



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 12 月 30 日

Elit'Avia Malta Limited 航空公司 EAU52P 班機

龐巴迪 BD-700-1A10 型機

國籍標誌及登記號碼 9H-OJP

於臺中國際機場落地時翼尖接觸跑道

報告編號：TTSB-AOR-21-01-001

報告日期：民國 111 年 3 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

2020 年 12 月 30 日，一架馬爾他共和國 Elit'Avia Malta Limited 航空公司 EAU52P 航班，龐巴迪 BD-700-1A10 (Global 6000) 型機，國籍標誌及登記號碼 9H-OJP，機上載有正駕駛員 1 人、副駕駛員 1 人、客艙組員 1 人，依儀器飛航規則，執行從韓國仁川國際機場 (RKSI) 空渡飛往中華民國臺灣臺中國際機場 (RCMQ)。臺中國際機場在事故航班飛行期間，受到強烈冷高壓系統的影響，天氣狀況為能見度良好，36 跑道有強陣風及明顯側風。航機落地前，飛航組員大量使用駕駛盤控制輸入以補償航機因陣風狀況引起之滾轉和俯仰方向的姿態擾動，造成左右機翼接觸跑道道面。航機左翼之前緣縫翼和副翼，右翼翼尖小翼、副翼和襟翼派龍整流罩損壞，機上無人員受傷。

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，國家運輸安全調查委員會(運安會)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：馬爾他航空事故調查局 (Maltese Bureau of Air Accident Investigation, BAAI)、加拿大運輸安全委員會 (Transportation Safety Board of Canada, TSB)、龐巴迪公司和 Elit'Avia Malta Limited 航空公司。

本事故「調查報告草案」英文版於 2021 年 7 月完成，依程序於同年 10 月 1 日經運安會第 31 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 2022 年 1 月 7 日經運安會第 34 次委員會議審議通過後，於同年 1 月 26 日發布英文版調查報告，3 月 11 日發布中文版調查報告。

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 10 項，無改善建議，如下所述。

調查發現

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

1. 臺中國際機場在事故航班飛航期間，受到強烈冷高壓系統的影響，天氣狀況為能見度良好，36 跑道有強陣風及明顯側風。
2. 航機在跑道上落地前 2 秒，飛航組員以顯著且快速的駕駛盤輸入，來補償由陣風狀況引起之航機在滾轉和俯仰方向的姿態擾動。在無線電高度 0 呎時，右翼向下的控制輸入導致航機姿態產生最大 6.76 度右翼向下之滾轉傾角，而仰角姿態為機頭向上 9.31 度。航機右側主起落架在向右滾轉的過程中重重的觸地，航機的右翼尖很可能是在此時接觸到跑道道面。
3. 在右側主起落架觸地回彈後，操控駕駛員試圖停止航機向右滾轉的運動，而輸入左翼向下的控制量，導致航機向左滾轉。航機左翼向下的最大滾轉傾角達到 9.4 度，加上 8.26 度的仰角姿態，造成航機的左側翼尖接觸跑道道面。
4. 在強風及陣風的天氣狀況；延遲解除自動駕駛，導致沒有充分的時間完全掌控航機的操控；由於頂風迅速減少且未能透過增加引擎推力來補償動能，加上操控駕駛員增加航機仰角的操作控制，致使空速急劇減少；以及飛航組員在帶平飄過程中，大量且快速的操控動作以對抗陣風對滾轉和仰角的干擾等複合因素，導致此次航機落地時翼尖接觸跑道之飛航事故。

與風險有關之調查發現

1. 自動駕駛在無線電高度 219 呎處解除，到航機到達 30 呎開始平飄準備落地時，操控駕駛員只有 16 秒鐘從自動飛行轉換到手動飛行，在強陣

風的條件下，可能無法提供操控駕駛員足夠的時間完全掌控航機之操控狀況。

2. 不同手冊中建議的進場參考速度（Vref）增量不一致之狀況，在執行速度計算時可能會造成混淆，並對在強風和陣風狀況下，進場和落地期間飛行操作的標準化產生不良影響。

其他調查發現

1. 事故航班飛航組員的證照與資格符合相關規定與要求。無證據顯示於事故航班中，存在足以影響飛航組員操作表現之醫療、疲勞、藥物或酒精等因素。
2. 事故航機之適航認證符合要求，在相關的技術文件中，未有飛航操作系統方面的問題。
3. 事故航班之載重與平衡均位於限制範圍內。
4. 飛航資料紀錄器（FDR）資料顯示，事故航班以自動駕駛執行之儀器降落系統（ILS）進場，符合該公司穩定進場之規範。

目錄

摘要報告.....	i
目錄.....	iv
表目錄.....	viii
圖目錄.....	x
英文縮寫對照簡表	xi
第 1 章事實資料.....	1
1.1 飛航經過.....	1
1.2 人員傷害.....	3
1.3 機體損傷.....	3
1.4 其他損傷.....	3
1.5 人員資料.....	3
1.5.1 飛航組員.....	3
1.5.1.1 正駕駛員.....	3
1.5.1.2 副駕駛員.....	5
1.5.2 飛航組員事故前 72 小時活動	7
1.5.2.1 正駕駛員.....	7
1.5.2.2 副駕駛員.....	7
1.6 航空器資料.....	8
1.6.1 航空器與發動機基本資料	8
1.6.2 航空器維護資訊	10
1.6.3 載重與平衡.....	10
1.7 天氣資料.....	12
1.8 助、導航設施.....	14
1.9 通信情況.....	14
1.10 機場.....	14
1.10.1 空測基本資料	14

1.10.2 跑道道面摩擦係數	15
1.11 飛航紀錄器.....	17
1.11.1 座艙語音紀錄器	17
1.11.2 飛航資料紀錄器	18
1.12 航空器殘骸及撞擊資料	22
1.12.1 現場量測.....	22
1.12.2 機體損傷.....	25
1.13 醫療與病理.....	31
1.14 火災.....	31
1.15 生還因素.....	31
1.16 測試與研究.....	31
1.17 組織與管理.....	31
1.18 其他資料.....	32
1.18.1 航機操作相關資訊	32
1.18.1.1 機長之權限、職務和責任	32
1.18.1.2 BD-700 最大展示側風分量	34
1.18.1.3 自動飛行系統	35
1.18.1.4 穩定進場.....	37
1.18.1.5 最後進場速度	38
1.18.1.6 標準呼叫.....	41
1.18.1.7 落地程序和技巧	43
1.18.1.8 側風落地技巧	46
1.18.1.9 翼尖離地間距	50
1.18.1.10 風切.....	50
1.18.2 訪談資料.....	52
1.18.2.1 正駕駛員.....	52
1.18.2.2 副駕駛員.....	53

1.18.3 事件序.....	55
第 2 章分析.....	57
2.1 概述.....	57
2.2 飛航操作.....	57
2.2.1 進場與落地.....	57
2.2.1.1 最後進場階段	58
2.2.1.2 落地.....	62
2.2.1.3 自動駕駛和自動油門之使用	65
2.2.2 最後進場速度	66
2.2.3 操控駕駛員任務指派	67
第 3 章結論.....	69
3.1 與可能肇因有關之調查發現	69
3.2 與風險有關之調查發現	70
3.3 其他調查發現.....	71
第 4 章 運輸安全改善建議	72
4.1 改善建議.....	72
4.2 安全改善措施.....	72
4.2.1 Elit'Avia Malta	72
4.2.1.1 Corrective Actions	72
4.2.1.2 Preventative Actions	73
4.2.2 Bombardier	78

本頁空白

表目錄

表 1.5-1	飛航組員基本資料.....	6
表 1.6-1	航空器基本資料表.....	9
表 1.6-2	發動機基本資料表.....	10
表 1.10-1	事故前最末次檢測結果，65 公里/時.....	16
表 1.10-2	事故前最末次檢測結果，95 公里/時.....	16
表 1.10-3	事故後首次檢測結果，65 公里/時.....	17
表 1.10-4	事故後首次檢測結果，95 公里/時.....	17
表 2.2-1	最後進場階段飛航組員的操作和航機狀態.....	60
表 2.2-2	落地階段飛航組員的操作和航機狀態.....	63

本頁空白

圖目錄

圖 1.6-1	BD-700 重心範圍.....	11
圖 1.7-1	AWOS 設置地點.....	13
圖 1.7-2	AWOS S 風向風速.....	13
圖 1.7-3	AWOS C 風向風速.....	14
圖 1.10-1	臺中清泉崗機場圖.....	15
圖 1.11-1	落地階段之飛航資料繪圖（自動駕駛解除後）.....	20
圖 1.11-2	落地階段之飛航資料繪圖（自無線電高度 50 呎以下）.....	21
圖 1.11-3	事故航班 FDR 紀錄飛航軌跡.....	21
圖 1.12-1	現場測繪與飛航資料紀錄器飛行軌跡套疊.....	23
圖 1.12-2	現場測繪區域放大圖.....	24
圖 1.12-3	第一道觸地痕跡（R1）.....	24
圖 1.12-4	第二至四道觸地痕跡（L1 至 L3）.....	25
圖 1.12-5	右機翼前緣縫翼.....	25
圖 1.12-6	翼尖小翼底部.....	26
圖 1.12-7	右機翼末端後緣.....	26
圖 1.12-8	右副翼.....	27
圖 1.12-9	右翼最外側派龍.....	28
圖 1.12-10	左前緣縫翼.....	28
圖 1.12-11	左翼尖端處底部後緣.....	29
圖 1.12-12	左翼尖小翼底部.....	29
圖 1.12-13	左側副翼.....	30
圖 1.12-14	左翼最外側派龍.....	30

英文縮寫對照簡表

ACAS	airborne collision avoidance system	空中防撞系統
AFM	airplane flight manual	航機飛航手冊
ATC	air traffic control	飛航管制
ATIS	automatic terminal information service	終端資料自動廣播服務
AP	autopilot	自動駕駛
ATPL	air transport pilot license	民航運輸駕駛員執照
AWOS	automated weather observation system	自動氣象觀測系統
CG	center of gravity	重心
CPL	commercial pilot license	商用駕駛員執照
CRJ	canadair regional jet	加拿大區域噴射機
CRM	crew resource management	組員資源管理
CVR	cockpit voice recorder	座艙語音紀錄器
FCOM	flight crew operating manual	飛航組員操作手冊
FDR	flight data recorder	飛航資料紀錄器
FDMP	flight data monitoring program	飛航資料監控計畫
FH	flight hour	飛行小時
FSTD	flight simulation training devices	飛航模擬訓練設備
GPS	global positioning system	全球衛星定位系統
ICAO	International Civil Aviation Organization	國際民用航空組織
IFR	instrument flight rules	儀器飛航規則
ILS	instrument landing system	儀器降落系統
MAC	mean aerodynamic chord	平均空氣動力弦長
METAR	aerodrome routine meteorological report	機場例行天氣報告
NOTAM	notice to airmen	飛航公告
PAPI	precision approach path indicator	精確進場滑降指示燈
PF	pilot flying	操控駕駛員
PFD	primary flight display	主要飛航顯示器
PM	pilot monitoring	監控駕駛員
RA	radio altitude	雷達高度

RESA	runway end safety area	跑到端安全區
ROPAT	recommended operational procedures and techniques	建議操作程序及技巧
SOP	standard operating procedure	標準作業程序
TCAS	traffic alert and collision avoidance system	空中交通警告與防撞系統
TLA	throttle lever angle	油門桿角度

本頁空白

第 1 章事實資料

1.1 飛航經過

2020 年 12 月 30 日，一架馬爾他共和國 Elit'Avia Malta Limited 航空公司（以下簡稱 Elit'Avia Malta）EAU52P 航班，龐巴迪 BD-700-1A10（Global 6000）型機，國籍標誌及登記號碼 9H-OJP，機上載有正駕駛員 1 人、副駕駛員 1 人、客艙組員 1 人，依儀器飛航規則（instrument flight rules, IFR），執行從韓國仁川國際機場（RKSI，以下簡稱仁川機場）空渡飛往中華民國臺灣臺中國際機場（RCMQ，以下簡稱臺中機場）。臺北當地時間 1038 時¹，航機於臺中機場落地，左右機翼接觸跑道道面。航機左翼之前緣縫翼和副翼，右翼翼尖小翼、副翼和襟翼派龍整流罩損壞，機上無人員受傷。

該次飛航任務正駕駛員坐於駕駛艙左座擔任監控駕駛員（pilot monitoring, PM），副駕駛員坐於駕駛艙右座擔任操控駕駛員（pilot flying, PF）。事故航班於 0809 時，自仁川機場起飛，預計中停臺中機場接載乘客並繼續飛往新加坡。事故航機抵達臺中機場時，位於蒙古的強烈冷高壓系統向南漂移，影響臺灣的天氣狀況。根據 1030 時臺中機場機場例行氣象報告（aerodrome routine meteorological report, METAR），天氣狀況為風向 030 度，風速 27 浬/時，最大陣風風速為 41 浬/時，能見度超過 10 公里。雲層分布²高度為 500 呎稀雲、1,500 呎疏雲、2,100 呎裂雲，溫度攝氏 14 度，露點攝氏 8 度，高度表撥定值（QNH）為 1020 毫巴。

根據飛航資料紀錄器（flight data recorder, FDR）、座艙語音紀錄器（cockpit voice recorder, CVR）和飛航組員訪談紀錄，該航班於起飛、爬升、巡航階段皆正常。初始巡航空層為 FL380³，最終巡航空層為 FL400。下降

¹ 除非特別註記，本報告所列時間皆為臺北時間（即世界標準時間(coordinated universal time, UTC) UTC+8 小時）。

² 為天空中雲所遮蔽之分量，以天球視面積 8 分量表示之，一個 okta 是一個天空面積單位，等於天體地平線可見的總天空的 8 分之 1。稀雲 = 1 到 2 oktas，疏雲 = 3 到 4 oktas，裂雲 = 5 到 7 oktas，密雲 = 8 oktas。機場例行氣象報告中之雲高為機場海拔至雲底進位至百呎之高度。

³ 飛航空層 FL380，等於 38,000 呎。

前，操控駕駛員在獲得最新的臺中機場終端資料自動廣播服務（automatic terminal information service, ATIS）資訊 L 後，進行進場提示。提示內容包括到達路徑和天氣情況。在進場過程中，正駕駛員建議操控駕駛員保持稍微高一點的空速，並在陣風的狀況下解除自動油門。根據飛機的重量，該航班進場參考速度（reference speed, Vref）為 127 浬/時，飛航組員將最後進場速度設定為 132 浬/時（Vref + 5 浬/時）。

事故航班在強陣風的天氣狀態下，使用臺中機場 36 跑道儀器降落系統（instrument landing system, ILS⁴）進場。FDR、CVR 和訪談資料顯示，事故航機在 1,000 呎無線電高度（radio altitude, RA）以下之進場階段為正常及穩定的。操控駕駛員於 1037:56 時，將自動駕駛解除，當時無線電高度為 219 呎；而自動油門控制系統則保持在啟用狀態。1038:05.4 時，航機無線電高度約為 70 呎，監控駕駛員呼叫「你低於下滑道（you are below glides）」，以提醒操控駕駛員航機位於正常下滑道下方。操控駕駛員回應「修正中（correcting）」，並將航機機頭仰角抬高約 1 度，以返回正常的下滑道。

1038:08 時，事故航機無線電高度為 50 呎，指示空速為 137 浬/時，仰角約 5.3 度，滾轉角度為向右坡度約 0.5 度，駕駛艙內自動呼叫「fifty（50 呎）」。一秒鐘後，油門拉柄被移至怠速位置。1038:11 時，航機通過 36 跑道頭，無線電高度為 34 呎，空速 123.75 浬/時，地速 89 浬/時，仰角 5.6 度，右坡度 2.4 度。1038:12 時，航機無線電高度為 24 呎，空速 125.5 浬/時，仰角約 6 度，自動呼叫「thirty（30 呎）」。1038:14 時，航機無線電高度 5.6 呎，自動呼叫「ten（10 呎）」，空速 113 浬/時，仰角增加到約 8.5 度。一秒鐘後，在 1038:15 時，航機以 113 浬/時的空速、10.2 度的仰角和 5.88 度的右坡度在 36 跑道上落地，駕駛盤（control wheel）位置大約為右翼向下⁵62 度，落

⁴ ILS 是標準的落地地面輔助設備，包括兩個定向無線電發射器：左右定位臺，提供水平面方向或橫向飛行路徑引導；下滑道，提供垂直面方向或垂直飛行路徑引導，通常為 3° 的傾斜角。沿途的測距設備（DME）或標記信標提供距離訊息。

⁵ 在 1038:14.75 時，航機即將著陸前的最大右翼向下之坡度為 6.76 度，仰角為 9.31 度。

地時垂直加速度為 2.12 g。

航機觸地後，在 1038:16 時，操控駕駛員將駕駛盤大量的向左打，駕駛盤位置從右翼向下 62 度，變為左翼向下 81 度，航機橫向滾轉角從最大向右坡度 6.76 度變為向左坡度 9.4 度，右起落架「air/ground」參數也由「地面 (ground)」模式變為「空中 (air)」模式。在 1038:17 時，自動油門控制系統解除，右起落架「air/ground」參數再次變為「地面 (ground)」模式。爾後航機開始減速，沒有進一步的事故發生。

飛航組員於落地後的機外檢查過程中，發現左右兩邊機翼之翼尖區域都有損壞之情形。

1.2 人員傷害

無人員受傷。

1.3 機體損傷

該機左機翼外側前緣縫翼外側、左副翼外側後緣、右翼尖小翼底部、右副翼外側後緣、右機翼末端後緣、右機翼襟翼外側派龍整流罩尾端、右機翼襟翼中間派龍整流罩尾端受損，詳見 1.12 節。

1.4 其他損傷

無。

1.5 人員資料

1.5.1 飛航組員

1.5.1.1 正駕駛員

正駕駛員為斯洛維尼亞籍，於 2018 年 5 月 16 日加入 Elit'Avia Malta，有 10 年龐巴迪加拿大區域噴射機 (canadair regional jet, CRJ) 之飛行經驗，

從 2017 年開始駕駛龐巴迪 BD-700 型機。事故發生時，正駕駛員的總飛行時間約為 6,143 小時，其中 BD-700 的飛行時間約為 1,710 小時。

正駕駛員持有斯洛維尼亞民航局頒發的飛機民航運輸駕駛員檢定證 (air transport pilot license, ATPL)，檢定項目欄內之註記為：陸上活塞單引擎 (single-engine piston land)，多發動機 (multi-engine)，儀器飛航 (instrument)，機型檢定 Type Rating: CRJ CL-65 and BD-700，具有於航空器上無線電通信技能及權限 (Privileges for operation of radiotelephone on board an aircraft)，特定說明事項欄內之註記為：無線電溝通專業能力英語 5 級 (English Proficient: ICAO Level 5)；斯洛伐維亞語 6 級 (Slovenian Proficient: Level 6)。

正駕駛員於 2020 年 7 月 3 日通過最近一次的年度航路檢定考核，並於 2020 年 9 月 20 日，完成為期一天的年度複訓地面課程訓練。地面課程訓練的主要內容包括飛機系統、性能與載重平衡。模擬機複訓於 2020 年 9 月 23 日至 24 日進行，模擬機訓練內容包括異常狀態之預防和回復訓練，此部分包含風切、失速、進場、落地和空中防撞系統 (airborne collision avoidance system, ACAS)、空中交通警告與防撞系統 (traffic alert and collision avoidance system, TCAS) 演練，以及包括重飛、液壓系統、起落架和煞車系統、煙霧控制和清除等正常/異常操作程序。正駕駛員於 2020 年 9 月 25 日通過適職性考核，其訓練表現被評定為「well done (很好)」。

