械方式連接各自油門手柄位置解析器（Thrust Lever Position Resolver, 以下簡稱 TLPR）。無論油門手柄由組員手動操作，或由自動油門透過伺服馬達驅動，油門手柄與 TLPR 均同步作動。

TLPR 將油門手柄角度（Thrust Lever Angle, 以下簡稱 TLA）轉換為電氣訊號並傳送至發動機電子控制器（Electronic Engine Control, 以下簡稱 EEC），由 EEC 調節燃油流量以提供指令所要求之推力。油門及反推力手柄組件可供組員手動操作前向及反向推力，並設有自動油門解除及重飛啟動按鈕。TLPR 持續提供回饋訊號，以確保指令輸入與發動機輸出相符。

油門手柄及反推力手柄的作動範圍定義如下：

- 前向推力：從慢車至最大前向推力之行程為 50 度。
- 反向推力：從慢車至最大反向推力之行程為 89 度。

1.6.4.2 反推力器操作與互鎖機構

每具發動機均配備液壓致動之風扇氣流反推力器系統（Hydraulic Fan Air Thrust Reverser System），僅限於發動機運轉且航機位於地面時操作。為確保操作安全，系統設有機械互鎖（Interlock）機構，以防止前向與反向推力同時操作；在拉起反推力手柄前，油門手柄必須位於慢車位置，且在反推力手柄完全收回前，油門手柄將保持鎖定而無法向前推動。

當反推力手柄拉起至反推力慢車卡位（Idle Detent）時，液壓壓力使反推力器展開；反推力器作動期間，N1 轉速指示上方將出現琥珀色「REV」指示。反推力器完全展開後，「REV」指示轉為綠色，表

示互鎖已解除，此時可施加更高之反向推力。反推力器收回期間，「REV」指示由綠色轉為琥珀色，並於反推力器完全收回且鎖定後消失。若反推力器在未接獲指令之情況下解鎖，自動收回（Auto-Stow）功能將自動施加液壓壓力，使反推力器重新鎖定。

1.6.4.3 減速板系統邏輯

減速板系統利用擾流板（Spoiler Panels）於飛行中調節阻力，並於地面時提升煞車效果。

- 飛行中操作：將減速板手柄移至飛行卡位（Flight Detent），可部分展開內側與中間區域之減速板。當手柄越過飛行卡位時，減速板仍維持原展開位置，以防止升力過度喪失。
- 自動展開（Automatic Deployment）：當減速板手柄位於預動（Armed）位置，且 1 號及 3 號油門手柄均位於慢車位置，則當主輪觸地時，減速板將自動展開。
- 失效防護（Fail-Safe Backup）：若減速板手柄未預動，只要航機位於地面，且 1 號及 3 號油門手柄位於慢車位置，同時 2 號或 4 號反推力手柄其中之一被提起至反推力慢車位置，則減速板手柄將被自動驅動朝向「展開（UP）」位置。
- 自動收回（Retraction Override）：若 1 號或 3 號油門手柄向前移動離開慢車位置，減速板手柄將被自動驅動朝向「收回（DOWN）」位置，藉以因應可能之重飛需求。

1.6.4.4 自動煞車系統與解除邏輯

自動煞車系統透過預設之減速率提供自動減速功能。

- 放棄起飛（Rejected Takeoff, RTO）模式：當地速超過 85 哩/時且所有油門手柄均收回至慢車位置時，系統將致動最大煞車壓力；當速度低於此一門檻時，RTO 自動煞車功能將不作

動。

- 落地模式：航機著陸後，若所有油門手柄均位於慢車位置、系統偵測到「地面」模式，且偵測到機輪加速旋轉（Wheel Spin-Up）時，自動煞車即開始作動。當反推力器及減速板提供減速作用後，系統會相應降低煞車壓力。
- 解除邏輯：以下情形將造成自動煞車系統立即解除——飛航組員操作煞車踏板、向前推動任一油門手柄、減速板手柄朝向展開位置移動後又回到收回位置，或發生系統故障（例如防滑系統故障）。

1.7 天氣

1.7.1 概述

事故當時，中度颱風「楊柳」之中心位於桃園機場西南方約 163 哩，暴風半徑 70 哩。颱風警報單詳如圖 1.7-1，臺灣北部、南部和東南部地區皆位於颱風外圍環流強風警戒區內。

民用航空局飛航服務總臺臺北航空氣象中心颱風警報單

颱風：楊柳 Podul (2511)

TYPHOON WARNING
Taipei Aeronautical Meteorological Center, ANWS, C.A.A. Serial No. 第11次報告 發布時間Issued at 08132100L

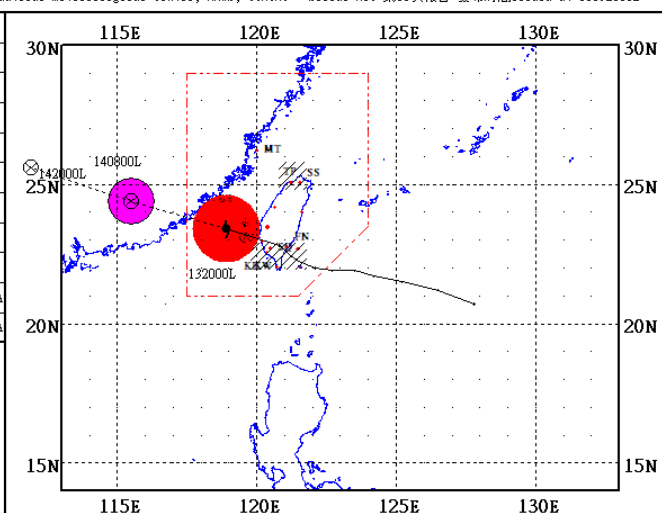
資料日期Data Date 地方時間Local Time	2025年 08月 13日 20時(L)
中心位置Position	北緯 23.4N 東經 118.9E
中心最大風速Max Wind陣風G/氣壓(百帕)	80 G 100 KT / 950hPa
預測方向Moving Direction	285 ° 轉(Then) 290 °
速度Moving Speed	18KT 轉(Then) 19KT
暴風半徑(34kt) Radius of Storm	70 哩(Nautical Mile)/34KT
預測未來中心位置	12時後 08140800L 24.4N 115.5E
Forecast Position	24時後 08142000L 25.6N 111.9E

各民航機場警報階段 Civil Airports Warning Stages				
松山(SS)	A 桃園(TP)	A 高雄(KH)	A 豐年(FN)	A 綠島(GI)
蘭嶼(LY)	A 北竿(MT)	A 金門(BS)	W00 七美(CM)	W00 恆春(KW)

說明：
1. 中度颱風楊柳於過去3小時強度及移向不變，中心位於金門機場東南方約70哩，預測將向西北西移動，其暴風圈將脫離台灣南部陸地預計此颱風未來有減弱趨勢。
2. 請嚴加防範強風、豪雨侵襲。
3. 預計下次警報發布時間為140000L。

1. Typh Podul's moving direction and intensity had no change in the past 3hr, the center is located approximately 70NM SE of RCBS. The forecast track is moving WNW. The storm radius will depart from Southern land area of Taiwan. The typhoon will become disorganized.
2. Please be alerted to the prevention of gusts and heavy rainfalls.
3. The next typhoon warning will be issued at 140000L.

下列機場警報階段係由軍方發布，僅供參考。
澎湖(QC) W00 嘉義(KU) W00 臺南(NN) W00 臺中(MQ) A 花蓮(YU) A



目前颱風中心位置及34哩暴風圈	Typh Max Wnd <64KT	Typh Max Wnd >=64KT	外圍環流
Present Position & Radius of 34kt			大風警戒區
預測颱風中心位置及34哩暴風圈	12小時(hr)後	24小時(hr)後	
Forecast Position & Radius of 34kt			
過去路徑(past track)	預測路徑(fcst track)		

附註：各機場最大風力預報資料請參考航空氣象服務網(Estimated Max Wind refers to <http://aoaws.anws.gov.tw/cgi-bin/TamoCgi/showwind.cgi> 聯絡電話：(03)384-1454；傳真號碼：(03)386-5575)

圖 1.7-1 颱風警報單

桃園航空氣象臺發布事故當時有效之警報如下：

機場警報 2： 有效時間 1430 時至 2020 時，1430 時觀測地面風之風向 090 度，風速 32 哩/時，陣風 46 哩/時。

風切警報 4： 有效時間 1853 時至 2253 時，1853 時觀測全跑道有嚴重風切。

臺北航空氣象中心於當日發布數筆臺北飛航情報區之顯著危害天氣資訊¹⁶ (Significant Meteorological Information, 以下簡稱 SIGMET)，事故時有效之內容如下：

SIGMET 7: 有效時間 1800 時至 2100 時；1700 時熱帶氣旋「楊

¹⁶ 特定航路上已發生或預計將會發生之天氣現象，可能影響航空器操作安全之天氣報告。

柳」位於北緯 23 度 12 分、東經 119 度 48 分，距中心 70 哩內觀測有積雨雲，雲頂高度高於飛航空層 450，強度不變。預報 2000 時熱帶氣旋中心位於北緯 23 度 24 分、東經 119 度 6 分，距中心 70 哩內有積雨雲。

SIGMET 8: 有效時間 1800 時至 2100 時；內嵌雷暴預報位於北緯 24 度 0 分、東經 117 度 30 分；北緯 26 度 0 分、東經 121 度 0 分；北緯 26 度 0 分、東經 124 度 0 分；北緯 23 度 30 分、東經 124 度 0 分；北緯 21 度 0 分、東經 121 度 30 分；北緯 21 度 0 分、東經 117 度 30 分；北緯 24 度 0 分、東經 117 度 30 分區域內，雲頂高度高於飛航空層 450，以 10 哩/時之速度向西移動，強度不變。

1.7.2 地面天氣觀測

事故前後桃園機場之 METAR 內容如下：

2000 時 METAR: 風向 100 度，風速 23 哩/時，陣風 36 哩/時；能見度 10 公里或以上；稀雲 1,500 呎，疏雲 18,000 呎；溫度攝氏 31 度，露點 22 度；高度表撥定值 1,000 百帕；全跑道有風切；趨勢預報—無顯著變化；備註—高度表撥定值 29.55 吋汞柱。(ATIS T)

2030 時 METAR: 風向 100 度，風速 28 哩/時，陣風 41 哩/時；能見度 10 公里或以上；稀雲 1,500 呎，疏雲 18,000 呎；溫度攝氏 31 度，露點攝氏 22 度；高度表撥定值 1,000 百帕；全跑道有風切；趨

勢預報—無顯著變化；備註—高度表撥定值
29.55 吋汞柱。(ATIS U)

1.7.3 地面天氣預報

事故時桃園機場有效之機場預報 (Aerodrome Forecast, TAF) 內容如下：

8 月 13 日 1300 時發布，有效期 8 月 13 日 1400 時至 8 月 14 日 2000 時；風向 080 度，風速 25 哩/時，陣風 40 哩/時；能見度 6,000 公尺；稀雲 1,200 呎，裂雲 3,200 呎；

8 月 13 日 1400 時至 1600 時之間暫時為風向 100 度，風速 37 哩/時，陣風 55 哩/時；能見度 4,000 公尺有陣雨；稀雲 1,000 呎，積雨雲稀雲 1,200 呎，裂雲 1,600 呎，裂雲 3,000 呎；

8 月 13 日 1600 時至 2000 時之間暫時為風向 090 度，風速 30 哩/時，陣風 45 哩/時；能見度 4,000 公尺有陣雨；稀雲 1,000 呎，積雨雲稀雲 1,200 呎，裂雲 1,600 呎，裂雲 3,000 呎；

8 月 13 日 2200 時至 2400 時期間轉變為風向 140 度，風速 10 哩/時；

8 月 14 日 0200 時至 0800 時之間暫時為風向 030 度，風速 5 哩/時；

8 月 14 日 0800 時至 1000 時期間轉變為風向 330 度，風速 8 哩/時；

8 月 14 日 1800 時至 2000 時期間轉變為風向 140 度，風速 8 哩/時。

1.7.4 地面風觀測

桃園機場自動氣象觀測系統 (Automated Weather Observation System, 以下簡稱 AWOS) 及低空風切警報系統 (Low-Level Wind Shear Alert System, 以下簡稱 LLWAS) 之風向風速計位置詳圖 1.7-2 所示，AWOS 風向風速計高度 10 公尺，LLWAS 風向風速計高度約 20 至 30 公尺。

2007 時至 2009 時之 AWOS 05L 及 05L/23R 風向風速計觀測紀錄如圖 1.7-3 所示；2007:05 時至 2008:55 時之 LLWAS 第 3、第 4 及第 9 風向風速計觀測紀錄如圖 1.7-4 所示。



圖 1.7-2 桃園機場 AWOS 及 LLWAS 之風向風速計位置

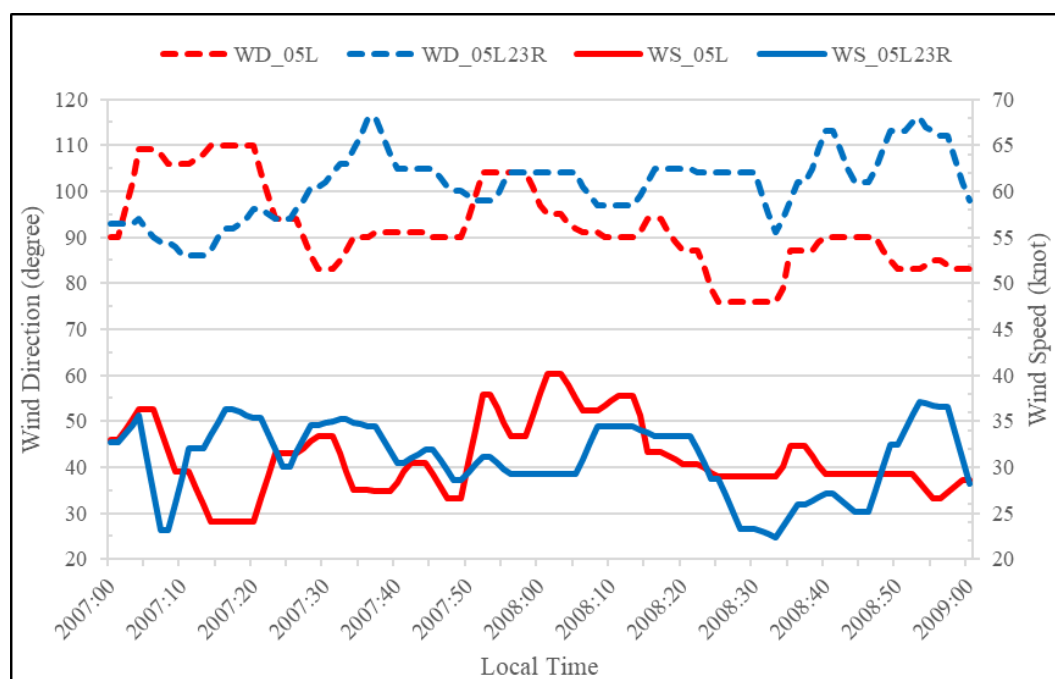


圖 1.7-3 AWOS 風向風速紀錄

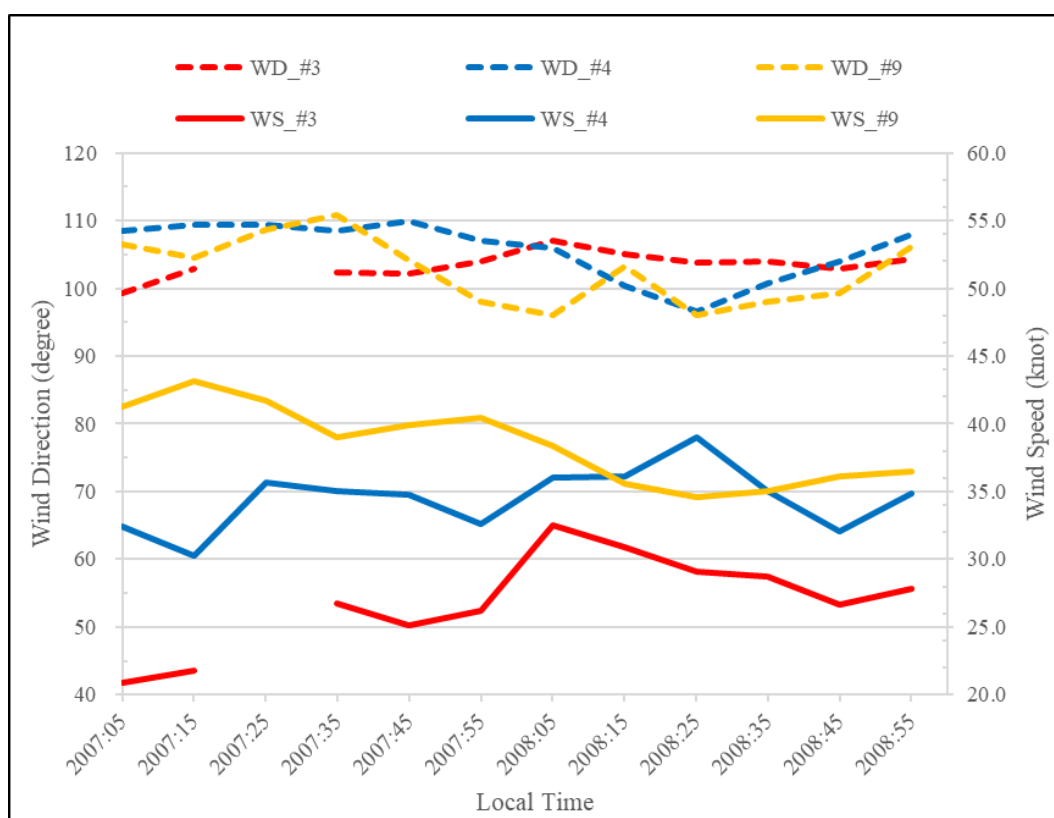


圖 1.7-4 LLWAS 風向風速紀錄

1.7.5 天氣資訊彙整

桃園航空氣象臺、AWOS、LLWAS、ATIS 及航管單位（近場臺及塔臺）提供之天氣資訊彙整如表 1.7-1 所示。

表 1.7-1 天氣資訊彙整

時間	來源	內容
1500	METAR	風向 090 度，風速 33 浬/時，陣風 50 浬/時，風向變動範圍 060 度至 120 度；能見度 9,000 公尺；高度表撥定值 999 百帕，全跑道風切（ATIS I）
1600	METAR	風向 090 度，風速 34 浬/時，陣風 50 浬/時；能見度 10 公里或以上，最小能見度 4,500 公尺(南向)；高度表撥定值 998 百帕，全跑道風切（ATIS K）
1700	METAR	風向 090 度，風速 30 浬/時，陣風 42 浬/時；能見度 10 公里或以上，最小能見度 4,500 公尺(南向)；高度表撥定值 998 百帕，全跑道風切（ATIS M）
1730	METAR	風向 090 度，風速 27 浬/時，陣風 44 浬/時；能見度 10 公里或以上；高度表撥定值 999 百帕，全跑

