



飛航事故調查報告

ASC-AOR-12-04-001

中華民國99年12月29日

長榮航空公司BR 61班機

A330-203型機

國籍標誌及登記號碼B-16312

於巡航時兩套供氣系統失效導致艙壓異常

飛航組員緊急使用氧氣

飛航事故調查報告

ASC-AOR-12-04-001

中華民國 99 年 12 月 29 日

長榮航空公司 BR 61 班機

A330-203 型機

國籍標誌及登記號碼 B-16312

於巡航時兩套供氣系統失效導致艙壓異常

飛航組員緊急使用氧氣

本頁空白

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

中華民國飛航事故調查法第五條：

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

國際民航公約第 13 號附約第 3 章第 3.1 節規定：

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

本頁空白

摘要報告

民國 99 年 12 月 29 日，長榮航空股份有限公司（以下簡稱長榮）BR61 班機，機型為 A330-203，國籍標誌及登記號碼為 B-16312，於台北時間 0442 時由泰國曼谷（BKK）國際機場起飛，目的地為奧地利維也納（VIE）國際機場。

該機於台北時間 1333 時巡航通過烏克蘭辛非羅波爾（Simferopol）飛航情報區（FIR），巡航高度 40,000 呎時，出現發動機供氣系統失效致造成艙壓異常，飛航組員執行緊急下降程序，由航管引導轉降，於台北時間 1405 時降落於烏克蘭辛非羅波爾（Simferopol）國際機場，人員均安，航機無受損。

行政院飛航安全委員會（以下簡稱本會）於 12 月 29 日接獲我國民航局與長榮之事故通報後，即與烏克蘭民航主管機關取得聯繫。該國於 12 月 30 日來函通知：提議參照國際民航公約第 13 號附約（Annex 13 to the Convention on International Civil Aviation）精神及內容，委託本會主導事故調查。本會接受其委託並展開調查工作，受邀參與本次調查之機關（構）包括：中華民國交通部民用航空局、長榮航空公司、法國失事調查局、法國空中巴士公司及烏克蘭民航主管機關。

本事故「調查報告」完成後，於 101 年 3 月 20 日經本會第 153 次委員會議審議通過。獲通過之調查報告經與相關機關（構）確認後，於 101 年 4 月 20 日公布。

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 13 項，改善建議計 14 項，分述如後：

調查發現

與可能肇因有關之調查發現

1. 1 號及 2 號發動機供氣系統之壓力調節感測器內部因環境溫度變化而產生凝結水，巡航時該機處於攝氏零度以下之低溫環境，使壓力調節感測器內部積水結冰，兩套供氣系統壓力調節感測器先後受積水結冰影響，產生錯誤供氣壓力訊號，造成供氣監控電腦誤認供氣壓力過高而關閉壓力調節閥導致本事故。
(1.16.1, 2.2.1)

與風險有關之調查發現

1. 駕駛員於「CAB PR EXCESS CABIN ALT」警告訊息出現後，依程序下降，過程中曾應管制員隔離要求於飛航空層 280 改平，駕駛員雖持續要求下降高度，卻未申請緊急下降或宣告緊急狀況，致未獲得管制員最優先協助而未能於最短時間內持續下降至安全高度。(1.18.2、2.1.1)
2. 依據 AIRBUS 提供之 ZRA380-00 壓力調節感測器飛測及統計資料顯示，使用 General Electric Company(GE)發動機吊艙之 A330 型機，與使用 Pratt & Whitney(PW)及 Rolls-Royce(RR)發動機吊艙之 A330 型機相較，使用 General Electric Company(GE)發動機吊艙之 A330 型機具有較高供氣系統失效之風險。
(1.16.2、2.2.2)

其它發現

1. 維修紀錄顯示該機事故前之維修作業符合適航要求。(1.6.2)
2. 駕駛員持有之證照及任務派遣，符合民航法規要求；事故前 72 小時內之作息正常，無證據顯示事故發生時曾受生理、心理、藥物或酒精之影響。(1.5.1、1.5.2、1.5.3、2.1)
3. 該機於 0731 時至 1334 時在飛航空層 400 之高度巡航時，外界氣溫約為-52 至 -72℃，平均氣溫約為-61℃。該機於飛航空層 400 巡航的最後一個小時，航路

- 上無雲，亦無危害天氣。(1.7、2.1)
4. 長榮應可有效運用 AIRBUS 定期發行之後續跟進技術資料，及 AIRBUS 每年舉辦相關研討會中供 A330 型機使用者參考及經驗分享之資訊。(2.2.3)
 5. AIRBUS 於後續跟進技術資料中將 A330 型機雙供氣系統失效對航機飛航及操作之影響分類為中等 (medium)，至本次事故發生後，AIRBUS 於第九版後續跟進技術資料中將雙供氣系統失效對航機飛航及操作之影響分類為高 (high)。(1.18.4.3)
 6. 至本次事故發生前，AIRBUS 全球 A330 飛機兩套供氣系統產品失效機率小於 3.2×10^{-6} ，符合 EASA CS25 規定必須小於 10^{-5} 之產品可靠度要求。(2.2.5)
 7. 事故航機座艙語音紀錄器雖記錄品質良好，但其記錄資料為事故後由維也納飛回台灣之語音資料，並未包含事故發生期間之任何語音紀錄。(1.11.1)
 8. 長榮執行座艙語音紀錄器停用作業時，維修人員未善用可用資源判斷正確斷電器，致未正確停止運作座艙語音紀錄器，且未正確填寫飛航維護紀錄內容，並據以執行航機後續之派遣。(1.17.1.3、1.18.4.1、2.2.4、2.3.4)
 9. 長榮於該機地停救援小組前往烏克蘭 Simferopol 機場前，未指示其攜帶備用之飛航紀錄器；在接到飛安會要求更換飛航紀錄器時，地停救援小組已啓程，而以 CVR deactivated 的方式來保存資料，該作法雖技術上可行，惟會提高處理上的複雜性，增加事故過程語音資料被覆蓋的風險。(1.17.1.2、1.17.1.3、1.18.3.2、1.18.3.3、2.3.2.1、2.3.2.2)
 10. 機長決定轉降後，始以客艙廣播向乘客傳達艙壓異常及轉降烏克蘭等相關訊息。(1.15.1、1.15.2、2.4)

改善建議

致長榮航空公司

1. 要求所屬駕駛員，於遭遇艙壓失控情況而須緊急下降時，應斷然向航管申請緊急下降或宣告緊急狀況，以獲取最優先之協助。(ASC-ASR-12-04-001)
2. 對所屬駕駛員宣導「雙發動機航空器雙供氣系統失效案例」，提升對類似狀況之警覺與緊急應變之能力。(ASC-ASR-12-04-002)
3. 對同型機隊之壓力調節感測器執行一次性檢查，並研擬雙供氣系統失效之維護計畫，避免「雙供氣系統失效」情形之再發生。(ASC-ASR-12-04-003)
4. 制定座艙語音紀錄器停用之程序，供維修員於有需要時可參照執行。(ASC-ASR-12-04-004)
5. 採取相關措施或訓練，以確保維修員引用適當手冊作為填寫飛航維護紀錄之依據。(ASC-ASR-12-04-005)
6. 全面檢討各機型及各類相關人員於飛安事件發生時，有關飛航紀錄器證據保全之相關政策、作業程序、訓練及內部控制機制，以避免飛航紀錄器資料遭覆蓋情形再次發生，並盡可能以更換飛航紀錄器之方式處理。(ASC-ASR-12-04-006)
7. 於異常事件發生時，客艙組員能將航空器異常狀態資訊以快速且有效之方式傳達，以利客艙安全之確保。(ASC-ASR-12-04-007)

致交通部民用航空局

1. 督導長榮要求所屬駕駛員，於遭遇艙壓失控情況而須緊急下降時，應斷然向航管申請緊急下降或宣告緊急狀況，以獲取最優先之協助。(ASC-ASR-12-04-008)
2. 督導長榮對同型機隊之壓力調節感測器執行一次性檢查，並研擬雙供氣系統失效之維護程序及方法，避免「雙供氣系統失效」情形之再發生。(ASC-ASR-12-04-009)
3. 督導長榮制定座艙語音紀錄器停用之程序，供維修員於有需要時可據以執行。(ASC-ASR-12-04-010)
4. 督導長榮採取相關措施或訓練，以確保維修員引用適當手冊作為填寫飛航維護

紀錄之依據。(ASC-ASR-12-04-011)

5. 督導長榮全面檢討並改善飛安事件發生時，飛航紀錄器證據保全之相關政策、作業程序、訓練及內部控制機制，以避免飛航紀錄器資料遭覆蓋情形屢屢發生，並盡可能以更換飛航紀錄器之方式處理。(ASC-ASR-12-04-012)
6. 對所轄航空公司加強宣導飛航作業管理規則第 111 條規定與 AIRBUS A330 型機飛航紀錄器與最低裝備需求手冊關聯性之相關規定，避免類似事件再度發生。(ASC-ASR-12-04-013)

致 AIRBUS 公司

1. 事故航機因裝用 Auxitrol 公司生產製造，料號為 ZRA380-00 之壓力調節感測器，並使用 General Electric Company(GE)發動機吊艙以致本事故，AIRBUS 應速謀因應之道，並將資訊以較「後續跟進技術資料」更高階之技術文件送交該型機操作人以為維修作業之參考。(ASC-ASR-12-04-014)

本頁空白

目 錄

摘要報告.....	I
目錄.....	VII
表目錄.....	XI
圖目錄.....	XIII
第一章 事實資料.....	1
1.1 飛航經過.....	1
1.2 人員傷害.....	2
1.3 航空器損害.....	2
1.4 其他損害情況.....	2
1.5 人員資料.....	3
1.5.1 駕駛員經歷.....	3
1.5.2 駕駛員健康情形.....	4
1.5.3 駕駛員事故前 72 小時活動.....	5
1.5.4 維修員.....	6
1.5.5 客艙組員基本資料.....	7
1.6 航空器資料.....	9
1.6.1 航空器基本資料.....	9
1.6.2 維修資訊.....	10
1.6.3 供氣系統失效.....	12
1.7 天氣資料.....	16
1.8 助、導航設施.....	17
1.9 通信.....	17
1.10 場站資料.....	17
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	航空器殘骸與撞擊資料	26
1.13	醫療與病理	26
1.14	火災	26
1.15	生還因素	26
1.15.1	事故時客艙作業概況	26
1.15.2	抵達安全高度客艙後續作業	27
1.15.3	客艙失壓處置程序	28
1.15.4	客艙組員訓練	28
1.16	測試與研究	28
1.16.1	壓力調節感測器測試	28
1.16.2	發動機吊艙測試	29
1.17	組織與管理	31
1.17.1	座艙語音紀錄器於事故後之處置	31
1.17.1.1	座艙語音紀錄器保全處置之經過	31
1.17.1.2	座艙語音紀錄器保全處置人員訪談	31
1.18	其他資料	34
1.18.1	飛航操作相關手冊內容	34
1.18.2	駕駛員訪談	43
1.18.3	座艙語音紀錄器電源供應與放飛限制	51
1.18.3.1	電源供應	51
1.18.3.2	最低裝備需求手冊 23-71-01	52
1.18.3.3	AIRBUS 對 CVR 停用之意見	53
1.18.4	雙供氣系統失效案例及因應	54
1.18.4.1	案例及發生頻率	54
1.18.4.2	AIRBUS 產品安全程序	55

1.18.4.3	AIRBUS 因應措施.....	56
1.18.4.4	長榮因應措施.....	58
1.18.5	供氣系統.....	58
1.18.5.1	供氣系統功能及監控.....	58
第二章	分析.....	61
2.1	飛航操作.....	61
2.1.1	緊急下降之處置.....	61
2.2	維修與產品安全.....	65
2.2.1	供氣系統失效之原因.....	66
2.2.2	供氣系統失效之風險.....	67
2.2.3	故障排除與復發.....	68
2.2.4	事故後航機恢復派遣與維修紀錄簿登錄.....	69
2.2.5	AIRBUS 產品安全程序.....	71
2.2.6	壓力調節感測器環境測試認證.....	73
2.3	組織管理.....	74
2.3.1	飛航紀錄器斷電情形.....	74
2.3.2	飛航紀錄器處置方式之決策.....	75
2.3.2.1	備用飛航紀錄器攜帶之決策考量.....	75
2.3.2.2	DFDR 持續運作及 CVR 停用之決策.....	76
2.3.3	CVR 停用作業程序之訂定.....	76
2.3.4	維修員未成功保全證據之原因.....	77
2.4	生還因素.....	77
第三章	調查發現.....	78
3.1	與可能肇因有關之調查發現.....	79
3.2	與風險有關之調查發現.....	79
3.3	其它發現.....	79