正駕駛員分別於 2020 年 5 月 6 日及 9 月 2 日接受最近一次的組員資源管理 (crew resource management, CRM) 訓練和疲勞管理訓練。

正駕駛員體格檢查種類為甲類駕駛員，簽證單位為斯洛維尼亞民航局，簽證日期為 2020 年 5 月 15 日，體檢及格證限制欄內無任何註記。

事故後正駕駛員於臺中機場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

副駕駛員為荷蘭籍，於 2005 年接受初始飛行訓練，並擔任了 7 年的活塞單引擎飛機飛行教練。副駕駛員曾為私人飛機機主飛行 2 年，事故航班發生時，有 3 年 BD-700 型機飛行經驗。副駕駛員於 2020 年加入 Elit'Avia Malta，事故時總飛行時間約為 3,841 小時，其中 484 小時為 BD-700 型機之飛行時間。

副駕駛員持有荷蘭民航局頒發的飛機商用駕駛員檢定證（comercial pilot license, CPL），檢定項目欄內之註記為：陸上活塞單引擎（single-engine piston land），陸上多發動機（multi-engine land），儀器飛航（instrument），夜間飛行（night），飛行教官（flight instructor），機型檢定 Type Rating:BD-700，具有於航空器上無線電通信技能及權限（Privileges for operation of radiotelephone on board an aircraft），特定說明事項欄內之註記為：無線電溝通專業能力英語 6 級（English Proficient: ICAO Level 6）。

副駕駛員於 2020 年 7 月 3 日通過最近一次的年度航路檢定考核，並於 2020 年 6 月 18 日，完成了為期一天的年度複訓地面課程訓練。地面課程訓練的主要內容包括飛機系統、性能與載重平衡。模擬機複訓於 2020 年 6 月 24 日至 25 日進行，模擬機訓練內容包括異常狀態之預防和回復訓練，此部分包含風切、失速、進場、落地和空中防撞系統（ACAS）、空中交通警告與防撞系統（TCAS）演練，以及包括重飛、液壓系統、起落架和煞車系統、煙霧控制和清除等正常/異常操作程序。副駕駛員於 2020 年 6 月 26 日通過適職性考核，其訓練表現被評定為「超高水平（very high standard）」。

副駕駛員分別於 2020 年 12 月 14 日及 9 月 7 日接受了最近一次的組員資源管理訓練和疲勞管理訓練。

副駕駛員體格檢查種類為甲類駕駛員，簽證單位為荷蘭民航局，簽證日期為 2020 年 5 月 14 日，體檢及格證限制欄內註記為：遠距視力需矯正（correction for defective distant vision）。

事故後副駕駛員於臺中機場航務組執行酒精測試，測試結果：酒精值為零。

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	35	35
進 入 公 司 日 期	2018 年 5 月 16 日	2020 年 1 月 20 日
航 空 人 員 類 別	飛機民航運輸駕駛員	飛機商用駕駛員
檢 定 項 目 到 期 日 期	BD-700 2021 年 11 月 30 日	BD-700 2021 年 7 月 31 日
體 檢 種 類 終 止 日 期	甲類駕駛員 2021 年 5 月 15 日	甲類駕駛員 2021 年 6 月 11 日
總 飛 航 時 間	6,143 小時 20 分	3,841 小時 30 分
事 故 機 型 飛 航 時 間	1,710 小時 55 分	484 小時 05 分
最 近 1 2 個 月 飛 航 時 間	432 小時 44 分	306 小時 30 分
最 近 9 0 日 內 飛 航 時 間	61 小時 26 分	91 小時 30 分
最 近 3 0 日 內 飛 航 時 間	10 小時 28 分	31 小時 30 分
最 近 7 日 內 飛 航 時 間	2 小時 50 分	2 小時 50 分
事 故 前 2 4 小 時 內 已 飛 時 間	2 小時 50 分	2 小時 50 分
事 故 前 休 息 時 間	16 小時 25 分	16 小時 25 分

1.5.2 飛航組員事故前 72 小時活動

1.5.2.1 正駕駛員

正駕駛員於事故航班前，有超過十天待在家中，沒有飛行任務。

斯洛維尼亞當地時間 2020 年 12 月 28 日 (UTC+1 小時)

0700 起床

1300 從家裡出發

1445 以乘客身分從斯洛維尼亞搭機飛往德國法蘭克福

1805 以乘客身分從德國法蘭克福搭機飛往韓國首爾

首爾當地時間 2020 年 12 月 29 日 (UTC+9 小時)

1200 降落於首爾

1315 入住仁川機場過境旅館

2100 上床睡覺

首爾當地時間 2020 年 12 月 30 日 (UTC+9 小時)

0315 起床

0700 從旅館退房

0853 擔任機長，事故航班離開仁川機場

1.5.2.2 副駕駛員

副駕駛員於事故航班前，有超過十天待在家中，沒有飛行任務。

荷蘭當地時間 2020 年 12 月 28 日 (UTC+1 小時)

1000 起床

1800 從家裡出發前往機場

2100 以乘客身分從荷蘭阿姆斯特丹搭機飛往韓國仁川機場

首爾當地時間 2020 年 12 月 29 日 (UTC+9 小時)

1600 降落於首爾

2230 於過境旅館上床睡覺

首爾當地時間 2020 年 12 月 30 日 (UTC+9 小時)

0100 醒來，一直在床上睡覺/打盹直到 0600⁶

0700 從旅館退房

0853 擔任副駕駛員，事故航班離開仁川機場

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表詳表 1.6-1。

⁶ 操控駕駛員表示感覺休息得很好且適合飛行。

表1.6-1 航空器基本資料表

航空器基本資料表 (統計至 2020 年 12 月 30 日)	
國 籍	馬爾他共和國
航 空 器 登 記 號 碼	9H-OJP
機 型	BD-700-1A10
製 造 廠 商	Bombardier Inc.
出 廠 序 號	9764
出 廠 時 間	2016 年
接 收 日 期	2019 年 4 月 30 日 (Elit'Avia Malta 註冊之日期)
所 有 人	Bombardier G6000-9764 Ltd.
使 用 人	Elit'Avia Malta Ltd.
國 籍 登 記 證 書 編 號	653/1
適 航 登 記 證 書 編 號	653
適 航 證 書 有 效 期 限	2021 年 5 月 7 日
航 空 器 總 使 用 時 數	2,873 小時 5 分
航 空 器 總 落 地 次 數	703 次
上 次 定 檢 種 類	250 飛行小時定檢 2020 年 12 月 21 日 2844 小時 53 分/696 次

發動機基本資料詳表 1.6-2。

表1.6-2 發動機基本資料表

發 動 機 基 本 資 料 表		
編 號 / 位 置	No. 1/左	No. 2/右
製 造 廠 商	Rolls-Royce Deutschland Ltd	Rolls-Royce Deutschland Ltd
型 別	BR700-710A2-20	BR700-710A2-20
序 號	22707	22706
製 造 日 期	2016 年 10 月 13 日	2016 年 10 月 12 日
上次維修廠檢修後使用時數	258 小時 43 分	258 小時 43 分
上次維修廠檢修後使用週期數	64 次	64 次
總 使 用 時 數	2857 小時 53 分	2857 小時 53 分
總 使 用 週 期 數	697 次	697 次

1.6.2 航空器維護資訊

檢視事故前 3 個月維修紀錄、最低裝備需求手冊、外形差異需求手冊及延遲改正紀錄，未發現與飛操系統相關議題。適航指令及技術通報亦無相關異常發現。最近一次 250 飛行小時定檢紀錄中無異常發現。

1.6.3 載重與平衡

事故航機的實際起飛重量為 86,207 磅，起飛時飛機的重心（center of gravity, CG）位於平均空氣動力弦長（mean aerodynamic chord, MAC）31.0% 的位置，落地時的重心位於 30.4% MAC。BD-700 的重心範圍如圖 1.6-1 所示，表 1.6-3 顯示事故航機的載重與平衡數據，在該航班飛行期間皆處於操作限制範圍內。

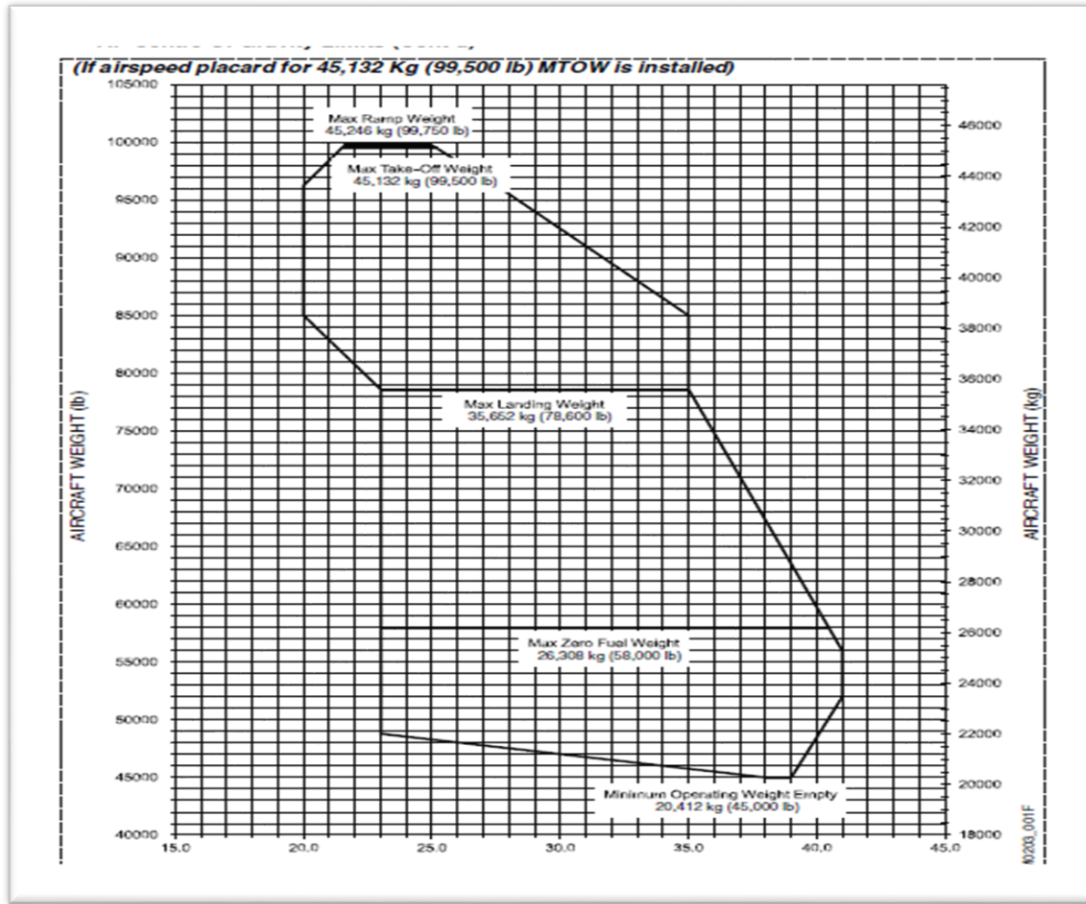


圖 1.6-1 BD-700 重心範圍

表 1.6-3 載重平衡相關資料表

最大零油重量	58,000 磅
實際零油重量	52,607 磅
最大起飛總重	99,500 磅
實際起飛總重	86,207 磅
起飛油量	33,600 磅
航行耗油量	8,650 磅
最大落地總重	78,600 磅
實際落地總重	77,557 磅
起飛/落地重心位置	+31.0/+30.4 MAC

1.7 天氣資料

事故當日亞洲地面天氣分析圖顯示，高氣壓 1088 百帕位於蒙古，近似滯留。臺灣受強烈大陸冷高壓南下影響，地面東北風明顯增強，風速約 10 至 28 浬/時。

事故當日臺中機場地面天氣觀測紀錄如下：

1000 時：風向 030 度，風速 28 浬/時，陣風 41 浬/時；能見度 10 公里或以上；稀雲 500 呎、疏雲 1,200 呎、裂雲 2,100 呎；溫度 14°C，露點 8°C；高度表撥定值 1020 百帕；趨勢預報—無顯著變化；備註—高度表撥定值 30.14 吋汞柱；36 跑道無風向風速資料⁷。(ATIS L)

1030 時：風向 030 度，風速 27 浬/時，陣風 41 浬/時；能見度 10 公里或以上；稀雲 500 呎、疏雲 1,200 呎、裂雲 2,100 呎；溫度 14°C，露點 8°C；高度表撥定值 1020 百帕；趨勢預報—無顯著變化；備註—高度表撥定值 30.13 吋汞柱；36 跑道無風向風速資料。(ATIS M)

臺中機場地面自動氣象觀測系統(automated weather observation system, AWOS)設置於跑道兩端及中段附近，如圖 1.7-1，提供臺中機場天氣中心及塔臺即時之天氣資訊顯示。1035 時至 1041 時之風向風速如圖 1.7-2、1.7-3，自 1037:56 時(該機雷達高度 220 呎)至 1040:10 時(該機進入滑行道)，AWOS S 風向為 010 至 050 度，風速 14 至 31 浬/時；AWOS C 風向為 020 至 050 度，風速 23 至 45 浬/時。

⁷ 36 跑道風向風速計功能正常，但 AWOS S 其中一個感測器資料轉換元件於 12 月 29 日 1420 時至 12 月 30 日 1520 時故障，事故當時 ATIS 風向風速資料使用 AWOS C。



圖 1.7-1 AWOS 設置地點

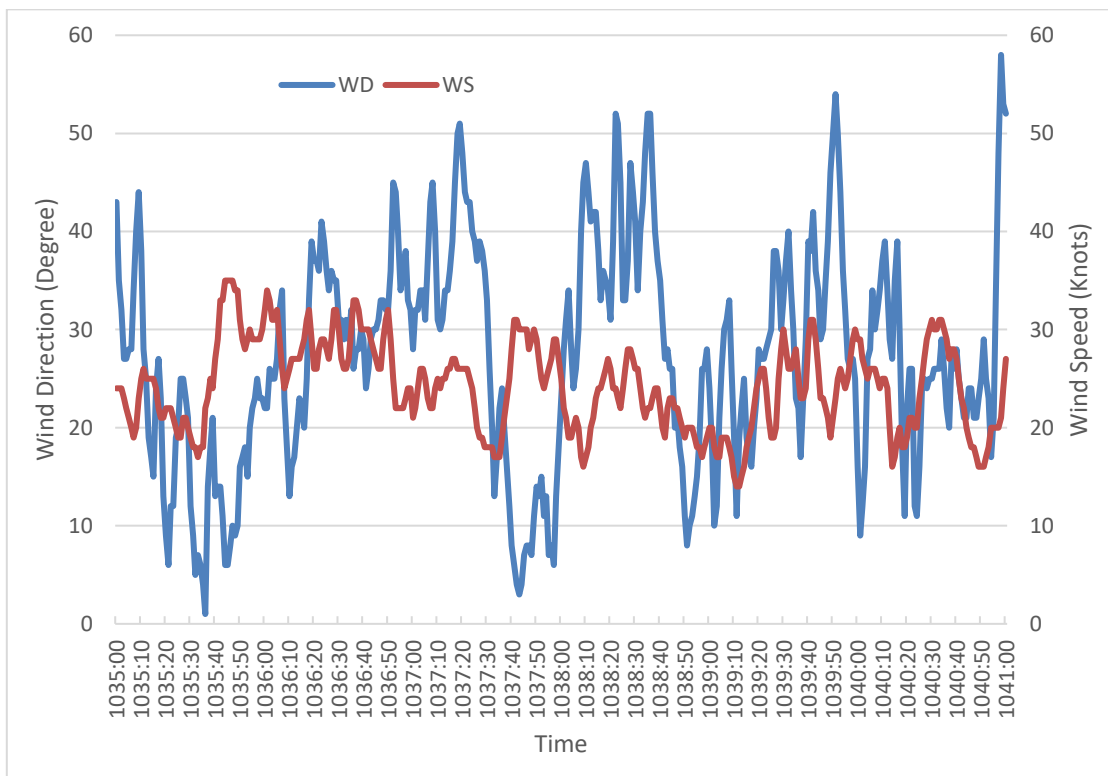


圖 1.7-2 AWOS S 風向風速

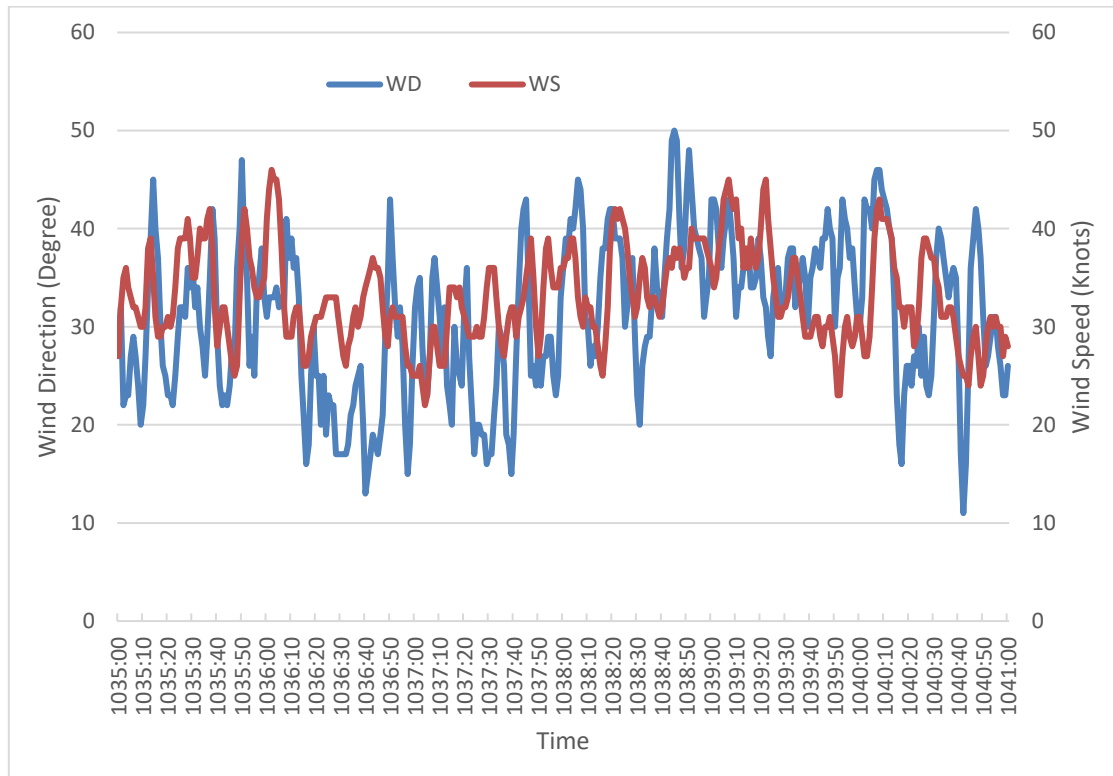


圖 1.7-3 AWOS C 風向風速

1.8 助、導航設施

無。

1.9 通信情況

無。

1.10 機場

1.10.1 空測基本資料

臺中機場位於臺中市東北方約 10 公里處，設有跑道 1 條，名稱為 18/36，長 3,659 公尺，寬 61 公尺。18 跑道之真方位為 176.69 度，跑道頭標高為 653 呎，未設置緩衝區或清除區。36 跑道之真方位為 356.69 度，跑道頭標高為 663 呎，亦未設置緩衝區或清除區，提供一長度 90 公尺之跑道端安全區（機場圖如圖 1.10-1 所示）。36 跑道之平均縱坡度約-0.09%，平均橫斷面