時間	來源	內容
		道風切 (ATIS N)
1800	METAR	風向 100 度，風速 25 哩/時，陣風 40 哩/時；能見度 10 公里或以上；高度表撥定值 999 百帕，全跑道風切 (ATIS O)
1830	METAR	風向 100 度，風速 27 哩/時，陣風 40 哩/時；能見度 10 公里或以上；高度表撥定值 1,000 百帕，全跑道風切 (ATIS P)
1900	METAR	風向 110 度，風速 22 哩/時，陣風 35 哩/時；能見度 10 公里或以上；高度表撥定值 1,000 百帕，全跑道風切 (ATIS Q)
1916	臺北塔臺	05L 跑道風向 100 度，風速 21 哩/時，陣風 45 哩/時；高度表撥定值 1,000 百帕
1917	SPECI ¹⁷	風向 100 度，風速 27 哩/時，陣風 45 哩/時；能見度 10 公里或以上；高度表撥定值 999 百帕，全跑道風切 (ATIS R)
1919	臺北塔臺	05L 跑道風向 090 度，風速 29 哩/時，陣風 45 哩/時
1930	METAR	風向 090 度，風速 28 哩/時，陣風 39 哩/時；能見度 10 公里或以上；高度表撥定值 999 百帕，全跑道風切 (ATIS S)
1931	ATIS S	風向 090 度，風速 28 哩/時，陣風 39 哩/時；高度表撥定值 999 百帕，全跑道風切
1932	臺北塔臺	05L 跑道風向 090 度，風速 30 哩/時，陣風 39 哩/時；高度表撥定值 999 百帕
1932	臺北塔臺	05L 跑道進場，風切警示，五邊 2 哩，風速增量 25 哩/時
1934	臺北塔臺	05L 跑道風向 100 度，風速 29 哩/時，陣風 43 哩/時
1948	臺北近場臺	05L 跑道風向 100 度，風速 21 哩/時，陣風 36 哩/時
2000	METAR	風向 100 度，風速 23 哩/時，陣風 36 哩/時；能見度 10 公里或以上；高度表撥定值 1,000 百帕，全跑道風切 (ATIS T)
2000	臺北近場臺	ATIS T 高度表撥定值 1,000 百帕
2001	ATIS T	風向 100 度，風速 23 哩/時，陣風 36 哩/時；高度表撥定值 1,000 百帕，全跑道風切
2003	臺北塔臺	05L 跑道風向 090 度，風速 26 哩/時，陣風 38 哩/時；高度表撥定值 1,000 百帕
2004	臺北塔臺	05L 跑道進場，風切警示，五邊 2 哩，風速增量 25 哩/時；05R 跑道進場，風切警示，五邊 2 哩，風速

¹⁷ Aerodrome Special Meteorological Report, 機場特別天氣報告。

時間	來源	內容
		減量 15 哩/時
2005	臺北塔臺	05L 跑道風向 090 度，風速 28 哩/時，陣風 38 哩/時
2006:35-2008:25	LLWAS	05L 跑道進場，風切警示，跑道上空，風速減量 15 哩/時
2006	臺北塔臺	05L 跑道進場，風切警示，跑道上空，風速減量 15 哩/時

1.8 助導航設施

無相關議題。

1.9 通信

無相關議題。

1.10 場站資料

依據臺北飛航情報區飛航指南¹⁸（Aeronautical Information Publication, AIP），桃園機場位於臺北市西方約 16.7 哩（30.9 公里）處，機場標高 108 呎，設有東北-西南走向之平行跑道 2 條，跑道名稱分別為 05L/23R 及 05R/23L，配置如圖 1.10-1 所示。

事故航機所使用之跑道為 05L/23R 跑道，長度 3,660 公尺，寬度 60 公尺。05L 跑道頭標高 74 呎，23R 跑道頭標高 63 呎。

05L/23R 跑道配備第 2 類（CAT II）進場與跑道燈光系統，以及第 2 類（CAT II）ILS。事故當時，相關系統運作正常，無異常報告。

¹⁸ 生效日期：民國 114 年 7 月 10 日。

機場圖

AERODROME CHART

AD ELEV 108FT

250449N 1211358E

臺灣桃園國際機場
TAIWAN TAOYUAN INTL AD

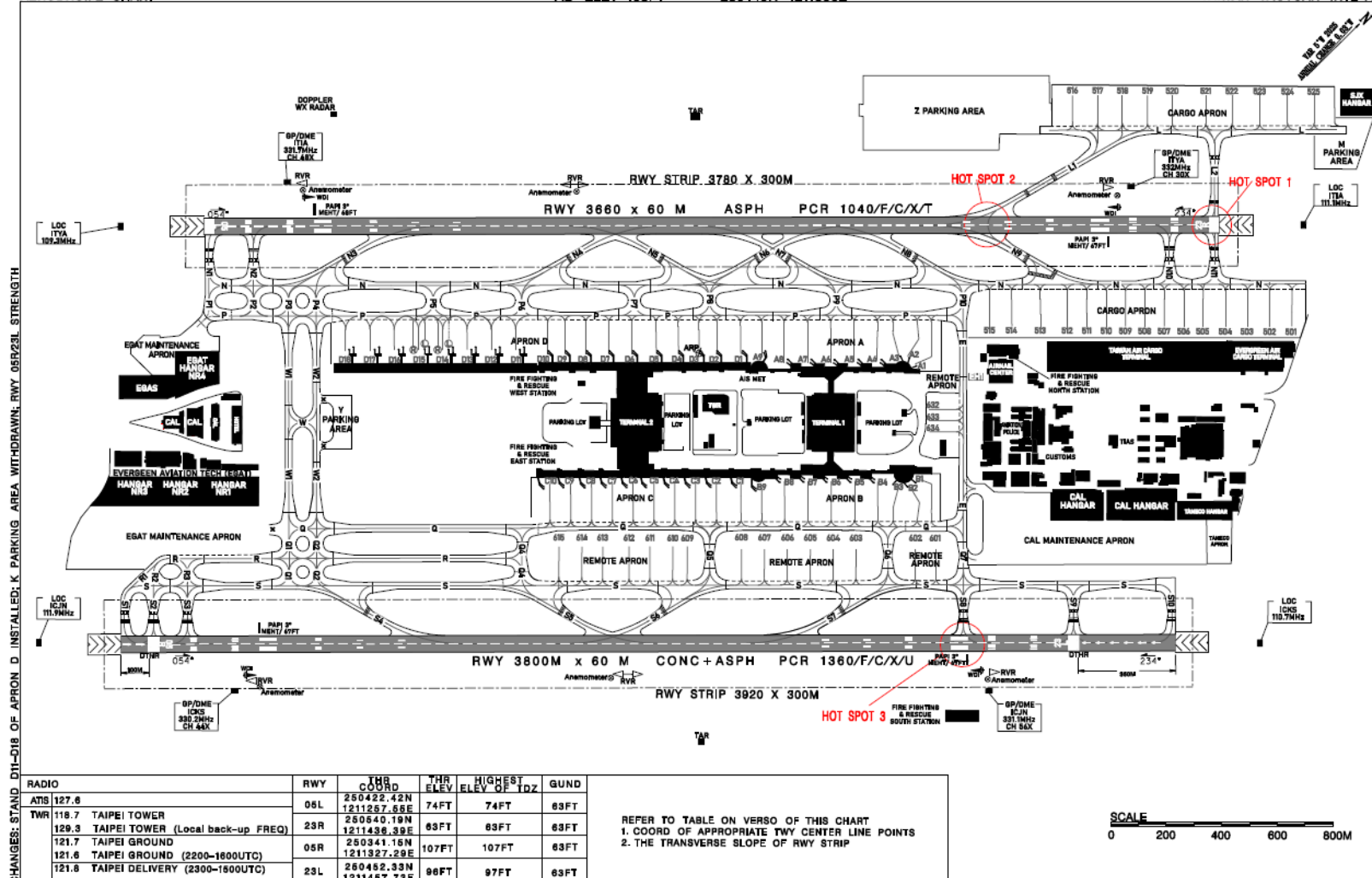


圖 1.10-1 桃園機場之機場圖

1.11 飛航紀錄器

1.11.1 座艙語音紀錄器 (CVR)

事故航機裝有 1 具固態式 CVR，製造商為 Acron Aviation 公司（前 L3Harris 公司），件號 FA2100-1025-22、序號 001209462。

CVR 外觀及內部完好無損壞，語音紀錄下載情形正常，錄音品質良好。該具 CVR 聲源有 4 個頻道，分別來自正駕駛員麥克風、副駕駛員麥克風、廣播系統麥克風及座艙區域麥克風，所記錄之語音資料約 2 小時 4 分 0.3 秒。本會針對事故航機前 2 次進場重飛製作約 30 分鐘之語音摘要，並針對第 3 次進場落地至事故發生期間製作約 13 分鐘之語音抄件。

本事故之時間基準係根據 CVR 與 FDR 所記錄之關鍵事件參數，將兩者時間同步後，以 FDR 所記錄並換算之臺北時間為基準。

1.11.2 飛航資料紀錄器 (FDR)

事故航機裝有 1 具固態式 FDR，製造商為 Acron Aviation 公司，件號 FA2100-4945-22、序號 001211412。

FDR 外觀及內部完好無損壞，依據飛機製造商波音公司提供之飛航資料解讀文件¹⁹進行資料下載與解讀。該 FDR 儲存約 124 小時 58 分 3 秒之資料，共記錄約 1,100 項參數。

本會另解讀²⁰由 Teledyne Controls 公司製造之 QAR 所記錄參數，包含起落架傾斜角度數據，並與 FDR 紀錄時間同步。

此外，本會取得由 AWOS 所記錄之桃園機場 05L 跑道風向風速

¹⁹ 依據波音公司-Digital Flight Data Acquisition Card (DFDAC) interface control document, d243u316, 版本 S。

²⁰ 依據 QAR 解讀文件「Application requirements document for IDMU P/N 2252000-26 (Collins P/N 822-1799-102) acms application for Rockwell Collins」, ard-col0053oprtr, 版本 C。

資料。

有關本次事故發生前後相關飛航資料參數摘錄如下，時間均以臺北時間為基準：

1. 2007:05 時至 2008:10 時期間，無線電高度由 1,000 呎下降至 110 呎，空速由 181 浬/時降至 173 浬/時，地速由 161 浬/時降至 158 浬/時，俯仰角介於-1.1 度至 0.7 度間，左坡度介於 0.4 度至 0.7 度間，磁航向介於 63.7 度至 65.8 度間，4 具發動機之 TRA²¹介於 53.5 度至 55.6 度之間，下滑道偏移量介於-0.00313 DDM²²至 0.00469 DDM 之間，左右定位台偏移量介於 0 至右側 0.0078 DDM 之間。2007:43 時自動駕駛解除，此時無線電高度為 430 呎。風速介於 25.6 浬/時至 33.3 浬/時之間，風向介於 85 度至 93 度之間。2008:05 時自動油門解除，此時無線電高度為 185 呎。
2. 2008:11 時至 2008:15 時期間，無線電高度由 92 呎下降至 36 呎，空速介於 173 浬/時至 179 浬/時之間，地速介於 163 浬/時至 164 浬/時之間，下降率介於 1,040 呎/分至 752 呎/分之間。俯仰角介於 0.7 度至 1.7 度間，坡度介於左 0.7 度至右 3.1 度間，磁航向介於 60.5 度至 63.6 度間，下滑道偏移量介於 0.04536 DDM 至 0.15640 DDM 之間，左右定位台偏移量介於左側 0.00626 至 0.00782 DDM 之間。4 具發動機之 TRA 由 55 度減至 48 度。風速介於 25.6 浬/時至 33.3 浬/時之間，風向介於 85 度至 93 度之間。
3. 2008:16 時，該機通過桃園機場 05L 跑道頭，無線電高度 31 呎，

²¹ TRA (Throttle Resolver Angle, 油門解析器角度) 位置參照 UPS 航空 747-8 型機飛機維修手冊 (AMM) 第 48 版, 「D633U8101-UPS」: Chapter 76-11-00-212 ENGINE CONTROL SYSTEM-THRUST LEVER POSTION RESOLVER-FUNCTIONAL DESCRIPTION。

²² 調變深度差 (Difference in Depth Modulation, DDM) 是一項儀器降落系統 (ILS) 參數，用以指示航空器偏移左右定位台或下滑道的程度：零代表中心線或下滑道，較大的絕對值則代表較大的偏離量。根據國際民航組織 (International Civil Aviation Organization, ICAO) 的定義，半航道區與半 ILS 下滑道區的 DDM 界限值分別為 0.0775 與 0.0875，兩者皆對應至適用航空器儀表顯示上一個點 (dot) 的偏離量。

空速 177 哩/時，地速 164 哩/時，下降率 672 呎/分，俯仰角 1.7 度，左坡度 0.4 度，磁航向 60.1 度，下滑道偏移量 0.17829 DDM，左右定位台偏移量左側 0.00704 DDM。4 具發動機之 TRA 依序為 1 號 40.3 度、2 號 39.2 度、3 號 36.2 度及 4 號 34.5 度。發動機 N1 轉速依序為 1 號 65.5%、2 號 64.4%、3 號 63.2%及 4 號 61.5%。風速 27.4 哩/時，風向 90 度。

4. 2008:17 時至 2008:20 時期間，該機持續下降，空速由 169 哩/時增至 184 哩/時，地速介於 160 哩/時至 164 哩/時之間，下降率介於 448 呎/分至 240 呎/分之間。俯仰角介於 0 至 1.7 度間，坡度介於右 1.8 度至左 2.5 度間，磁航向介於 59.5 度至 60.2 度間，下滑道偏移量介於-0.23148 DDM 至 0.19081 DDM 之間，左右定位台偏移量介於左側 0.00547 DDM 至 0.00704 DDM 之間。4 具發動機之 TRA、風速與風向均保持不變。
5. 2008:21 時過後，該機左翼主輪觸地，FDR 記錄之空中/地面參數由「AIR」轉為「GROUND」；QAR 記錄之左翼起落架「Landing Gear Tilt」參數由「Tilt」轉為「Notilt」。左右定位台偏移量為右側 0.04 DDM，垂直加速度最大值為 1.2 g's。空速 174 哩/時，地速 160 哩/時，俯仰角 1.1 度，左坡度 2.5 度，磁航向 58.4 度。
6. 2008:21 時至 2008:34 時期間，與該機操作及姿態相關之參數羅列於表 1.11-1。2008:30 時，該機出現落地後最大（右）坡度 9.2 度。
7. 2008:21 時至 2008:40 時期間，發動機之 TRA 與 N1 轉速變化如下：
 - 該機落地後，1 號發動機 TRA 逐漸由 36.4 度增至 57.2 度，其餘 2 號、3 號及 4 號發動機 TRA 維持在 34.3 度至 37.3 度之間。
 - 2008:23 時至 2008:28 時期間，2 號、3 號及 4 號發動機之 TRA

減至 23.9 度至 25.2 度之間，1 號發動機 TRA 維持在 55.6 度至 57.9 度之間。此期間 1 號發動機 N1 轉速由 39.9%增至 70.2%，其餘 2 號、3 號及 4 號發動機 N1 維持在 36.9%至 39.6%之間。

- 2008:29 時，1 號發動機 TRA 在 2 秒內由 55.6 度減至 35.4 度，2 號發動機 TRA 由 24.5 度減至 5.1 度，3 號發動機 TRA 由 23.8 度減至 4.8 度，4 號發動機 TRA 由 23.9 度減至 5.1 度。1 號發動機 N1 轉速此時介於 60.7%至 70.2%之間。
- 2008:38 時至 2008:40 時期間，1 號發動機 TRA 由 35.0 度減至 4.9 度。

8. 2009:58 時，該機脫離 05L 跑道。

9. 2011:51 時，FDR 停止記錄。

10. 有關本節附圖之說明如下：

- 圖 1.11-1 為事故航班基本參數圖（完整航班）；
- 圖 1.11-2 為事故航班有關穩定進場條件之參數（無線電高度 1,000 呎至 50 呎）；
- 圖 1.11-3 為事故航班落地階段相關參數（無線電高度 500 呎以下）；及
- 圖 1.11-4 為事故航班自左翼主輪落地至發動機反推力器收回之有關參數。

表 1.11-1 事故航班落地期間航機操作及姿態有關參數

時間	空速/地速 (浬/時)	磁航向 (度)	方向舵 踏板位置 (度)	滾轉角 (坡度) (度)	控制盤 位置 (度)	空中/地面 參數	鼻輪位置	左翼 起落架	左機身 起落架	右機身 起落架	右翼 起落架
						來源: FDR	(來源:QAR)				
								0= “Notilt” / 1= “Tilt”			
2008:21	174/160	58.4	2.4 左	2.5 左	12.7 右	GROUND	AIR	1→0	1→0	1→0	1→0
2008:22	174/159	58.4	2.1 左	0.4 左	32.7 左	GROUND	AIR	0	0	0	0
2008:23	167/157	58.1	2.7 左	3.9 左	1.2 左	GROUND	AIR	0	0	0	0
2008:24	158/156	57.4	3.7 左	9.2 左	0.6 右	AIR	AIR	0	0	0→1	0→1
2008:25	164/155	57.0	2.2 左	7.1 左	47.1 右	AIR	AIR	0	0	1→0	1→0
2008:26	166/154	57.4	2.0 左	2.1 左	12.5 左	GROUND	AIR	0	0	0→1	0→1
2008:27	169/153	57.7	1.5 左	4.2 左	7.0 右	AIR	AIR	0	1	1	1
2008:28	162/152	58.8	2.5 左	3.9 左	28.9 右	GROUND	AIR	0	0	1→0	1→0
2008:29	158/151	60.5	12.4 左	1.1 右	67.8 右	AIR	AIR	0→1	0	0	0
2008:30*	158/149	61.9	15.8 左	9.2 右	24.1 左	AIR	AIR	1	1	0	0
2008:31*	162/145	59.8	13.1 左	2.8 右	28.2 右	GROUND	AIR	1→0	1→0	0	0
2008:32*	149/142	57.4	21.2 左	6.3 左	35.4 右	GROUND	GROUND	0	0	0→1→0	0
2008:33*	144/139	55.6	21.3 左	2.1 左	25.2 右	GROUND	AIR	0	0	0	0
2008:34*	141/136	53.1	18.0 左	2.8 右	49.5 右	GROUND	GROUND	0	0	0	0