第四章 改善建議.....	81
4.1 改善建議.....	81
4.1.1 致長榮航空公司.....	81
4.1.2 致交通部民用航空局.....	81
4.1.3 致 AIRBUS 公司.....	82
4.2 已完成或進行之改善措施.....	82
4.2.1 長榮航空公司.....	82
4.2.2 AIRBUS 公司.....	83
附錄一 飛航管制錄音抄件.....	85
附錄二 AIRBUS 壓力調節感測器原廠檢測報告.....	91
附錄三 AIRBUS 提供之「環境溫度對 A330 型機不同型式發動機吊艙 (GE 及 Pratt & Whitney) 內 Pr 感測器之影響」測試結果.....	93
附錄四 長榮最低裝備需求手冊 23-71-0.....	97
附錄五 AIRBUS 主要最低裝備需求手冊 23-71-01A.....	101
附錄六 AIRBUS SB A330-36-3039.....	103
附錄七 法國 BEA 針對飛安會洽詢感測器環境溫度測試及認證問題之回復 信函內容.....	123
附錄八 長榮航空公司至飛安會 153 次委員會議意見陳述內容.....	125
附件清單.....	129

表 目 錄

表 1.5-1	駕駛員基本資料表.....	3
表 1.5-2	維修員基本資料表.....	6
表 1.5-3	客艙組員基本資料.....	7
表 1.6-1	航空器基本資料.....	9
表 1.6-2	發動機基本資料.....	10
表 1.11-1	節錄之 SSCVR 語音內容.....	18
表 1.18-1	全球 AIRBUS A330 機隊雙供氣系統失效統計.....	55
表 1.18-2	不同吊艙型式區分失效案例統計.....	55

本頁空白

圖目錄

圖 1.5-1	客艙組員座位配置圖	8
圖 1.6-1	飛航維護紀錄	12
圖 1.6-2	Pr 感測器於 GE 發動機吊艙內之裝置情形	13
圖 1.6-3	Pr 感測器於 GE 發動機吊艙位置圖	13
圖 1.6-4	Pr 感測器內部積水現象	14
圖 1.6-5	Pr 感測器壓力與機外大氣溫度圖（前一故障航班）	15
圖 1.6-6	Pr 感測器壓力與機外大氣溫度圖（事故航班）	15
圖 1.7-1	事故當時之顯著危害天氣預測圖	16
圖 1.11-1	事故航班飛航參數繪圖（1）	21
圖 1.11-2	事故航班飛航參數繪圖（2）	21
圖 1.11-3	事故航班飛航參數繪圖（3）	22
圖 1.11-4	事故航班飛航參數繪圖（4）	22
圖 1.11-5	飛航軌跡與衛星影像套疊圖	23
圖 1.11-6	座艙語音抄件、飛航軌跡與衛星影像套疊圖	24
圖 1.11-7	前一故障航班飛航參數繪圖（1）	25
圖 1.11-8	前一故障航班飛航參數繪圖（2）	25
圖 1.16-1	裝用 PW 發動機吊艙之 Pr 感測器環境溫度變化	30
圖 1.16-2	裝用 GE 發動機吊艙之 Pr 感測器環境溫度變化	30
圖 1.18-1	CVR 系統電源供應概要圖	52
圖 1.18-2	供氣系統概要圖	59
圖 2.1-1	緊急下降過程中航機狀態及航管對話內容摘要	63
圖 2.2-1	飛航維護記錄	70

本頁空白

第一章 事實資料

1.1 飛航經過

民國 99 年 12 月 29 日，長榮航空股份有限公司（以下簡稱長榮）定期班機編號 BR61，機型 A330-200 客機，國籍標誌及登記號碼 B-16312，於 0442 時¹自泰國曼谷國際機場起飛，目的地為奧地利維也納國際機場。

1307 時，該機於 UL-850 航路、40,000 呎高度巡航，正駕駛員（為該機機長）正於客艙輪休，當時由巡航駕駛員坐於左座擔任監控駕駛員（Pilot Monitoring, 以下簡稱 PM），副駕駛員坐於右座擔任操控駕駛員（Pilot Flying, 以下簡稱 PF），ECAM²顯示“AIR ENG 1 BLEED FAULT”及“AIR ABNORM BLEED CONFIG”訊息，飛航組員兩次嘗試重置(reset)無效後，依 ECAM 指示關閉 1 號供氣系統(ENG 1 BLEED switched OFF)，翻閱手冊並無後續程序，且客艙壓力高度仍穩定維持，亦無其它異常狀況，故巡航駕駛員及副駕駛員繼續飛行，未通知正駕駛員。

1333 時，巡航駕駛員離開駕駛艙上洗手間，駕駛艙留有副駕駛員 1 人，ECAM 顯示“AIR ENG 2 BLEED FAULT”訊息，客艙壓力高度開始上升，副駕駛員嘗試重置一次無效後，便向烏克蘭航管要求下降高度。

1334 時，航管許可該機下降至 36,000 呎。

1335 時，詢問該機是否「declare emergency（宣告緊急狀況）」，副駕駛員回覆「negative（否）」。下降過程中客艙壓力高度持續上升，巡航駕駛員因耳朵感覺到艙壓變化，而自洗手間返回駕駛艙中。

1335 時，ECAM 顯示“CAB PR EXCESS CAB ALT”訊息，此時該機高度為 37,028 呎，客艙壓力高度到達 9,536 呎並持續上升，巡航駕駛員及副駕駛員依照

1 除 1.11 外，本報告所有章节均採用台北時間（UTC+8）。

2 電子集中管理式飛機監測系統，Electronic Centralized Aircraft Monitor。

ECAM 指示戴上氧氣面罩，副駕駛員繼續擔任 PF。

1336 時，巡航駕駛員向航管要求下降高度至 10,000 呎，並請副事務長 (Deputy Purser, DP) 通知正駕駛員返回駕駛艙。

1337 時，航管考量隔離因素，僅先許可下降至 28,000 呎。下降期間該機曾要求更低之高度，但航管因 27,000 呎處有另一航機接近而未予同意，表示待另一航機通過後即可繼續下降。正駕駛員約於該機下降至高度 32,000 呎、客艙壓力高度約 11,000 呎時返回駕駛艙中，坐於觀察員座位。該機於 28,000 呎改平期間，正駕駛員因考量客艙壓力高度持續上升，且不確定多久後能繼續下降，遂手動放下客艙氧氣面罩供乘客使用。

1338 時，該機向航管請求雷達引導變更航向以下降高度。

1339 時，該機因 2 號供氣系統重置成功而恢復供氣，艙壓高度自最高之 12,352 呎開始下降，該機亦獲航管許可繼續下降至 10,000 呎。

1341 時，該機約下降至高度 16,000 呎，駕駛員因考量客艙壓力高度仍超過 10,000 呎，遂向航管要求繼續下降至 8,000 呎。

1344 時，該機於 8,000 呎改平，巡航駕駛員與正駕駛員交換座位，後續由正駕駛員擔任 PF，副駕駛員擔任 PM。駕駛員評估後，考量該機已無法飛抵原目的地，遂決定轉降烏克蘭 Simferopol 國際機場（以下簡稱 SIP），於 1405 時 (SIP 當地時間 1205 時) 落地，人員均安，航機無受損。

1.2 人員傷害

該機搭載駕駛員 3 人、客艙組員 8 人及乘客 66 人共計 77 人。人員無傷亡。

1.3 航空器損害

該機除兩套供氣系統故障外，其它無損害。

1.4 其他損害情況

無其它損害。

1.5 人員資料

1.5.1 駕駛員經歷

駕駛員基本資料如表 1.5-1。

表 1.5-1 駕駛員基本資料表

項目	正駕駛員	巡航駕駛員	副駕駛員
性別	男	男	男
事故時年齡	52	40	37
進入公司日期	民國 82 年 8 月	民國 94 年 6 月	民國 92 年 1 月
航空人員類別 檢定證號	ATPL 1015xx	ATPL 1019xx	ATPL 1027xx
檢定證 到期日期	民國 104 年 7 月 1 日	民國 104 年 7 月 30 日	民國 103 年 1 月 19 日
體檢證 終止日期	民國 100 年 5 月 31 日	民國 100 年 6 月 30 日	民國 100 年 7 月 31 日
總飛航時間	12,152 小時 29 分	12,419 小時 36 分	5,268 小時 42 分
最近 12 個月飛航時間	833 小時 00 分	971 小時 09 分	963 小時 35 分
最近 90 日內飛航時間	197 小時 19 分	237 小時 43 分	207 小時 30 分
最近 30 日內飛航時間	41 小時 46 分	75 小時 25 分	54 小時 40 分
最近 7 日內飛航時間	13 小時 13 分	29 小時 17 分	23 小時 02 分
事故機型總飛航時間	4,781 小時 49 分	4,929 小時 08 分	2,137 小時 21 分
事故日已飛時間	9 小時 20 分	9 小時 20 分	9 小時 20 分
附註：本資料時間皆以事故發生日（民國 99 年 12 月 29 日）為準。			

附註：本資料時間皆以事故發生日（民國 99 年 12 月 29 日）為準。

正駕駛員

中華民國籍，曾擔任軍機駕駛員，期間飛航時間計 1,711 小時 40 分，民國 82 年 8 月 2 日進入長榮，民國 83 年 3 月完訓擔任 B767 型機副駕駛員，民國 86 年 6

月完訓擔任 MD90 型機正駕駛員，民國 92 年 5 月完成機種轉換訓練擔任 A330 型機正駕駛員。A330 型機飛航時間 4,781 小時 49 分，總飛航時間 12,152 小時 29 分。最近 3 年之各類訓練及考驗無不正常紀錄。

巡航駕駛員

中華民國籍，曾於其他本國籍航空公司擔任駕駛員，期間飛航時間計 7,490 小時 28 分，民國 94 年 6 月 8 日進入長榮。民國 94 年 9 月完訓擔任 A330 型機巡航駕駛員。A330 型機飛航時間 4,929 小時 8 分，總飛航時間 12,419 小時 36 分。最近 3 年之各類訓練及考驗無不正常紀錄。

副駕駛員

中華民國籍，大學畢業後於民國 92 年 1 月 15 日進入長榮。經長榮送往美國 IFTA（International Flight Training Academy）飛行學校接受飛行訓練。民國 94 年 4 月完訓擔任 DASH-8 型機副駕駛員，民國 97 年 9 月完成機種轉換訓練擔任 A330 型機副駕駛員。A330 型機飛航時間 2,137 小時 21 分，總飛航時間 5,268 小時 42 分。最近 3 年之各類訓練及考驗無不正常紀錄。

1.5.2 駕駛員健康情形

正駕駛員

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

巡航駕駛員

民航局核予巡航駕駛員之體格檢查及格證，「限制」欄內註記事項有「視力需戴眼鏡矯正」。

副駕駛員

民航局核予副駕駛員之體格檢查及格證，「限制」欄內無註記事項。

1.5.3 駕駛員事故前 72 小時活動

正駕駛員

- 12 月 26 日： 休假。1200 時至 1600 時與友人聚餐，2130 時就寢。
- 12 月 27 日： 0440 時起床，0515 時開車離開南崁，0600 時於松山報到，執行松山飛羽田班機任務，1530 時返松山，晚上 2230 時就寢。
- 12 月 28 日： 0700 時往南崁報到，0900 時以乘客身分搭機至曼谷，1430 時抵飯店，1800 時晚餐，2000 時就寢。
- 12 月 29 日： 0145 時起床，0245 時接車去曼谷機場，0442 時飛維也納，1335 時遭遇本次客艙失壓情況，1405 時轉降烏克蘭落地。

巡航駕駛員

- 12 月 26 日： 休假。
- 12 月 27 日： 擔任 BR 707/708 班機任務，1335 時落地返家。
- 12 月 28 日： 早上搭乘 BR 75 班機飛往曼谷，1330 時抵達， 1730 時外出用餐 1 小時後返回飯店休息。
- 12 月 29 日： 0045 時電話叫醒，準備執行 BR 61 班機任務。

副駕駛員

- 12 月 26 日： 中午出門擔任 BR2195/2196 台北成田班機往返任務。約於 12 月 27 日 0110 時到家。
- 12 月 27 日： 0140 時就寢，1000 時起床，下午外出，晚上在家用餐，2300 時就寢。
- 12 月 28 日： 0545 時起床開車到南崁公司報到，以乘客身分搭乘 BR 67 到曼谷，約 1300 時抵達旅館，1400 時入睡，1800 時起床用晚餐，於 1930 時返回旅館睡覺。
- 12 月 29 日： 0045 時起床接飛 BR 61 班機任務。

1.5.4 維修員

表 1.5-2 維修員基本資料表

項目	維修員甲	維修員乙
性別	男	男
事故時年齡	40	42
進入公司日期	民國 85 年 7 月	民國 84 年 7 月
CAA 地面機械員 檢定證號	A/E 8026XX	A/E / AV 8025XX
發證日期 到期日期	97 年 1 月 21 日 100 年 5 月 24 日	97 年 1 月 18 日 100 年 10 月 7 日
長榮 A330 簽放許可類別	B1、B2、C、RII	B1、B2、C、RII
Notes:		
B1: Release to service following maintenance on aircraft structure, powerplant and mechanical and electrical systems. Also including return to service following replacement of avionic line replaceable units, requiring simple tests to prove their serviceability.		
B2: Release to service following maintenance on avionic and electrical systems.		
C : Release to service of schedule maintenance check on aircraft.		
RII : Required Inspection Item.		