坡度約 0.53%。

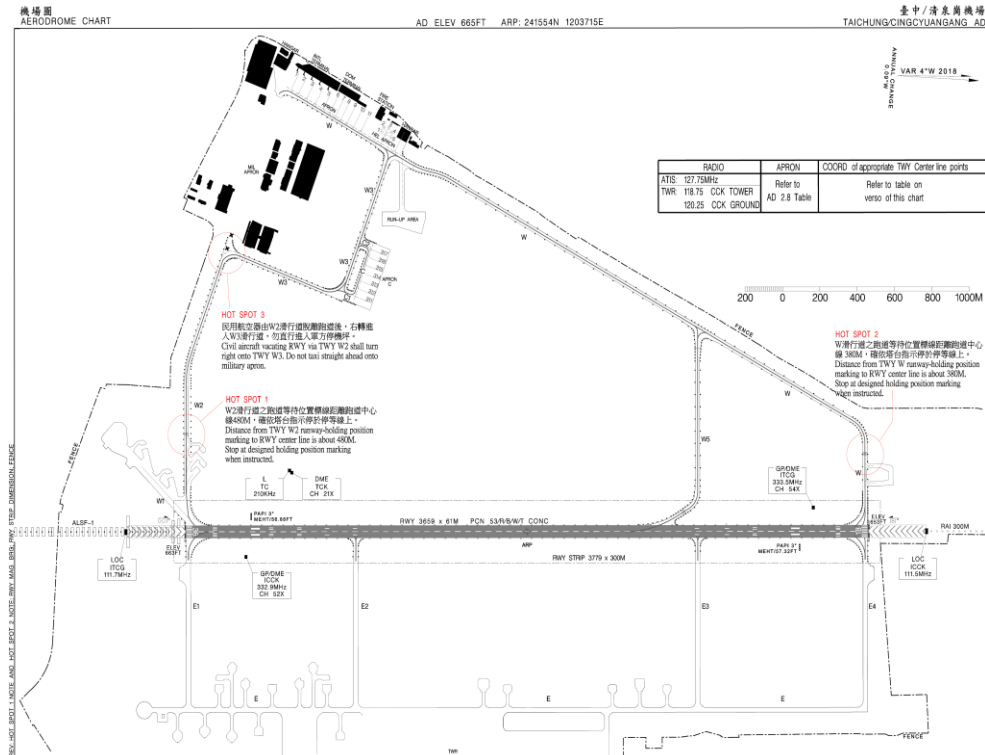


圖 1.10-1 臺中機場圖

18/36 跑道於兩側裝設有間距 60 公尺之高強度邊燈，未設置跑道中心線燈及降落區燈。36 跑道屬精確進場跑道，設有 900 公尺長、符合第 1 類進場燈光系統規範之順序閃光燈（approach lighting sequenced flashers, ALSF-1），以及高強度精確進場滑降指示燈（precision approach path indicator, PAPI）。

1.10.2 跑道道面摩擦係數

18/36 跑道之道面摩擦係數檢測，係由委外廠商以符合 ICAO⁸ 規範之連續式摩擦係數檢測儀「Grip-Tester」執行。透過在乾燥道面上噴灑 1 公釐厚水膜的方式，檢測儀分別以時速 65 公里/時及 95 公里/時，針對跑道中心線兩側、水平間距各約 3 公尺處的直線位置進行量測。當跑道有任一個 1/3 區

⁸ International Civil Aviation Organization. 國際民用航空組織。

段於 65 公里/時的檢測值小於 0.53，或於 95 公里/時的檢測值小於 0.36 時，機場當局應著手規劃採行改善措施。當跑道有任一個 1/3 區段於 65 公里/時的檢測值小於 0.43，或於 95 公里/時的檢測值小於 0.24 時，機場當局應立即採行改善措施並發布飛航公告，提供跑道可能滑溜之警訊直到改善作業完成。

事故前檢測成果

事故前最末次檢測係於 2020 年 12 月 8 日執行，檢測結果詳如表 1.10-1 及 1.10-2 所示。

表1.10-1 事故前最末次檢測結果，65公里/時

跑道	第 1 個 1/3 區段	第 2 個 1/3 區段	第 3 個 1/3 區段	跑道
18	0.63	0.65	0.70	36
	0.67	0.63	0.69	

表1.10-2 事故前最末次檢測結果，95公里/時

跑道	第 1 個 1/3 區段	第 2 個 1/3 區段	第 3 個 1/3 區段	跑道
18	0.66	0.64	0.65	36
	0.65	0.62	0.67	

事故後檢測成果

事故後首次的檢測係於 2021 年 1 月 5 日執行，檢測結果詳如表 1.10-3 及 1.10-4 所示。

表1.10-3 事故後首次檢測結果，65公里/時

跑道	第 1 個 1/3 區段	第 2 個 1/3 區段	第 3 個 1/3 區段	跑道
18	0.68	0.69	0.74	36
	0.72	0.68	0.73	

表1.10-4 事故後首次檢測結果，95公里/時

跑道	第 1 個 1/3 區段	第 2 個 1/3 區段	第 3 個 1/3 區段	跑道
18	0.66	0.64	0.68	36
	0.68	0.63	0.66	

上述兩次檢測之間隔期間，未曾執行跑道胎屑清除作業。

1.11 飛航紀錄器

1.11.1 座艙語音紀錄器

事故航機裝置固態式座艙語音紀錄器（CVR），製造商為 L3Harris Avionics Systems 公司，件號及序號分別為 2100-1225-24 及 001089488。該座艙語音紀錄器具備 2 小時高品質錄音記錄能力，聲源分別來自正駕駛員麥克風、副駕駛員麥克風、廣播系統麥克風、座艙區域麥克風以及數位資料(數據資料鏈及時間)。該座艙語音紀錄器下載情形正常，錄音品質良好。CVR 所記錄之語音資料約 124 分 14.5 秒，包括該機自飛航空層 FL200 下降進場，臺中機場落地、滑行、停機，及關閉發動機。調查小組針對本事故製作之抄件約為 11 分鐘。

本事故之時間基準係以飛航管制時間為準，並依錄音抄件內容，分別根據紀錄器記錄之關鍵事件參數將座艙語音及飛航資料與其時間同步。

1.11.2 飛航資料紀錄器

該機裝置固態式飛航資料紀錄器 (FDR)，製造商為 L3Harris Avionics Systems 公司，件號及序號分別為 2100-2245-22 及 001094442。事故發生後，本會依據飛機製造商 Bombardier 原廠提供之解讀文件⁹進行解讀，該飛航資料紀錄器儲存 85 小時 12 分鐘 44 秒資料，記錄之參數共約 1,207 項。

FDR 資料下載解讀及確認後，相關飛航資料摘要如下：

1. 1037:56 時，該機解除自動駕駛，維持自動油門，無線電高度 219 呎，空速 132 浬/時，地速 87 浬/時，仰角 2.46 度，右坡度 1.49 度，磁航向 10.2 度，風速 49 浬/時，風向 23.5 度，油門桿角度 (TLA)¹⁰5.4 度 (左) 及 5.8 度 (右)。
2. 1038:11 時，該機通過 36 跑道頭，無線電高度 34.3 呎，空速 123.57 浬/時，地速 89 浬/時，仰角 5.0 度，右坡度 2.46 度，磁航向 9.9 度，風速 41 浬/時，風向 29.5 度，攻角¹¹10.2 度 (左) 及 8.96 度 (右)，油門桿角度 1.5 度 (左) 及 1.5 度 (右)。
3. 1038:14.75 時，該機無線電高度 0 呎，空速 111 浬/時，地速 87 浬/時，仰角 9.31 度，右坡度最大達到 6.76 度。
4. 1038:15 時，該機無線電高度 -2.5 呎，空速 113 浬/時，地速 87 浬/時，仰角 9.8 度，右坡度 5.88 度，磁航向 8.8 度，風速 30 浬/時，風向 34.4 度，垂向加速度 1.44g，攻角 23.81 度 (左) 及 19.68 度 (右)，油門桿角度 1.14 度 (左) 及 1.58 度 (右)。
5. 1038:15.25 時，該機右起落架「air/ground」參數由 air 轉 ground，，無

⁹ SSFDR DATA INTERPRETATION – FLIGHT DATA RECORDER CONFIGURATION STANDARD (FRCS) REPORT, RAE-C700-441, Revision: B.

¹⁰ 依據 FDR 紀錄，該機油門桿角度於起飛時約維持 38 度，飛行中最低約 2 度 (flight idle)，地停時約 0 度 (ground idle)，反推力器使用時約 -23 度。

¹¹ FDR 紀錄中之攻角 (AOA) 為攻角感測器之角度，不是飛機機身之攻角。

線電高度-2.5 呎，空速 112.5 浬/時，地速 87 浬/時，仰角 10.19 度，左坡度 0.88 度，垂向加速度最大達到 2.12g。

6. 1038:15 時至 1038:17 時之間，該機左起落架與右起落架曾經歷 4 次「air/ground」參數之變化，其過程與當時之該機橫坡度及磁航向參數匯整如下表：

時 間	左 起 落 架 (air/ground)	右 起 落 架 (air/ground)	橫 坡 度 (度)	磁 航 向 (度)
1038:14.75 時	air	air	右 6.8	-
1038:15.00 時	air	air	右 5.9	8.9
1038:15.25 時	air	air → ground	左 0.8	-
1038:15.50 時	air → ground	ground	左 5.5	-
1038:15.75 時	ground	ground	左 9.3	-
1038:16.00 時	ground	ground → air	左 9.4	5.6
1038:16.25 時	ground	air	左 6.2	-
1038:16.50 時	ground	air	左 2.2	-
1038:16.75 時	ground	air → ground	右 2.5	-
1038:17.00 時	ground	ground	右 2.1	2.5

7. 1038:17 時，該機解除自動油門，空速 114 浬/時，地速 85 浬/時，磁航向 2.5 度，油門桿角度 1.05 度（左）及 1.75 度（右）。
8. 1038:19 時，該機前起落架「air/ground」參數由 air 轉 ground，空速 102.75 浬/時，地速 82 浬/時，仰角 0.79 度，油門桿角度-0.35 度（左）及-0.17

度（右）。

9. 1040:10 時，該機離開 36 跑道。

10. 1253 時，FDR 停止記錄。

圖 1.11-1 及圖 1.11-2 為事故航機落地階段之相關飛航資料繪圖，圖 1.11-3 為事故航班 FDR 紀錄之飛航軌跡。

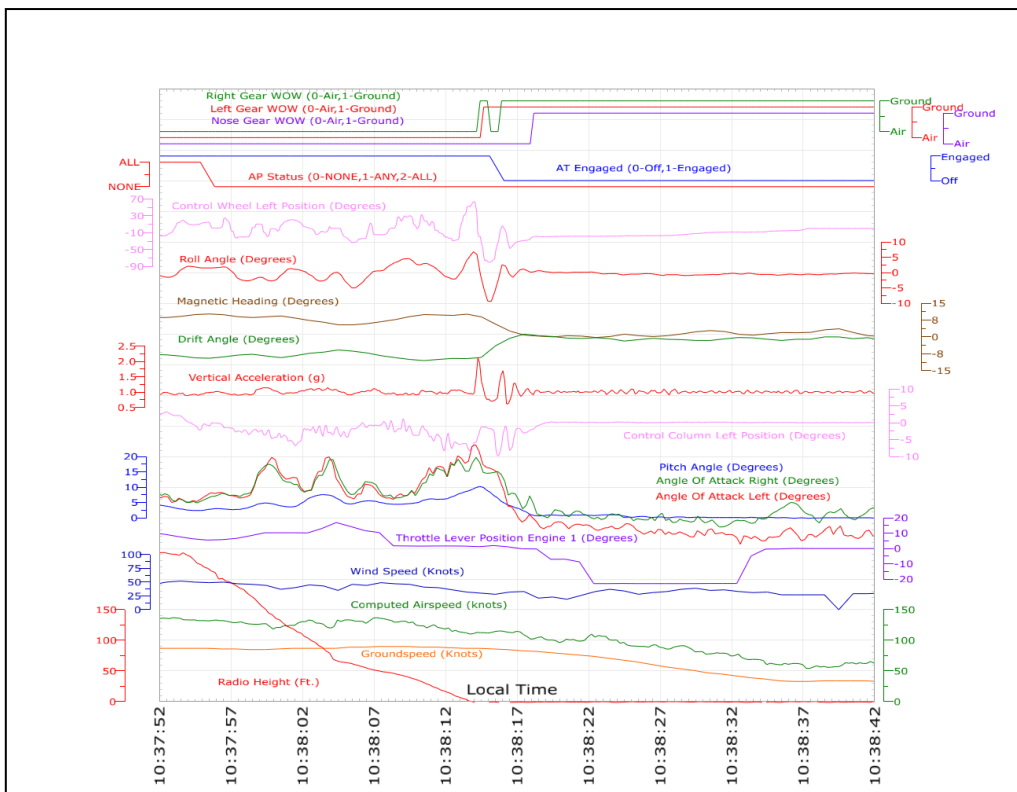


圖 1.11-1 落地階段之飛航資料繪圖（自動駕駛解除後）

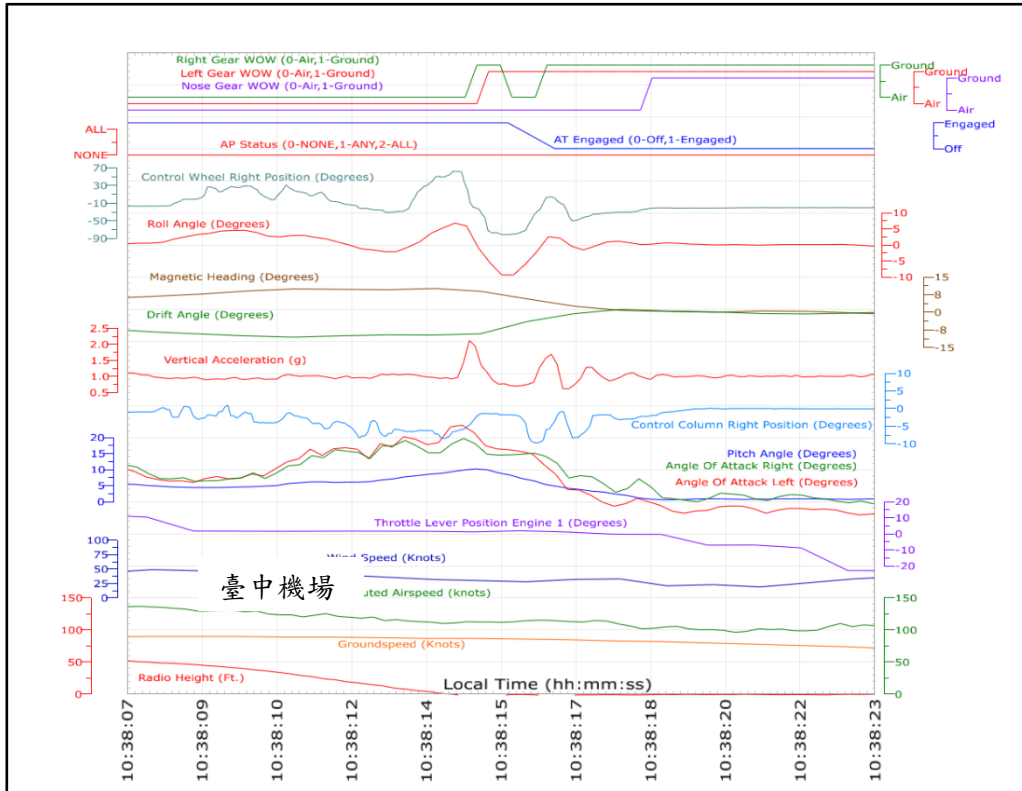


圖 1.11-2 落地階段之飛航資料繪圖 (自無線電高度 50 呎以下)

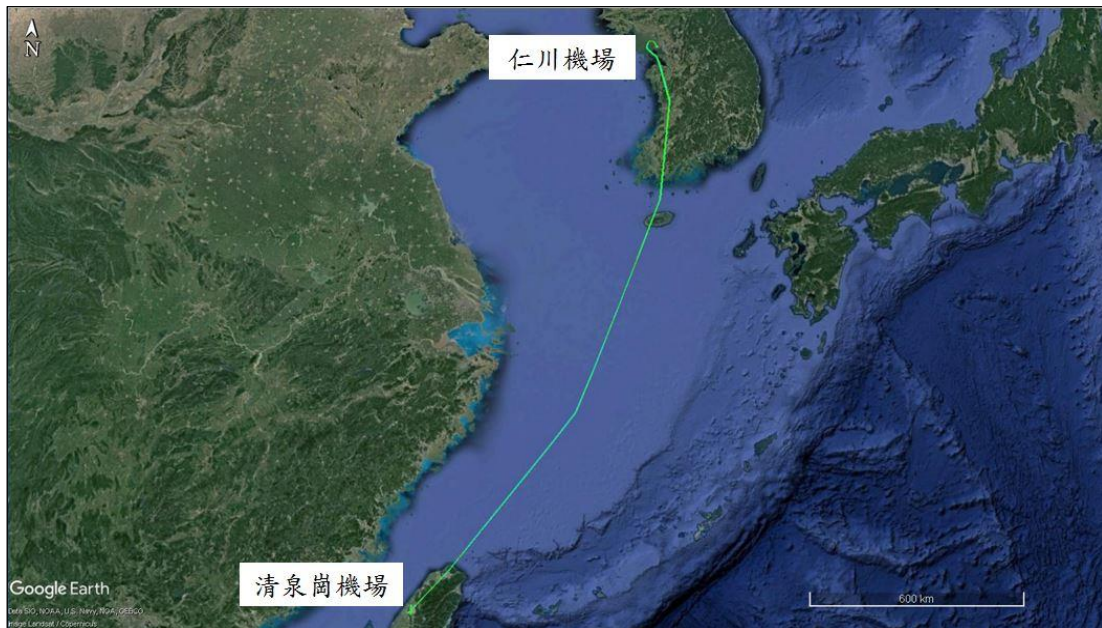


圖 1.11-3 事故航班 FDR 紀錄飛航軌跡

1.12 航空器殘骸及撞擊資料

1.12.1 現場量測

調查小組於事故當日 1515 時抵達臺中機場，於 1537 時搜尋 36 跑道上的事故航機觸地痕跡，使用全球衛星定位儀 (global positioning system, GPS) 及相機進行事故現場量測。小組成員在距跑道頭約 503 呎處發現第一處右側機翼觸地痕跡 (R1)，並在距跑道頭 636 呎處發現三道平行的左側機翼觸地痕跡 (L1 至 L3)。

第一觸地痕跡 (R1) 自距跑道頭約 503 呎、中心線右側約 19 呎處開始，結束於距跑道頭約 515 呎、中心線右側約 20 呎處，長度約 12 呎，觸地痕跡沿跑道中心線方向外偏約 5 度。

第二觸地痕跡 (L1) 自距跑道頭約 636 呎、中心線左側約 53 呎處開始，結束於距跑道頭約 652 呎、中心線左側約 52 呎處，長度約 15 呎，觸地痕跡沿跑道中心線方向內偏約 3 度。

第三觸地痕跡 (L2) 自距跑道頭約 618 呎、中心線左側約 53 呎處開始，結束於距跑道頭 658 呎、中心線左側約 51 呎處，長度約 42 呎，觸地痕跡沿跑道中心線方向內偏約 3 度。

第四觸地痕跡 (L3) 自距跑道頭約 633 呎、中心線左側約 43 呎處開始，停止於距跑道頭約 650 呎、中心線左側約 42 呎處，長度約 17 呎，觸地痕跡沿跑道中心線方向內偏約 3 度。

現場測繪項目詳如表 1.12-1。圖 1.12-1 為現場測繪成果與飛航資料紀錄器飛行軌跡之套疊圖。圖 1.12-2 為現場測繪區域放大圖。圖 1.12-3 為第一道觸地痕跡，圖 1.12-4 為第二至四道觸地痕跡。