*表示 2 號、3 號及 4 號發動機反推力器作動。

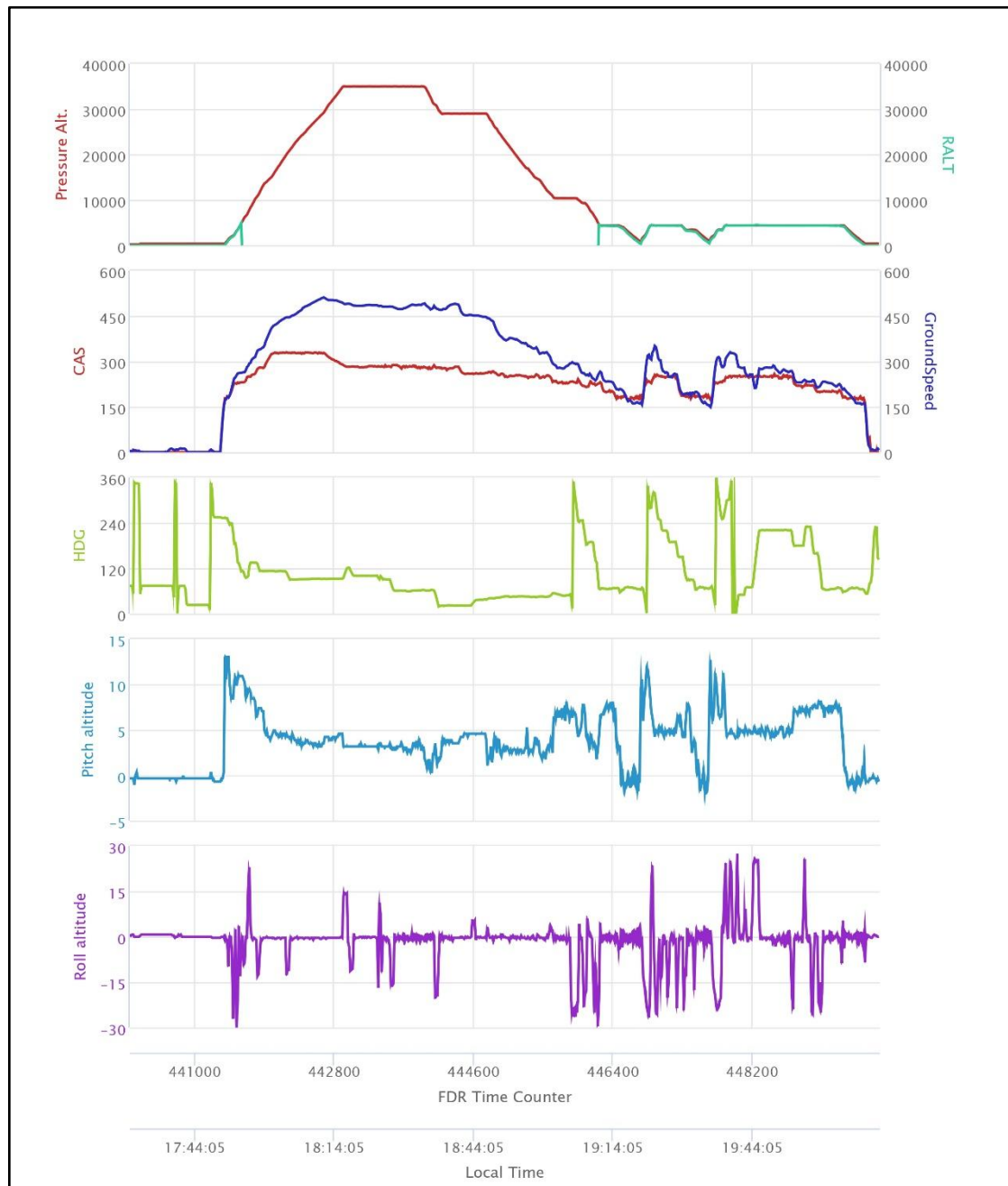


圖 1.11-1 事故航班基本參數（完整航班，1/3）

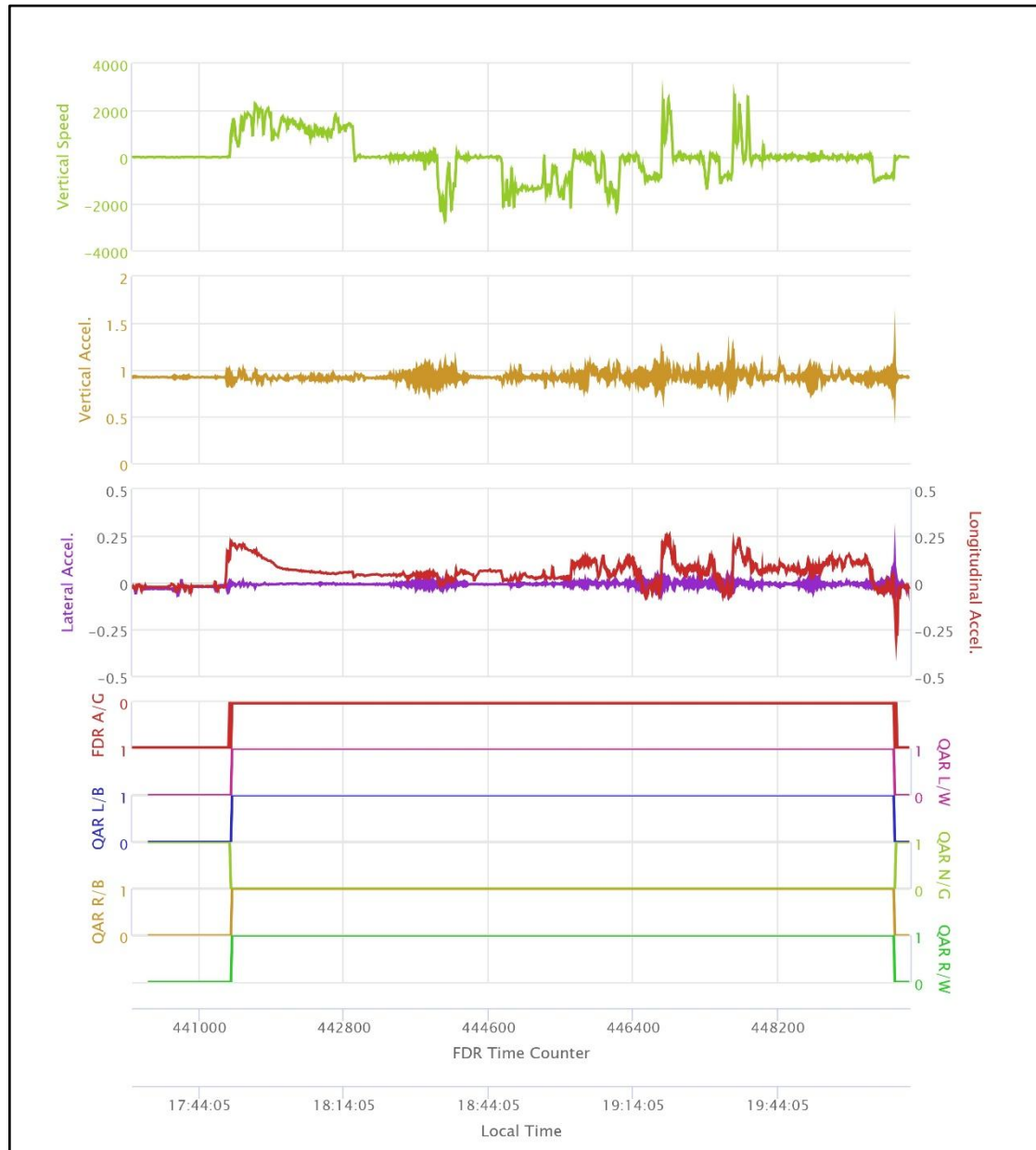


圖 1.11-1 事故航班基本參數（完整航班，2/3）



圖 1.11-1 事故航班基本參數（完整航班，3/3）

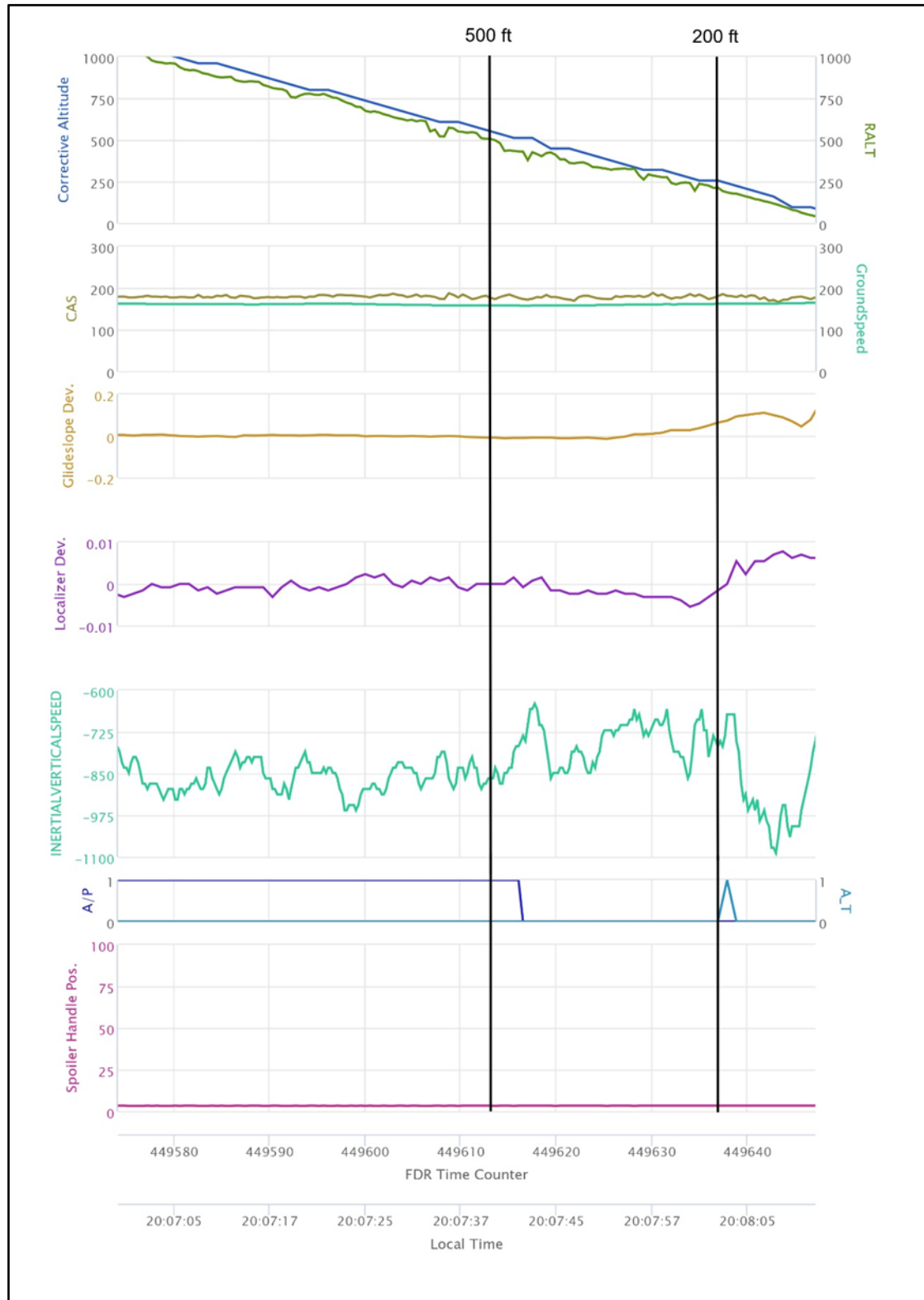


圖 1.11-2 事故航班有關穩定進場條件之參數（無線電高度 1,000 呎至 50 呎）

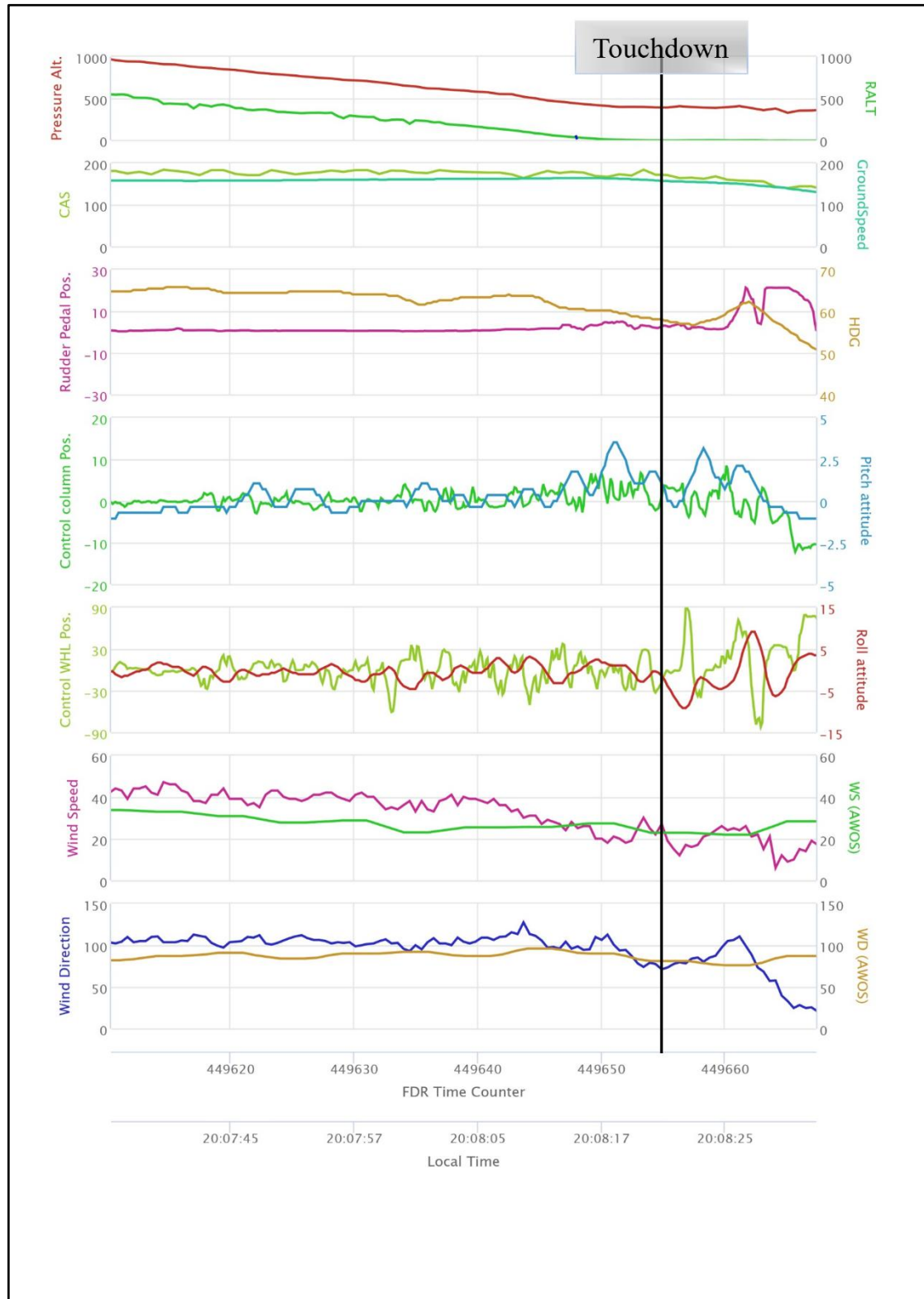


圖 1.11-3 事故航班落地階段相關參數（無線電高度 500 呎以下，
1/2）

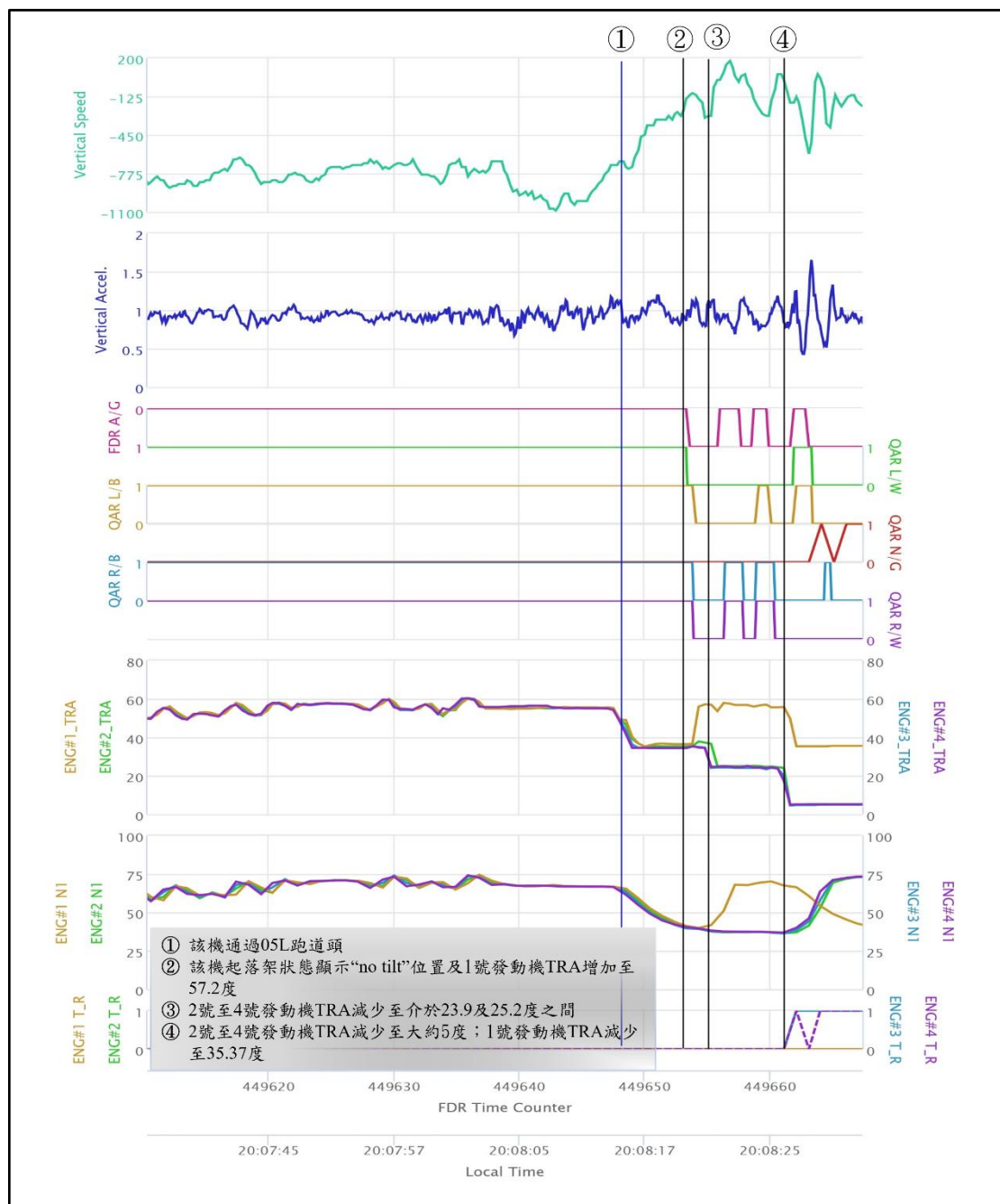


圖 1.11-3 事故航班落地階段相關參數（無線電高度 500 呎以下，
2/2）

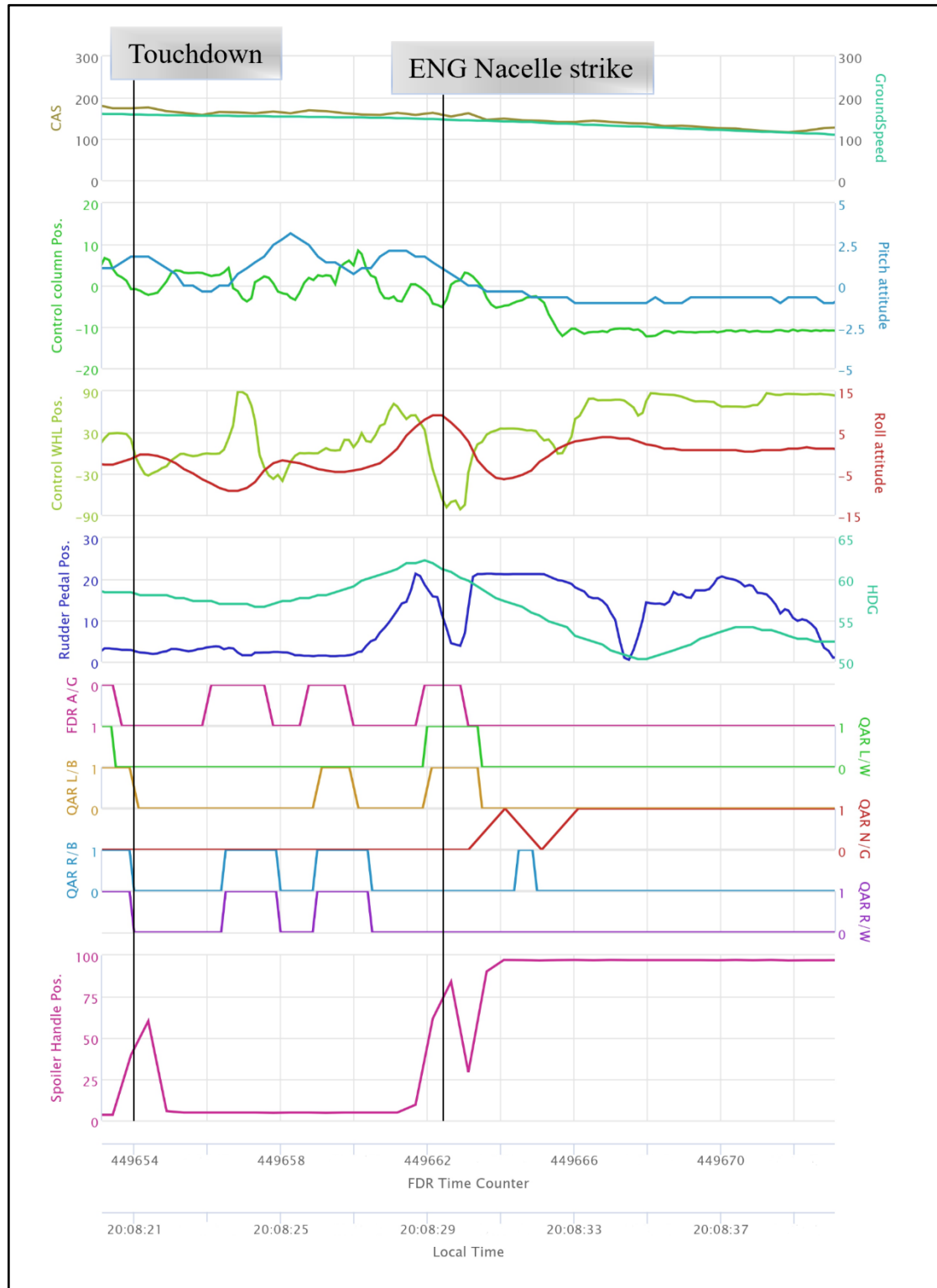


圖 1.11-4 事故航班自左翼主輪落地至發動機反推力器收回有關參數
(1/2)

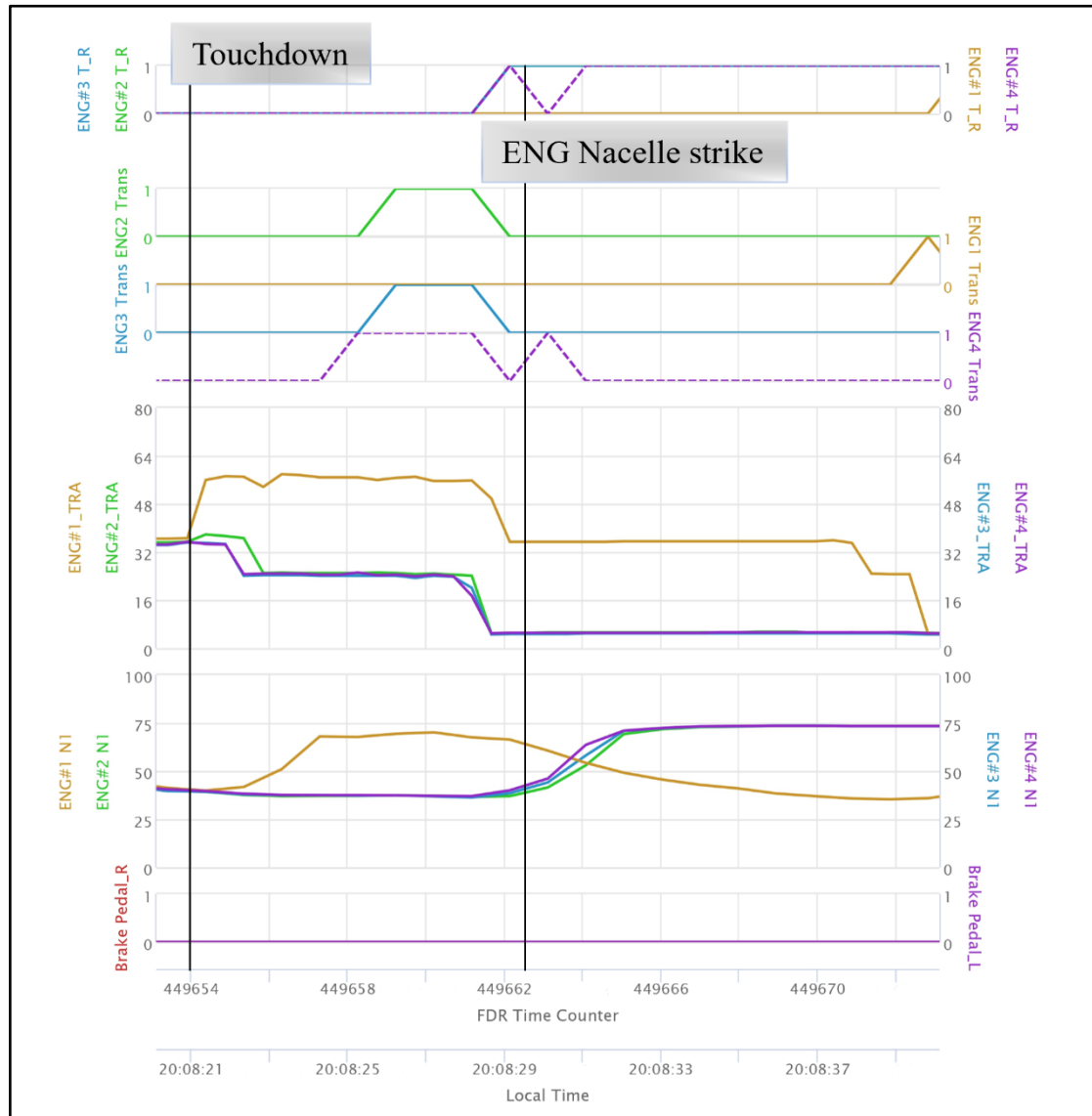


圖 1.11-4 事故航機自左翼主輪落地至發動機反推力器收回有關參數
(2/2)

1.12 航空器殘骸與撞擊資料

1.12.1 航空器受損

事故航機所受損害可分為 4 個主要區域：4 號發動機及其外罩、3 號發動機外罩、機翼及機身。各區域損害情形詳述如下。

1.12.1.1 4 號發動機與外罩

發動機外罩由進氣外罩（Inlet Cowl）、風扇外罩（Fan Cowl）及反推力器外罩（Thrust Reverser Cowl）組成。事故發生後，進氣外罩仍固定於發動機上，反推力器外罩亦固定於發動機掛架（Pylon）上；兩者下方區域皆因觸地而出現撞擊與磨損痕跡。