維修員甲

維修員甲年齡 40 歲，持有民航局核頒之地面機械員檢定證（A/E 類），具備 A330、B747、B767、MD-11、MD-90 等機型維修資格。

該員於民國 85 年 7 月進入長榮航太科技股份有限公司（以下簡稱長榮航太）後擔任見習工程員，於民國 87 年 2 月擔任助理工程師，並於民國 89 年 1 月及民國 92 年 1 月分別升任副、正工程師，自民國 95 年 1 月起轉任專業工程師迄今。

依據長榮航太之訓練紀錄，該員分別於民國 91 年 6 月及民國 92 年 7 月完成 278.5 小時 A330 機型學科及 120 小時實作訓練，並分別通過考試，於民國 91 年 7 月完成 A330 發動機啟動訓練及考試，事故前最近一次 A330 機型及發動機啟動複訓日期為民國 99 年 4 月及民國 99 年 11 月。

維修員乙

維修員乙年齡 42 歲，持有民航局核頒之地面機械員檢定證（A/E 及 AV 類），具備 A330、B747、B777、MD-11 等機型維修資格。

該員於民國 84 年 7 月進入長榮航太後擔任見習工程員，於民國 86 年 1 月擔任助理工程師，於民國 88 年 1 月及民國 91 年 1 月分別升任副、正工程師，並於民國 94 年 1 月起轉任專業工程師，自民國 100 年 1 月起升任副課長。

依據長榮航太之訓練紀錄，該員於民國 92 年 4 月完成 278.5 小時 A330 機型學科訓練，並通過考試，於民國 92 年 4 月完成 A330 發動機啟動訓練及考試，事故前最近一次 A330 機型及發動機啟動複訓日期為民國 99 年 4 月及民國 98 年 1 月。

1.5.5 客艙組員基本資料

該機搭載客艙組員 8 名，均完成初訓及年度複訓課程，其基本資料如表 1.5-3。

表 1.5-3 客艙組員基本資料

當日責任區 ³	進公司日期	年度複訓日期
L1 (CP ⁴)	1994.11.14	2010.05.11~13
L2 (DP ⁵)	1995.07.17	2010.09.21~24
L4 (DP)	1998.02.16	2010.02.08~10
R1	1994.07.04	2010.12.07~09
R2	1999.07.05	2010.12.20~22
L3	2008.09.01	2010.11.09~11
R4	2008.03.26	2010.06.22~24
R3	2010.05.03	2010.11.22~25

³ L1 為左側 1 號艙門，R1 為右側 1 號艙門，餘類推。

⁴ CP：Chief Purser，事務長。

⁵ DP：Deputy Purser，副事務長。

8 名客艙組員座位分配為：L1（事務長）、R1、L2（副事務長）、R2、L3、R3、L4、R4，其中 R3、R4 為外籍客艙組員，如圖 1.5-1。

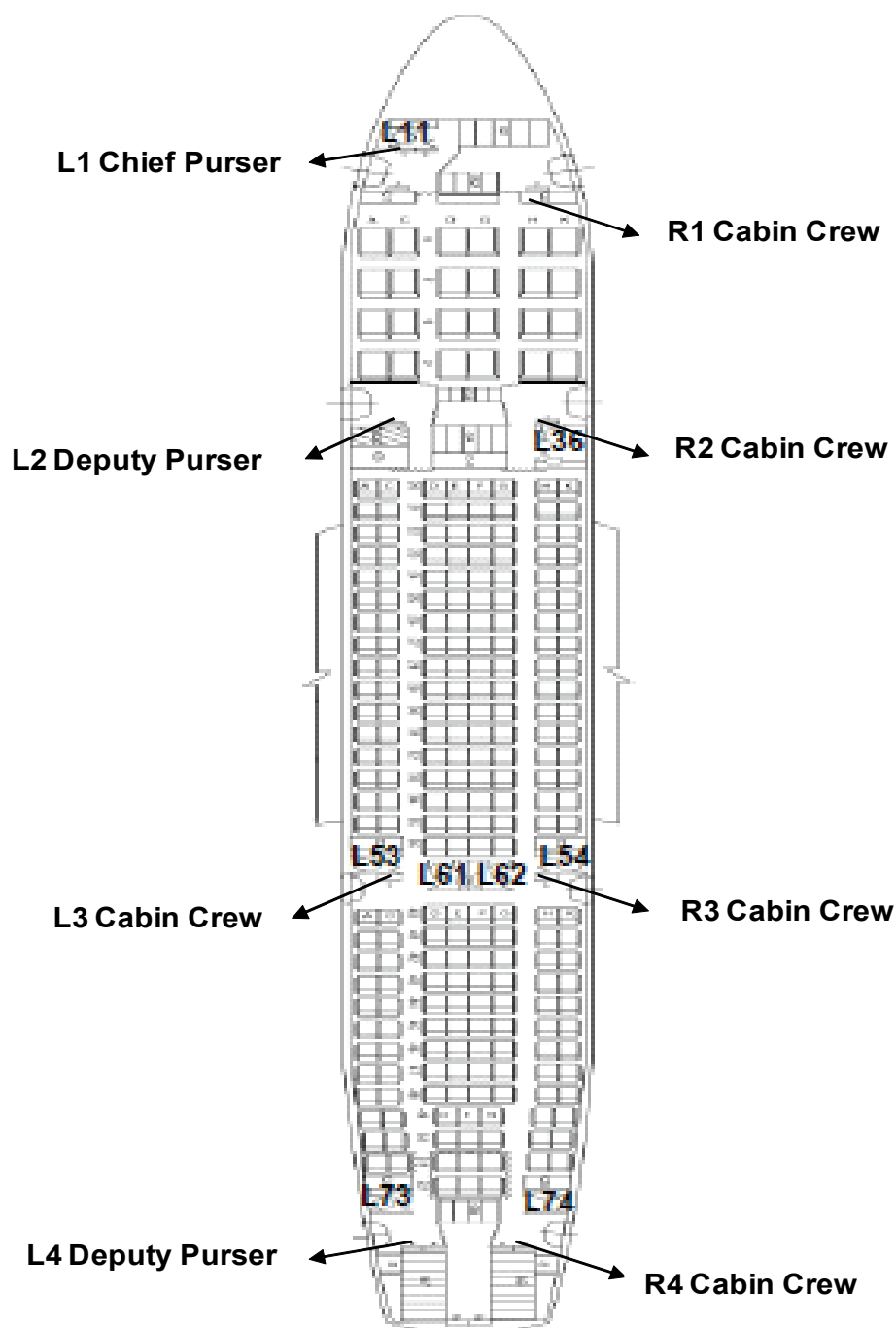


圖 1.5-1 客艙組員座位配置圖

1.6 航空器資料

1.6.1 航空器基本資料

航空器基本資料如表 1.6-1。

表 1.6-1 航空器基本資料

航空器基本資料表（統計至民國 99 年 12 月 29 日）		
國籍	中華民國	
航空器國籍標誌及登記號碼	B-16312	
機型	A330-203	
製造廠商	AIRBUS	
出廠序號	755	
交機日期	民國 95 年 5 月 30 日	
所有人	長榮航空股份有限公司	
使用人	長榮航空股份有限公司	
國籍登記證書編號	95-1013	
適航證書編號	99-05-070	
適航證書生效日期	民國 99 年 5 月 16 日	
適航證書有效期限	民國 100 年 5 月 15 日	
航空器總使用時數	16,611 小時 00 分	
航空器總落地次數	4,702 次	
最大起飛重量	233,000 公斤	
上次定檢種類	A03	C03
上次定檢日期	民國 99 年 12 月 2 日	民國 99 年 9 月 1 日
上次定檢後使用時數	252 小時 00 分	1,026 小時 00 分
上次定檢後落地次數	65 次	245 次

該機裝有兩具 General Electric Company（簡稱 GE）生產之 CF6-80E1A3 型發動機，相關基本資料詳表 1.6-2。

表 1.6-2 發動機基本資料

發動機基本資料表 (統計至民國 99 年 12 月 29 日)		
製造廠商	General Electric Company	
編號/位置	No. 1/左	No. 2/右
型別	CF6-80E1A3	CF6-80E1A3
序號	811323	811225
總使用時間	19,328 小時 00 分	20,699 小時 00 分
總使用週期	5,337 週期	8,245 週期

1.6.2 維修資訊

查閱該機自民國 99 年 12 月 16 日至 31 日之每日檢查及飛行前檢查紀錄，無異常登錄。

查閱事故發生前三個月內之飛航及維修紀錄簿 (Flight and Maintenance logbook)，與本次事故相關之維修紀錄摘錄如下：

- 民國 99 年 12 月 25 日之飛航及維修紀錄簿顯示，該機執行 BR 61 班機任務自曼谷飛往維也納，於巡航時 ECAM 顯示“AIR ENG 1 BLEED FAULT”，經組員檢查供氣頁面 (BLEED PAGE)，發現“ENGINE 1 BLEED PRESSURE OVER 60 PSI IN AMBER COLOR”；該項故障排除紀錄摘要如下：
 1. *Checked PFR & fnd Msg 361152⁶*
 2. *Perf. BMC #1 Test – Passed*
 3. *Perf. BMC #1 Ground Report –No Faults*
 4. *Acc. TSM Task 36-21-00-810-854-A Rev. 32 unable to confirm fault on ground*
 5. *Please Report further*
- 民國 99 年 12 月 27 日之飛航及維修紀錄簿顯示，該機於台北地面發工執行“AIR ENG 1 BLEED FAULT T/S⁷”，該項故障排除紀錄摘要如下：

⁶ 斜體字句表示係摘錄自原文。

⁷ T/S：Trouble Shooting。

1. *PER AMM⁸ TASK 36-11-52-000-802-A/400-802-A REV32 RPL #1 ENG BLEED VLV.*
 2. *PER AMM TASK 71-00-00-720-811 REV32 MINIMUM IDLE LEAK C/K AND PRV No LEAK FND*
- 民國 99 年 12 月 28 日之飛航及維修紀錄簿顯示，該機執行 BR 61 班機任務自曼谷飛往維也納，巡航途中兩套供氣系統故障，艙壓高度無法維持，航機轉降 SIP，該項故障排除於民國 99 年 12 月 30 日完成，紀錄摘要如下：
 - “ENG 1 BLEED FAULT”
 1. *PER TSM 36-21-00-810-854-A (CMC MSG 361152) PRESS REG-V (E1-4001HA) FIND ENG-1 BLEED Pr XDUCER HAVE WATER ACCUMULATED INSIDE.*
 2. *PER AMM 36-11-16-000-802-A R.32 RPL ENG-1 BLEED Pr XDUCER (8HA1) AND PURGE SENSING LINE.*
 3. *PER AMM 36-11-00-746-802 R.32 PFM BMC 1 TEST OK.*
 4. *PER AMM 71-00-00-860-808 R.32 PFM ENG RUN TEST NML*
 5. 安裝零件料號為 ZRA380-00 之 Pr XDUCER 一具
 - “ENG 2 BLEED FAULT”
 1. *PER TSM 36-21-00-810-861-A (CMC MSG 361152) PRESS REG-V (E2-4001HA) FIND ENG-2 BLEED Pr XDUCER HAVE WATER ACCUMULATED INSIDE.*
 2. *PER AMM 36-11-16-000-802-A R.32 RPL ENG-2 BLEED Pr XDUCER (8HA2) AND PURGE SENSING LINE.*
 3. *PER AMM 36-11-00-746-802 R.32 PFM BMC 2 TEST OK.*
 4. *PER AMM 71-00-00-860-808 R.32 PFM ENG RUN TEST NML*
 5. 安裝零件料號為 ZRA1990030 之 Pr XDUCER 一具
 - ECAM “CABIN ALTITUDE” COME UP AT FL400, EMER DES DOWN TO 8000 :
 1. *DUE TO ENG-1 BLEED FAULT AND ENG-2 BLEED FAULT*
 2. *REF TO FLT LOG PG 72-1 AND 72-2*