表 1.12-1 現場測繪項目

編號.	測繪項目	與 36 跑道頭之距離 (呎)	長度 (呎)
1	第一觸地痕跡 (R1)	503~515	12
2	第二觸地痕跡 (L1)	636~652	15
3	第三觸地痕跡 (L2)	618~658	42
4	第四觸地痕跡 (L3)	633~650	17

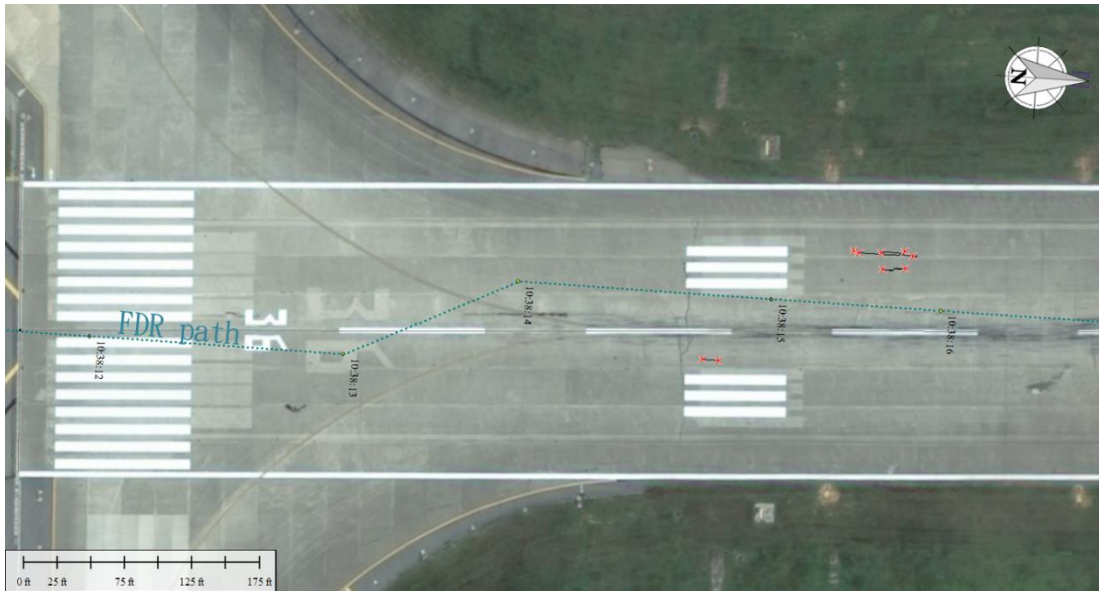


圖 1.12-1 現場測繪與飛航資料紀錄器飛行軌跡套疊

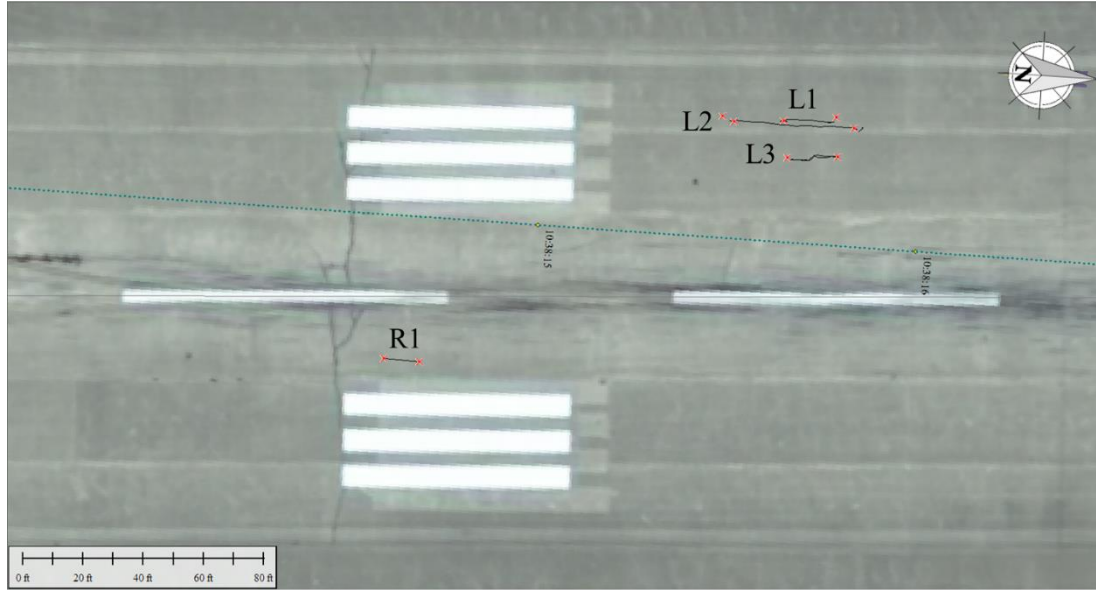


圖 1.12-2 現場測繪區域放大圖



圖 1.12-3 第一道觸地痕跡 (R1)

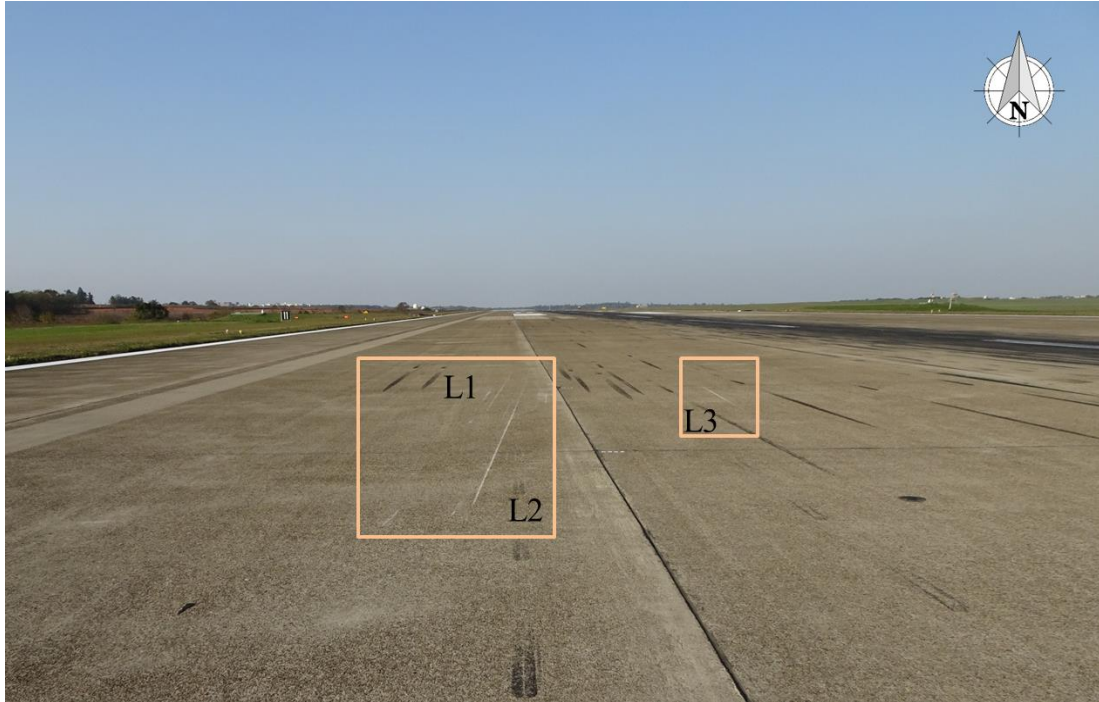


圖 1.12-4 第二至四道觸地痕跡 (L1 至 L3)