風扇外罩因底部 4 個鎖扣組件與外罩結構脫離，導致風扇外罩失去固定功能；因此內、外兩側外罩皆自掛架脫落，並散落於跑道表面及相鄰草地。

4 號發動機下方受到位移之進氣外罩與反推力器外罩推擠，導致風扇機匣後緣與反推力器外罩結合槽軌斷裂並分離。發動機下方多處管路與支撐架因擠壓而變形，安裝於齒輪箱上之氣體啟動機（Air Starter）因受力向上推擠，導致附件齒輪箱（Accessory Gearbox）後方殼體出現裂痕。

根據 FDR 所記錄之發動機參數，4 號發動機於下方受損後仍持續正常運轉，直至該機滑行進入停機坪後關車。資料另顯示，觸地撞擊後，4 號發動機滑油量約較其他發動機短少 5 夸脫（Quarts）。

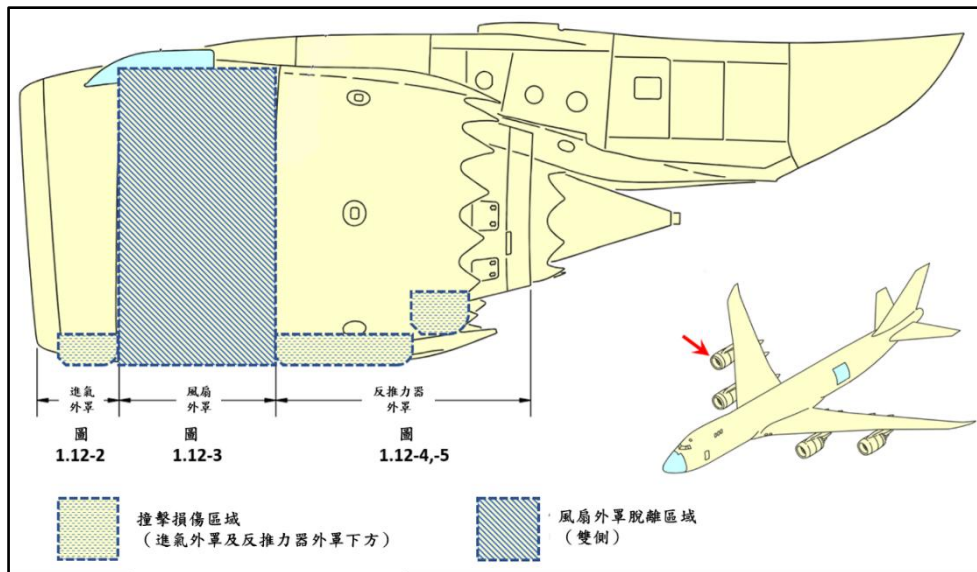


圖 1.12-1 4 號發動機外罩損傷區域

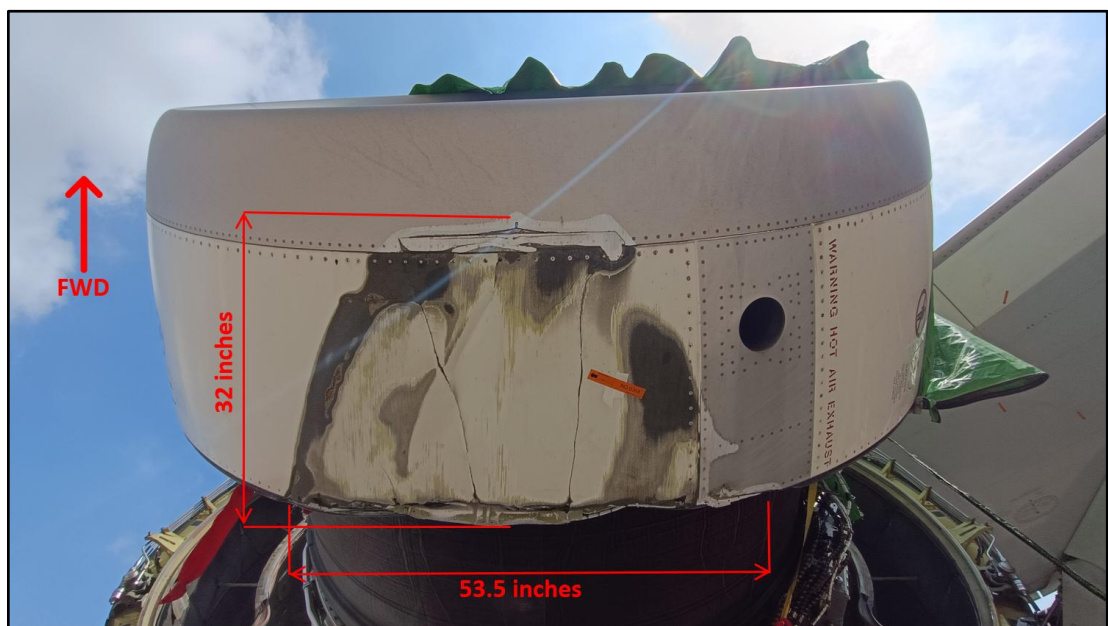


圖 1.12-2 4 號發動機進氣外罩損傷區域（仰視）

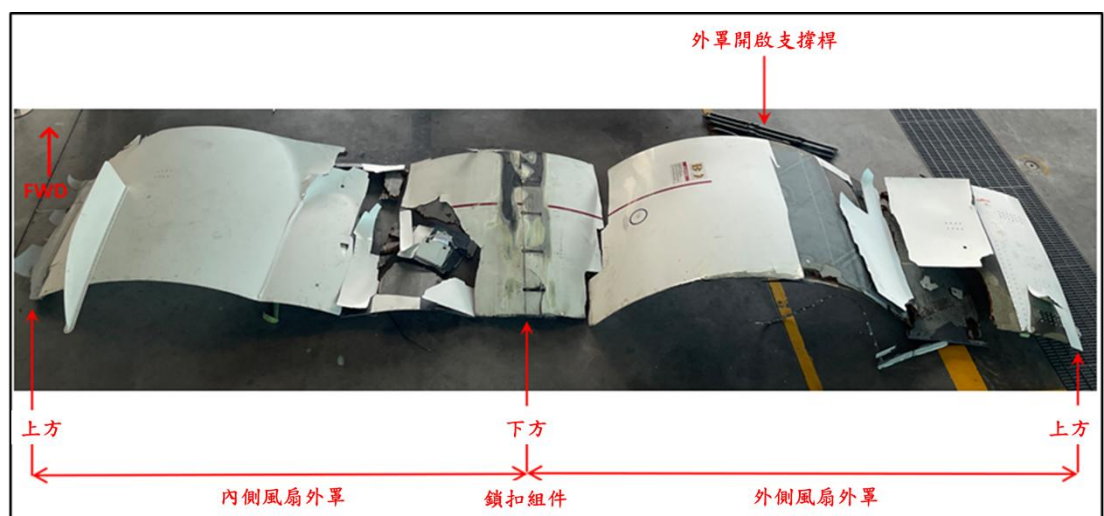


圖 1.12-3 拼接後之 4 號發動機內、外側風扇外罩

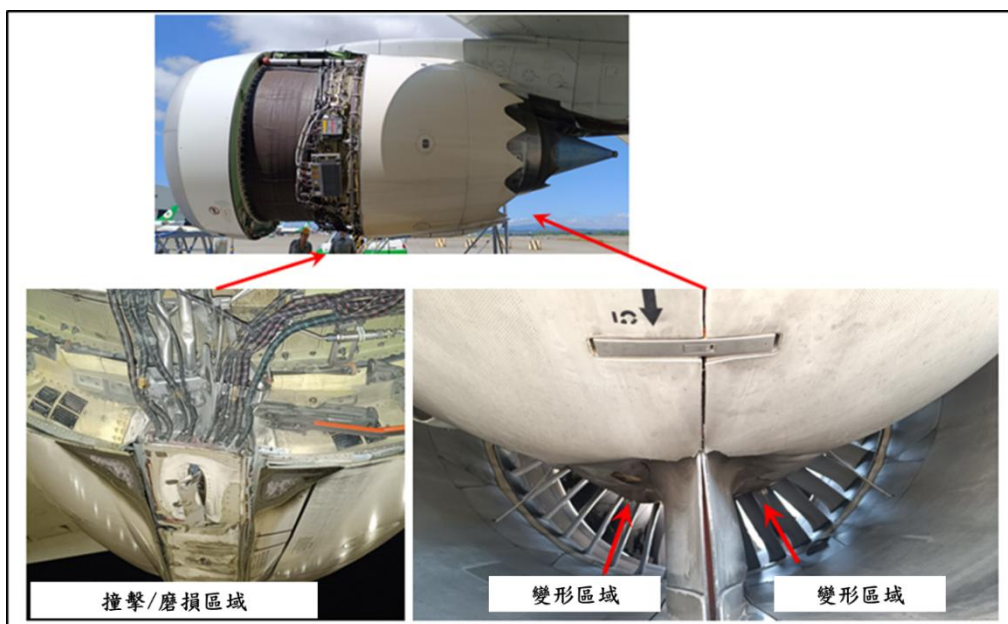


圖 1.12-4 4 號發動機反推力器外罩損傷區域

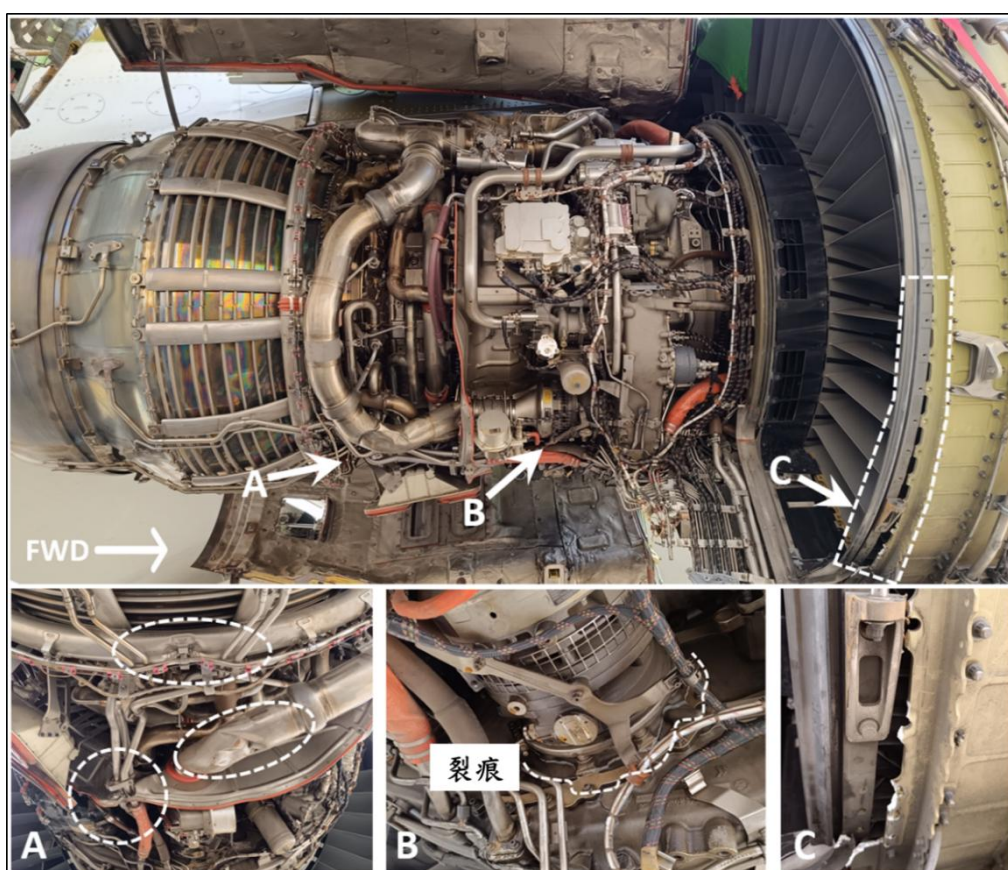


圖 1.12-5 4 號發動機損傷區域（右側視圖）

1.12.1.2 3 號發動機外罩

3 號發動機外罩之反推力器外罩下表面，6 點鐘位置之排放桅桿（Drain Mast）下方，因與地面摩擦而產生接觸損傷。

1.12.1.3 機翼

4 號發動機外罩脫落之組件撞擊右側機翼，造成內側機翼前緣站位（Inboard Leading-Edge Station, ILES）975 處、第 21 號可變彎度襟翼（Variable Camber Flap, VCF）以及機翼站位（Wing Station, WS）947 處之 U-18R 上表面出現輕微凹痕及刮傷等輕微損傷。