⁸ Aircraft Maintenance Manual 飛機維修手冊。

- “DUE TO FSD RQST PULL CVR⁹ CB¹⁰ V09”：(詳圖 1.6-1)
- 1. PER MEL 23-71-01 CVR INOP AND VERIFY DFDR¹¹ OPERATED NORMALLY
- 2. XFER TO MDD 02-2

長榮航空公司飛航維護記錄										EVA AIR 長榮航空	
FLIGHT AND MAINTENANCE LOG										PAGE NO. 0075	
A/C TYPE	A330	A/C NO.	B-16512	DATE(UTC)	2016/12/19	FLIGHT NO.	B-DAC	FROM	SIP	TO	SIP
FLIGHT / GROUND FINDING				ACTION TAKEN AND SIGNATURE				RELEASED BY			
DUE TO FSD RQST PULL CVR C/B V09				1. PER MEL 23-71-01 CVR INOP, AND VERIFY DFDR OPERATED NORMALLY 2. XFER TO MDD 02-2				[Signature]			
SIGNATURE				PART NUMBER(FILL IN DATA WHEN REPLACED LRU)				SERIAL NUMBER			
[Signature]				[Blank]				[Blank]			
FLIGHT / GROUND FINDING				ACTION TAKEN AND SIGNATURE				RELEASED BY			
RQST PER DAILY CHIC				DAILY CHIC COMPLETED PER EVA FORM NO. EM9423-14 A/C CORRD SAT 25				[Signature]			
SIGNATURE				PART NUMBER(FILL IN DATA WHEN REPLACED LRU)				SERIAL NUMBER			
[Signature]				[Blank]				[Blank]			
AIRCRAFT RELEASED BY:				CERTIFICATE NO. 004				DATE 21801/0			
I CERTIFIED THAT THE AIRCRAFT HAS BEEN CHECKED AIRWORTHY FOR NEXT FLIGHT I.A.W. CAA REGULATIONS.				CAA REPAIR STATION / AUTHORIZED CERTIFICATE NO.				STATION: SIP			

COPY 1(WHITE): FOR QUALITY ASSURANCE DEPT. COPY 2(PINK): KEEP ON LOG BOOK COPY 3(YELLOW): FOR STATION
NOTE: THIS LOG IS NUMERICAL SEQUENCE AND NOT ALLOWED TO BE REMOVED OR DESTROYED FOR ANY REASON

Form EM9423-04
BATCH NO.:10-0518

圖 1.6-1 飛航維護紀錄

1.6.3 供氣系統失效

該機裝用 AIRBUS 公司（以下簡稱 AIRBUS）設計製造之 GE 發動機吊艙（PYLON），本事故之故障組件 Pressure Regulated Sensor（壓力調節感測器，以下簡稱 Pr 感測器）詳圖 1.6-2，其於 GE 發動機吊艙中之安裝位置如圖 1.6-3 所示。

⁹ Cockpit Voice Recoder（座艙語音紀錄器）。

¹⁰ CB 即 circuit breaker 為斷電器，其功能為開通或關斷電路電源之用。

¹¹ Digital Flight Data Recorder（數位飛航資料紀錄器）。

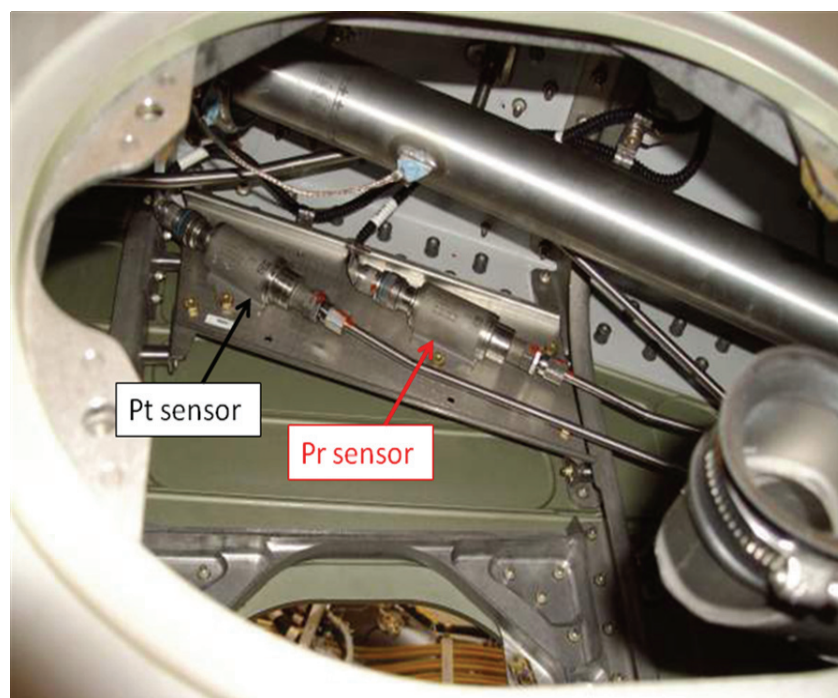


圖 1.6-2 Pr 感測器於 GE 發動機吊艙內之裝置情形

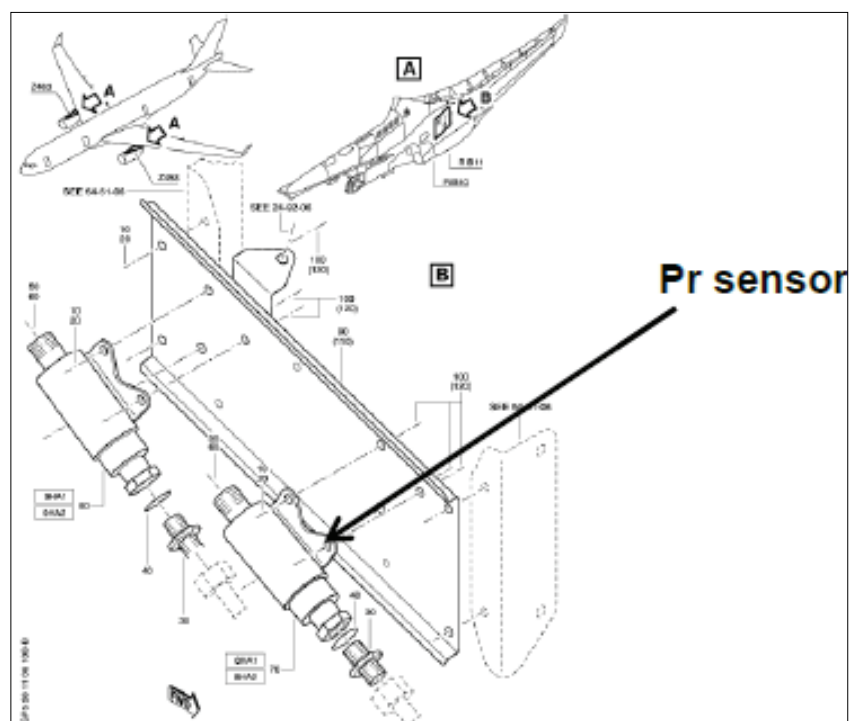


圖 1.6-3 Pr 感測器於 GE 發動機吊艙位置圖

依據零件更換紀錄，該機 1、2 號供氣系統原均裝用料號為 ZRA380-00 之 Pr 感測器，經長榮航太派遣 AOG team¹²（航機地停救援小組）赴 SIP，維修員拆檢 1、2 號供氣系統 Pr 感測器，發現其內部均有積水現象如圖 1.6-4 所示（左 1 號，右 2 號）。

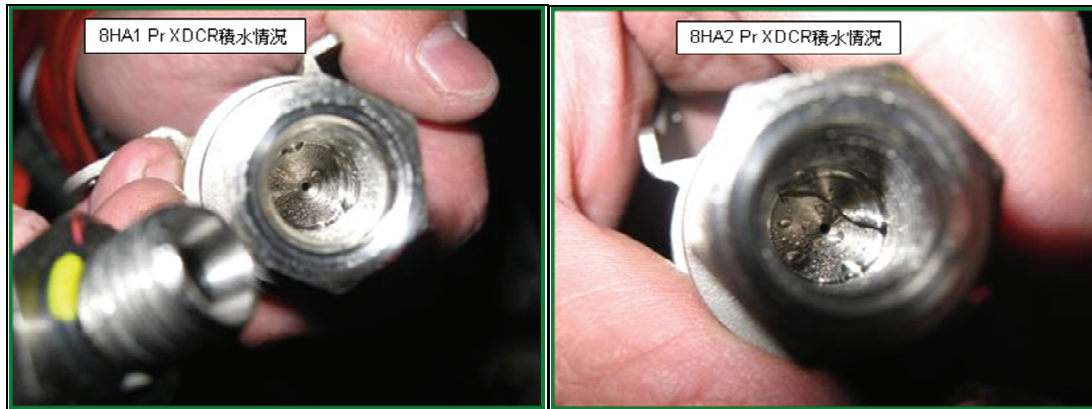


圖 1.6-4 Pr 感測器內部積水現象

依據維修紀錄，該機於民國 99 年 12 月 25 日第一次發生 1 號供氣系統故障，經查閱該航班快速擷取紀錄器（Quick Access Recorder, 以下簡稱 QAR）資料顯示，1 號供氣系統 Pr 感測器壓力超過 60 PSI 且持續 15 秒以上，同時間並伴隨主警告「Master Caution」啟動；經查閱本次事故航班 DFDR 及 QAR 資料，亦顯示 1、2 號供氣系統 Pr 感測器壓力超過 60 PSI 且持續 15 秒以上，同時伴隨主警告啟動，以及「Engine 1/2 Bleed Fault」之紀錄訊息；由該兩次航班資料顯示，兩次事件均發生在航機巡航階段（FL400），當時航機外界大氣溫度約為-64°C（詳圖 1.6-5 及 1.6-6）；由該機第一次發生供氣系統故障之 QAR 資料顯示，於供氣系統 Pr 感測器發生超壓狀況前約 82 分鐘，航機外界大氣溫度約為-70°C，持續時間約 52 分鐘；依據事故航班 DFDR 資料，該機雙供氣系統 Pr 感測器發生超壓狀況前約 95 分鐘，航機外界大氣溫度約為-70°C~-72°C，且持續時間約 65 分鐘；上述兩航班之航機均曾於-70°C~-72°C 機外大氣溫度狀況下飛航約 1 小時，之後機外大氣溫度回升至約