1.12.2 機體損傷

事故航機因磨擦道面而受損，損傷位置多位於兩側翼尖部位之底部與翼後緣角外側，如下所述。

右機翼前緣縫翼外側後緣發現一 0.75 平方公分之磨損，詳圖 1.12-5 所示。

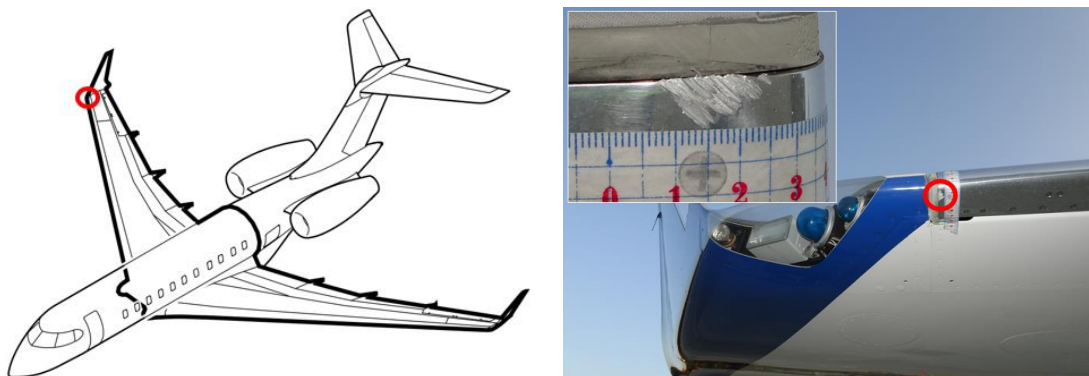


圖 1.12-5 右機翼前緣縫翼

右翼尖小翼底部中段磨損區域約 18 平方公分，詳圖 1.12-6 所示。

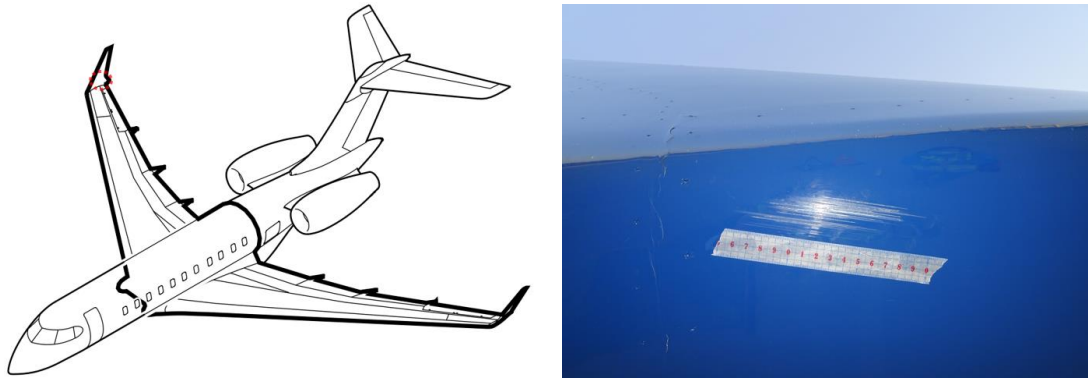


圖 1.12-6 翼尖小翼底部

右機翼末端後緣發現脫層分離，其翼尖與翼尖小翼連結之端處底部後緣有一長約 40 公分，約 100 平方公分之磨損區域，詳圖 1.12-7 所示。

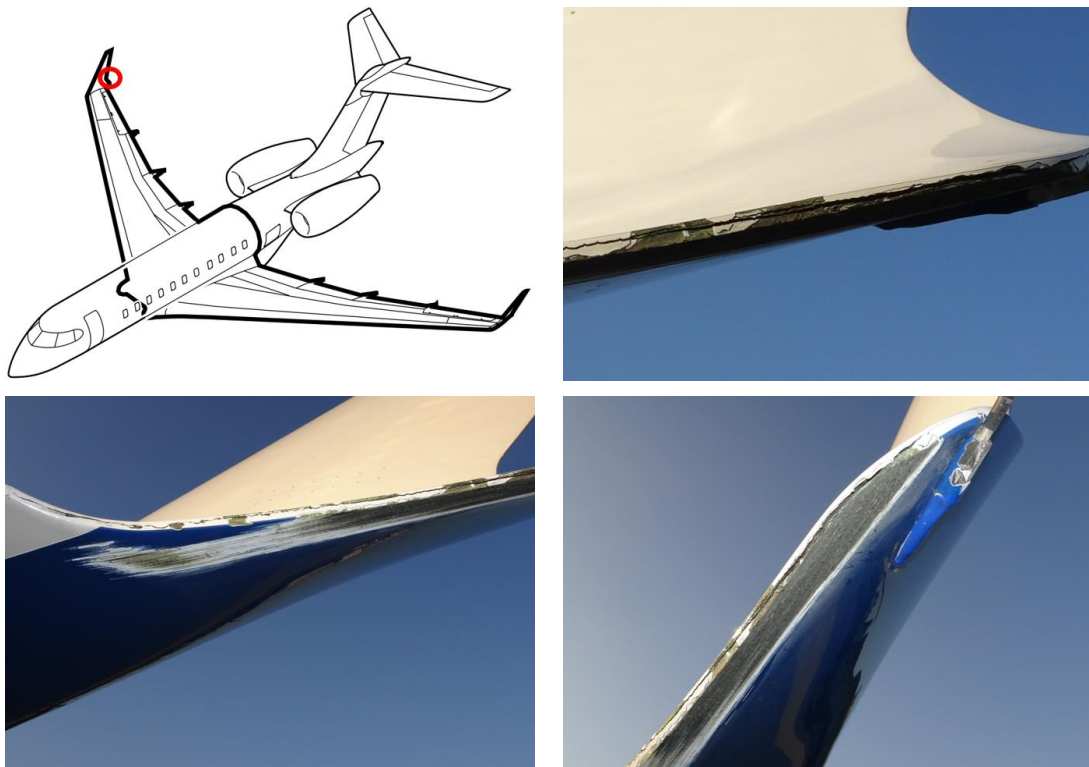


圖 1.12-7 右機翼末端後緣

右副翼外側後緣轉角處受到較嚴重磨損且脫層分離。損傷部位深度磨

穿至內部蜂巢結構。損傷面積約 158 平方公分。右側後緣損傷長度約 48 公分。

右副翼最外側 2 支靜電釋放條遺失，其中 1 支靜電釋放條於右機翼觸地跑道區域被發現。最外側釋放條基座磨損至與副翼底面齊平，詳圖 1.12-8 所示。

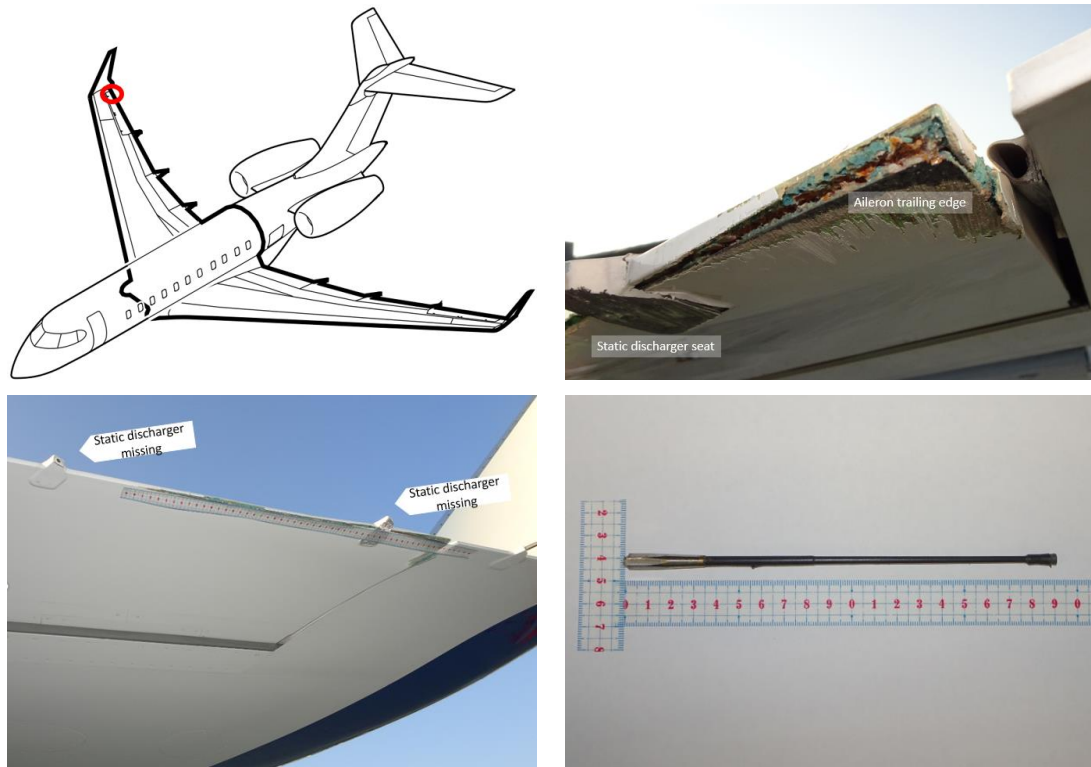


圖 1.12-8 右副翼

右翼最外側派龍尾端發現一約 13 公分長，3 公分寬，較嚴重之磨穿受損，詳圖 1.12-9 所示。

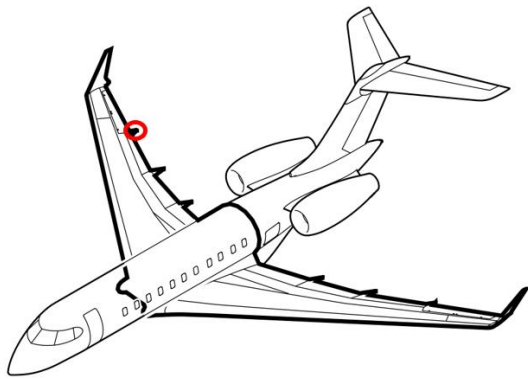


圖 1.12-9 右翼最外側派龍

左機翼前緣縫翼外側前緣邊角發現一磨損區域，大小約 13 平方公分，詳圖 1.12-10 所示。

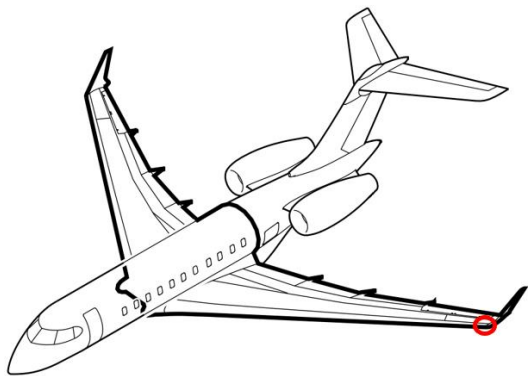


圖 1.12-10 左前緣縫翼

左機翼翼尖與翼尖小翼連結之端處底部後緣，發現一長約 25 公分之磨損，該磨損區域約 25 平方公分，詳圖 1.12-11 所示。

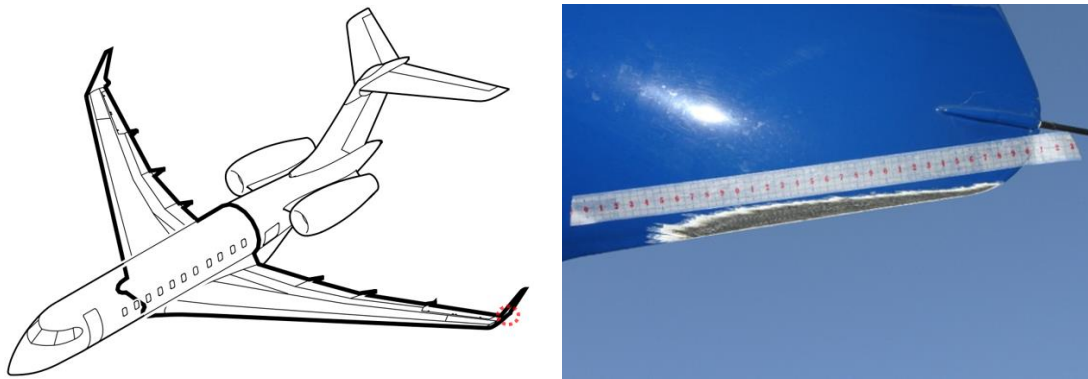


圖 1.12-11 左翼尖端處底部後緣

左翼尖小翼底部中段磨損區域約 78 平方公分，詳圖 1.12-12 所示。

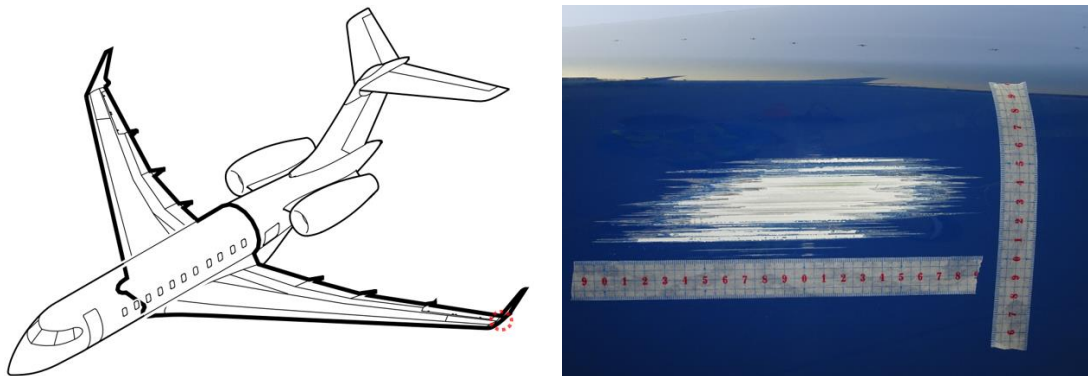


圖 1.12-12 左翼尖小翼底部

左副翼左側邊角後緣轉角處受到較嚴重磨損且脫層分離。損傷部位深度磨穿至內部蜂巢結構。損傷面積約 245 平方公分。左側後緣損傷長度約 48 公分。

左副翼最外側 2 支靜電釋放條遺失，最外側釋放條基座磨損至與副翼底面齊平，且上部結構脫層，詳圖 1.12-13 所示。

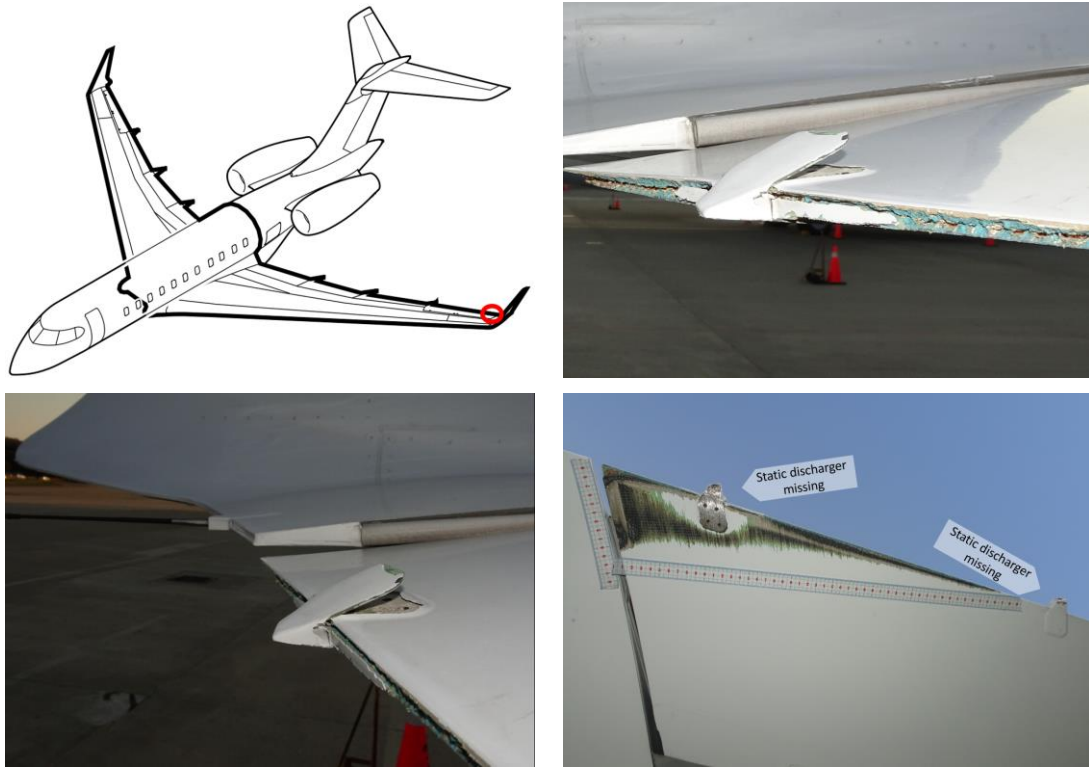


圖 1.12-13 左側副翼

左翼最外側派龍尾端發現一約 7 公分長，1.5 公分寬，較嚴重之磨穿受損，詳圖 1.12-14 所示。

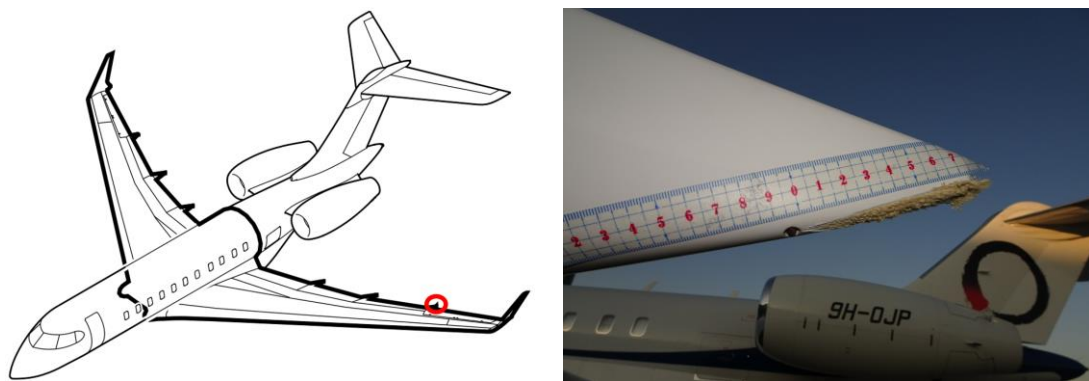


圖 1.12-14 左翼最外側派龍

1.13 醫療與病理

無。

1.14 火災

無。

1.15 生還因素

無。

1.16 測試與研究

無。

1.17 組織與管理

Elit'Avia Malta 是一家私人噴射商務客機公司，於 2006 年成立，在斯洛維尼亞和馬爾他擁有航空營業證書（air operator certificates, AOC）。Elit'Avia Malta 於歐洲、中東、非洲、俄羅斯和獨立國家國協，以及北美等地區提供飛航服務。事故發生時，該公司經營私人包機服務之噴射客機機隊包括 1 架挑戰者(Challenger) 604、2 架挑戰者 650、1 架灣流(Gulfstream) G450、1 架獵鷹 (Falcon) 7X、1 架環球 (Global) 5000 和 4 架環球 6000。

1.18 其他資料

1.18.1 航機操作相關資訊

1.18.1.1 機長之權限、職務和責任

根據 Elit'Avia Malta 營運手冊 OM-A，2020 年 12 月 15 日修訂版第 1.4 節，機長有權在考慮副駕駛員的經驗和操作條件後，依 OM-A 8.3.1.7 (e) 之規定，決定由何人擔任 PF 及 PNF¹²。原文如下。

8.3.1.7. Assignment of PF duties

a) For most routine flight operations, commanders are encouraged to share PF duties equally between the pilots whenever the circumstances allow.

b) In order to maintain and improve his skill in handling the airplane, the copilot shall carry out part of the flying and part of the total number of landings. As a commonly adopted rule, the copilot should be given the opportunity to fly at the controls around 50% of the total flight time and carry out such takeoffs, climb-outs, approaches and landings which fall within his flying time.

c) When a copilot is flying the airplane, the commander shall perform the PM duties and should not interfere with the PF dispositions and flying unless these are considered to be contrary to safety, regulations or SOPs.

d) For the more demanding circumstances or the less frequently encountered circumstances, the commander should take into account the copilot's experience level versus the circumstances before assigning PF duties to the copilot.

e) Conditions when the Left Pilot should act as PF include, but are not

¹² Pilot not flying，等同監控駕駛員 PM。

limited to, the following circumstances:

- 1) Ground operations up to initiation of the takeoff-roll and from after completion of the landing roll;*
- 2) When the copilot has less than 1 year experience on the airplane type and the crosswind component exceeds 15 kts or crosswind component is close to maximum authorised regardless of copilot's experience;*
- 3) Operations under adverse weather conditions, including operations on slippery or contaminated runways;*
- 4) Windshear is reported in the vicinity of the airport;*
- 5) Takeoff from or landing at an aerodrome categorized as C;*
- 6) Short field operations (SFOPS) are conducted;*
- 7) Approaches at night without glidepath guidance by means of visual or electronic glidepath guidance or glidepath indications on flight deck instruments;*
- 8) System malfunctions affecting the airplane flight characteristics;*
- 9) Rapid depressurization/emergency descent;*
- 10) On ground emergency/passenger evacuation;*
- 11) When otherwise prescribed, for example, for low visibility operations or per Aerodrome Information NOTAM; or*
- 12) Any other condition in which the pilot in command determines it to be prudent to exercise the pilot in command's authority.*

飛航事故發生後，Elit'Avia Malta 於 2021 年 1 月發布了 8.3.1.7(e)(2) 之臨時修訂版如下：

- 2) When the total steady crosswind is 20 kts or more (15 kts for co-pilots under 1 year experience) and/or the gusting is 10 kts or*

more;

1.18.1.2 BD-700 最大展示側風分量

根據 Global 6000 BD 700-1A1 型機之航機飛航手冊 (airplane flight manual, AFM)，2020 年 11 月 36 日修訂版，起飛和落地的最大展示側風分量在乾跑道及煞車制動狀況良好時為 29 哩/時，該展示是在進場速度為 $V_{ref}+1/2$ 陣風狀況下執行；該展示側風量不應被視為起落之限制。

該公司之最大側風限制列在公司營運手冊 OM-B，2020 年 10 月 16 日修訂版第 1.32 節：

1.32. WIND LIMITATIONS

Tailwind and Maximum Crosswind Limitations

The maximum tailwind component approved for takeoff and landing is 10 Knots.

Satisfactory controllability during takeoff and landing has been demonstrate with 90-degree crosswind component during aircraft certification process. The AFM maximum demonstrated crosswind component was demonstrated on a dry runway by manufacturer's test pilots and is not considered to be limiting.

Elit'Avia Malta limits its 6000 crewmembers to the following crosswind (steady or gust) depending on reported runway condition.

Braking action	Friction coefficient	RWY Equivalent Condition	Max. Crosswind (KTS)
Good	≥ 0.4	1	25
Medium / Good	0.39 to 0.36	1	20
Medium	0.35 to 0.30	2,3	15
Medium / Poor	0.29 to 0.26	2,3	10
Poor	≤ 0.25	4	5
	FC below 0.20	5	Prohibited

When braking action or friction coefficient is reported or considered unreliable, use RWY Equivalent Condition for maximum crosswind determination:

- 1. Dry, damp or wet runway (less than 3 mm water depth) or compacted dry snow*
- 2. Runway covered with slush or wet snow*
- 3. Runway covered with dry snow*
- 4. Runway covered with standing water*
- 5. Runway covered with ice*

Operation in strong gusty crosswinds is not recommended.

1.18.1.3 自動飛航系統

根據 Elit'Avia Malta 營運手冊 OM-A，2020 年 12 月 15 日修訂版，自動駕駛和自動油門的使用時機，於第 8.3.1.12 節中進行描述：

8.3.1.12. Automatic Flight Systems (AFS)

a) General

- 1) Automatic flight systems may be used to their maximum extent within the limitations of the applicable OM-B.*
- 2) When the autoflight system does not operate as anticipated, the first action shall be to disengage the autoflight system and control the flight path manually. Establishing the reason for the observed system behavior always takes second place.*
- 3) Below 2500 feet AGL, the Pilot Flying (PF) shall be ready to immediately take manual control, if required. For this purpose he shall have one hand on the control wheel and, during approach only, the other hand on the throttles.*

4) *In selecting the level of automation to be used the PF should take account of the following considerations:*

- (i) PM workload,*
- (ii) Weather,*
- (iii) Crew alertness,*
- (iv) Traffic density,*
- (v) Airplane serviceability status.*

As a general policy during normal line operations (scheduled line or base training flights are exempted) the highest available level of automation should be used.

5) *.....*

b) Autopilot

1) The autopilot should be engaged if one pilot is controlling the flight path unmonitored by another pilot, for example during non-normal operation or passenger address.

2) Pilots should remain current with manual flight. For this purpose it is recommended to regularly practice manual flight below approximately 10.000 feet AGL. Conditions taken into account when practising manual flight include, but are not limited to:

- (i) Phase of flight;*
- (ii) Workload conditions;*
- (iii) Altitude/Flight Level (non-Reduced Vertical Separation Minima (RVSM));*
- (iv) Meteorological conditions;*
- (v) Traffic density;*
- (vi) Air Traffic Control (ATC) and Air Traffic Management*

- (ATM) procedures;*
- (vii) Pilot and crew experience; and*
- (viii) Elit'Avia Malta operational experience with the aircraft type.*

Pilots should use automated systems e.g. during high workload conditions, while operating in traffic congested airspaces, or when following airspace procedures that require the use of autopilot for precise operations.

3) Except for autoland operations, the autopilot (s) should be disengaged:

- (i) For operations below (M) DA, and;*
- (ii) When the reported crosswind exceeds 15 knots, when descending through 500 ft RA.*

c) Autothrottle/Autothrust

Except as provided for, and within the limitations of the respective OM-B, the autothrottle should be operated as follows:

- 1) During automatic flight the autothrottle should be engaged.*
- 2) During manual flight the autothrottle should be disengaged.*

d)

1.18.1.4 穩定進場

Elit'Avia Malta 營運手冊 OM-A，2020 年 12 月 15 日修訂版 8.3.2.11.15 節中，描述了穩定進場標準規範：

8.3.2.11.15. Stabilized approach (CAT.OP.MPA.115)

a) Each approach procedure shall be planned and executed in a manner to achieve stabilization criteria latest at the target height (stabilized approach window). Lowest target height is:

- 1) 1000 feet AGL for precision approaches;
 - 2) Height corresponding FAF for non-precision approaches; and
 - 3) 500 feet AGL for visual approach and 300 feet AGL for circle-to-land approach.
- b) An approach is stabilized when all of the following criteria are met:
- 1) The airplane is on the correct flight path;
 - 2) Bank angle is equal to or less than 15 degrees;
 - 3) Only minor changes in heading and pitch are required to maintain the correct flight path, except in circle-to-land approach where heading stabilization shall be achieved latest at 300 ft AGL;
 - 4) Indicated airspeed shall not be less than VREF and not greater than VREF + 20 kts;
 - 5) The airplane is in the correct landing configuration;
 - 6) Vertical speed is not greater than 1000 fpm (except for steep approach) ; and the ROD deviations should not exceed ± 300 fpm, except under exceptional circumstances which have been anticipated and briefed prior to commencing the approach; ,for example, a strong tailwind;
 - 7) The thrust is stabilized above idle to maintain the target speed on the desired glide path;
 - 8) Position allows a landing within the touch down zone of the runway, using normal maneuvers; and
 - 9) All briefings and checklists have been completed.

1.18.1.5 最後進場速度

Global 6000 BD 700-1A10 型機飛航組員操作手冊 (flight crew operating manual, FCOM)及 Elit'Avia Malta 營運手冊 OM-A 和 OM-B 中的幾個章節，

均描述了最後進場速度的計算方法。

根據 GL 6000 FCOM 第 1 卷，2020 年 11 月 11 日修訂版，第 10 章正常和非正常操作程序，第 10-01 H.節--落地 (2) 用於進場和在陣風條件下，進場速度的增量計算方法描述如下：

The VREF speed adder should be used for approach and landing when turbulence or gusty wind conditions are anticipated during the approach and landing.

When gusty conditions are reported, it is recommended to add half of the gust, to a maximum of 10 KIAS.¹³ (e.g. for winds of 15 kts gusting to 40 kts, half of the 25 kt gust is 12.5 kts, so in this case the correction applied to VREF is 10 KIAS.)

於營運手冊 OM-A，2020 年 12 月 15 日修訂版，第 8.3.2.12 節中所提供之最後進場速度計算方法如下：

8.3.2.12. Touchdown

*To accomplish a safe landing the height of the airplane over the landing runway threshold should be approximately 50 feet. This height may vary according to information provided on the approach chart (TCH) . Final approach shall be adjusted so as to achieve touchdown in the Touch Down Zone (TDZ) area, paying due regard to obstructions in the final approach area, runway length, runway conditions etc. **If the touchdown cannot be accomplished within the TDZ a missed approach shall be initiated.** For the purposes of this section, the TDZ is defined as the area extending from 150 m to 1000 m from the landing threshold, or the first one third of the landing*

¹³ Bombardier 於 2021 年 5 月修訂之 FCOM 中，刪除「maximum of 10 KIAS」之敘述。

runway (whichever is less) .

Wind speeds including gust are to be compensated at the commander's discretion and according to the circumstances (expected or reported wind shear, available runway, specific wind phenomena at some aerodromes, possible malfunction, etc.) .

Final Approach Speed = VREF + 1/2 steady wind + full gust(max. VREF + 20 KIAS)

Pilot shall start braking after touchdown of the nose gear but latest at 80 KTS. Aircraft shall reach safe taxi speed well before turning off the runway.

Brake for safety, not for comfort.

又於 2020 年 10 月 16 日修訂版之營運手冊 OM-B，第 2.8.15 節中，也提到了最後進場速度的計算方式：

2.8.15. Landing

For General information refer to OM-A 8.3.2.12.Touchdown.

Wind speeds including gust are to be compensated at the Commander's discretion and according to the circumstances (expected or reported wind shear, available runway, specific wind phenomena at some aer-odromes, possible malfunction, etc.). Below 500 feet above TDZE thrust shall be above idle and maximum 1000 fpm ROD must be maintained.

Final Approach Speed = VREF + 1/2 gust (max. VREF + 10 KIAS)

Reduce thrust by 50 ft.

*The PM shall supervise the correct operation of the ground lift dumpers and call out "**SPOILERS OUT** and **THRUST REVERSERS OUT**" when extended.*

Avoid high flare. Lower the nose wheel without delay. Use rudder pedals for directional control (do not use nose wheel steering tiller) .

Pilot shall start braking after touchdown of the nose gear but latest at 80 KTS. Aircraft shall reach safe taxi speed well before turning off the runway.

Brake for safety, not for comfort!

LP shall call "MY CONTROLS" and take controls during landing roll when he deems necessary.