1.12.1.4 機身

機身僅受到輕微損害，集中於以下 3 個區域：

- 機身站位 2658 附近，輔助動力單元（Auxiliary Power Unit, APU）右側艙門前/上方外側蒙皮凹痕與刮傷。
- 機身站位 2638 至 2658 之間，與右側第 25 號桁條（Stringer）接合之機身蒙皮外表面受損。
- 機身站位 1760，右側第 20 號與第 22 號桁條間之機身蒙皮外表面 2 處凹痕。

1.12.2 現場量測

經檢視桃園機場 05L 跑道道面，共發現兩處刮痕，分別為 4 號發動機外罩及 3 號發動機排放桅桿之觸地痕跡。

4 號發動機外罩之觸地痕跡（代號 R1）自距跑道頭約 3,880 呎、中心線右側約 50 呎處開始，結束於距跑道頭約 4,090 呎、中心線右側約 60 呎處，長度約 210 呎。觸地痕跡沿跑道中心線方向右偏約 3 度。

3 號發動機排放桅桿之觸地痕跡（代號 R2）自距跑道頭約 3,965 呎、中心線右側約 27 呎處開始，結束於距跑道頭約 3,985 呎、中心線右側約 28 呎處，長度約 20 呎。觸地痕跡沿跑道中心線方向右偏約 3 度。

除兩處刮痕外，桃園機場人員並標記約 40 餘件 4 號發動機碎片²³，分布於距跑道頭 4,080 呎至 5,300 呎間之道面上。

對於 05L 跑道之現場量測項目詳表 1.12-1 及圖 1.12-6 所示，兩處刮痕之照片如圖 1.12-7 所示。

表 1.12-1 現場量測項目

編號	量測項目	距 05L 跑道頭之距離(呎)	長度(呎)
1	4 號發動機外罩觸地痕跡（R1）	3,880~4,090	210
2	3 號發動機排放桅桿觸地痕跡（R2）	3,965~3,985	20
3	約 40 餘件 4 號發動機碎片	4,080~5,300	n/a

²³ 事故後兩週，於跑道鋪面以北附近之跑道安全區(Runway Safety Area, RSA)草坪，發現約 40 餘件 4 號發動機碎片。

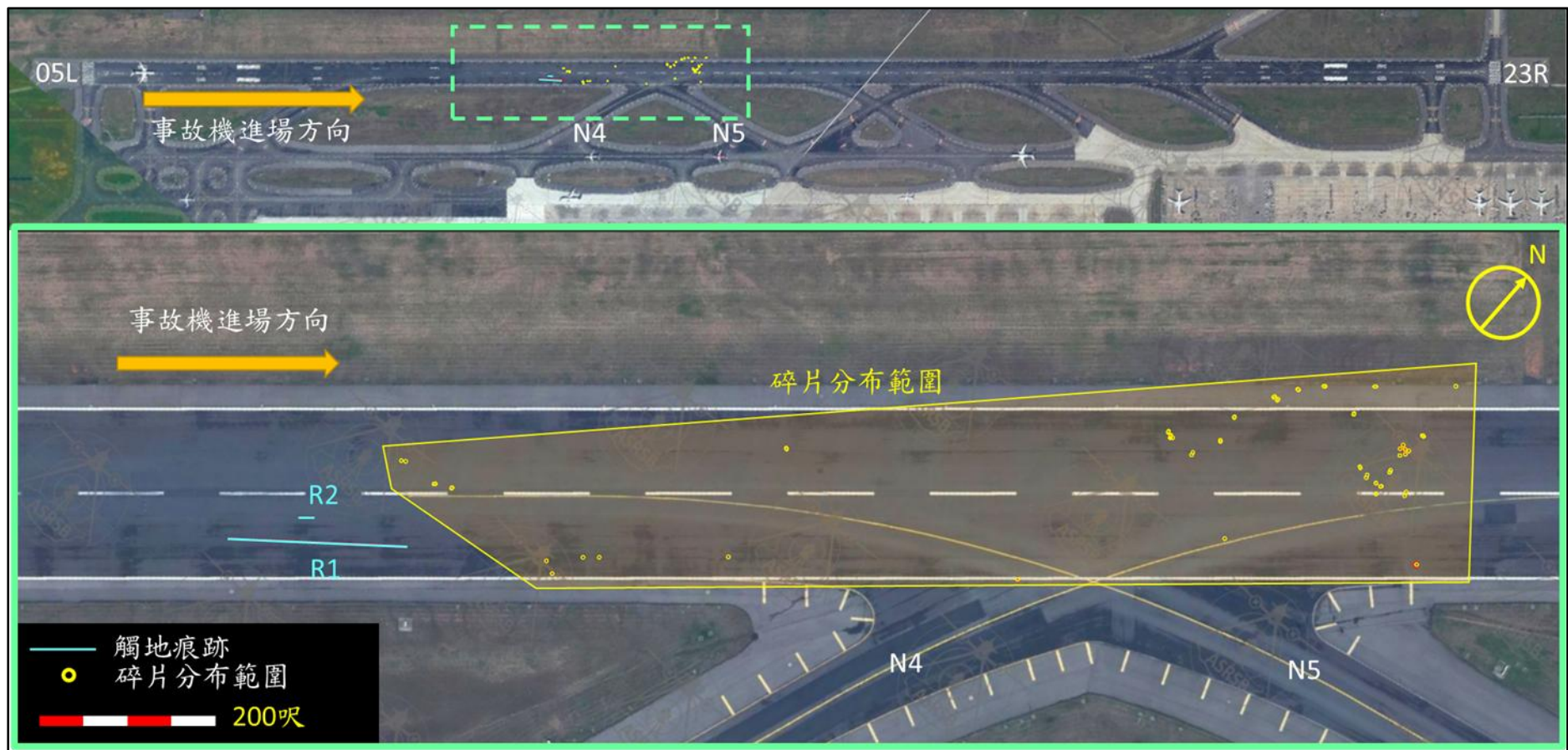


圖 1.12-6 桃園機場 05L 跑道之現場量測項目分布

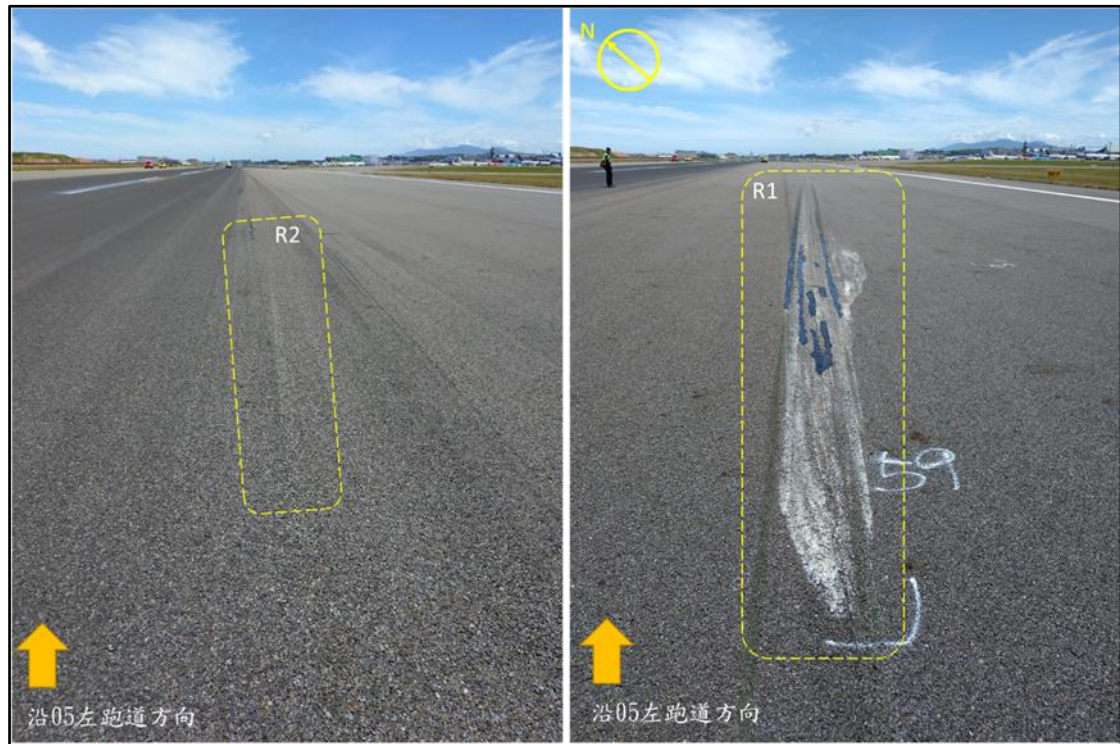


圖 1.12-7 桃園機場 05L 跑道上之觸地痕跡

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

無相關議題。

1.17 組織管理

UPS 航空成立於 1988 年，為美國聯合包裹服務公司所屬之貨運航空公司，總部位於肯塔基州路易維爾，為全球大型航空貨運業者之一，營運全球樞紐輻射式航線網絡，連結主要區域及國際航空運輸中心。該公司提供定期貨運航班服務，航網涵蓋超過 220 個國家及地區，為 UPS 國際物流業務之核心組成部分。截至 2025 年，UPS 航空之機隊包括 292 架自有航空器及約 210 架租賃或包機航空器，機隊包括波音 B747-8F、B747-400F、B767-300F、B757-200F、MD-11F 及空中巴士 A300-600F。

1.18 其他

1.18.1 訪談摘要

1.18.1.1 正駕駛員 (PF)

事故航班因臺北地區天氣因素延誤，於 0930 時(UTC)後推，並於 0950 時(UTC)起飛。正駕駛員擔任本航班之 PF。航班曾因天氣因素繞道避讓及提前下降，並接獲指示於 JAMMY 航點等待。下降至等待航線後，飛航組員接受雷達引導進場。

正駕駛員表示，標準作業程序規定包括陣風在內之側風限制為 30 浬/時。第 1 次進場時，風況超過限制，因此飛航組員執行重飛，並接受引導進行第 2 次進場。第 2 次進場時，風況亦超過限制，因此飛航組員再次執行重飛。第 2 次重飛後，飛航組員聯繫公司研議後續處置方案。備降場為菲律賓克拉克 (Clark) 機場，且航機攜帶之燃油足以繼續等待並嘗試後續進場。

之後，風況恢復至限制範圍內，飛航組員經討論後決定再次嘗試進場。最後一次接收之 ATIS 代號為 Tango，風向 100 度、風速 23 浬/時，陣風 36 浬/時。據此計算之最大側風分量為 28 浬/時，頂風分量為 23 浬/時。計算所得之側風分量在操作限制範圍內，因此飛航組員決定繼續進場。第 3 次

進場期間，儘管有陣風、風切及亂流，惟均在限制範圍內，且符合穩定進場標準，進場狀態穩定。

正駕駛員表示，公司之穩定進場政策允許進場時之最大目標速度為 $V_{APP}^{24} + 20$ 哩/時。穩定進場標準要求航機於高度 1,000 呎時之速度為 $V_{APP} + 20$ 哩/時至 $V_{APP} - 5$ 哩/時之範圍內，並於 500 呎以下維持在 $V_{APP} \pm 5$ 哩/時範圍內。由於最後進場採用手動操作飛行，且已解除自動油門，飛航組員以 $V_{REF}^{25} + 20$ 哩/時之 V_{APP} 進行進場，因此於平飄過程中需要消耗額外能量。自動駕駛系統於 1,000 呎以下解除，自動油門則於落地前解除，均符合公司程序。

正駕駛員表示，副駕駛員以「speedbrakes up」呼叫減速板展開並確認航機觸地後，正駕駛員將 4 支油門手柄均收至慢車位置，隨即將手移開油門手柄，並立即將所有反推力手柄向上拉起至互鎖（Interlock）位置，同時持續施加輕微壓力，直至反推力器釋放。隨後，副駕駛員作出「reversers normal」呼叫，緊接著 ACM 作出「no reverse engine one」呼叫。正駕駛員表示，當時並未察覺僅有 3 具而非全部 4 具反推力手柄被拉起；其在回應「no reverse engine one」呼叫時，可能不慎將 1 號發動機油門手柄向前推進。正駕駛員進一步表示，當時其主要注意力集中於維持航機方向控制。於不慎推進 1 號發動機油門手柄後，減速板隨之收回，而航機之方向控制很可能因此成為當時所面臨的問題。

正駕駛員當時之感受為航機受到來自右側之強勁陣風影響，且可能再次離地。正駕駛員認為，4 號發動機外罩觸地可能發生於其因應右側機翼上揚而施加修正操控時。除於脫離跑道進入滑行道期間出現「No.4

²⁴ V_{APP} 為進場速度（Approach Speed），係最後進場階段飛航時所使用之目標速度，並依 V_{REF} 及風況或其他操作因素作必要調整。

²⁵ V_{REF} 為進場參考速度（Reference Speed），係航空器進場至跑道頭時所使用之參考速度，可確保航空器於落地構型下具有足夠之失速速度裕度。依據 UPS 航空 B747 飛航組員訓練手冊（FCTM），如自動油門已解除，或預定於落地前解除，應於接近平飄仰轉前維持 V_{REF} 加上風速修正值。穩定頂風所增加之速度應於觸地前消除，而陣風修正值則維持至觸地。預期觸地速度為 V_{REF} 加上陣風修正值。在適當之空速控制及推力管理下，觸地速度不應低於 V_{REF} 減 5 哩/時。

REVERSER」之 EICAS 反推力器警示訊息外，航機並無其他與發動機觸地有關之顯示。該機經由 N9 滑行道脫離跑道後，滑行至停機位。

落地後檢查時，飛航組員才發現 4 號發動機受損。除反推力器警示訊息外，航機滑行期間並無其他異常指示。

1.18.1.2 副駕駛員 (PM)

副駕駛員擔任本次事故航班之 PM。副駕駛員表示，航班因於香港機場等待風速降低而延誤，實際起飛時間較原訂時間延後約 1 個半小時。飛往桃園機場途中，飛航組員繞道避開颱風，之後於第 1 次進場前短暫進入等待航線。

第 1 次及第 2 次進場期間，所接獲之風況均超出限制，飛航組員於嘗試落地前執行重飛。隨後，航機接受雷達引導進入等待航線，並與公司聯繫。公司建議，如無法完成落地，應考慮轉降至克拉克機場，飛航組員並於等待航線期間檢視前往克拉克機場之航路。之後，更新之風況恢復至限制範圍內，因此飛航組員進行第 3 次進場。

副駕駛員表示，第 3 次進場符合公司穩定進場標準，並正常觸地。穩定進場之主要條件為下降率每分鐘 1,200 呎以下，以及速度維持於進場速度加減 5 浬/時範圍內；最後一次進場之進場速度為 177 浬/時。副駕駛員表示，航機觸地後，看到減速板已展開，並作出標準呼叫「speedbrakes up」。當看到顯示器上反推力器開始顯示正常時，航機於跑道上遭遇陣風，右側機翼上揚。此時，其注意力由駕駛艙儀表轉移至航機外部。由於反推力器已經展開，飛航組員已無法執行重飛。副駕駛員回憶，擔任 PM 期間，曾作出「reversers normal」呼叫，隨後作出「right wing down」呼叫，以口頭方式提供操控引導，正駕駛員隨即進行修正。

副駕駛員表示，航機姿態恢復正常趨勢後，其將目光重新移回駕駛艙儀表，並注意到 1 號反推力器尚未顯示展開。幾乎同時，ACM 呼叫「no reverse engine one」，其看到正駕駛員修正油門手柄位置，因此未再針對反

推力器作額外呼叫。

雖然飛航組員懷疑航機於減速滾行期間之擺動可能造成損害，但儀表上除航機脫離跑道時出現「NO.4 REVERSER」警示外，並無其他異常指示。直至航機脫離跑道並滑行至停機位後，始能確認航機受損情形。

停機後，副駕駛員留在駕駛艙內，由 ACM 進行機外檢查，期間看到有人員聚集於 4 號發動機周圍，始確認該發動機受損。組員得知受損情況後，副駕駛員立即向臺北塔臺通報。

副駕駛員表示，公司規定之側風限制為 30 浬/時。在事故當日各次進場期間，其利用塔臺提供之即時風況資訊計算側風分量，並於約 500 呎高度時據以決定是否繼續進場。副駕駛員回憶，初始風速為 40 浬/時，風向 100 度。其後風向轉為 090 度，與跑道方向較為一致，且風速亦降低至符合最後進場限制之範圍內。副駕駛員回憶，最後一次進場時，風速約持續為 23 浬/時，陣風則為 30 餘浬/時。