¹² Aircraft On Ground rescue team。

-64°C，約 30 分鐘後航機即發生供氣系統 Pr 感測器超壓事件。

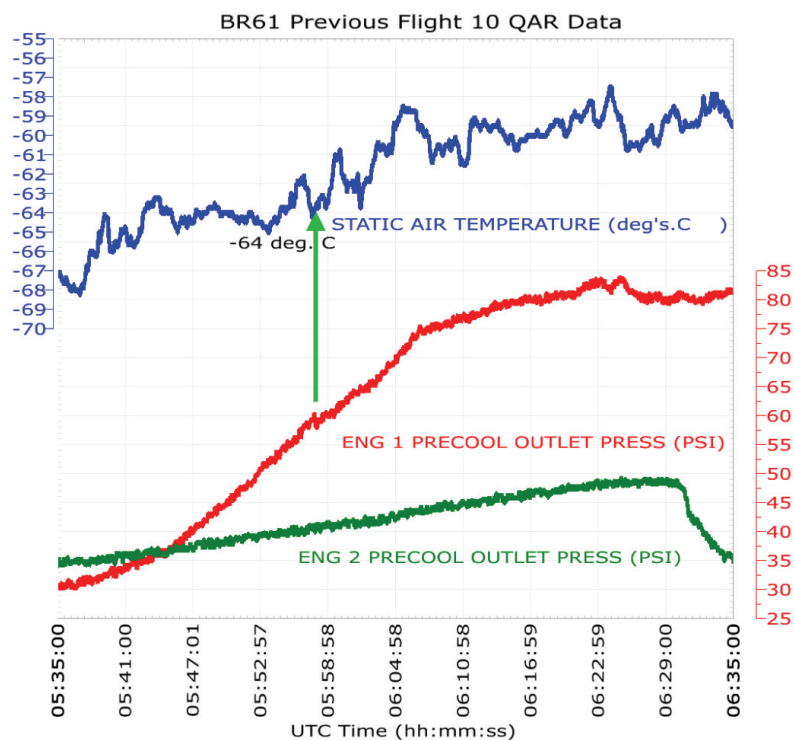


圖 1.6-5 Pr 感測器壓力與機外大氣溫度圖（前一故障航班）

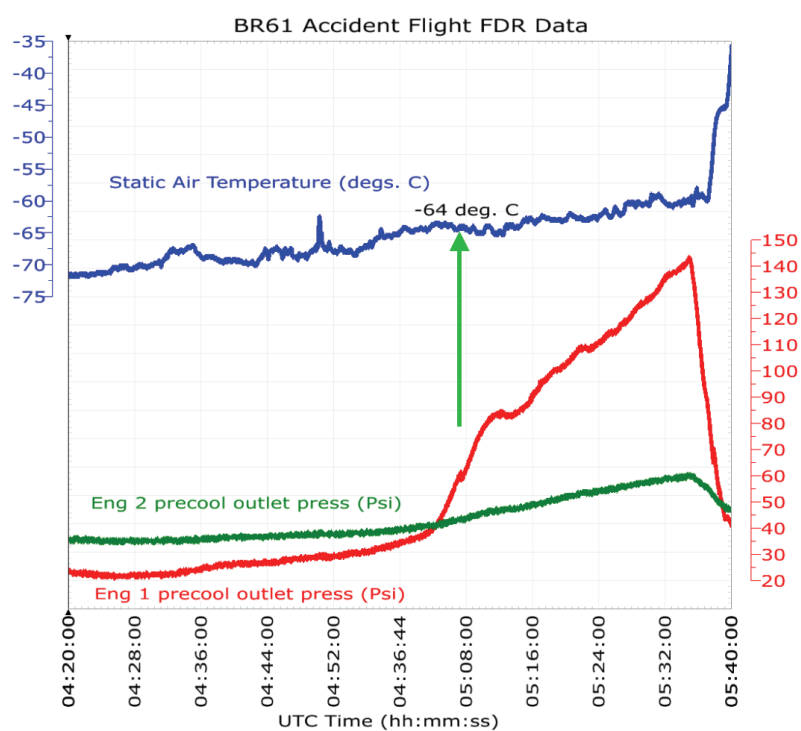


圖 1.6-6 Pr 感測器壓力與機外大氣溫度圖（事故航班）

1.7 天氣資料

事故當時有一鋒面位於克里米亞半島東南方海面，事故附近區域之雲頂高度約為 30,000 呎；FL400 空層之氣溫約為-65℃、露點溫度約為-69℃，風向約為 240 度、風速約為 60 浬/時。倫敦世界區域預報中心發布之顯著危害天氣預測圖（SIGWX）如圖 1.7-1（紅色線為該機之飛航軌跡），該機於事故附近之航路上無危害天氣。SIP 飛航情報區當天無顯著危害天氣資訊（SIGMET）發布。

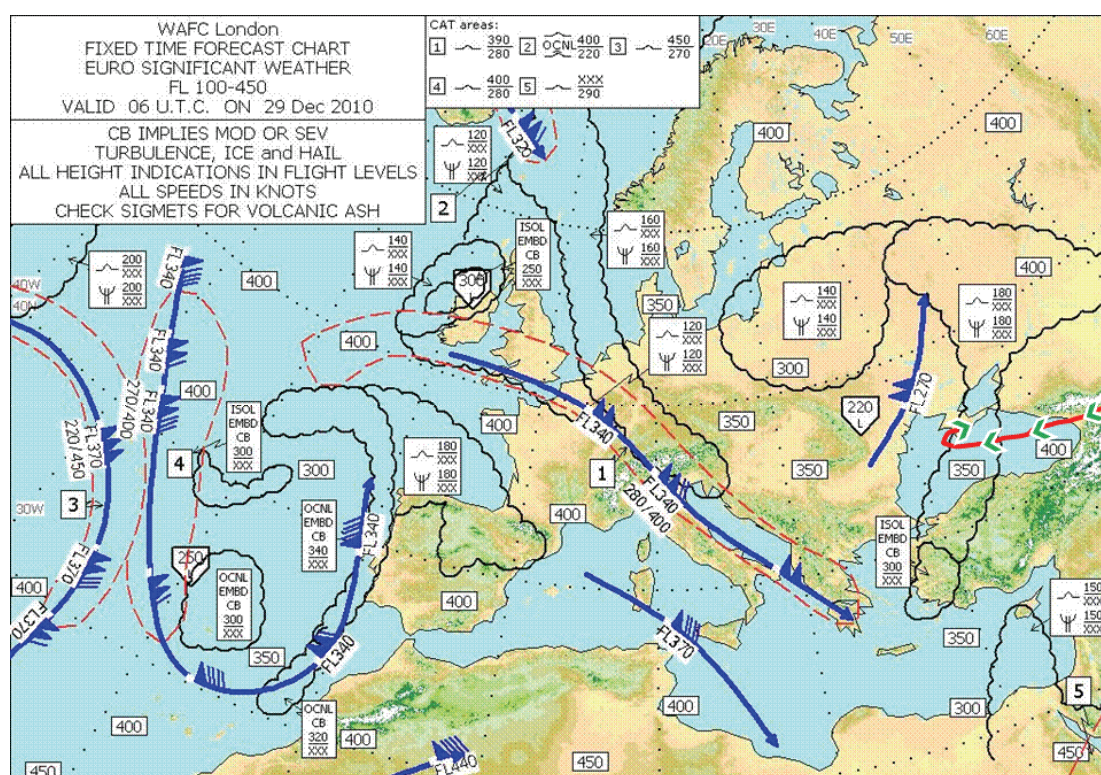


圖 1.7-1 事故當時之顯著危害天氣預測圖

SIP 0600 UTC 之地面天氣觀測紀錄爲：風向不定，風速 1 浬/時；能見度大於 10 公里；密雲 700 呎；溫度-1℃，露點-2℃；高度表撥定值 1020 百帕；趨勢預報-無顯著天氣變化。

1.8 助、導航設施

無相關議題。

1.9 通信

烏克蘭飛航管制單位與該機之無線電通訊錄音抄件（ATC TRANSCRIPTS）詳附錄一。

1.10 場站資料

無相關議題。

1.11 飛航紀錄器¹³

1.11.1 座艙語音紀錄器

該機裝置固態式座艙語音紀錄器（Solid-State Cockpit Voice Recorder, 於本章節簡稱 SSCVR¹⁴），製造商為 L3 Communications 公司，件號及序號分別為 2100-1020-02 及 000366194。該座艙語音紀錄器包含 4 軌 2 小時錄音，聲源分別來自正駕駛員麥克風、副駕駛員麥克風、座艙區域麥克風及廣播系統麥克風。

該座艙語音紀錄器下載情形正常，記錄品質良好，所記錄之語音資料共 124 分 5 秒（1256:43 時至 1500:48 時），為該事故班機於民國 99 年 12 月 31 日由維也納飛回台灣所記錄之語音資料，節錄之 SSCVR 語音內容如表 1.11-1。該座艙語音紀錄器內資料並未包含事故發生期間之任何語音紀錄。

¹³ 本章節使用「UTC 時間」，台北時間=UTC 時間+8 小時。

¹⁴ 本章節所提及之 SSCVR 為固態式座艙語音紀錄器。

表 1.11-1 節錄之 SSCVR 語音內容

UTC 時間	SSCVR 語音內容
1256:43	記錄開始
1336:24	“Contact Taipei Approach”
1349:59	“Contact Taipei Tower”
1354:29	“1,000 feet”
1355:26	“500 feet”
1355:55	“Minimum”
1356:07.	“100 feet”
1356:16	“Retard”
1356:20	(航機落地)
1500:48	(記錄終止)

1.11.2 飛航資料紀錄器

該機裝置固態式飛航資料紀錄器（Solid-State Flight Data Recorder，於本章節簡稱 SSFDR¹⁵），製造商為 L3 Communications 公司，件號及序號分別為 2100-4043-02 及 000203819，所記錄之飛航資料共 91.73 小時，下載情形正常，記錄品質良好。

依據取得之解讀文件¹⁶，該紀錄器之記錄參數約 850 項，符合 ICAO Annex 6 “Type 1”規範，滿足 32 項必要記錄參數，重要參數解讀結果詳圖 1.11-1 至圖 1.11-4。事故發生後，本會自長榮取得事故航班 QAR 原始資料及其解讀資料庫，解讀後與 SSFDR 資料進行時間同步，解讀摘要如下：

1. 民國 99 年 12 月 28 日 2042:38 時，該機於泰國曼谷國際機場起飛，「LDG Squat Switch-RH」參數由「Compressed」轉為「Not compressed」。

¹⁵ 本章節所提及之 SSFDR 屬 DFDR 中之固態式飛航資料紀錄器。

¹⁶ Airbus Flight Data Recording Parameter Library Vev.09, A330-200, Engine Type : GE CF6-80E1A3, FDIU : PN:2288340-01-01, SPN:F340-001-8804, recording rate 256 words/sec.

2. 民國99年12月29日0340:41時至0423:24時，該機之「Eng 1 precool outlet press」參數由40PSI下降至21PSI，「Eng 2 precool outlet press」參數由40PSI下降至34PSI。
3. 0431:31時，「Eng 1 precool outlet press」參數由21PSI開始上升，0507:07時上升至60PSI。0534:45時上升至143PSI。
4. 0434:02時，「Eng 2 precool outlet press」參數由34PSI開始上升，0532:14時上升至60PSI。
5. 0507:33時至0507:53時，該機之左右2套「Master Caution」參數紀錄為「Fault」，此時該機高度約為40,000呎，「Static Air Temperature」紀錄為-64℃。
6. 0507:33時至0558:12時，該機之「Engine 1 Bleed Fault」參數紀錄為「Fault」。
7. 0533:29時，QAR實際艙壓高度開始上升。
8. 0533:34時至0533:37時，該機之左右2套「Master Caution」參數紀錄為「Fault」，再次啟動，此時該機高度為40,032呎，「Static Air Temperature」紀錄為-60℃。
9. 0533:34時至該機降落，該機之「Engine 2 Bleed Fault」參數紀錄為「Fault」。
10. 0535:44時，該機之左右2套「Master Warning」參數紀錄為「Fault」，持續記錄3秒，此時該機高度約為40,000呎，「Static Air Temperature」紀錄為-59℃，經度/緯度為E34.166451度/N44.181690度，距目的地奧地利維也納國際機場約770哩。
11. 0535:44時至0542:54時，「Exceed Cabin Altitude」啟動，QAR實際艙壓高度由9,536呎上升至12,352呎，再下降至9,088呎；同時該機高度由37,028呎降至10,372呎，「Static Air Temperature」參數由-59℃上升至-9℃。
12. 0534:47時該機開始下降高度，設定高度¹⁷（Select Altitude）為35,968呎，0536:39時該機高度下降至36,004呎。0536:46時設定高度改為27,968呎，

¹⁷ 紀錄器中之「Select Altitude」係指自動駕駛之設定高度。

0539:12 時標準氣壓高度下降至 28,000 呎，0539:18 時設定高度改為 9,984 呎，0541:35 時設定高度改為 8,000 呎，0544:35 時該機高度下降至 8,000 呎。

13. 0538:43 時「Eng.2 Air Bleed Push Button On」參數由「On」轉為「*」，並於 0538:47 時轉為「On」，表示執行 2 號供氣系統重置，此時「Eng 2 precool outlet press」為 50PSI，0538:49 時「Pres.Reg.Vlv Eng.2 Not Fully Closed」參數由「*」轉為「Not Fully Closed」，表示 2 號供氣系統重置成功，此後 QAR 實際艙壓高度由 12,352 呎開始下降。

14. 0605:22 時，該機降落於 SIP，「LDG Squat Switch-RH」參數由「Not compressed」轉為「Compressed」，經度/緯度為 E33.969212 度/ N45.038967 度。