1.18.1.6 標準呼叫

對於偏離常規之標準呼叫，描述於 2020 年 12 月 15 日修訂版之營運手冊 OM-A，8.3.1.21. 章節中：

8.3.1.21. PNF monitoring duties and associated terminology

In addition to other specific monitoring duties and calls described in this Operations Manual, PNF shall monitor the flight execution and inform PF immediately of observed deviations using the terminology described below. In addition and where applicable PNF shall verify that corrective action is taken.

a) Airspeed

When the airspeed deviates more than 5 kts from the desired or selected value or exceeds or tends to exceed a limit value, PNF shall call: "SPEED HIGH" or "SPEED LOW", as appropriate.

b) Vertical speed

When the vertical speed during descent deviates more than 500 ft/min from a predetermined value or exceeds or tends to exceed a limit value, PNF shall call: "SINK RATE".

c) *Bank angle*

When the bank angle exceeds or tends to exceed 30 degrees or any lower applicable bank angle limit, PNF shall call: "BANK ANGLE".

d) *Altitude*

When the aeroplane deviates more than 150 ft from the cleared altitude/flight level or exceeds or tends to exceed an altitude limit PNF shall call: "CHECK ALTITUDE".

e) *Proximity to terrain*

When undue proximity to terrain has been detected, such as during GPWS or windshear recovery, PNF shall call out each 100 ft Radio Altitude and the vertical trend at or below 500 ft, e.g. "TWO HUNDRED FEET CLIMBING, THREE HUNDRED FEET LEVEL, FIVE HUNDRED FEET DESCENDING".

f) *Windshear*

When windshear is detected or suspected on take-off or final approach and no windshear detection system is available, PNF shall call: "WINDSHEAR".

g) *Attitude*

When the attitude deviates significantly from the normal target attitude for the phase of flight, the PNF shall call: "PITCH".

而 OM-A，8.3.2.11.15 穩定進場章節中亦有相關描述：

PM call-outs during final approach:

"SPEED" when speed becomes lower than $V_{REF} - 5$ kt or higher than $V_{REF} + 10$ kt;

"PITCH" when pitch att. becomes lower than 5° nose down or

higher than 5° nose up;

"BANK" when bank angle becomes steeper than 7°;

"SINK RATE" when descent rate exceeds 1000 ft/min;

"LOCALIZER" when LOC deviation becomes $\geq \frac{1}{2}$ dot LOC;

"GLIDE SLOPE" when GS deviation becomes $\geq \pm \frac{1}{2}$ dot GS;

"RWY/APP LIGHTS IN SIGHT" as soon as approach lights and/or runway (lights) are in sight.

1.18.1.7 落地程序和技巧

BD-700 型機落地時推力和仰角操控程序，描述於 GL 6000 FCOM 第 1 卷，2020 年 11 月 11 日修訂版，第 4 章正常操作程序，第 04-08 節之進場和落地中：

FULL STOP LANDING

The procedures outlined below are done simultaneously or in quick succession, as the situation requires.

Approach through 50 feet height point at VREF (Refer to the Airplane Flight Manual; Chapter 6; PERFORMANCE – LANDING PERFORMANCE) on stabilized glide slope of 3 degrees, with landing gear down, slats out and flaps at 30 degrees.

Thrust reversers may be used after touchdown to supplement the use of wheel brakes.

With the thrust reversers deployed, a nose-up pitching tendency will occur at high reverse thrust settings, particularly at aft c.g. light weights. This tendency is controllable with elevator and may be minimized by ensuring that nose wheel

touchdown is achieved, and nose-down elevator applied, before selecting reverse thrust.

At or below 50 feet AGL:

- 1. Thrust leversIDLE*
- 2. Airplane attitude..... Maintain until close to the runway.*
 - Perform partial flare, and touchdown without holding off.*
- 3. Ground lift dumpingCheck deployed*
- 4. Brakes.....Apply*
 - Apply brakes as appropriate for landing and runway conditions.*
- 5. Thrust reversers..... Deploy*

CAUTION

If maximum reverse thrust is required, MAX reverse may be deployed to a full stop. If Max reverse is not required, reverse thrust should be manually reduced to Reverse Idle by 50 KIAS to prevent re-ingestion of engine gases, ingestion of Foreign Object Debris (FOD) and prevent dust, sand, water or other contaminants from being blown onto airplane surfaces. If Max reverse is used below 50 KIAS a maintenance inspection will be required on the Compressor stage within the next 15 engine cycles.

- 6. Directional control Maintain*
 - Use aileron and rudder as required.*
- 7. Engine instruments and AirspeedMonitor*
 - PM will advise PF of any engine limitations about to be reached or of*

any discrepancy.

8. Thrust reversers.....*IDLE / STOW*

- *Confirm reversers are stowed.*

NOTE:

Inadvertent positioning of the thrust levers between the IDLE and the REV detents will result in propulsion system anomalies, such as L (R) REVERSER FAIL indications.

9. Nose wheel steering *As required*

The landing technique of BD-700 airplane is described in the GL 6000 FCOM Volume 1, revision 36: Nov 11/2020, Chapter 10 NORMAL AND NON-NORMAL PROCEDURES, Section 10-01 H. Landing (5) LANDING TECHNIQUE:

BD-700 型機的落地技術在 GL 6000 FCOM 第 1 卷，2020 年 11 月 11 日修訂版，第 10 章正常和非正常操作程序，第 10-01 H 節。落地 (5) 落地技術中進行了描述：

(5) LANDING TECHNIQUE

At 50 ft AGL autothrottles retard to idle – based on Rad Alt. If autothrottles are not engaged, manually reduce thrust to idle at 50 ft AGL.

As soon as thrust is reduced to idle, the airplane will decelerate. Touchdown at approximately VREF –4 kts is reasonable. For a normal 3 degree glidepath, induce a flare at approximately 30 ft AGL, slightly earlier for steeper approach angles.

At touchdown, the GLD system extends all spoilers automatically. Maintain the pitch input initially and ease the nosewheel touchdown.

Continue to apply appropriate crosswind input, with increasing aileron deflection as speed decreases during the roll-out.

Autobrakes, if selected, activate at touchdown after GLD deployment; and, weight on wheels for 5 seconds or wheel spin-up to greater than 50 kts. Deceleration will occur at the preselected rate.

If autobraking is not selected for landing, smoothly apply wheel brakes and select thrust reversers as required. Apply brakes by steadily increasing pedal pressure, adjusting for runway condition and length available. Do not pump the brakes. Maintain deceleration rate until stopped or desired taxi speed is reached.

After main wheel touchdown, continue to “fly” the nosewheel down to the ground by adjusting aft yoke pressure as required. As speed decreases more aft yoke movement is usually required. This is more pronounced with greater forward CG balance. Do not hold the nose wheel off the surface or delay de-rotation excessively to avoid the nosewheel slamming onto the runway as speed and elevator effectiveness decay. Autobrake engagement prior to nosewheel touchdown will also accelerate de-rotation and will require timely aft yoke input to mitigate hard nosewheel touchdown. If thrust reversers are deployed prior to nosewheel touchdown, there may be a requirement to slightly reduce the control yoke aft pressure to avoid a pitch increase as reverse thrust is applied.

1.18.1.8 側風落地技巧

BD-700 型機側風落地技巧，描述於 GL 6000 FCOM 第 1 卷，2020 年 11 月 11 日修訂版，第 4 章正常操作程序，第 04-08 節進場和落地中：

11. CROSSWIND LANDING

The recommended technique for approach is the wings level crab technique where the aircraft is pointed into the wind to control direction.

If a crosswind is present, as the flare is commenced, application of rudder is used to align the fuselage parallel with the runway centerline.

As rudder is applied the aircraft will tend to roll in the direction of the rudder input. To counter this, simultaneous input of rudder and opposite aileron is required to keep the wings level. In this wings level condition there will be some sideways drift. A slight, into wind, wing down should control this sideways motion.

Excessive wing down can cause the wing tip to contact the runway. In order to minimize this possibility, the bank should be limited to less than 3 degrees and the touchdown should occur as soon as the aircraft is aligned with the runway. Prolonging the flare would increase the pitch attitude which brings the wing tip closer to the ground.

The aileron input is required throughout the landing roll and the input should be increased as the airspeed decreases.

Any lateral motion on final approach should be controlled using aileron inputs. The rudder should not be used to control lateral motion and should only be used in the flare to align the aircraft with the runway.

The use of autobrake is recommended for strong crosswinds.

此外，側風落地技術在第 10 章正常和非正常操作程序，10-01 H 節，落地（7）側風落地技術中另有說明：

(7) CROSSWIND LANDING TECHNIQUE

The recommended technique for approach in crosswinds is a

wings-level crab technique; the airplane is pointed into wind while tracking the extended runway centerline. Tracking correction should be made with aileron. Do not use rudder to control lateral tracking on final approach.

If a crosswind is present, as the flare is commenced at approximately 30 ft, apply downwind rudder to align the fuselage parallel with the runway centerline.

As rudder is applied, the airplane will tend to roll in the direction of rudder input. To counter this, simultaneous input of rudder and opposite aileron is required to keep the wings level. Touchdown should occur as soon as the airplane is aligned with the runway. The action of removing into-wind crab and aligning with the runway may also be known as de-crab.

Do not prolong the flare or significantly delay touchdown. The airplane will start to drift, accelerating downwind as soon as de-crab occurs. Although a very slight into-wind wing-down may be tolerated after de-crab, the focus should remain on a wings level touchdown with minimum delay.

Delaying touchdown or extending flare usually requires increased pitch. With pitch increase, the tolerance for bank and wing tip ground clearance is reduced. Excessive wing-down can cause the wingtip to contact the runway. For gusty crosswinds, a deliberate positive touchdown is recommended. Otherwise, extending the flare in strong crosswinds may jeopardize a safe landing within the lateral confines of the runway.

If the final approach or landing phase becomes unstable, an immediate go-around is recommended.

After placing the nosewheel onto the ground, rudder input can be modulated to rely more on nosewheel friction to control airplane direction.

The aerodynamic effect of rudder will rapidly diminish during the after-landing deceleration. Nosewheel steering via rudder pedal input will become increasingly relied upon during the transition to taxi speed. Effectively the transition from predominant aerodynamic rudder control to nosewheel steering via rudder pedal input will be transparent to passengers.

Into-wind aileron input is required throughout the landing roll, with input increasing as the speed decreases to taxi speed. This technique is especially important for wet/contaminated runways.

CAUTION

Nosewheel tiller steering should only be used at taxi speeds and below. Sensitivity of the tiller steering may contribute to over-controlling and pilot induced oscillations if used at higher speeds.

Division of flight control duties between the two pilots is not recommended. The PF should not use the tiller during the landing roll until the airplane has reached taxi speed.

The use of autobrake in crosswinds is recommended.

A VREF speed adder should be used for gusty conditions. The correct addition is “half the gust”, to a maximum of 10 kts. Adding more speed on top of the appropriate gust adder may present additional challenges during the landing phase. Extra energy in the landing phase combined with ground effect may contribute to a tendency to float prior to touchdown. The stability of the landing will be significantly aggravated as crosswinds and drift tendency increase. Adding extra speed beyond the necessary adders is not recommended.

1.18.1.9 翼尖離地間距

BD-700 型機落地期間翼尖離地之間距，在 GL 6000 FCOM 第 1 卷，2020 年 11 月 11 日修訂版，第 10 章正常和非正常操作程序，第 10-01 H 節，落地 (8) 落地時飛機與地面間的三角幾何考量中，進行了以下之描述：

(8) AIRPLANE GEOMETRY CONSIDERATIONS FOR LANDING

The wing sweep (34 degrees at the leading edge) and wing span contribute to reduced wing tip ground clearance as pitch increases during touchdown. This is exacerbated with increase in bank angles. It is therefore highly recommended to target wings level for landing.

Recommended pitch at touchdown is 7 to 8 degrees. The following table represents the worst case scenario for a touchdown with wings not creating lift.

PITCH ANGLE	BANK ANGLE AT WINGTIP GROUND CONTACT	
	ON GROUND - NO WING LIFT	IN FLIGHT - LIFT, INCREASED DIHEDRAL
0	10.6	13.5
3	9.6	12.3
6	8.5	11.2
9	7.4	11.2

- *It is highly unlikely that the airplane will ever encounter a tail strike.*

Pitch attitude required for tail strike is as follows:

- *15.3 degrees for fully compressed gear*

Eye reference height at touchdown in the landing attitude is 4.75 m (15.60 ft).

1.18.1.10 風切

遭遇風切時之操作指南列於 Elit'Avia Malta 營運手冊 OM-A，2020 年

12月15日修訂版，8.3.11.5.節風切:

8.3.11.5. Windshear

a) *If windshear is suspected, maximum takeoff thrust should be used for takeoff. The longest suitable runway should be used taking into consideration crosswind and tailwind limitations, and obstacles in the takeoff path.*

b) *Pilots shall remain alert to the possibility of windshear, and be prepared to make relatively harsh control movements and thrust changes to offset its effects. Immediately after takeoff, the pilot's choices of action will be limited, since he will normally have full thrust applied, and be at the recommended climb speed for the configuration. If the presence of windshear is indicated by rapidly fluctuating airspeed or rate of climb/descent, or by a Windshear Alert and Guidance System (WAGS), ensure that full thrust is applied and aim to achieve maximum lift and maximum distance from the ground or follow WAGS guidance.*

Similarly, if the windshear is encountered during the approach, positive application of the thrust and flight controls should be used to keep the speed and rate of descent within the normal limits. If there is any doubt, the approach should be abandoned and action taken as in the after takeoff case above. Whenever windshear is encountered, its existence should be notified to Air Traffic Control as soon as possible.

c) *The following guidelines may be used to indicate uncontrolled changes from the normal steady state conditions. Changes in excess of:*

1) *15 kts IAS;*

2) *500 ft/min vertical speed;*

- 3) *5 degrees pitch attitude;*
- 4) *1 dot displacement from the glide path; and*
- 5) *Unusual throttle position for a significant period of time.*

1.18.2 訪談資料

1.18.2.1 正駕駛員

事故航班於 0809 時從仁川機場起飛，預計中停臺中機場接載乘客後飛往目的地新加坡。臺中機場進場使用 ILS 36 跑道，有非常強的風及陣風，正駕駛員擔任事故航班的監控駕駛員。最初的巡航高度為 FL380，然後爬升至 FL400，途中有噴射氣流，風速約為 180 哩/時。下降的過程都很好，主要飛航顯示器（primary flight display, PFD）在飛機轉向四邊之前，沒有顯示任何風，然而於五邊最後進場階段時，頂風約為 50 哩/時。

飛航組員在進場前取得臺中機場之 METAR 天氣報告和終端資料自動廣播服務 ATIS L。進場提示由操控駕駛員在開始下降前 10 到 15 分鐘進行，進場的進場參考速度（Vref）為 129 哩/時¹⁴。考慮風速條件，進場速度為 Vref + 5 哩/時，正駕駛員表示曾建議操控駕駛員，在強風狀況下落地時應保留更多能量。

約 500 呎¹⁵時，操控駕駛員將自動駕駛解除，進場過程飛行狀況皆正常，直到大約離地 100 呎，航機往下沉並向左傾斜，操控駕駛員將仰角再往上多帶一些，接著左起落架接觸地面，正駕駛員沒有聽到任何可能意味著航機機翼接觸地面的異常聲音。

當航機往下沉時，因為飛機低於正常下滑道，正駕駛員呼叫「glide slope」，此時正駕駛員手放在操控桿上，但沒有施力介入。當航機向左傾斜

¹⁴ 事故航班 Vref 為 127 哩/時。

¹⁵ 應指氣壓高度。

時，正駕駛員透過介入向右傾斜的操控施力，幫助將航機機翼改平。正駕駛員表示當時曾考慮過重飛，但已經為時過晚。

正駕駛員記得航機下沉時，操控駕駛員增加了推力，但不記得改平飄時的仰角是幾度，因為當時在看外面，並沒有看主要飛航顯示器。左側主起落架接觸地面時正駕駛員有感覺到，但不記得右主起落架有接觸地面的感覺，這是一次 firm 的落地。

正駕駛員認為翼尖之所以碰觸跑道表面，是因為飛機在落地帶平飄時，仰角太大且同時帶著傾斜坡度。Global 6000 的最大展示側風風速為 29 浬/時，公司側風限制為 25 浬/時。經計算，進場時遇到的最大側風約為 24 浬/時，位於側風限制範圍內。

這是正駕駛員第一次降落在臺中機場，過去曾 2 次與副駕駛員一起飛往臺北 (RCTP)，一次是在五月，一次是在夏季。正駕駛員表示，一直鼓勵副駕駛員多飛以累積經驗。

進場過程中一路都是相當穩定，並且保持在下滑道上，一切都在限制範圍之內，所以正駕駛沒想到過要重飛。且操控駕駛員做得很好，所以沒有理由考慮接手操控。然而，對所有航班而言，重飛仍然總是選項之一。正駕駛表示，如果下次遇到同樣的天氣條件，會自己擔任操控駕駛員的角色。

在手冊中，有提供關於在帶平飄期間多少仰角允許對應多少坡度的資料，飛機的仰角越大，允許的傾斜角坡度越小。

正駕駛員對這次飛行，在生理跟心理方面都感覺正常，飛行前沒有服用任何藥物。

正駕駛員以前從未發生過飛航事故。

1.18.2.2 副駕駛員

飛航組員於韓國當地時間 0700 在仁川機場報到，0900 起飛，副駕駛

員是事故航班的操控駕駛員。爬升和巡航過程一切正常。飛航組員收到臺中機場終端資料自動廣播服務 ATIS L，風向為 030 度，風速 28 浬/時，最大陣風為 41 浬/時，能見度超過 10 公里，在 2,000 呎處有疏雲或少雲，高度表撥定值為 1027。當切換到進場臺波道時，航管人員提供之高度表撥定值為 1020。操控駕駛員在獲得最新的 ATIS 資料後進行了進場提示，提示內容包括進場路線和天氣情況。正駕駛員建議當遭遇陣風時應保持稍高一點的速度，並考慮關閉自動油門及自動駕駛用手動飛行。進場的參考速度 V_{ref} 為 127 浬/時；進場速度 V_{app} 為 $V_{ref} + 5$ 浬/時，為 132 浬/時。

飛航組員將天氣資料輸入飛航管理系統後，顯示出 14 浬/時的側風分量，該數字在航機和副駕駛員的側風限制範圍內。Global 6000 型機的最大展示側風限制為 29 浬/時，這與公司側風限制相同¹⁶。對於在 Global 工作經驗少於 1 年的副駕駛員，其側風限制為 15 浬/時。操控駕駛員表示 15 浬/時側風限制的 1 年要求，與加入公司的時間長短無關，而是與執飛 Global 型機的時間有關。由於操控駕駛員在 Global 上有 3 年的經驗，因此不受 15 浬/時側風的限制。操控駕駛員表示當時陣風為 40 浬/時，而側風分量為 20 浬/時，在其側風限制範圍內。進場期間都相當穩定，不認為當時的風速是具挑戰性的。

在高度大約 250 呎¹⁷處解除自動駕駛，操控駕駛員開始手動飛行。大約 100 呎時，陣風變得更大，飛機因下沉而低於下滑道，操控駕駛員將機頭抬起試圖返回下滑道。

大約在 30 呎以下，左機翼向下沉，故將副翼向右打滿。操控駕駛員表示所採取的糾正行動可能太遲，感覺機翼下沉，就像風突然消失一樣，或像出現下沉風那樣。操控駕駛員將駕駛盤打到底，但似乎一點作用都沒有。

航機觸地前，左翼仍然是比較低，操控駕駛員記得是左側主起落架先

¹⁶ 該公司側風限制為 25 浬/時。

¹⁷ 此處應為無線電高度，FDR 資料顯示，自動駕駛於無線電高度 219 呎解除。

著地，然後右側主起落架再接觸跑道。在帶平飄期間，正駕駛將雙手放在駕駛盤上以便幫助進行飛行操控，操控駕駛員不記得監控駕駛員在此期間是否進行了任何呼叫。沒有感覺到機翼有碰觸地面，但在落地後執行 360 度之機外檢查時，發現兩側翼尖有損傷。

飛航管制沒有發布任何風切報告，航管在航機約 1,000 呎處更新地面風的資訊，其數值與 ATIS 中的數值相似。自動呼叫在 100 呎和 50 呎的呼叫是正常的。操控駕駛員表示，通常在 50 呎處，自動油門會將推力降低到怠速，而飛機仰角將自動向上抬高 1 度。正常落地的狀況，大約 30 呎時，飛航員將仰角抬高 0.5 度，在 10 呎處仰角再抬高 0.5 度。