副駕駛員回憶，該機滑行路線為 N9、N 至 515 停機位，滑行距離很短。

副駕駛員表示，其不確定公司於颱風期間之派遣政策，但說明一般政策為：若預報天氣狀況預計會在限制範圍內，航班即照常執行。其指出，事故航班原先因預報風況而延遲，但後續更新之氣象資訊顯示，該機抵達時風況將會在操作限制範圍內。

1.18.1.3 加強組員（ACM）

ACM 原訂於翌日執行臺北至安克拉治之飛航任務，因此本次搭乘事故航班屬於調派飛行（Positioning Flight）。考量天氣狀況，經討論後，正駕駛員同意由 ACM 坐於駕駛艙觀察員座位，以協助飛航組員執行飛航任務。

飛航期間，飛航組員持續確認天氣狀況。收到桃園機場之 ATIS 後，得知風況些微超出超過限制值。因此，飛航組員決定執行進場，並向塔臺要求更新風況資訊。獲得落地許可後，飛航組員再次向塔臺確認風況，因風

況超過限制值，約於 500 呎至 600 呎高度中止進場。此次重飛過程無異常。

第 2 次進場時情況類似。飛航組員獲得落地許可時，風況在限制值範圍內。然而，隨後於最後進場階段再次確認風況時，風況又超出限制值，因此於與第 1 次進場約相同高度時再次執行重飛。

依據 ACM 所述，第 3 次進場開始時，進場管制所提供之風況未超過限制值，且整個進場過程均維持於限制值範圍內。ACM 於觀察員座位密切監控航機下降率及空速。該次進場為穩定進場，因此沒有執行重飛之理由。

落地時剛開始並無異常，副駕駛員依序呼叫「speedbrakes up」及「reversers normal」。航機觸地後不久，右翼開始上揚。副駕駛員隨即呼叫，正駕駛員即進行修正。受到側風影響，航機出現些微側向滾轉。ACM 對於右側發動機與觸地感到意外。從駕駛艙內無法確定航機是否有部位與地面接觸。ACM 另表示，其觀察到 EICAS 顯示 3 個綠色「REV」指示，並注意到 1 號反推力器尚未進入反推狀態。其回憶曾呼叫「no reverse engine one」，隨後正駕駛員使用 1 號發動機反推力器。

ACM 回憶，各次進場期間所報風向介於 090 度至 100 度之間，亦可能曾為 080 度。最後一次進場時，塔臺通報之風況為 090 度、風速 28 浬/時，陣風 38 浬/時，側風分量約為 24 浬/時。

ACM 表示，其與副駕駛員均計算側風分量。公司對於乾跑道之側風限制為 30 浬/時，包括陣風。穩定進場標準要求航機保持於適當之下滑道上，於離地高度 1,000 呎時下降率為每分鐘 1,000 呎以下（如已於提示中說明，最高可達每分鐘 1,200 呎），且空速應維持於進場速度加 20 浬/時至減 5 浬/時之範圍內。於離地高度 500 呎時，油門手柄位置須正確，且空速應維持於進場速度加 5 浬/時以內。

ACM 表示，飛航組員依據原廠程序使用 V_{APP} 。 V_{APP} 係以 V_{REF} 加上二分之一之穩定風分量及全部陣風增量計算，最大增加值為 20 浬/時。最後一次進場時，進場速度為 177 浬/時。

ACM 未發現儀表上有任何顯示指出發動機觸地。艙門開啟後，正駕駛員請其查看是否可能有任何受損情形。直到其看到有人員聚集於航機右側附近時，才注意到航機受損。ACM 立即告知副駕駛員聯繫塔臺，通報可能存在外物損傷。

ACM 說明，公司政策並未禁止在 ATIS 所提供之風況超過限制時嘗試進場，因 ATIS 資訊可能已發布 30 分鐘甚至 1 小時。通常，飛航組員會等候至獲得落地許可後，再向塔臺確認最新風況。然而，能見度之限制較為嚴格，若能見度低於最低標準，則不得進場。

ACM 表示，在美國，正駕駛員與公司簽派員共同負有飛航安全責任，並可依據天氣預報決定延遲或取消航班。本次航班原先即因天氣預報而於香港機場延遲起飛，並因流量管制而進一步延遲。飛航期間，ACM 亦與簽派員討論，確認克拉克為適當之備降機場，且若有必要轉降，所規劃之航路可避開惡劣天氣。

1.18.2 手冊資訊

1.18.2.1 航空器操作程序及限制

本會蒐集 B747-8F 型機相關手冊資料，包括側風限制、自動落地限制、穩定進場標準、進場速度、落地程序及技術、側風落地技巧、反推力器操作，以及俯仰角與滾轉角（坡度）限制條件等，並經 UPS 航空確認。上述資料將作為後續分析之依據。

1.18.2.2 塔臺管制員作業

依據交通部民用航空局（以下簡稱民航局）與國防部空軍司令部聯合發布之「飛航管理程序」²⁶（Air Traffic Management Procedures, 以下簡稱 ATMP），塔臺管制員目視觀察到航空器著陸有異常狀況（例如伴隨有火花）

²⁶ 第 18 版，2024 年 9 月 25 日生效，第 3-1-5、3-1-10 及 3-1-11 節之內容，與國際民航組織（ICAO）第 4444 號文件（Procedures for Air Navigation Services—Air Traffic Management）第 16 版第 12 號修訂（2024 年 11 月 28 日生效）第 7.4.1.4 及 7.4.1.7 節之規定大致相符。

時之相關作業程序，於第 3 章「機場管制—終端」中描述如下：

3-1-5 跑道入侵或跑道上障礙物

- a. 當塔臺管制員已頒發起飛或落地許可後，察覺跑道入侵或即將發生跑道入侵事件，或在跑道上或靠近跑道處出現障礙物，可能危害航空器起飛或落地之安全時，應採取下列適當行動：
 1. 取消離場航空器的起飛許可；
 2. 取消到場航空器落地許可並採取其他必要措施，或視情況指示其執行重飛或誤失進場；
 3. 在所有情況下告知航空器跑道入侵、障礙物及其與跑道之相對位置。
- b. 駕駛員和管制員應報告任何涉及跑道出現障礙物或跑道入侵之事件。

3-1-10 觀察到之異常狀況

當塔臺管制員觀察到或被告知航空器外型或狀況異常時，立即通知該航空器，包括起落架未放下、僅部分放下或航空器任何位置冒出不尋常之煙霧等情況。

3-1-11 離場時疑似受損

當疑似受損之離場航空器飛航組員要求時，立即通知航空站/軍方飛管單位檢查離場跑道，並儘速告知飛航組員是否發現航空器碎片、鳥類或動物殘骸。

1.18.3 事件序

本次事故航班之事件經過順序如表 1.18-1 所示。

表 1.18-1 事件序

時間	事件內容	資料來源
1750	自香港機場起飛	FDR
1849:25	CVR 紀錄開始	CVR
1916:23	臺北塔臺提供 05L 跑道風況為風向 100 度、風速 21 哩/時、陣風 45 哩/時，許可該機落地	CVR
1919:41	該機於無線電高度 682 呎時，臺北塔臺提供 05L 跑道風況為風向 090 度、風速 29 哩/時、陣風 45 哩/時	CVR, FDR
1920:03	飛航組員於無線電高度 370 呎時，注意到風速增加，PF 於第 1 次進場執行重飛	CVR, FDR
1932:15	臺北塔臺提供 05L 跑道風況為風向 090 度、風速 30 哩/時、陣風 39 哩/時，許可該機落地	CVR
1934:44	該機於無線電高度 527 呎時，臺北塔臺提供 05L 跑道風況為風向 100 度、風速 29 哩/時、陣風 43 哩/時	CVR, FDR
1934:52	無線電高度 428 呎時，PF 於第 2 次進場執行重飛	CVR, FDR
1951:06	飛航組員通知臺北近場臺，表示決定再次進場	CVR
2003:55	臺北塔臺提供 05L 跑道風況為風向 090 度、風速 26 哩/時、陣風 38 哩/時，許可該機落地	CVR
2005:50	臺北塔臺提供 05L 跑道風況為風向 090 度、風速 28 哩/時、陣風 38 哩/時	CVR
2006:24	臺北塔臺許可 BR6032 以第 2 順位於 05L 跑道落地	航管錄音抄件
2007:01	PM 呼叫：「one thousand feet stable sinks eight hundred」	CVR
2007:04	PF 呼叫：「runway in sight」	CVR
2007:37	PM 呼叫：「five hundred feet stable sinks eight hundred」	CVR
2007:43	自動駕駛於無線電高度 430 呎時解除	FDR
2008:05	自動油門於無線電高度 185 呎時解除	FDR
2008:14	自動高度語音提示：「fifty」	CVR
2008:15	自動高度語音提示：「forty」	CVR
2008:16	自動高度語音提示：「thirty」	CVR
2008:17	自動高度語音提示：「twenty」 所有油門手柄移至慢車位置	CVR, FDR
2008:18	自動高度語音提示：「ten」	CVR
2008:21	主輪觸地；減速板手柄開始朝向「展開 (UP)」位置移動， 減速板開始展開	CVR, FDR

時間	事件內容	資料來源
2008:22	PM 呼叫：「...speedbrakes up keep right wing down right wing down」 1 號油門手柄自慢車位置向前推進 減速板手柄朝向「收回（DOWN）」位置移動，1 秒後減速板收回	CVR, FDR
2008:23	2 號、3 號及 4 號反推力手柄提起至反推力慢車位置	FDR
2008:24	該機由「地面」模式轉換至「空中」模式約 1.75 秒 左滾角轉達 9.2 度	FDR
2008:26	PM 再次呼叫：「right wing down」	CVR
2008:27	該機由「地面」模式轉換至「空中」模式約 1.25 秒	FDR
2008:27- 2008:30	該機方向舵操作由左 1.5 度增加至左 15.8 度，同時向右偏航角（Yaw）由 57.7 度增加至 61.9 度	FDR
2008:28	1 號發動機 N1 轉速值達到最大值 70.2%，而 2 號、3 號及 4 號發動機 N1 轉速值分別為 37.1%、36.9%及 37.1%	FDR
2008:29	控制盤向右之操作位置達最大值 67.8 度	FDR
2008:30	該機姿態為俯仰角 1.4 度及右滾轉角（坡度）9.2 度 1 號油門手柄收至慢車位置，2 號、3 號及 4 號反推力手柄提起至最大反推力位置 PM 呼叫：「right wing down」	CVR, FDR
2008:30	臺北塔臺機場管制席及機場監控席皆目視事故機落地，表示該機於主輪觸地時姿態不穩、左右搖晃且可能重飛。不久該機後方疑似出現火花，當下便驚呼「有火花」，隨後該機姿態回穩並脫離跑道。	管制員證詞
2008:31	該機穩定於跑道上，減速板手柄朝向「展開（UP）」位置移動，1 秒後減速板完全展開	FDR
2008:34	自動煞車系統啟動	FDR
2008:35	PM 呼叫：「right wing down there we go」	CVR
2008:37	PM 呼叫：「reversers are normal」	CVR
2008:40	ACM 呼叫：「no reverse number one」 1 號反推力手柄提起至反推力慢車位置	CVR, FDR
2008:41	1 號反推力手柄提起至最大反推力位置	FDR
2008:47	PF 呼叫：「brakes」 煞車踏板被踩下	CVR, FDR
2009:21	臺北塔臺機場管制席指示事故航機聯絡地面管制席	航管錄音抄件

時間	事件內容	資料來源
2009:48	ACM 呼叫 EICAS 訊息「engine four reverse」	CVR
2009:58	該機脫離 05L 跑道	FDR
2012:00	BR6032 通知臺北塔臺該機正脫離跑道，並通報跑道上 有飛機零件	航管錄音抄件
2012:17	BR076 聯絡臺北塔臺，申請 05L 跑道 ILS 進場，管制員 指示該機繼續進場	航管錄音抄件
2012:22	臺北塔臺通知桃園機場航務處 BR6032 落地後通報跑道 上可能有疑似航空器殘骸，因此暫停跑道起降作業	平面通訊錄音 抄件
2012:30	臺北塔臺機場管制席指示 BR6032 聯絡地面管制席	航管錄音抄件
2012:57	臺北塔臺指示 BR076 中止進場，因 05L 跑道上可能有外 物	航管錄音抄件
2019	桃園機場航務處檢查 05L 跑道	臺北塔臺工作 紀錄
2020:59	事故航機飛航組員通知臺北塔臺機場管制席，表示落地 期間發生嚴重的發動機外罩觸地事件，需進行跑道檢查	CVR, 航管錄 音抄件

第 2 章 分析

2.1 概述

事故航班飛航組員證照與資格符合美國聯邦法規要求。無證據顯示飛航組員於事故期間之操作表現，受到身體狀況、疲勞、酒精或藥物之影響。

事故航機具備適當適航證照，且飛航操控系統無異常之登錄。事故航機於本次事故飛航期間之載重與平衡均位於限制範圍內。落地時剩餘油量足供該機進行多次進場或轉降至備降機場。

本分析涵蓋飛航操作及塔臺管制作業兩個部分。

2.2 飛航操作

本章節首先檢視事故發生期間之天氣狀況，並分析飛航組員於第 1 次及第 2 次進場期間執行重飛之決策。其次，分析第 3 次進場至主輪觸地期間之進場條件。最後探討事故發生階段，即落地及滾行期間飛航組員之操作，以及造成此次事故之相關因素組合。

2.2.1 天氣狀況

本次事故航班預計抵達時間前後，桃園機場之天氣狀況受「楊柳」颱風影響，出現顯著側風及陣風；惟能見度良好（大於 10 公里），且無降水。

表 2.2-1 彙整飛航組員於 3 次進場期間所獲知之風況及相應計算之側風分量。依據 UPS 航空 B747 型機飛機操作手冊（Aircraft Operating Manual, 以下簡稱 AOM），手動操作起飛及落地之最大側風分量限制為 30 浬/時。考量桃園機場當時天氣狀況變化，飛航組員決定於最後進場期間，在較低高度時向航管單位詢問更新風況資訊，以取得最新之跑道風況。

表 2.2-1 3 次進場之風況及相應計算之側風分量

時間	來源	風向 (°)	風速 ¹ (哩/時)	側風分量 ² (哩/時)	符合限制
第 1 次進場					
1916	臺北塔臺	100	21G45	15G32	否
1919	臺北塔臺	090	29G45	17G26	是
第 2 次進場					
1931	ATIS S	090	28G39	17G23	是
1932	臺北塔臺	090	30G39	18G23	是
1934	臺北塔臺	100	29G43	21G31	否
第 3 次進場					
1948	臺北近場臺	100	21G36	15G26	是
2001	ATIS T	100	23G36	17G26	是
2003	臺北塔臺	090	26G38	15G22	是
2005	臺北塔臺	090	28G38	17G22	是
註： 1. 風速及側風分量均四捨五入至最接近之整數。 2. 側風分量係以桃園機場 05L 跑道之磁方位 054 度計算。					

2.2.2 第 1 次及第 2 次重飛決策

1919 時，第 1 次進場期間，該機通過無線電高度 682 呎時，飛航組員獲知 05L 跑道之風況為風向 090 度、風速 29 哩/時、陣風 45 哩/時。該風況所產生之最大右側風分量為 26 哩/時，仍在最大側風分量限制範圍內。然而，當該機下降通過無線電高度 370 呎時，飛航組員注意到風速增加，遂執行重飛。

1934 時，第 2 次進場期間，該機下降通過無線電高度 527 呎時，飛航組員獲知 05L 跑道之風況為風向 100 度、風速 29 哩/時、陣風 43 哩/時。該風況所產生之右側風分量為 31 哩/時，超過最大側風分量限制，飛航組員隨即執行第 2 次重飛。

除上述情況外，兩次進場均無其他異常，且均依照 UPS 航空之標準作業程序執行。

2.2.3 第 3 次進場

依據 CVR 資料，飛航組員於第 3 次進場期間分別於 1954:14 時及 1954:20 時完成下降及進場檢查表。該次進場參考速度 (V_{REF}) 為 157 浬/時²⁷，自動煞車設定為「3」。第 3 次進場期間，飛航組員所獲知之風況均維持於手動操作落地之 30 浬/時最大側風分量限制範圍內 (詳表 2.2-1)。雖然飛航組員曾考慮執行自動落地，惟當時風況已超過 AOM 所規定自動落地操作之 25 浬/時頂風及側風限制。因此，飛航組員決定繼續採用手動操作落地。

V_{APP} (進場速度) 係依據 B747 飛航組員訓練手冊 (Flight Crew Training Manual, 以下簡稱 FCTM) 所提供之指引決定。當依手動操作落地之要求於落地前解除自動油門時，FCTM 建議 V_{APP} 之計算方式為：於 V_{REF} 加上二分之一穩定順風分量，以及陣風相對於穩定風速之全部增加量。 V_{APP} 之最低值為 V_{REF} 加 5 浬/時；考量風況調整時，其最大值不應超過 V_{REF} 加 20 浬/時。依據當時所獲得之風況計算，第 3 次進場之 V_{APP} 為 177 浬/時。

依據 CVR 及 FDR 資料，該機處於落地構型，襟翼設定為「25」，並於 2004:45 時下降通過氣壓高度 3,105 呎時完成落地檢查表。2005:50 時，飛航組員獲知最新風況資訊，風向 090 度、風速 28 浬/時、陣風 38 浬/時，所產生之右側風分量为 22 浬/時。

當該機下降通過距著陸點高度 (Height Above Touchdown, 以下簡稱 HAT)²⁸ 1,000 呎時，航機距跑道頭 3.16 浬，空速 179 浬/時，下降率為每分鐘 880 呎，PM 呼叫：「one thousand feet stable sinks eight hundred」。通過 HAT 500 呎時，空速為 173 浬/時，PM 呼叫：「five hundred feet stable sinks eight hundred」。於最後進場期間，空速及下降率均維持於 UPS 航空航務手冊 (Flight Operations Manual, 以下簡稱 FOM) 所規定之容許範圍內，且航

²⁷ 依據預估落地重量 698,000 磅及襟翼設定「25」之條件計算而得。

²⁸ 依據民航局發布之電子飛航指南 (Electronic Aeronautical Information Publication, eAIP)，桃園機場 05L 跑道之著陸點標高為 74 呎。

機持續保持於適當下滑道上。

綜上所述，於第 3 次進場期間，飛航組員已依該公司之穩定進場標準²⁹建立並維持穩定進場。

2.2.4 落地

CVR 及 FDR 資料顯示，PF 於無線電高度 426 呎時解除自動駕駛，並於無線電高度 185 呎時解除自動油門。

由於當時存在側風，該機進場期間採右蟹行角飛行，藉以維持於跑道延長中心線上。PF 於平飄仰轉 (Flare) 期間開始執行修正蟹行角 (Decrab) 操作，符合 FCTM 所建議之操作技術。約於無線電高度 40 呎時，PF 開始平飄仰轉操作，增加仰角以降低下降率。4 具油門手柄約於無線電高度 25 呎時開始收回，並於約無線電高度 15 呎時收至慢車位置。約於無線電高度 20 呎時，PF 施加左方向舵操縱以修正航機蟹行角，同時施加上風邊(右側)副翼操縱，使機翼保持水平並維持橫向操控。