將飛航軌跡、無線電通訊錄音抄件與重要 SSFDR 參數解讀結果同步處理後，套疊至衛星影像，詳圖 1.11-5，1.11-6。

另取得該機 12 月 25 日由泰國曼谷國際機場飛往奧地利維也納國際機場之 QAR 資料，重要參數解讀結果詳圖 1.11-7 及圖 1.11-8，解讀摘要如下：

1. 民國 99 年 12 月 25 日 2040:20 時，該機於泰國曼谷國際機場起飛，「LDG Squat Switch-RH」參數由「Compressed」轉為「Not compressed」。
2. 0507:21 時，「Eng 1 precool outlet press」參數由 25PSI 開始上升，0557:29 時約 60PSI，0622:21 時上升至 84PSI，「Static Air Temperature」紀錄為-69°C。
3. 0515:54 時，「Eng 2 precool outlet press」參數由 33PSI 開始上升，0625:02 時上升至 50PSI，「Static Air Temperature」紀錄為-68°C。
4. 0453:17 時至 0453:18 時、0557:56 時至 0557:58 時、0558:20 時至 0558:21 時、0646:22 時至 0646:23 時及 0646:41 時至 0646:46 時，該機之左右 2 套「Master Caution」參數紀錄為「Fault」。
5. 0745:49 時，該機降落於奧地利維也納國際機場，「LDG Squat Switch-RH」參數由「Not compressed」轉為「Compressed」。

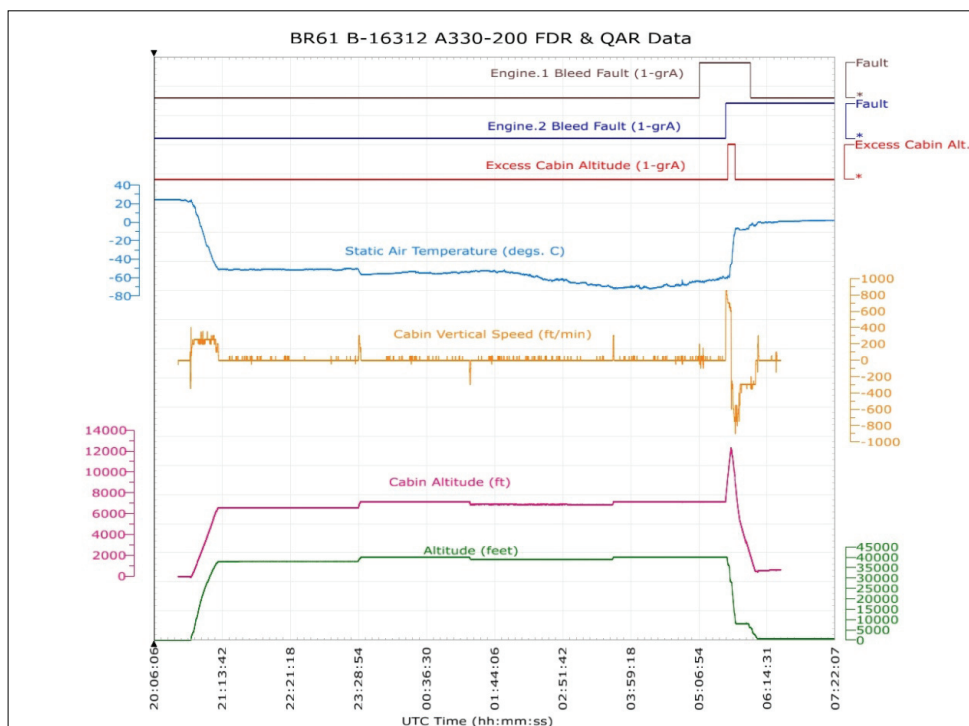


圖 1.11-1 事故航班飛航參數繪圖 (1)

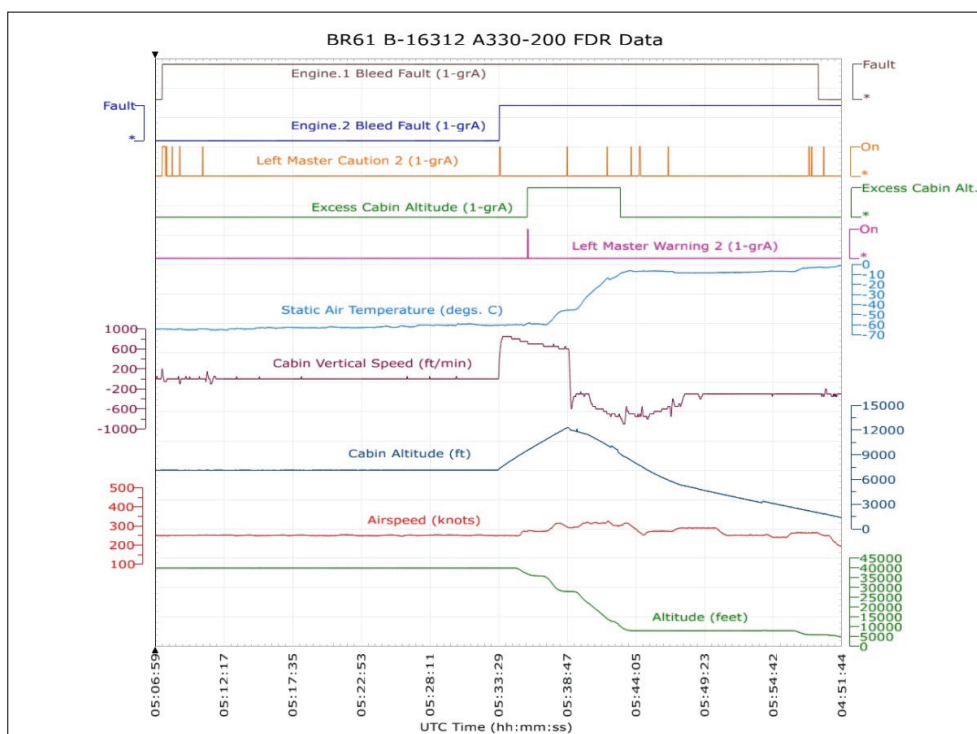


圖 1.11-2 事故航班飛航參數繪圖 (2)

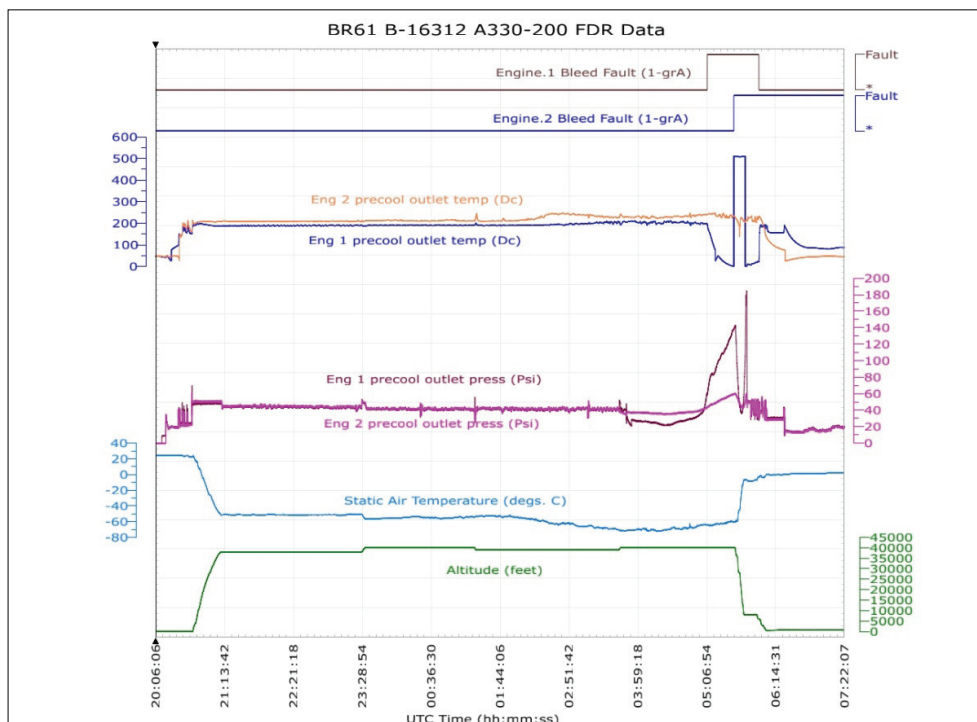


圖 1.11-3 事故航班飛航參數繪圖 (3)

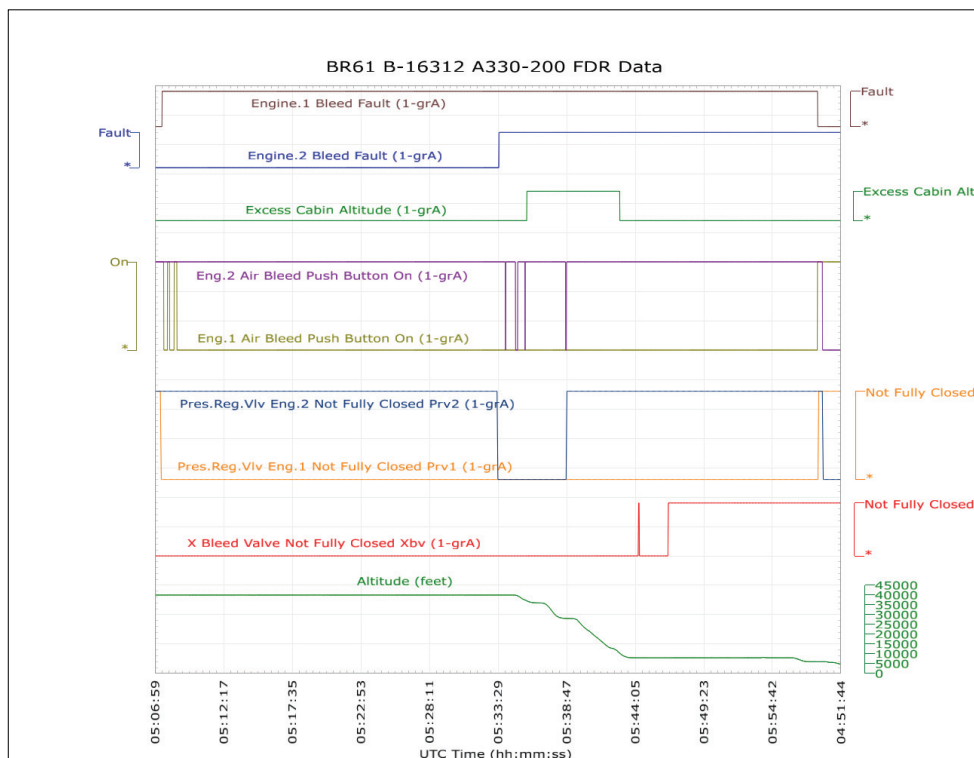


圖 1.11-4 事故航班飛航參數繪圖 (4)