操控駕駛員表示，事故航機於進場時的偏移角大約為 7 至 8 度，在大約 100 呎處，因為航機低於下滑道，操控駕駛員將航機仰角向上抬了大約 1 度。30 呎以下事故航機的仰角比一般航機大概高約 1 到 2 度。

在 30 呎以下，當左翼往下掉時，操控駕駛員將副翼向右打，同時也將方向舵向左踩，全神貫注在滾轉上，想將機翼改平，認為這是最重要的事情。在航機下降到 50 呎以下，操控駕駛員並沒有增加任何推力，當時沒有考慮過重飛，因為飛機在 30 呎以上都還是穩定的狀態。而且在 30 呎以下一切都發生得太快，操控駕駛員專注於將機翼保持水平，沒有想到過要重飛。

這是操控駕駛員第一次降落在臺中機場，由於時差因素，操控駕駛員感到有點累，但覺得並沒有影響這次飛行中的表現。操控駕駛員執行勤務前在家待了 3 個星期，很高興能去執行飛行任務。對於這次任務，身心都感覺良好，在飛行前沒有服用任何藥物。

1.18.3 事件序

事故航班之事件序，詳列於表 1.18-1。

表 1.18-1 事件序

臺北時間	事件	來源
0809	自仁川機場起飛	FDR
1006:31	CVR 座艙語音紀錄開始	CVR
1007 至 1021	航班於下降的過程中飛向航點 ANPU，然後 FATAN，高度大約在 FL200 左右。飛航組員收到臺中機場 ATIS 資料 LIMA	CVR
1021	正駕駛員建議副駕駛員考慮於最後進場時，在陣風天氣狀況下解除自動油門	CVR
1034:28	正駕駛員告訴副駕駛員「我會保持高一點的速度……」	CVR
1034:54	聯繫塔臺，航機位於臺中機場 ILS 36 跑道進場路徑上	CVR
1035	臺中機場塔臺頒布落地許可，並提供 36 號跑道地面風之資訊，030 度，風速 27 浬/時，陣風 41 浬/時	CVR
1036:08	落地前檢查表執行完成	CVR
1036:59	監控駕駛員呼叫：「one thousand passed and stabilized」	CVR
1037:24	監控駕駛員呼叫：「five hundred」	CVR
1037:47	自動呼叫：「minimum minimum minimum」	CVR
1037:56	操控駕駛員解除自動駕駛	CVR, FDR
1038:04	自動呼叫：「one hundred」	CVR
1038:05	監控駕駛員告知「you are below glides」，操控駕駛員回應「correct (ing)」	CVR
1038:08	自動呼叫：「fifty」	CVR
1038:12	自動呼叫：「thirty」	CVR
1038:14	自動呼叫：「ten」	CVR
1038:15	事故航機落地時空速為 113 浬/時，仰角向上 10.2 度，滾轉姿態向右 5.8 度，垂直加速度 2.12g	CVR, FDR
1038:17	自動油門系統解除，自動呼叫：「autothrust」	CVR, FDR

第 2 章分析

2.1 概述

事故航班之正駕駛員及副駕駛員，分別持有斯洛維尼亞民航局和荷蘭民航局頒發之有效證照。無證據顯示於事故航班中，存在足以影響飛航組員操作表現之醫療、疲勞、藥物或酒精等因素。

事故航機之適航認證符合要求，在相關的技術文件中，未有飛航操作系統方面的問題。事故航班之載重與平衡均位於限制範圍內。

臺灣在事故航班飛行期間，受到強烈冷高壓系統的影響，臺中機場天氣狀況為能見度良好，36 號跑道有強陣風及明顯側風，無風切報告。

本分析內容主要著重在進場和落地期間，與風況相關飛行操作之執行，及飛航組員對自動駕駛和自動油門系統的使用。

2.2 飛航操作

2.2.1 進場與落地

CVR 及訪談紀錄顯示，飛航組員在航機開始下降前完成了進場提示。約在 1020 時，航機高度為 FL200，飛航組員收到終端資料自動廣播服務 ATIS L，顯示臺中機場的風向為 030 度，風速 28 浬/時，陣風達 41 浬/時。正駕駛員建議副駕駛員考量在陣風天氣狀況下，解除自動油門來執行最後進場。

依航機重量及使用 30 度襟翼落地之狀況計算，該機進場的參考速度 V_{ref} 為 127 浬/時。在陣風條件下，飛航組員在 V_{ref} 速度上再加 5 浬/時的增量，最後進場速度為 132 浬/時。

2.2.1.1 最後進場階段

根據 CVR 和 FDR 資料，在 1036:08 時，航機下降通過無線電高度 1,370 呎，使用臺中機場 36 跑道 ILS 進場，襟翼 30 度（前緣縫翼 20 度），使用自動駕駛及自動油門，起落架放下並鎖定，空速為 135 浬/時。1036:58 時，航機下降到無線電高度 813 呎，空速為 133 浬/時，監控駕駛員呼叫「one thousand passed and stabilized（通過一千呎，穩定進場）」。1037:40 時，監控駕駛員呼叫「approaching minimum（接近最最低下降高度）」，操控駕駛員回應「landing（落地）」。1037:46 時，航機無線電高度為 302 呎，空速為 127 浬/時，自動呼叫提示「minimum minimum minimum（最低高度、最低高度、最低高度）」。FDR 參數顯示，事故航班以自動駕駛執行之 ILS 進場，符合該公司穩定進場之規範。

1037:56 時，無線電高度 219 呎，操控駕駛員解除自動駕駛，自動油門則保持啟用。接續的下降過程中，風向發生明顯的順時針轉向變化。航機由操控駕駛員手動控制，空速在 127 浬/時和 133 浬/時之間變化，期間只有 1 到 2 秒，由於陣風影響而使空速降至最低 121.25 浬/時，地速大致保持在 85 浬/時到 89 浬/時之間，詳見表 2.2-1。

1038:08 時，航機下降通過無線電高度 50 呎，空速為 137 浬/時，駕駛艙內自動呼叫提示「fifty（五十呎）」。一秒鐘後，在 1038:09 時，自動油門切換到「position throttle retard（油門怠速位置）」模式，自動油門系統將 2 具發動機的風扇槳片轉速（fan speed），從大約 62% N1 降低到飛行中怠速（大約 34% N1）¹⁸。該機指示空速開始從無線電高度 47 呎的 132.5 浬/時，減少至無線電高度 34 呎的 123.75 浬/時，並在 5 呎和觸地時，進一步減少至 113 浬/時。在此期間，地速從大約 90 浬/時變至 87 浬/時，此空速變化量（19.5 浬/時）和地速變化量（3 浬/時）之間的差異，顯示頂頭風顯著減

¹⁸ 發動機 N1 從 50 呎時的 62% ，減少到 24 呎時的 42%，並在著陸前 1 秒，5.6 呎時，減少到 34%。

弱。航機的垂直速度從無線電高度 47 呎的-248 呎/分，增加到無線電高度 24 呎的最大下降率-600 呎/分；航機最終以-341 呎/分的垂直速度落地。

表 2.2-1 最後進場階段飛航組員的操作和航機狀態

時間	CVR 抄件	無線電高度 (呎)	空速 (浬/時)	地速 (浬/時)	垂直速度 ¹⁹ (呎/分)	仰角 (度)	滾轉角 (度)	風向 ²⁰ (度)	風速 (浬/時)
1037:56 ²¹		219	132.25	87		2.46	1.49	8	27
1037:57		200	132.25	86		2.98	1.66	6	29
1037:57.4	操控駕駛員：解除自動駕駛								
1037:58		192	128.75	86		2.63	-0.17	13	29
1037:59		177	127	85		3.16	-2.72	18	27
1038:00		156	127	85		4.65	-1.58	23	25
1038:01		136	121.25	86		4.30	-2.28	28	22
1038:02		121	124.5	87		3.51	1.31	31	21
1038:03		106	130.5	87		5.27	0.26	34	19
1038:03.8	自動呼叫：one hundred								
1038:04		91	128	87		7.38	-2.8	28	19
1038:05		69	122.25	87		7.03	-0.08	24	20
1038:05.4	監控駕駛員：你低於下滑道								
1038:06		63	133.5	89		4.57	-3.77	26	21

¹⁹ 依據 FDR 無線電高度參數資料。

²⁰ AWOS S 之風向和風速。

²¹ 操控駕駛員解除自動駕駛。

時間	CVR 抄件	無線電高度 (呎)	空速 (浬/時)	地速 (浬/時)	垂直速度 ¹⁹ (呎/分)	仰角 (度)	滾轉角 (度)	風向 ²⁰ (度)	風速 (浬/時)
1038:07		57	131	89		5.27	-3.25	30	20
1038:07.0	操控駕駛員：修正中								
1038:08		51	137	90	-319	5.36	0.52	40	17
1038:08.2	自動呼叫：fifty								
1038:09		47	132.5	90	-248	4.48	2.54	45	16
1038:10		42	131.25	90	-368	4.48	4.48	47	17
1038:11		34	123.75	89	-503	5.00	2.46	44	18
1038:12		24	125.5	89	-600	6.15	1.84	41	20
1038:12.0	自動呼叫：thirty								
1038:13		15	120.25	88	-559	6.24	-1.58	42	21
1038:14		5.6	113	87	-525	8.08	0.96	42	23
1038:14.2	自動呼叫：ten								
1038:15		-2.5	113	87	-341	9.84	5.88	38	24
1038:15.0	類似起落架著陸聲								
1038:16		-0.5	112.75	86	124	8.26	-9.40	33	24
1038:16.8	自動呼叫：autothrust								
1038:17		-1.9	114	85	-26	4.47	2.10	36	25

2.2.1.2 落地

當航機進場下降到達 30 呎帶平飄的高度時，操控駕駛員在操縱桿輸入仰角向上的控制，導致航機的仰角從大約機頭向上 5 度，增加到觸地時之機頭向上將近 10 度。飛航組員回憶說，當航機高度低於 30 呎時，機翼向左下沉。操控駕駛員表示，當航機向左滾轉時，即將副翼完全打向右側。監控駕駛員表示，亦以向右坡度的控制，試圖將航機機翼保持水平。

就在落地前，飛航組員嘗試使用大量駕駛盤控制輸入，來補償由陣風狀況引起之航機在滾轉和俯仰方向的姿態擾動。這些狀況加上自動駕駛解除後至落地前可用的時間有限，使得航機機翼難以保持所需的水平姿態。表 2.2-2 中的數字顯示，航機在跑道上落地前 2 秒，飛航組員以顯著且快速的駕駛盤輸入反應，來抵消左機翼下沉。在無線電高度 0 呎時，右翼向下的控制輸入導致航機姿態產生最大 6.76 度右翼向下之滾轉傾角，而仰角姿態為機頭向上 9.31 度。航機右側主起落架在向右滾轉的過程中重重的觸地，航機的右翼尖很可能是在此時接觸到跑道道面。在右側主起落架觸地回彈後，操控駕駛員試圖停止航機向右滾轉的運動，而輸入左翼向下的控制量，導致航機向左滾轉。因航機左翼向下的最大滾轉傾角達到 9.4 度，且右側主起落架轉變回「air (空中)」模式，加上 8.26 度的仰角姿態，造成航機的左側翼尖接觸跑道道面。

落地時，該機垂直加速度和橫向加速度的峰值紀錄，分別為 +2.12g 及 +0.26g。

表 2.2-2 落地階段飛航組員的操作和航機狀態

時間	無線電高度 (呎)	PF 駕駛盤 FTU ²² (磅) ²³	PM 駕駛盤 FTU (磅)	仰角 (度)	滾轉角 (度) ²⁴	起落架 (左)	起落架 (右)
1038:12	24	-29.25	-2	6.15	1.84	Air	Air
1038:12.25	22.37	-0.75	4.75	5.97	0.87	Air	Air
1038:12.50	19.25	19.75	2	6.06	-0.08	Air	Air
1038:12.75	17.5	27.25	-2.25	6.06	-1.23	Air	Air
1038:13	15.12	33	1.5	6.24	-1.58	Air	Air
1038:13.25	13.25	32.25	-6.25	6.76	-2.10	Air	Air
1038:13.50	9.62	20	-27.5	7.11	-2.10	Air	Air
1038:13.75	7.87	-17.75	-40.75	7.73	-0.70	Air	Air
1038:14	5.62	-9	-13	8.08	0.96	Air	Air
1038:14.25	4	-12.75	18	8.52	3.69	Air	Air
1038:14.50	1.25	-21	14.25	8.78	5.27	Air	Air
1038:14.75	0	-25	14.5	9.31	6.76	Air	Air

²² Force transducer unit，力量傳感器單元。

²³ 負值：左翼向下操控。 正值：右翼向下操控。

²⁴ 負值：左翼向下。 正值：右翼向下。

時間	無線電高度 (呎)	PF 駕駛盤 FTU ²² (磅) ²³	PM 駕駛盤 FTU (磅)	仰角 (度)	滾轉角 (度) ²⁴	起落架 (左)	起落架 (右)
1038:15	-2.5	-66.25	-5.5	9.84	5.88	Air	Air
1038:15.25	-3.75	0.75	20.25	10.19	-0.87	Air	Air
1038:15.50	-3.25	12	-34.5	9.93	-5.53	Air	Ground
1038:15.75	-2.37	11.75	-65	8.96	-9.31	Ground	Ground
1038:16	-0.5	56	-75.75	8.26	-9.40	Ground	Ground
1038:16.25	-0.37	92	-35	7.20	-6.15	Ground	Air
1038:16.50	-1	71.75	9	6.50	-2.19	Ground	Air
1038:16.75	-1.75	6.75	-3.25	5.36	2.54	Ground	Air
1038:17	-1.87	2.75	16.75	4.74	2.10	Ground	Ground

2.2.1.3 自動駕駛和自動油門之使用

CVR 及 FDR 資料顯示，操控駕駛員在航機無線電高度 219 呎時解除自動駕駛，自動油門在整個進場和落地階段保持啟用狀態，直到航機在 36 跑道上落地後 2 秒²⁵才解除。

根據該公司營運手冊 OM-A，見本報告 1.18.1.3 節，除使用自動駕駛落地之操作外，航機高度低於 MDA 時，建議解除自動駕駛。此外，在天氣報告的側風超過 15 浬/時，且航機下降到無線電高度 500 呎以下時，建議解除自動駕駛以手動飛行。事故航班當時之天氣報告，臺中機場 36 跑道之穩定側風分量為 14 浬/時，包含陣風之側風分量高達 20.5 浬/時。因此，事故航班之自動駕駛，應該在無線電高度 500 呎之前，或不低於 MDA 時被解除。

事故航班進場時並無風切報告，然而，當時的風況可能包含小規模的上升氣流和/或下降氣流，以及靠近地面的局部渦流。雖然使用自動飛航系統具有以選定之速度，準確地維持飛行航跡，並減少駕駛員工作負荷的優點。但很重要的是，自動駕駛應該在一定的高度前被解除改以手動飛行，讓駕駛員有充分的時間來適應落地時高度動態之情境。本次事故中自動駕駛在無線電高度 219 呎處解除，到航機到達 30 呎，操控駕駛員開始帶平飄準備落地時，操控駕駛員從自動飛行轉換到手動飛行只有 16 秒，在強陣風的條件下，可能無法提供操控駕駛員足夠的時間，完全掌控航機之操控狀況，導致此次過度操控的重落地。

此外，根據該公司營運手冊 OM-A，當航機以手動飛行時，建議關閉自動油門。當操控駕駛員解除自動駕駛時，並未將自動油門系統解除，在整個進場、帶平飄和落地的過程，航機的自動油門系統仍然控制著引擎的推

²⁵ 根據 FCOM，自動油門在著陸時會自動解除。

力。根據飛航組員操作手冊，當航機已建立落地外型，並且到達 50 呎的無線電高度時，自動油門系統將啟動怠速模式，2 個引擎油門桿在落地帶平飄期間將以固定速率自動收回至怠速位置。FDR 數據顯示，當航機無線電高度到達 50 呎時，2 個引擎的油門桿位置從大約 10 度減少到 1.5 度。而從 50 呎到航機觸地之過程，空速減少了 20 浬/時，與通常落地帶平飄期間僅會減少 4 到 5 浬/時相比，減少幅度過大。儘管引擎推力降低和操控駕駛員增加航機仰角的操作，亦導致了空速的損失，然空速減少最主要的原因，應該是由於頂風快速減少，且未能透過增加引擎推力來補償的緣故。雖然航機仍在可完全操控的狀態，但在急劇減速過程中，方向舵和副翼的氣動效應減弱，更增加了飛行操控的困難度。

上述分析顯示，在強風及陣風的天氣狀況；延遲解除自動駕駛，導致沒有充分的時間完全掌控航機的操控；由於頂風迅速減少且未能透過增加引擎推力來補償動能，加上操控駕駛員增加航機仰角的操作控制，致使空速急劇減少；以及飛航組員在帶平飄過程中，大量且快速的操控動作以對抗陣風對滾轉和仰角的干擾等複合因素，導致此次航機落地時翼尖接觸跑道之飛航事故。

2.2.2 最後進場速度

訪談紀錄顯示，該航機進場的參考速度 V_{ref} 為 127 浬/時，飛航組員為補償陣風狀況， V_{ref} 增加 5 浬/時的增量，最後進場速度為 132 浬/時。

根據該公司飛航組員操作手冊 FCOM 和營運手冊 OM-B，見本報告 1.18.1.5 節，當進場和落地期間預計會出現亂流或陣風狀況時，應於進場和落地階段加入 V_{ref} 速度增量。對於最後進場速度之計算，建議將陣風的一半之增量加到 V_{ref} 上，此增量最大為 10 浬/時。

最後進場速度 = $V_{ref} + 1/2$ 陣風 (最大 $V_{ref} + 10$ 浬/時)

然而，營運手冊 OM-A 中建議的 Vref 速度增量的值，是將一半的穩定風速加上全部陣風值，而此增量最大可到 20 浬/時。

最後進場速度 = $V_{ref} + 1/2$ 穩定風速 + 全部陣風 (最大 $V_{ref} + 20$ 浬/時)

針對此事故航班，地面報告的風向為 030 度，風速為 28 浬/時，陣風為 41 浬/時。根據飛航組員操作手冊 FCOM 或營運手冊 OM-B 中建議的 Vref 速度增量，最後進場速度應為 133.5 浬/時，或根據營運手冊 OM-A 中的建議，應為 147 浬/時。該公司不同手冊中建議的 Vref 速度增量有所差異，在執行速度計算時可能會造成混淆，並對在強風和陣風狀況下，進場和落地期間飛行操作的標準化產生不良影響。

2.2.3 操控駕駛員任務指派

根據該公司營運手冊 OM-A，見本報告 1.18.1.1 節，正駕駛員在考慮副駕駛員的經驗和飛行操作條件後，決定由何人擔任操控駕駛員及監控駕駛員。當副駕駛員在該機型的飛行經驗少於 1 年且側風分量超過 15 浬/時，或側風分量接近最大授權之限制時，無論副駕駛員經驗如何，正駕駛員應擔任操控駕駛員。

事故航班副駕駛員有 3 年的 BD-700 飛行經驗，事故航機進場期間穩定側風分量為 14 浬/時，陣風側風分量達 20.5 浬/時。因此，副駕駛員確實有資格被指派為此次航班的操控駕駛員。然而，操控駕駛員沒有採納正駕駛員的建議，及早解除自動油門並保持更高的空速以補償強風和陣風的狀況，加上操控駕駛員帶平飄期間，在平復機翼下沉狀況時，對飛機滾轉和仰角過度控制的操作，此次事故航班最後進場和落地期間的飛航條件，就操控駕駛員當時的飛行經驗，似乎具有相當的挑戰性。