該機主輪約於距離跑道頭約 1,405 呎處觸地，俯仰角為上仰 1.1 度、航向 58.4 度、滾轉角(坡度)為左翼下傾 2.5 度。左翼主輪首先觸地，隨後其餘 3 具主輪於 0.5 秒內相繼觸地。紀錄之最大垂直加速度為 1.2 g's。依據紀錄資料，該次落地之平飄仰轉與主輪觸地操作均屬正常。

²⁹ 依據 UPS 航空航務手冊 (FOM)，該公司穩定進場標準如下：

1000 呎 HAT:

航機處於落地構型，且已完成落地檢查表；空速維持於 V_{APP} 加 20 浬/時至減 5 浬/時之範圍內；下降率為每分鐘 1,000 呎以下*；航機維持於可確保於著陸區 (Touchdown Zone, TDZ) 內落地之垂直飛行軌跡。

500 呎 HAT:

空速維持於 V_{APP} 加減 5 浬/時之範圍內；發動機推力已穩定於可維持目標速度之程度。

200 呎 HAT:

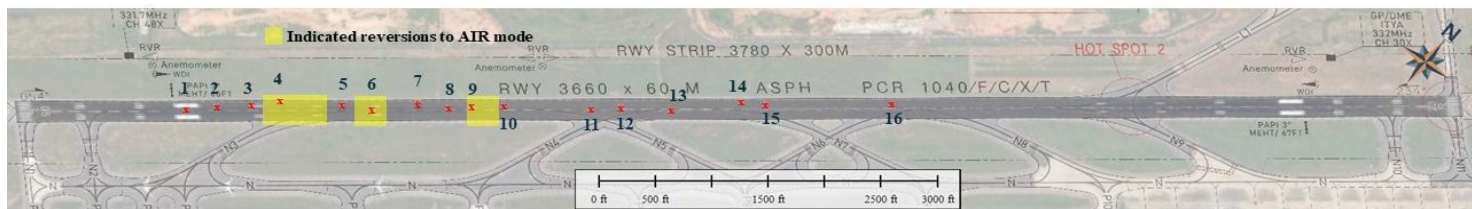
航機已對準跑道之橫向範圍。

註:

*因陡峭下滑道、較高總重量或航機系統非正常構型等進場條件，而需要較高空速/地速時，下降率最高每分鐘 1,200 呎可能屬可接受範圍。此事項應於進場提示時進行討論。

2.2.5 落地滾行

該機於 2008:21 時於 05L 跑道落地，自落地至 2008:30 時發生 4 號發動機外罩觸地期間，落地滾行階段發生一連串事件。以下各節將針對上述事件進行詳細分析。圖 2.2-1 概述落地滾行期間之事件經過，圖 2.2-2 顯示部分由 FDR 記錄之參數，包括航機速度及姿態、飛航組員操縱輸入，以及發動機與減速裝置之狀態。



No.	hh:mm:ss	FDR read-out	CVR transcripts
1	2008:21	- Occurrence aircraft touched down on runway 05L - Speedbrake lever began moving toward "UP"; speedbrakes began to extend (auto extension)	
2	2008:22	- No. 1 forward thrust lever advanced out of idle - Speedbrake lever moved back toward "DOWN"; speedbrakes retracted after 1 second (auto retraction)	CAM-2: speedbrakes up keep right wing down right wing down
3	2008:23	- No. 1 forward thrust lever reached approximately 57° TRA - No. 2-4 reverse thrust levers raised to idle reverse; No. 1 remained stowed	
4	2008:24	Aircraft reached 9.2° left-wing-down attitude	
5	2008:26		CAM-2: right wing down
6	2008:27		
7	2008:28	No. 1 engine N1 reached 70.2%; No. 2-4 at 37.1%, 36.9%, and 37.1%	
8	2008:29	PF applied maximum 67.8° right control wheel input	
9	2008:30	- Aircraft reached 9.2° right-wing-down attitude with 1.4° nose-up pitch; No. 4 engine nacelle struck runway - No. 2-4 thrust reversers deployed - No. 2-4 reverse thrust levers raised to maximum reverse - No. 1 forward thrust lever retarded to idle	CAM-2: right wing down
10	2008:31	- Aircraft settled on the runway - Speedbrake lever moved toward "UP"; speedbrakes fully extended after 1 second (backup auto extension)	
11	2008:34	Autobrake system activated	
12	2008:35		CAM-2: right wing down there we go
13	2008:37		CAM-2: reversers are normal
14	2008:40	No. 1 reverse thrust lever raised to idle reverse	CAM-3: got that no reverse number one
15	2008:41	No. 1 reverse thrust lever raised to maximum reverse	
16	2008:47	PF applied manual braking	CAM-1: brakes

Note: CAM-1: Voice identified as left seat pilot; CAM-2: Voice identified as right seat pilot; CAM-3: Voice identified as observer seat crew

圖 2.2-1 落地滾行期間之事件經過與 FDR/CVR 資料

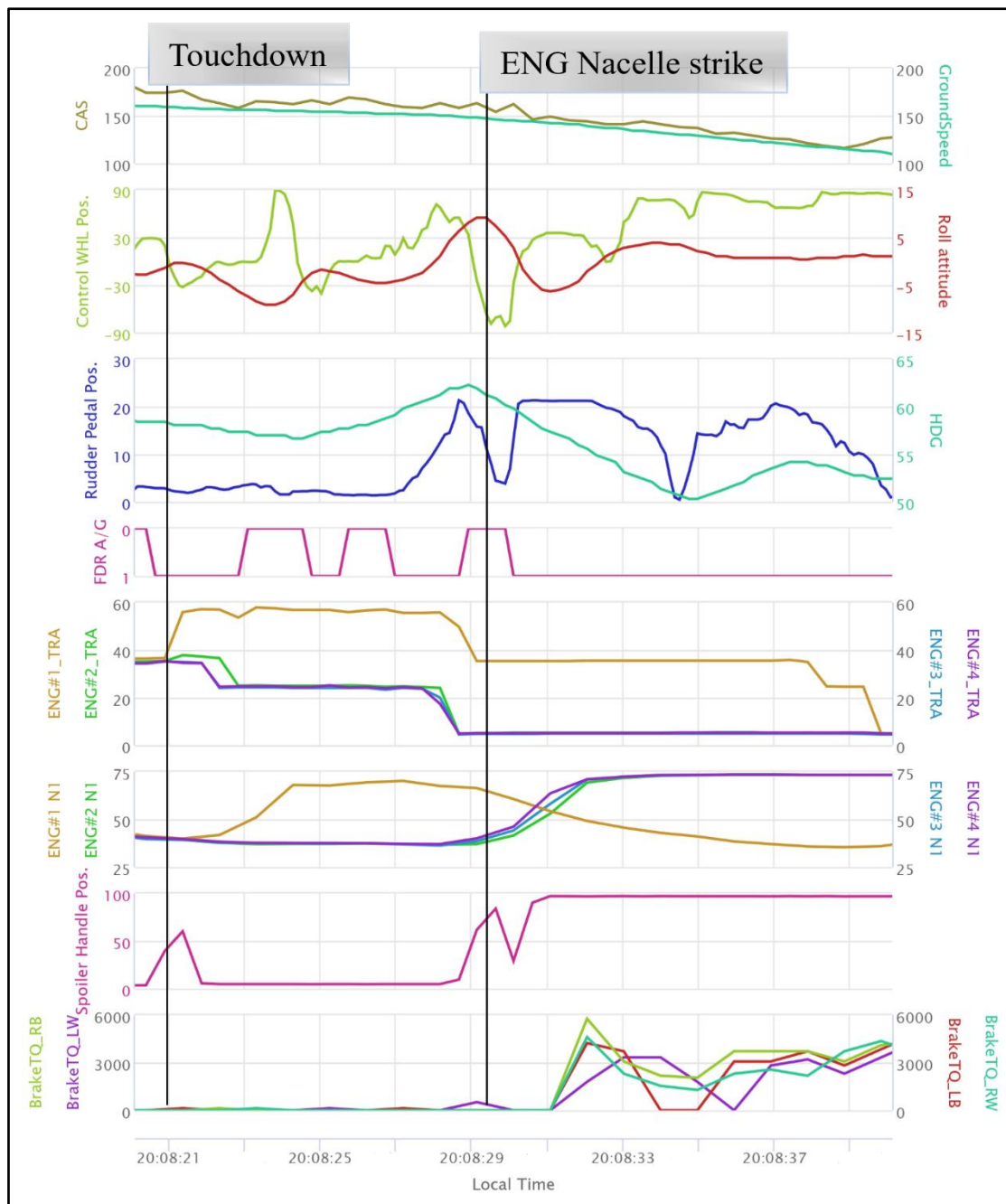


圖 2.2-2 落地滾行期間之部分 FDR 記錄參數

2.2.5.1 1 號油門手柄之前推

依據 FDR 資料，該機主輪觸地後 1 秒，1 號油門手柄被向前推至 TRA 約 57 度，相當於 TLA 由 0 度（慢車）增加至慢車以上 22 度，導致 1 號發動機推力增加。由於渦輪扇葉發動機存在反應延遲，1 號發動機之 N1 轉速指示值於該機主輪觸地後約 7 秒達到 70.2%之峰值。

然而，飛航組員並未察覺此一油門手柄向前推之操作。依據 PF 陳述：「……當我將手從反推力手柄移開，以回應 ACM 呼叫『1 號無反推』時，我也沒有察覺自己無意間將 1 號油門手柄向前推」。此陳述顯示，該油門手柄向前推係非故意之操作，且 PF 並不清楚實際發生之時間點。

2.2.5.2 減速裝置之使用

B747 型機配備多種減速裝置，包括減速板（地面擾流板）、機輪煞車及反推力器，以利航機落地後減低速度，並達到預期之落地距離。本節說明各系統之功能，並分析其於落地滾行期間之操作情形。

減速板

減速板之設計目的係於航機落地後破壞機翼上方氣流，藉以降低氣動升力。升力降低後，可增加起落架所承受之負載，並提升落地滾行期間機輪煞車之效能。依據 B747 型機減速板之系統邏輯，當主輪觸地時，若減速板手柄設定於預動（Armed）位置，且 1 號及 3 號油門手柄均位於慢車位置，則減速板手柄將被自動驅動朝向「展開（UP）」位置。若減速板手柄未設定於預動位置，只要航機位於地面，且 1 號及 3 號油門手柄均位於慢車位置，同時 2 號或 4 號反推力手柄其中之一被提起至反推力慢車位置，系統將提供失效防護備援，自動將減速板手柄驅動朝向展開位置。

本次事故中，減速板手柄於主輪觸地時開始朝向展開位置移動，減速板亦開始展開。然而，主輪觸地後約 1 秒，1 號油門手柄被向前推離慢車位置，觸發自動收回邏輯。因此，減速板手柄尚未到達展開位置即被驅動朝向「收回（DOWN）」位置移動，減速板並於主輪觸地後約 2 秒收回。在此期間，減速板持續維持收回狀態，直至 PF 將 1 號油門手柄收回至慢車位置；同時，其餘 3 個反推力手柄均被提起至超過反推力慢車位置，當該機於 2008:31 時穩定於跑道上時，觸發減速板失效防護自動展開功能。

機輪煞車

機輪煞車藉由制動煞車組件降低機輪轉速，將動能轉換為熱能，藉以

產生減速效果。機輪轉速降低會形成受控制之輪胎滑移 (Controlled Tire Slip)，使主起落架輪胎與跑道表面間產生有效摩擦，進而產生使航機減速所需之作用力。煞車效能取決於機輪所承受之負載，以及輪胎與跑道表面間之摩擦係數。運輸類航空器之自動煞車系統於主輪觸地後施加預先選定之機輪煞車力，以維持穩定之減速度，直至飛航組員施加人工煞車。

依據 B747 型機自動煞車邏輯，啟動條件包括所有油門手柄均位於慢車位置、主輪接觸地面以及機輪開始旋轉。系統啟動後，任一油門手柄前推均會使自動煞車系統解除設定。

事故航班於 2008:21 時主輪初次觸地後，該機空中/地面感測系統共 3 次短暫回復至「空中」模式。而每次短暫回復至「地面」模式之時間均不足以使系統偵測到機輪開始旋轉。因此，自動煞車未啟動，並持續維持於預動狀態，直至該機主輪第 4 次接觸跑道並最終穩定於跑道上。

發動機外罩處地發生於 2008:30 時，此時 1 號油門手柄已收回至慢車位置；1 秒後，該機於 2008:31 時穩定於跑道上。自動煞車於 2008:34 時啟動，並持續作動至 2008:47 時當 PF 施加人工煞車為止。

反推力器

反推力器藉由將發動機排氣導向前方，以於落地滾行期間提供減速作用，且在較高空速時最為有效。UPS 航空 AOM 規定，主輪觸地後，應立即將所有反推力手柄向上拉至互鎖位置（反推力慢車），並持續保持於該位置，直至互鎖釋放（表示反推力器已展開）。

事故航機於 2008:21 時主輪觸地，2 號、3 號及 4 號反推力手柄於觸地後約 2 秒拉至互鎖位置。然而，1 號反推力手柄因 1 號油門手柄已前推至超過慢車位置，而維持於最下方之收妥 (Stowed) 位置，且受系統邏輯限制而無法拉起。

2008:30 時，於發動機外罩觸地發生時，PF 將 2 號、3 號及 4 號反推力手柄拉至最大反推力位置，並將 1 號油門手柄收回至慢車位置。然而，1 號

反推力手柄仍維持於最下方之收妥位置，直至 2008:40 時，ACM 呼叫「1 號無反推」，隨後 PF 於約 1 秒後將 1 號反推力手柄拉至最大反推力位置。

AOM 另包含以下警告：

反推力手柄移動後，必須完成全停落地。若任一發動機持續處於反推狀態，則無法進行安全飛航。

因此，當反推力手柄被拉起時，事故航機必須執行落地，重飛已不再是可行選項。

2.2.5.3 落地距離

依據 AOM，在襟翼設定為「25」、乾跑道及本次事故航班之條件下³⁰，正常構型落地使用自動煞車「3」之修正後落地距離（Factored Landing Distance）為 10,551 呎，未超過我國電子飛航指南所公布之桃園機場 05L 跑道可用落地距離 12,008 呎。若採最大人工煞車，相應之修正後落地距離為 5,924 呎。上述落地距離計算均依 AOM 規定納入 15% 之安全裕度。

FDR 資料顯示，該機主輪於距跑道頭約 1,405 呎處觸地，約位於著陸區中央。除 2 號、3 號及 4 號反推力器外，1 號油門手柄前推，導致減速裝置延遲作動，減速板於該機主輪觸地後約 11 秒展開，1 號反推力器則於主輪觸地後 21 秒展開。自動煞車系統於主輪初次觸地後 13 秒啟動，此時該機距跑道頭 4,520 呎。13 秒後，PF 開始施加人工煞車，此時航機距跑道頭 7,217 呎，地速為 92 浬/時。此後航機持續減速並於距跑道頭 8,664 呎之 N9 快速出口滑行道脫離跑道（塔臺指示該機須經 N8 或其後之滑行道脫離跑道），過程中未再發生其他異常事件。

2.2.5.4 減速裝置之監控

監控及使用標準呼叫對於維持駕駛艙內共同狀況警覺（Shared

³⁰ 計算時採用之條件包括：落地重量 691,689 磅，並依該重量進行修正；無高度修正；以 22 浬/時頂風進行風速修正；以攝氏 31 度進行溫度修正；進場速度則以高於 V_{REF30} 24 浬/時進行修正（依 AOM 性能表， V_{APP} 為 177 浬/時， V_{REF30} 為 153 浬/時）；反推力則以使用 2 具反推力器進行修正。

Situational Awareness) 至關重要，除可協助飛航組員交叉確認航機構型及系統狀態外，亦有助於及時辨識異常狀況。依據 AOM，落地期間之任務分工及標準呼叫規定於第 03 章「正常程序 (NORMAL)」第 03.15.01.12 節，其內容如表 2.2-2 所示：

表 2.2-2 落地期間飛航組員之任務分工及標準呼叫

03.15.01.02 LANDING PROCEDURE

PILOT FLYING	PILOT MONITORING
Disconnect autothrottles no later than 100 feet HAT unless conducting an autoland.	
Verify the thrust levers are closed. Verify the SPEEDBRAKE lever is UP.	Verify the SPEEDBRAKE lever is UP. Call "SPEEDBRAKES UP." If speedbrake lever is not UP, call "SPEEDBRAKES NOT UP."
NOTE: If SPEEDBRAKE lever does not move to UP position after reverse thrust is selected, the SPEEDBRAKE lever must be manually moved to UP immediately.	
Monitor the rollout progress.	
Verify correct autobrake operation. If autobrake system disarms, call: "MANUAL BRAKING."	
WARNING: AFTER THE REVERSE THRUST LEVERS ARE MOVED, A FULL STOP LANDING MUST BE MADE. IF AN ENGINE STAYS IN REVERSE, SAFE FLIGHT IS NOT POSSIBLE.	
Immediately upon main gear touchdown, raise all reverse thrust levers to the interlocks and hold light pressure until the interlocks release. Apply reverse thrust as needed. NOTE: Idle reverse thrust is preferred unless conditions dictate otherwise.	Verify the forward thrust levers are closed. When all REV indications are green, call "REVERSERS NORMAL." If there is no REV indication(s) or the indication(s) stays amber, call "NO REVERSER(S) ENGINE NUMBER ____" or "NO REVERSERS."
By 60 knots, start movement of the reverse thrust levers to be at the reverse idle detent before taxi speed.	Call "60 KNOTS."
After the engines are at reverse idle, move the reverse thrust levers full down.	
Before taxi speed, disarm the autobrakes. Use manual braking as needed.	
If F/O is PF, the Captain will initiate a positive transfer of control, saying "I HAVE THE AIRCRAFT." The F/O will respond "YOU HAVE THE AIRCRAFT," and will leave the aircraft configuration unchanged when relinquishing control.	
Before turning off the runway, disconnect the autopilot.	