圖 1.11-5 飛航軌跡與衛星影像套疊圖

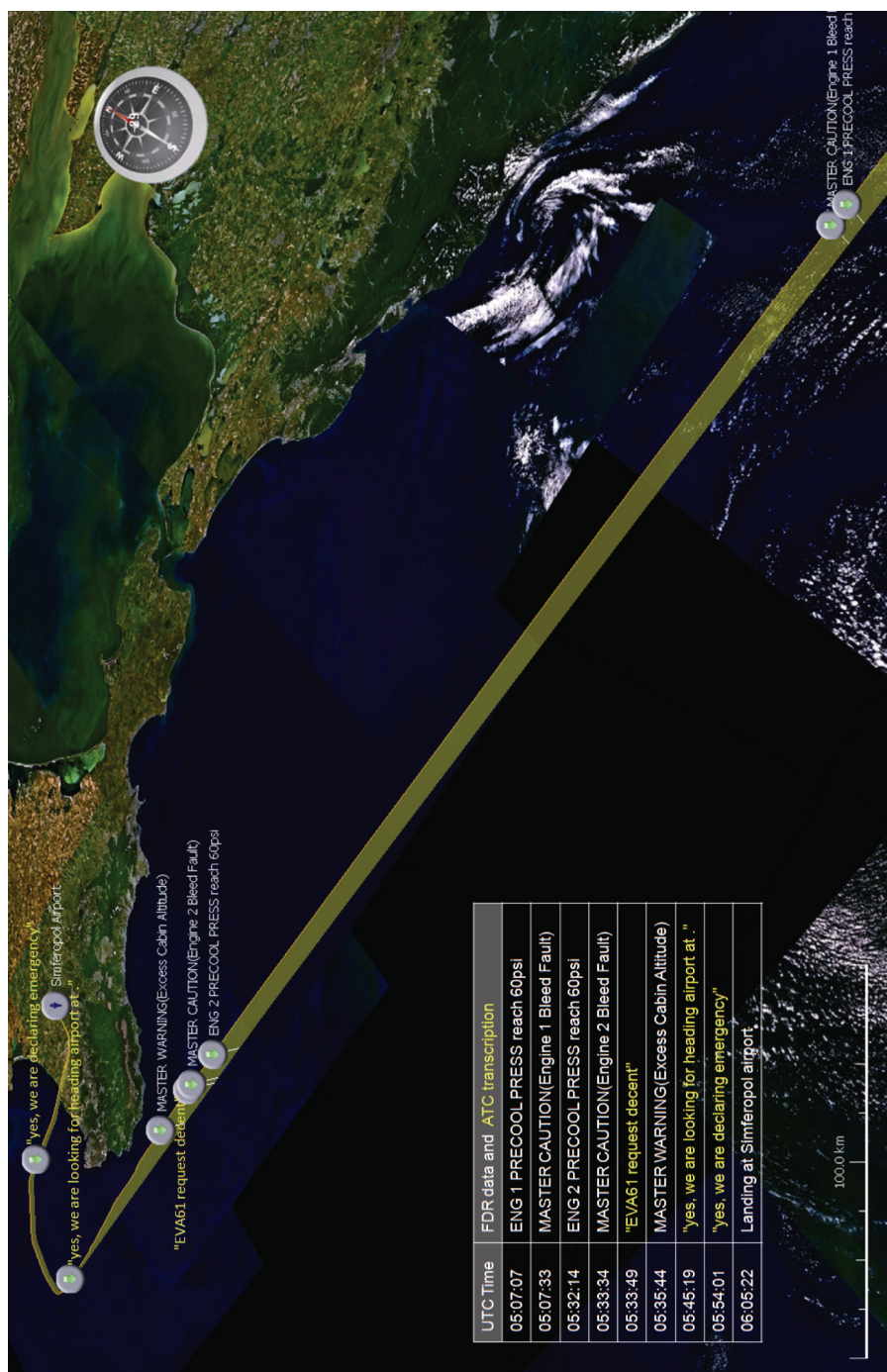


圖 1.11-6 座艙語音抄件、飛航軌跡與衛星影像套疊圖

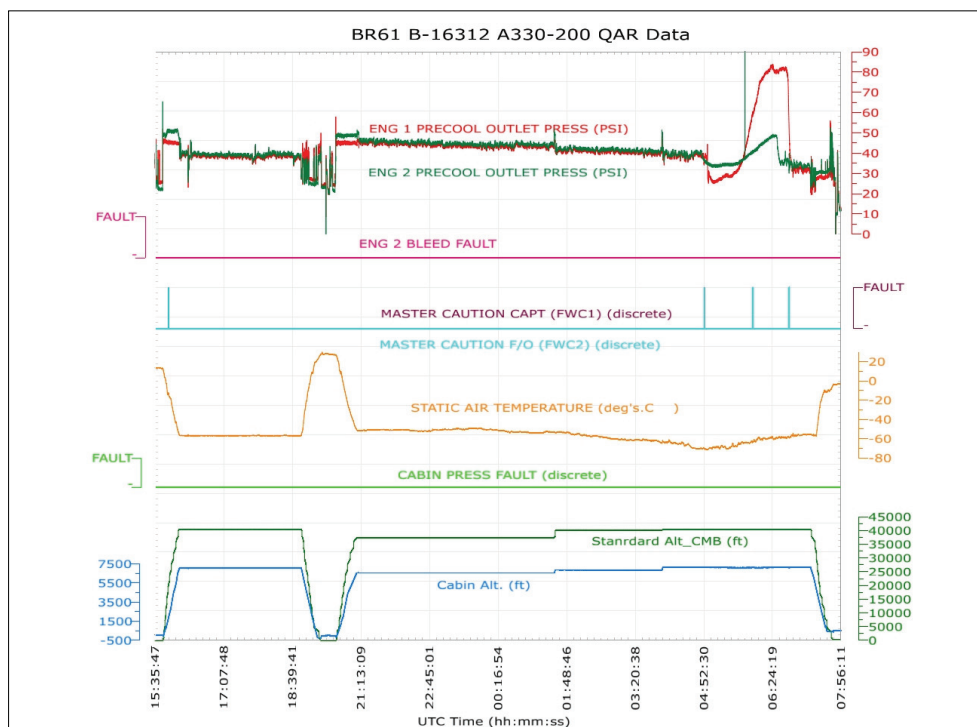


圖 1.11-7 前一故障航班飛航參數繪圖 (1)

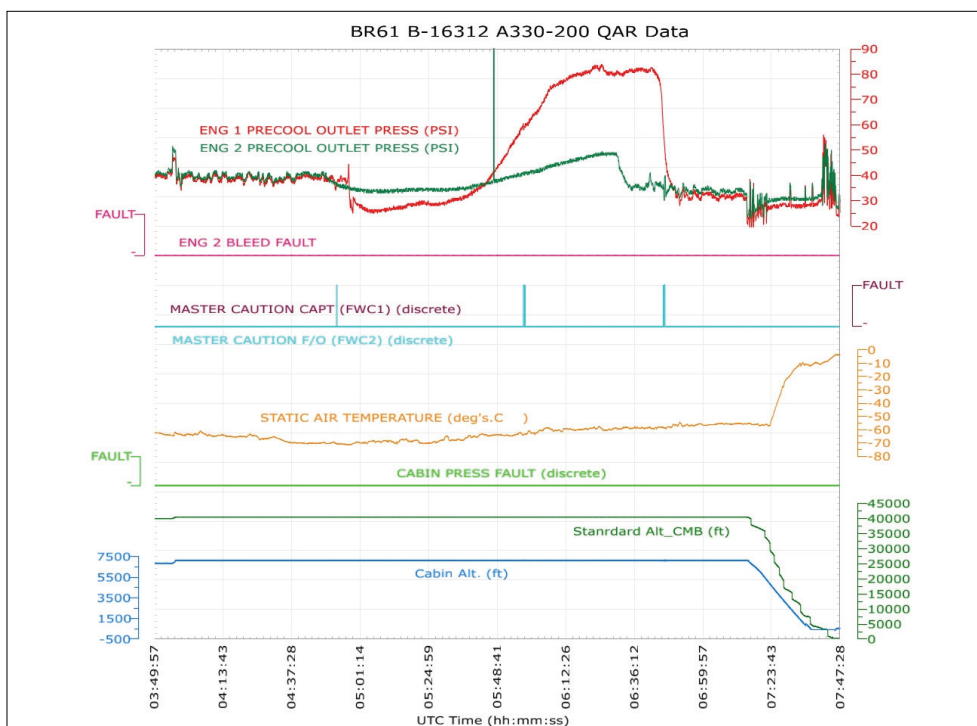


圖 1.11-8 前一故障航班飛航參數繪圖 (2)

1.12 航空器殘骸與撞擊資料

無相關議題。

1.13 醫療與病理

無相關議題。

1.14 火災

無相關議題。

1.15 生還因素

1.15.1 事故時客艙作業概況

依據客艙組員訪談資料，該機於抵達目的地維也納前 2 小時，正值客艙休息及組員輪休時段，組員分 2 班輪休，1 班 4 名客艙組員，該時段輪休組員及休息位置為：事務長（商務艙 8K）、L2、R3 及 L3（經濟艙最後 2 排，51 及 52 排），4 名當班組員為：R1、R2、R4 及 L4（事務長輪休時段代理其職務），於距第二段餐點服務（meal service）前 10 分鐘時，位於後客艙 L4 的副事務長，看到原本調暗的客艙燈及客艙緊急燈亮起，便以電話詢問前客艙 R1 客艙組員（以下簡稱 R1，餘類推），洽詢是否按錯燈或是發生事情，R1 告知：「剛才已電詢機長，機長說趕快坐好、繫上安全帶」，L4 隨後告知附近之 R4、R3，3 位組員遵照指示就座，不到 1 分鐘的時間氧氣面罩即施放下來。

事務長訪談時表示，事發當時正值輪休階段，客艙也未進行服務，突然客艙燈全亮，平時客艙燈光多由事務長控制，事務長醒來看到執勤之客艙組員似在進行了解客艙燈亮之狀況，接著一名客艙組員到其休息的商務艙叫醒也在輪休的機長，告知：「好像有狀況」，事務長走回其 L1 位置時，氧氣面罩即施放下來。事務長表示，從客艙燈亮到氧氣面罩施放相隔大約 1 分鐘時間。

事務長表示，輪休期間，由副事務長代替其職務，由於事發突然，事務長與副事務長來不及交接，氧氣面罩便已施放，組員稱其即依據公司客艙組員手冊（Cabin

Crew Handbook) 之規定；客艙失壓反應程序為：第一時間就近就座，立即配戴氧氣面罩並繫緊安全帶，等到中、英文之預錄廣播播放後，客艙組員依個人責任區域之狀況，以口語指示乘客戴上氧氣面罩、繫緊安全帶及不要吸菸，除一位小嬰兒由母親幫忙戴上氧氣面罩外，沒有其他特殊乘客，客艙組員觀察乘客都戴上氧氣面罩且沒有不舒服之反映。

氧氣面罩施放前客艙組員皆已就近就座完畢，其中 L1、R1、R2、L4 及 R4 等 5 位客艙組員，皆回到其座位，另外 3 位 L2、L3 及 R3 則分別坐於 C1、52E 及 L4 右座（為雙座），8 位組員中只有 L3 是坐在乘客之座位上。

事故過程預錄廣播系統自動啟動，該系統自動播放完一次中、英、日廣播後即停止，客艙組員是以口頭之方式傳達訊息。

1.15.2 抵達安全高度客艙後續作業

航機抵達安全高度時，機長廣播：「Cabin Crew Service Check」，客艙組員稱其係依據公司客艙組員手冊之規定執行客艙檢查，其程序為：組員體能狀況允許下，主要配置客艙組員皆需揹攜帶式氧氣瓶執行客艙檢查，如不可行，每一艙等至少要有一位組員揹攜帶式氧氣瓶，以因應乘客或組員緊急用氧需求，巡艙時並未有組員及乘客需要使用攜帶式氧氣瓶。每位客艙組員皆於其所屬責任區，依盥洗室、客艙、廚房順序逐一檢查乘客是否有昏倒、意識不清或受傷等情形，並以口頭方式詢問；公司之標準程序為：「有人受傷嗎？需要幫忙嗎？」，了解乘客狀況。

客艙組員執行客艙檢查同時，巡航駕駛員由駕駛艙出來，由商務艙到經濟艙，依序對著組員與乘客說：「所有狀況都能控制，請大家可以拿下面罩」，乘客於事故時及事故後皆能遵從客艙組員之指示，戴上及取下氧氣面罩。

事務長表示，完成客艙檢查、確認無異狀且無乘客或組員受傷或不舒服，便向機長回報，同時機長告知，大約再過 10 至 15 分鐘，飛機便要轉降烏克蘭，此時機長廣播告訴乘客：「由於機艙壓力系統異常，為了安全理由決定轉降」。

狀況發生後，客艙氧氣面罩配戴及取下之訊息，飛航組員或客艙組員皆以口頭

方式傳達，直至機長決定轉降後，始以客艙廣播「由於機艙壓力系統異常，為了安全理由決定轉降」告知乘客。

1.15.3 客艙失壓處置程序

長榮客艙組員手冊第 5 章緊急情況(Emergency Situation)5.3 節客艙失壓(Loss of Cabin Pressurization)；分為慢速(Slow Decompression)與快速減壓(Rapid Decompression)兩類型，當氧氣隔間板(Oxygen Compartment Door)開啓及預錄廣播系統被致動時，客艙組員之反應程序為：

所有客艙組員戴上氧氣面罩、繫緊安全帶，坐在客艙組員或乘客座位上使用可用之氧氣面罩，如果附近沒有空位，則緊握扶手並使用可用之氧氣面罩。

視情況使用客艙廣播系統或口頭指示乘客：

- Put on mask. 戴上面罩!
- Fasten seat belt. 繫緊安全帶!
- No smoking. 不要吸煙!