事故發生後，該航空公司發布了針對風況，操控駕駛員應符合之必要條件的臨時修訂。當穩定側風為 20 浬/時或更大（經驗 1 年以下的副駕駛員

為 15 哩/時) 和/或陣風分量為 10 哩/時或更大時，應由正駕駛員擔任操控駕駛員。

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飛航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，但基於確保未來飛航安全之故，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飛航安全、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、教育及改善飛航安全目的之用。

3.1 與可能肇因有關之調查發現

1. 臺中國際機場在事故航班飛航期間，受到強烈冷高壓系統的影響，天氣狀況為能見度良好，36 跑道有強陣風及明顯側風。(1.7, 2.1)
2. 航機在跑道上落地前 2 秒，飛航組員以顯著且快速的駕駛盤輸入，來

補償由陣風狀況引起之航機在滾轉和俯仰方向的姿態擾動。在無線電高度 0 呎時，右翼向下的控制輸入導致航機姿態產生最大 6.76 度右翼向下之滾轉傾角，而仰角姿態為機頭向上 9.31 度。航機右側主起落架在向右滾轉的過程中重重的觸地，航機的右翼尖很可能是在此時接觸到跑道道面。(1.11.2, 2.2.1.2)

3. 在右側主起落架觸地回彈後，操控駕駛員試圖停止航機向右滾轉的運動，而輸入左翼向下的控制量，導致航機向左滾轉。航機左翼向下的最大滾轉傾角達到 9.4 度，加上 8.26 度的仰角姿態，造成航機的左側翼尖接觸跑道道面。(1.11.2, 2.2.1.2)
4. 在強風及陣風的天氣狀況；延遲解除自動駕駛，導致沒有充分的時間完全掌控航機的操控；由於頂風迅速減少且未能透過增加引擎推力來補償動能，加上操控駕駛員增加航機仰角的操作控制，致使空速急劇減少；以及飛航組員在帶平飄過程中，大量且快速的操控動作以對抗陣風對滾轉和仰角的干擾等複合因素，導致此次航機落地時翼尖接觸跑道之飛航事故。(1.7, 1.11, 1.12, 2.2.1.1, 2.2.1.2)

3.2 與風險有關之調查發現

1. 自動駕駛在無線電高度 219 呎處解除，到航機到達 30 呎開始平飄準備落地時，操控駕駛員只有 16 秒鐘從自動飛行轉換到手動飛行，在強陣風的條件下，可能無法提供操控駕駛員足夠的時間完全掌控航機之操控狀況。(1.11.2, 2.2.1.1)
2. 不同手冊中建議的進場參考速度 (Vref) 增量不一致之狀況，在執行速度計算時可能會造成混淆，並對在強風和陣風狀況下，進場和落地期間飛行操作的標準化產生不良影響。(1.18.1.5, 2.2.2)

3.3 其他調查發現

1. 事故航班飛航組員的證照與資格符合相關規定與要求。無證據顯示於事故航班中，存在足以影響飛航組員操作表現之醫療、疲勞、藥物或酒精等因素。(1.5, 2.1)
2. 事故航機之適航認證符合要求，在相關的技術文件中，未有飛航操作系統方面的問題。(1.6.2, 2.1)
3. 事故航班之載重與平衡均位於限制範圍內。(1.6.3, 2.1)
4. 飛航資料紀錄器 (FDR) 資料顯示，事故航班以自動駕駛執行之儀器降落系統 (ILS) 進場，符合該公司穩定進場之規範。(1.11.2, 2.2.1.1)

第 4 章 運輸安全改善建議

4.1 改善建議

本報告中未提出安全改善建議。Elit'Avia Malta 與 Bombardier 於事故後執行之改善措施列於 4.2 節。

4.2 安全改善措施

本事故發生後，Elit'Avia Malta 與 Bombardier 已完成或進行中之改善措施如下。

4.2.1 Elit'Avia Malta

4.2.1.1 Corrective Actions

Immediate - complete

1. Notice to crew (NTC) issued – crew to review Bombardier crosswind landing e-learning module;
2. Flight simulation training devices (FSTD) – satisfactorily completed for subject crew;
3. OM-A / B temporary revision (TR) and amendment with clarification of:
 - Nomination of the first officer as PF;
 - Advice with regards to use of Vref + 10 in strong / gusty winds.

Follow Up – in progress

1. Request with flight data monitoring program (FDMP) provider re event: Roll angle below 7 ft RA. Currently event roll angle below 20 ft RA;
2. FDM active monitoring of pitch and roll angles on landing;

3. Discussion with Bombardier company pilot – issue of Vref+10 limit as Vapp raised²⁶;
4. Consider advice / training on:
 - use of auto thrust. Practice auto thrust override in the flare;
 - use of manual thrust – FSTD / aircraft practice.
5. Consider pilot monitoring function below 100ft:
 - Call outs / speed trend vector;
 - Bank / Pitch callouts;
 - Go-Around.

4.2.1.2 Preventative Actions

Crew education and training

1. in landing in strong winds and strong crosswinds and effects of gust variation.
2. the role of the pilot monitoring in the last 100 ft of the approach should be examined.

Use of autopilot in strong and gusty wind conditions

The autopilot and autothrottle reduce pilot workload thereby increasing the monitoring capacity for the PF as well as the PM. However, the downside is that

²⁶ According to Bombardier, the "maximum of 10 KIAS" was removed in the May 2021 revision of the FCOM. The revised guidance (Global 6000 FCOM vol.1, rev. 38, page 10-01-113) now states the following: "(2) *SPEED ADDER FOR APPROACH AND LANDING IN GUSTY WIND CONDITIONS* The VREF speed adder should be used for approach and landing when turbulence or gusty wind conditions are anticipated during the approach and landing. When gusty conditions are reported, it is recommended to add half of the gust, (e.g. for winds of 15 kts gusting to 40 kts, half of the 25 kt gust is 12.5 kts, so in this case the correction applied to VREF is 13 KIAS.)"

late disconnection of the autopilot and / or the autothrottle creates a ‘window of disconnect’ – it takes a finite time for a pilot to ‘get in sync’ with the aircraft in the transition from auto to manual control. In this incident autopilot disconnect to landing was 16 seconds and disconnect occurred just before the most critical phase of flight.

It is therefore recommended that in conditions of strong and gusty wind conditions autopilot disconnection is effected no later than 500 ft RA to allow a period of familiarization and synchronization in manual aircraft control before reaching the flare.

Use of autothrottle system be considered

The autothrottle system is certified for use during the landing phase. In this incident the autothrottle system performed in accordance with its design philosophy. Thrust had increased from a nominal approach thrust setting of 55% NI to 62 % NI when the speed reduced to Vref and slightly below just above 50 ft RA.

However at 50 ft RA the autothrottle mode changes from speed to landing flare and thrust is progressively reduced to idle thrust for landing irrespective of airspeed and airspeed trend vector. This is not a criticism but a fact and is not challenged in this report.

Crew need to be aware of this design philosophy and need to be trained in options to intervene in the situation that the crew found themselves in during this incident.

The crew reported ‘sink’ below 100 ft RA which is confirmed by flight data. To counteract the sink, (increased rate of descent) given that the speed was correct required:

- a. Pitch attitude nose up change to increase lift;
- b. Thrust increase to counteract increased lift dependent drag and also contribute to total lift due vertical component of thrust. This action was achieved by the autothrottle between 100 ft and 50 ft RA prior to retard mode.

At 50 ft RA the autothrottle entered the retard mode and thrust was correctly commanded to idle by the autothrottle system. Speed was correct at 136 kts at this point. By 30ft RA speed had decreased to $V_{ref} - 3$ kts decreasing to $V_{ref} - 15$ kts on landing and thrust was therefore required to stabilize speed and rate of descent. The PF had three options at this late stage:

- c. Move thrust levers with autothrottle engaged, or
- d. Disconnect the autothrottle system and control thrust manually, or
- e. Go-Around.

Given that time is critical in this situation, and increase of thrust is the required operational solution, it is considered that movement / override of thrust levers to command more thrust is the preferred option. This option and skill requires briefing and training in the FSTD.

An alternative option is to manually control thrust and disconnect the auto thrust system in strong and gusty wind conditions. This requires training and regular practice.

Finally, a Go-Around in the flare is always an option and should also be practiced in the FSTD.

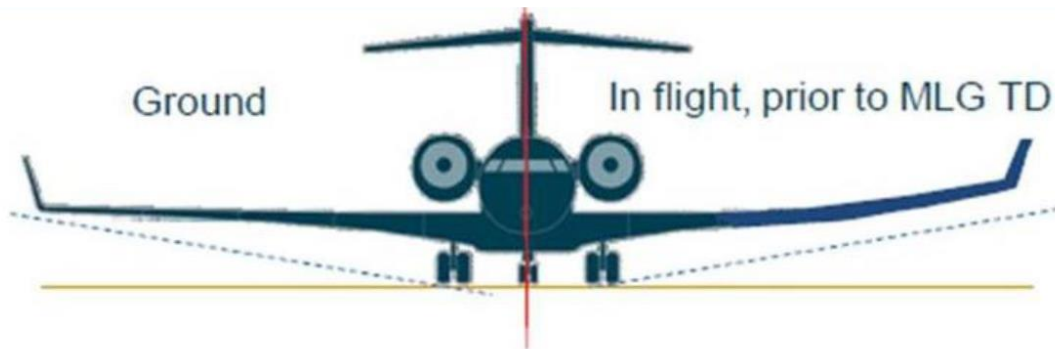
Options discussed introduce increased risk and should be risk assessed by Flight Operations and Crew Training managers.

Flight Data Monitoring

The Safety Manager of the occurrence operator believes that FDMP is second only to training standards, self discipline and professional standards in applied aircraft operational safety.

The Elit'Avia G6000 Fleet is enrolled into the FDMP.

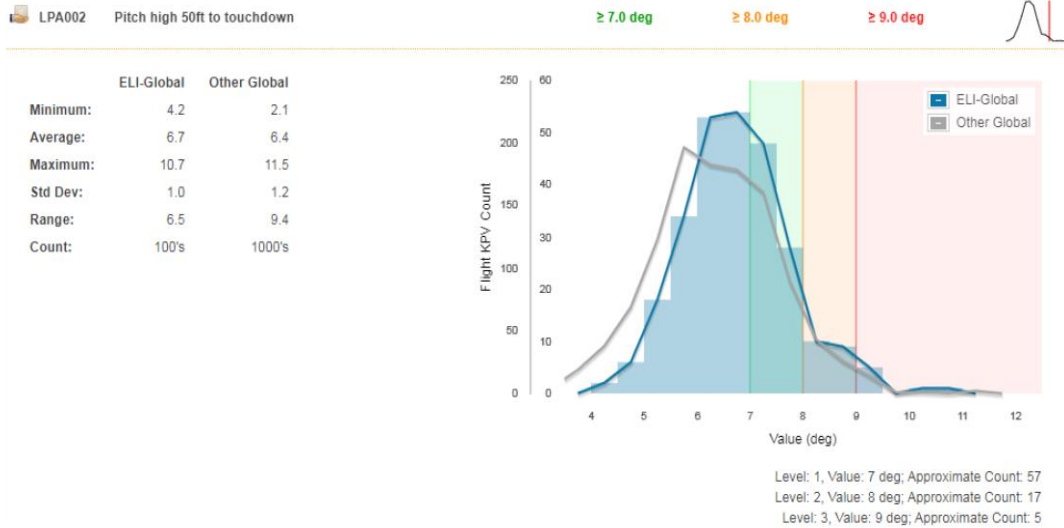
There is a direct correlation between pitch angle and roll angle with regards to risk of wing ground contact on landing. The following schematic is provided by Bombardier and is part of the e-learning module with regards to crosswind landings.



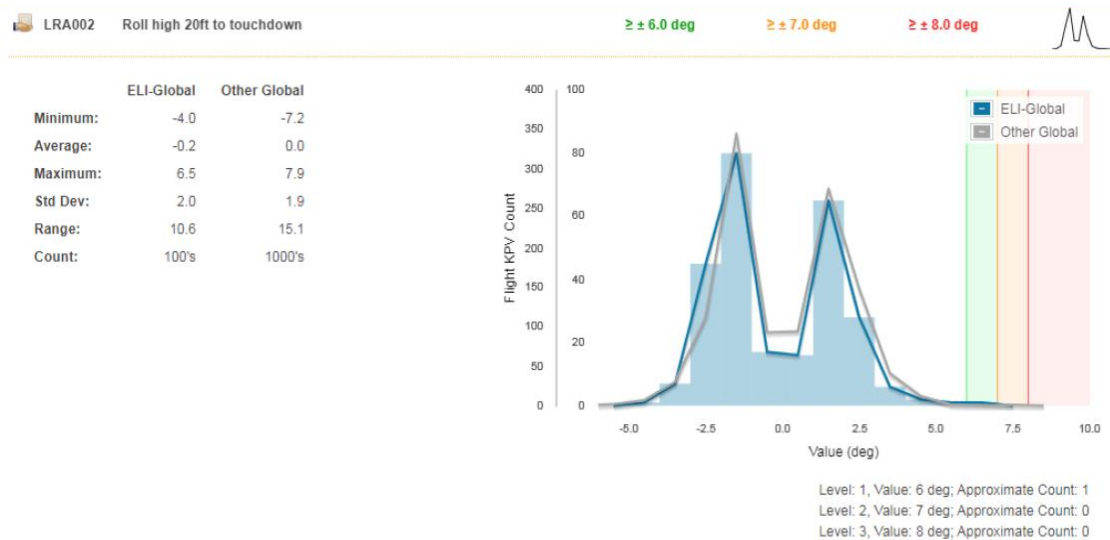
PITCH angle	Bank Angle for wing tip contact (ground, no lift)	In Flight (lift, increased dihedral)
0	10.6	13.5
3	9.6	12.3
6	8.5	11.2
9	7.4	10.1

The FDM relevant events available and monitored prior to the occurrence are:

e. Pitch angle 50 ft to touchdown: Event Code LPA002 with Level 1 set at 7 deg NU, Level 2 set at 8 deg NU and Level 3 at 9 deg NU.



f. Roll angle 20 ft to touchdown: Event Code LRA002 with Level 1 set at 6 deg roll, Level 2 at 7 deg roll and Level 3 at 8 deg roll.



The FDMP provider has been requested to introduce an additional event for roll below 10 ft RA to monitor roll angle close to the ground set at:

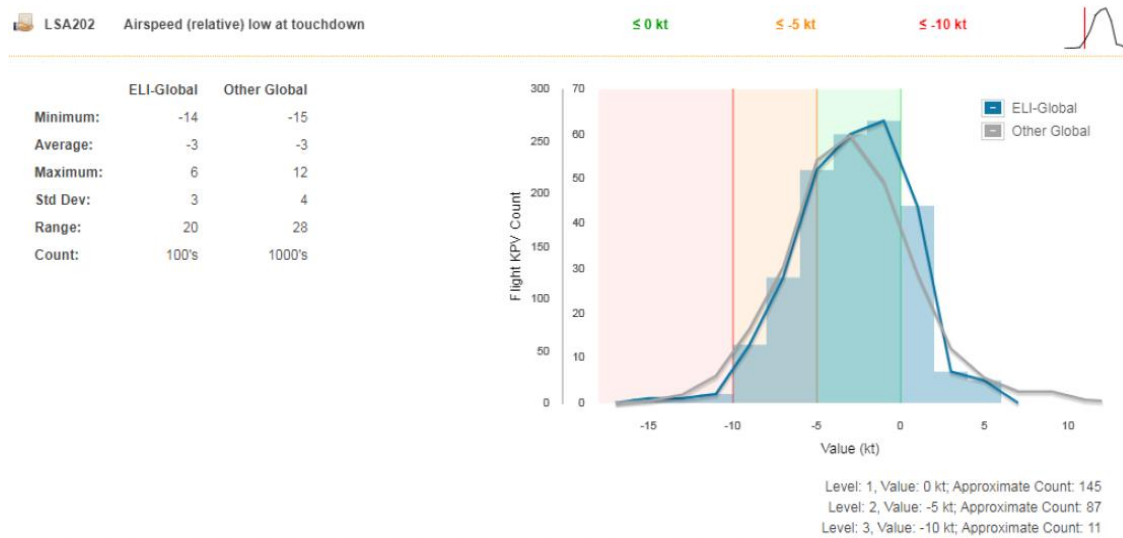
Level 1: Roll +/- of 3 deg or more

Level 2 Roll of +/- 4 deg or more

Level 3 Roll of +/- 5 deg or more

In the longer term an event that monitors Pitch / Roll combination at touchdown has been requested.

Finally, airspeed at touchdown is monitored by Event LSA 202. The trigger parameters and data spread is shown in schematic below:



It is proposed that the LSA202 parameters be changed to reflect that airspeed on landing is approximately 5% less than V_{app} / V_{ref} . The proposed Event Parameters:

Level 1 < V_{ref} - 5 kts, Level 2 < V_{ref} - 7 kts and Level 3 < V_{ref} - 10 kts

4.2.2 Bombardier

Bombardier has implemented the following safety actions:

1. Introduction of a new chapter in the Global 6000 FCOM called ROPAT (recommended operational procedures and techniques). The purpose of the ROPAT is to provide recommendations and procedural guidance for operation of the Global 6000 airplane. The guidance presented is intended to facilitate safe and efficient operation of the Global 6000. The material in the ROPAT is not intended to be used as standard operation procedures (SOP),

but may be used to facilitate the development of SOPs. With the introduction of the ROPAT, the FCOM can be used as a single reference manual for both training and operations. In particular, the ROPAT expands on the guidance available to the flight crew for wingtip strike avoidance. The ROPAT was introduced in November 2020 and therefore would most likely not yet have been reviewed by the occurrence flight crew.

2. The free on-line crosswind operations training module, originally developed by Bombardier Training Services but now hosted by CAE, was repatriated to Bombardier's customer website in March 2021, in order to facilitate access for all Global customers. An Advisory Wire (AW700-00-0479 Rev 2) was issued on March 29th, 2021, instructing customers on how to access the repatriated training module. The AW states that the training module, " [...] discusses takeoff techniques, and approach and landing considerations. For landing, the geometry of the Global wing and the decreasing margin between wing and runway on flare and touchdown with the interrelationship of bank and pitch angle is presented in detail. The recommended technique can be summarized here as 'crab to flare, rudder to straighten and ailerons to keep wings level.' Other considerations are presented to provide an excellent opportunity for discussion by flight crews." and highly recommends that all Global series pilots review the material as well as their standard operations procedures.
3. The on-line training module was further improved and updated. The updated version was made available on Bombardier's customer website in June 2021.

In addition to the above, Bombardier is working on the following:

4. Bombardier has requested that crosswind landing and wingtip strike

avoidance be added as a training area of special emphasis in Transport Canada's Operational Evaluation Board (OEB) Report, the FAA's Flight Standardization Board (FSB) report, and EASA's Operational Suitability Data (OSD) for the aircraft type.

5. Bombardier is working on adding expanded guidance to the ROPAT with regards to the following aspects of landings in crosswinds with strong gusty or turbulent conditions: the use of automation, thrust management in the final phase of the approach and landing, and the go-around decision.
6. Bombardier is working on expanding the on-line training module to include recommended guidance on division of Pilot Flying and Pilot Monitoring responsibilities.
7. Bombardier will recommend that training providers review and update crosswind landing training and, where necessary, include gusty or turbulent conditions within the maximum crosswind landing event, with additional emphasis on the following aspects: applying correct Vref adders, use of automation, Pilot Flying and Pilot Monitoring responsibilities during the approach and landing phase, speed and thrust management in the flare, and the go-around decision.