依據該程序，PF 及 PM 均須確認減速板手柄位於「展開 (UP)」位置，PM 並應視情況呼叫「SPEEDBRAKES UP」或「SPEEDBRAKES NOT UP」。

本次事故航班中，該機主輪觸地時減速板手柄開始朝向「展開 (UP)」位置移動；然而，約於觸地後 1 秒，因 1 號油門手柄前推，減速板手柄尚

未到達「展開 (UP)」位置，隨即朝向「收回 (DOWN)」位置移動。約於同一時間，PM 呼叫：「……speedbrakes up, keep right wing down, right wing down」。此情形顯示，雖然 PM 可能察覺減速板手柄之移動，惟未能確認其最終位置；且當時 PM 之注意力可能已轉向駕駛艙外。

此外，依據該程序，PM 須確認油門手柄均已收回至慢車位置，再依反推力器指示情形作出適當呼叫。本次事故航班中，相關呼叫延遲至反推力手柄拉起約 14 秒後才執行，PM 呼叫「reversers are normal」，約 3 秒後，ACM 呼叫「no reverse number one」。

至於自動煞車，AOM 規定 PF 及 PM 均須確認系統正常作動；若系統解除設定，則應呼叫「manual braking」。本次事故航班中，由於該機於主輪初次觸地後約 10 秒才完全穩定於跑道上，因此自動煞車於其後才啟動。自動煞車啟動約 13 秒後，PF 呼叫「brakes」並踩下煞車踏板，轉換為人工煞車。

FDR 及 CVR 資料顯示，該機於落地滾行期間呈現向左滾轉之趨勢，PM 並多次呼叫「right wing down」。上述情形顯示，當時之側風條件及所造成之航機姿態，須飛航組員投入較多注意力於航機操縱。因此，飛航組員之注意力轉向駕駛艙外，降低其於作出相關呼叫前有效監控及確認駕駛艙指示之機會。此情形造成減速板呼叫過早，以及落地滾行期間反推力器呼叫之延遲。

儘管減速裝置之展開及作動有所延遲，因而縮減了事故航機落地滾行期間之煞停餘裕，該機仍如前所述，於抵達 N9 滑行道交叉口前減速至可脫離跑道之速度，並依塔臺指示於該處脫離跑道。

2.2.6 造成 4 號發動機外罩觸地之相關因素組合

落地時之風況，加上減速板自動收回後航機仍維持較高之殘餘升力、減速裝置延遲展開，以及後續產生之不對稱推力，使該機於落地滾行期間之操縱複雜度增加。本節將分析上述因素如何相互作用並引致此次事故。

風況

表 2.2-3 呈現 AWOS³¹於該機落地（2008:21）至發動機外罩觸及道面（2008:30）期間所記錄之瞬時風況。該表顯示 05L 跑道頭附近，以及 05L/23R 跑道中段之風況；後者涵蓋自該機落地點至發動機外罩觸地位置之跑道範圍。

表 2.2-3 該機落地至發動機外罩觸地期間之 AWOS 瞬時風況

時間	AWOS 05L		AWOS 05L/23R	
	風向 (°)	風速 (哩/時)	風向 (°)	風速 (哩/時)
2008:21	87	30.3	105	33.4
2008:22	87	30.3	104	31.9
2008:23	83	29.9	104	30.3
2008:24	79	29.4	104	28.8
2008:25	76	29	104	28.8
2008:26	76	29	104	27
2008:27	76	29	104	25.1
2008:28	76	29	104	23.3
2008:29	76	29	104	23.3
2008:30	76	29	104	23.3

雖然 AWOS 未能直接觀測到航機落地時所遭遇之惡劣風況，但 FDR 資料顯示，該機於落地滾行期間曾多次出現地速降低而空速增加之情形（詳見圖 2.2-3），顯示該機可能受到陣風影響。此風況，加上減速板延遲展開所造成之較高殘餘升力，可能導致該機空中/地面感測系統於主輪觸地後 3 度由「地面」模式回復至「空中」模式，並與右側機翼上揚趨勢有關。

³¹ AWOS 之風向風速計位置，詳見圖 1.7-2。

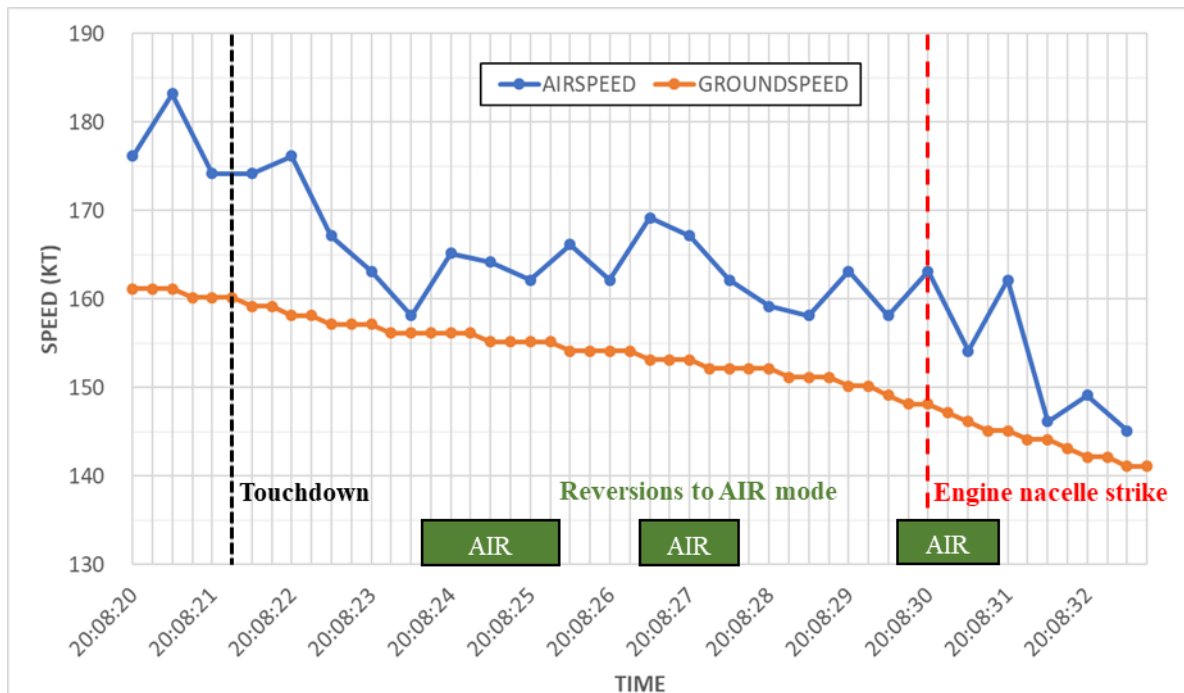


圖 2.2-3 落地滾行期間之空速與地速

不對稱推力狀態

1 號油門手柄被無意間向前推，導致該機產生不對稱推力狀態。當 1 號發動機產生向前推力，而 2 號、3 號及 4 號發動機處於反推力狀態時，該機不對稱推力情形進一步加劇。此狀態可能使航機產生偏航及滾轉力矩，於本次事故中，航機因此向右偏航並向右滾轉，進而增加飛航組員之操縱負荷，並降低方向控制裕度。於落地滾行期間，飛航組員需增加操縱量，以抵銷不對稱推力狀態並維持航機方向控制。

航機操縱複雜度增加

此外，FDR 資料顯示，自該機落地至發動機外罩觸地期間，鼻輪尚未與跑道接觸，推測與航機仍維持較高之殘餘升力有關。不對稱推力與鼻輪未接觸跑道之綜合作用，進一步降低該機方向控制能力，使其較易受到強勁右側風影響。此情形於發動機外罩觸地前 3 秒期間尤為明顯，FDR 資料顯示，PF 逐漸增加左方向舵操縱量，由左 1.5 度增加至左 15.8 度，惟該機航向仍持續向右偏航，由 57.7 度增加至 61.9 度。

此評估結果與 PF 所述，其當時主要注意力集中於維持航機方向控制之情形一致。儘管處於上述條件下，因 PF 之方向舵操縱量隨時間增加，使得該機仍維持於跑道中心線附近，偏離幅度甚小。

另一方面，FDR 資料顯示，該機於落地滾行期間曾數次向左滾轉，可能與強勁右側風有關。此一不正常之航機姿態使飛航組員之注意力轉向駕駛艙外。此情形呼應 CVR 資料中 PM 曾多次呼叫「下壓右翼 (right wing down)」，並與 PM 訪談紀錄之陳述一致。

該機於主輪觸地後約 3 秒向左滾轉，最大達到 9.2 度之左坡度姿態，超過 FCTM 所規定之 B747-8 型機觸地角度限制 (Ground Contact Angle Limits)。然而，由於該機當時處於「空中」模式，且發動機與道面仍有足夠隔離，因此未造成發動機觸地。主輪觸地後約 5 至 6 秒，該機再次開始向左滾轉，PF 遂施加控制盤向右操縱修正。在此期間，航機同時開始向右偏航，並回復至「空中」模式。PF 持續以較大之控制盤向右操縱控制航機，最大值達 67.8 度。其後，該機持續向右滾轉，達到 9.2 度之右坡度姿態，再次超過 B747-8 型機觸地角度限制³²，4 號發動機外罩約於主輪觸地後 9 秒，於 2008:30 時觸及道面。

綜上所述，本次事故係不利之氣象條件、無意間之油門手柄操作，以及落地滾行期間減速裝置系統邏輯等因素複雜交互作用之結果。該機主輪觸地後約 1 秒，1 號油門手柄被無意間向前推離慢車位置，觸發減速板收回，使該機維持較高之殘餘升力。在當時強勁側風條件下，較高之殘餘升力使該機於落地滾行期間多次回復至「空中」模式，並延遲減速裝置之有效作動。加上前述 1 號油門手柄被向前推造成之不對稱推力狀態，進一步不利於方向及橫向操縱。隨著該機於落地滾行期間反覆出現滾轉趨勢，即使 PF 持續增加修正操縱量，維持該機橫向穩定仍愈趨困難，最終形成右翼向下 9.2 度之過大坡度姿態，導致 4 號發動機外罩觸及跑道道面。

³² 於該機仰角 1.4 度情況下，當滾轉角（坡度）約達 7 度或以上時，外側發動機外罩即可能接觸道面。然而，在正常落地過程中，實際觸地角度可能因航機動態操縱及結構撓曲而有所差異。

2.3 塔臺管制作業

本章節首先探討管制員對於所見異常狀況之通知要求，以及臺北塔臺管制員對於事故航機發動機外罩觸地產生火花之應變作為。此外，進一步檢視團隊資源管理（Team Resource Management，以下簡稱 TRM）之原則、在塔臺環境中的作用，以及在處理所見異常情況時，未能有效落實 TRM 可能造成的潛在影響。

2.3.1 所見異常狀況通知

2008:30 時，臺北塔臺機場管制席與機場監控席目視事故航機於落地過程中呈現不正常姿態，且機體後方冒出火花。依據 ATMP 第 3-1-10 節及第 3-1-11 節規範（該內容與國際民航組織第 4444 號文件第 7.4.1.7 節大致相符），塔臺管制員於目視航空器有任何異常外形或狀況（如異常煙霧或本次事故所見之火花）時，應立即通知該航空器。

儘管已有跡象顯示事故航機可能發生異常跑道接觸或機械故障，臺北塔臺管制員於後續 2009:21 時進行無線電頻率轉換時，並未向該機通報所目視之火花現象。

與此同時，因駕駛艙內缺乏明確之指示訊息，事故飛航組員於該機停妥並下機執行落地後檢查時，始察覺受損情形，遂於 2020:59 時向臺北塔臺通報該機於落地時發生發動機外罩觸地，並請求巡檢跑道。

在收到此一通報前，事故航機於落地時因發動機外罩觸地所造成之碎片與脫落組件已散布於跑道上，並於 2011 時導致後續落地之另一架 B777 型貨機（航班編號 BR6032）遭受輕微損害。

塔臺機場管制席若能將所見異常狀況適時通知事故飛航組員，將有利於及早識別發動機外罩觸地可能性，並提升對跑道異物及其相關風險之共同狀況警覺，從而避免對後續起降航機造成損害。

2.3.2 團隊資源管理 (TRM)

塔臺作業環境屬團隊合作模式，各管制席位間必須共享狀況警覺。TRM 核心要素之一即為「機場監控席」之設置，尤其在高工作負荷或複雜天氣條件（如颱風過境）之運作環境下，為機場管制席提供了安全備援。

本次事故中，機場管制席與機場監控席均於 2008:30 時目視事故航機冒出火花。依據 TRM 原則，任何團隊成員於觀察到此類異常狀況時，通常應啟動「質疑與回應 (Challenge-and-Response)」程序。儘管兩人均目睹該情況，但並無事實顯示機場監控席曾提醒機場管制席採取 ATMP 第 3-1-10 節所規定之安全處置（包括通報事故飛航組員）。此情況顯示，所獲取之目視觀察結果並未有效轉化為相互支援或果斷溝通，以因應潛在之作業風險。

本頁空白

第 3 章 結論

本章依據調查期間所蒐集之事實資料及綜合分析，總結以下三類調查發現：「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」。

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，且常見於國際運輸事故調查組織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. 事故當時，桃園機場受「楊柳」颱風影響，致使事故航機落地使用之 05L 跑道出現顯著右側風分量之強風與陣風。(1.7, 2.2.1, 2.2.6)
2. 事故航機主輪觸地後 1 秒，1 號發動機油門手柄無意間被向前推離慢車位置，觸發減速板自動收回，致使該機於主輪觸地後仍保有較高之殘餘

升力。(1.11.2, 2.2.5.1, 2.2.5.2)

3. 受到較高殘餘升力與強勁右側風之共同影響，事故航機空中/地面感測系統三度由「地面」轉換回到「空中」模式，進而延遲了減速裝置之作動。其所導致之不穩定航機狀態，加上前述 1 號發動機油門手柄被向前推造成之不對稱推力與不穩定強風的持續影響，進一步增加了落地滾行期間之航機操控複雜度。(1.11.2, 2.2.5.2, 2.2.6)
4. 事故航機於落地滾行過程中，受強勁右側風影響，呈現多次向左滾轉之趨勢，為修正此一趨勢，操控駕駛員使用控制盤大幅度向右修正，後續事故航機一度呈現 9.2 度之右坡度姿態，超過波音 747-8 型機之觸地角度限制(Ground Contact Angle Limits)，導致 4 號發動機外罩觸地。(1.11.2, 1.12, 2.2.6)

3.2 與風險有關之調查發現

1. 減速板、1 號反推力器及主輪煞車之延遲作動，縮減了事故航機落地滾行期間之煞停餘裕。(1.11.2, 2.2.5.2, 2.2.5.3)
2. 事故航機落地滾行過程中，異常之航機姿態致使飛航組員將注意力轉移至駕駛艙外，進而降低對儀表之有效監控，除導致與減速裝置相關之呼叫出現過早或延遲之情形，亦降低組員之間對於異常航機構型之共同狀況警覺。(1.11.2, 1.18.1, 2.2.5.4)
3. 事故航機落地時因發動機外罩觸地，致使脫落之零組件散落於跑道表面，進而導致隨後落地之波音 777 型貨機主起落架 3 個輪胎及機腹複合材料面板受損。(1.4, 1.12.2, 2.3.1)
4. 塔臺機場管制席若能將所見異常狀況適時通知事故飛航組員，將有利於及早識別發動機外罩觸地可能性，並提升對跑道異物及其相關風險之共同狀況警覺，從而避免對後續起降航機造成損害。(1.18.2.2, 1.18.3, 2.3.1)
5. 塔臺機場管制席與機場監控席均觀察到事故航機冒出火花，然而未將此

異常狀況告知事故飛航組員，顯示未能有效應用團隊資源管理，因應潛在運作風險。(1.18.2.2, 1.18.3, 2.3.2)

3.3 其他調查發現

1. 事故航班飛航組員證照與資格符合美國聯邦法規要求。無證據顯示飛航組員於事故期間之操作表現，受到身體狀況、疲勞、酒精或藥物之影響。
(1.5, 2.1)
2. 事故航機具備適當適航證照，且飛航操控系統無異常之登錄。(1.6.2, 2.1)
3. 事故航機於本次事故飛航期間之載重與平衡均位於限制範圍內。落地時剩餘油量足供該機進行多次進場或轉降至備降機場。(1.6.3, 2.1)
4. 第 1 次及第 2 次進場過程中，飛航組員研判側風狀況超出該公司限制，隨即依標準作業程序執行重飛。(1.7, 1.18.1, 1.18.2.1, 2.2.1, 2.2.2)
5. 第 3 次進場過程中，飛航組員所接獲之風況符合該公司限制，且該次進場符合該公司穩定進場之規範。(1.7, 1.11.2, 1.18.2.1, 2.2.3)
6. 第 3 次進場落地，平飄仰轉及主輪初次觸地操作符合該公司所建議之側風落地技巧，且平飄仰轉與主輪觸地之操作均在正常限制範圍內。
(1.11.2, 1.18.2.1, 2.2.4)

本頁空白

第 4 章 運輸安全改善建議

4.1 運輸安全改善建議

致 優比速航空

優比速航空於本次事故後，已完成或正進行多項主動安全改善措施，詳如第 4.2.1 節所述。鑑於該等措施已因應調查所識別之安全議題，本調查報告未再向該公司提出安全改善建議。

致 交通部民用航空局

1. 加強塔臺管制員之飛航管理程序訓練，強調當觀察到航機有火花等視覺跡象，應立即告知飛航組員並評估跑道完整性³³。(TTSB-ASR-26-08-001)
2. 強化管制員之團隊資源管理，確保任何團隊成員於觀察到異常情況時，都能及時採取適當的安全措施³⁴。(TTSB-ASR-26-08-002)

4.2 已完成或進行之改善措施

4.2.1 優比速航空

1. 事故飛航組員於事故發生後隨即依 UPS 內部程序接受重新訓練。
2. 已修訂 2026 年 B747 飛航組員持續資格訓練 (Continuing Qualification, CQ)，納入 2 小時模擬機課程，內容著重於手動操作飛行、側風落地及一般性航機操控技能。
3. 該模擬機課程名稱為「飛行軌跡管理、特殊程序及操作訓練」。訓練重點包括每位飛航組員執行 10 個進場落地（其中至少 5 個為手動操作進場落地），內容著重於：
 - 側風分量最高達 30 浬/時之側風落地；

³³ 本項改善建議，係因應 3.2 與風險有關之調查發現第 4 項所提出。

³⁴ 本項改善建議，係因應 3.2 與風險有關之調查發現第 5 項所提出。

- 發動機外罩觸地角度演示；
- 一般手動操作飛行練習；以及
- 監控駕駛員技能。

4. 除 B747 模擬機訓練課程外，亦採取下列措施：

- 各機隊均比照 B747 機隊，納入強化落地情境意識訓練，預計於 2027 年度之持續資格訓練中全面實施。
- 定期檢視進階資格訓練計畫（Advanced Qualification Program, AQP）資料，並依所發現之事項、問題與趨勢，優化持續資格訓練（CQ）課程內容。
- 航務部門正與安全部門合作，共同研擬飛航操作品質保證（Flight Operational Quality Assurance, FOQA）系統監控觸發條件，藉以掌握落地過程油門手柄無意間被向前推之情形。

報告結束