1.15.4 客艙組員訓練

依據長榮 2010 年客艙組員年度複訓課程表，為期 3 天共計 24 小時之課程中，緊急狀況模擬課程計有 4 小時，內容包括：陸上及水上緊急逃生、客艙冒煙或洗手間火災及客艙失壓等，訓練以模擬演練方式進行，包括組員協助殘障乘客滑下逃生滑梯、客艙失壓處理程序演練、組員攜帶氧氣瓶等，有關客艙失壓之課程實際訓練時間超過 1 小時。

依據客艙組員訓練紀錄，8 位客艙組員都接受過公司提供之緊急應變課程，包括，滅火、緊急逃生、客艙失壓等課程。

1.16 測試與研究

1.16.1 壓力調節感測器測試

該機兩套發動機供氣系統皆裝用 Auxitrol 公司生產製造之 Pr 感測器，料號為 ZRA380-00，序號分別為 ASA05137（左發動機）及 ASA05146（右發動機），該兩具 Pr 感測器於事故後經 AIRBUS 協助送往原製造廠執行測試，在 3 位法國航空事故調查局代表見證下，於民國 100 年 2 月 9 日完成測試，結果（詳附錄二）摘要如後：

- 目視檢查兩具 Pr 感測器外表均有鏽蝕現象，鏽蝕成因可能為暴露於潮濕環境造成。
- 依原廠程序執行測試，兩具 Pr 感測器於接收檢查時，發現內部壓力空間（pressure port）均有積水存在。測試過程中當溫度降到零度以下，Pr 感測器壓力偵測空間內之積水開始結冰，固態體積膨脹擠壓感測壓力之金屬薄膜，使感測器輸出之壓力訊號上升；當測試溫度回復到零度以上，結冰融化，使原先因積水結冰膨脹擠壓導致上升之壓力得以釋放，該金屬薄膜隨之恢復正常運作，壓力輸出訊號回復正常。
- 兩具 Pr 感測器置於 100°C 烤箱 2 小時後，依相同測試程序執行測試，壓力輸出訊號均回復正常。確認該兩具 Pr 感測器之故障為內部壓力偵測空間積水結冰所致。

1.16.2 發動機吊艙測試

針對環境溫度對不同型式發動機吊艙內 Pr 感測器之影響，AIRBUS 提供本會兩架次 A330 型機測試資料（詳附錄三），分別搭配 GE 及 Pratt & Whitney（簡稱 PW）

發動機之吊艙，測試結果如後。

PW 發動機吊艙測試結果詳圖 1.16-1，測試日期為民國 99 年 3 月，時間紀錄長度約 9 小時；起飛前 Pr 感測器周圍環境溫度為 15°C，起飛時上升至 30°C，於飛機爬升階段，Pr 感測器周圍環境溫度以每分鐘約 0.7°C 速率下降，約 1 小時後其溫度約為 -12°C，之後溫度趨於穩定不再下降；該機於巡航階段之外界大氣溫度範圍約為 -55°C~-66°C。

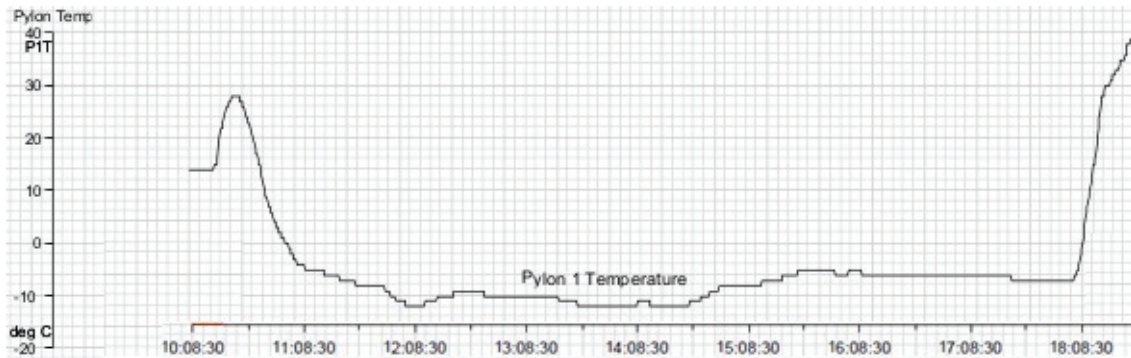


圖 1.16-1 裝用 PW 發動機吊艙之 Pr 感測器環境溫度變化

GE 發動機吊艙測試結果詳圖 1.16.2，測試日期為民國 99 年 6 月，紀錄時間約 5 小時；起飛前 Pr 感測器周圍環境溫度為 40°C，起飛時上升至 70°C，於飛機爬升階段，Pr 感測器周圍環境溫度以每分鐘 0.7°C 速率下降，該機於全程飛航過程中其溫度持續下降，最低溫度約為 0°C；該機於巡航階段之外界大氣溫度範圍約為 -50°C 至 -64°C。

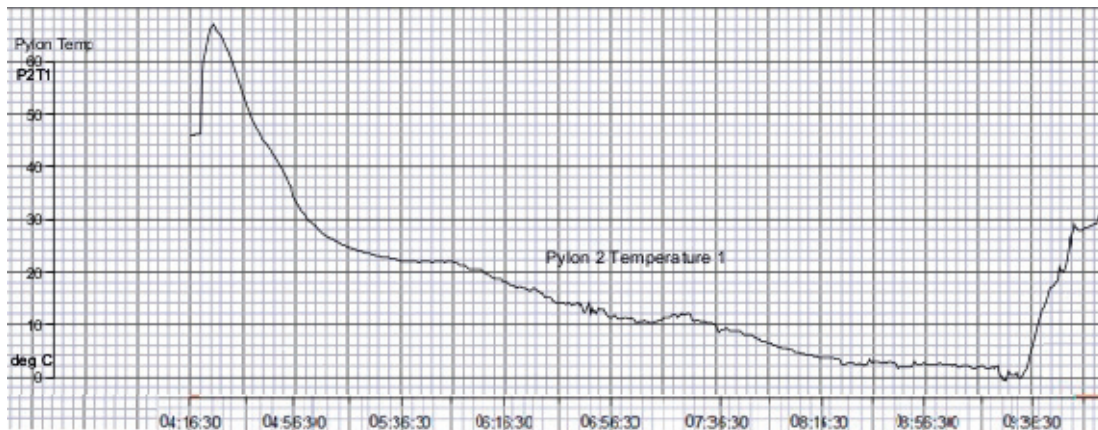


圖 1.16-2 裝用 GE 發動機吊艙之 Pr 感測器環境溫度變化

依據以上 AIRBUS 提供之 Pr 感測器飛測資料，安裝於 PW 發動機吊艙之 Pr 感測器，於飛機爬升階段其週圍環境溫度以每分鐘 1°C 速率下降，飛行約 1 小時後其溫度趨於穩定不再下降，溫度最低下降至約 -12°C；安裝於奇異發動機吊艙之 Pr 感測器，於飛機爬升階段其週圍環境溫度以每分鐘 0.7°C 速率下降，並於全程飛航過程中有持續下降趨勢，溫度最低下降至約 0°C。

1.17 組織與管理

1.17.1 座艙語音紀錄器於事故後之處置

1.17.1.1 座艙語音紀錄器保全處置之經過

民國 99 年 12 月 29 日，長榮 BR61 於烏克蘭發生事故，本會接獲民航局通報後立即聯絡烏克蘭事故調查當局，洽詢其調查意願及授權本會調查之可能，隔日 30 日凌晨烏克蘭傳真授權本會調查，本會於 30 日見到傳真立即通知民航局與長榮，並對本案進行調查。為求審慎，除維修分組召集人立刻電話連絡長榮外，本會特又行文並傳真長榮要求以取下飛航紀錄器的方式運送，長榮獲悉後曾先後來電聯絡本案主任調查官、維修分組召集人及調查組組長等，要求以 deactivate CVR 之方式運送飛航紀錄器，本會一致請其以取下飛航紀錄器之方式運送。後來獲悉長榮未依照本會要求取下飛航紀錄器，仍以 deactivate CVR 之方式運送時，該機已於返台途中。該機落地後本會取得飛航紀錄器送實驗室解讀後發現 CVR 2 小時紀錄資料已遭覆蓋。

1.17.1.2 座艙語音紀錄器保全處置人員訪談

長榮飛安管理人員

事故發生當日，該主管稱以其之瞭解係飛安會不調查，隔日始獲知飛安會要調查。飛安會係於民國 99 年 12 月 30 日 1715 時傳真公文要求取下 2 具飛航紀錄器，然民國 12 月 30 日 0500 時，該機 AOG team 就已經出發。

由於 AOG team 出發前尚未接獲飛安會之要求，未攜帶飛航紀錄器前往更換。該主管接獲飛安會要求後，認為以 SIP 的地理位置而言，要再送 2 只飛航紀錄器至 SIP 是不太可行的。原因係飛往 SIP 的班機很少，不論從台北或歐洲轉送過去，都不太方便。該主管考量事故航空器完成搶修後，仍要載客前往維也納，若要再等 2 只飛航紀錄器運送至烏克蘭，會讓乘客等待更久，造成乘客不便。據此，該主管決定以 deactivate（使其停止運作）CVR 的方式處理，DFDR 部分因可記錄 50 小時，事故資料不會被覆蓋，故未將其 deactivate。

本次因維修員疏失，未能成功 deactivate CVR，造成 CVR 資料被覆蓋，未來若有類似本案之狀況，於執行 deactivate CVR 時，會特別提醒 AOG team 要注意，避免類似情況再發生。

長榮航太維修員甲

維修員甲係 AOG team 成員，負責該機之故障排除及航機簽放。維修員甲於 SIP 拆下 2 具發動機 Pr 感測器檢查後，發現裡面有水，清潔管路時未發現異物，最後直接換上兩個新的 Pr 感測器。準備開輔助動力裝置（APU¹⁸）試俾時，維修員甲請維修員乙去電子艙，將先前關斷的 DFDR 及 QAR 相關斷電器（以下簡稱 CB）復原，上電試俾後系統運作正常，過程中維修員甲未曾與維修員乙討論如何 deactivate CVR。

維修員甲填寫維修紀錄簿時，曾查閱 MEL¹⁹（最低裝備需求手冊），確認 CVR 不運作是可以放飛的，且自駕駛艙 ECAM 的 CB 頁面中，亦確認維修員乙有將“CVR CTL”的 CB 斷電。由於其他機型之 CVR 只有一顆 CB，故當時認為關斷“CVR CTL”即可。ECAM 的 CB 頁面中，只會顯示被斷電之 CB。

依據 MEL，CVR 不運作是可以簽放的，至於是 CVR 本身有問題或是因 CB 被斷電，應該都符合 MEL，故雖 MEL 未說明要拔 CB，維修員甲認為關斷 CB 無適法性的問題。

長榮航太維修員乙

維修員乙係 AOG team 之成員，負責航電部分之維修工作。民國 99 年 12 月 30 日 0600 時搭乘長榮 BR6089 班機前往烏克蘭，約 16 小時抵達 SIP。出發前未被指派有關 CVR 及 DFDR 如何處理的指示。

AOG team 領隊（維修員丙）於飛往烏克蘭之航機上接獲公司指示後，告知維

¹⁸ Auxiliary Power Unit。

¹⁹ Minimum Equipment List。

修員乙，公司要求 deactivate CVR、DFDR 及 QAR，並指派維修員乙負責該任務。維修員乙接獲指示後曾查閱 AMM（飛機維修手冊），發現 AMM 未提及如何 deactivate CVR，其過去無執行該型機 deactivate CVR 的經驗，轉而查閱拆裝 CVR 相關章節，以獲知 CVR CB 的位置。維修員乙當時看到 2 個 CB，名稱分別為"CVR"及"CVR CTL"²⁰，選擇抄下"CVR CTL" CB 的位置，後來亦關斷該 CB。維修員乙當時認為"CVR CTL"係控制 CVR 電源，故拔掉"CVR CTL"，即可 deactivate CVR。另外，維修員乙在機上亦查閱 AMM 中有關拆裝 DFDR 及 QAR 之章節，其過去亦無執行該型機 DFDR 與 QAR deactivation 之經驗，當時查得 DFDR 有 2 個相關的 CB，QAR 有 3 個，選擇將其全部抄下。至於為何 CVR 相關 CB，只選擇"CVR CTL"，維修員乙表示當時係直覺判斷，且只有"CVR CTL"有寫"CTL（控制）"，非故意如此。維修員乙當時未與 AOG team 其他成員討論，亦不認為有此需要。

維修員乙表示依過去的訓練與經驗，面對不熟悉的操作，且手冊上又無可供遵循之程序時，應該是會查閱相關電路圖或尋求其他支援，以確認拉"CVR CTL"CB 即可關掉 CVR，然當時並未如此。維修員乙認為 deactivate CVR 不是最重要的工作，AOG team 主要工作是搶修該機，雖前往烏克蘭的飛機上是有時間可以去研究電路圖，亦可向公司尋求支援，惟維修員乙係把重點放在搶修該機相關事宜，且直覺認為關斷"CVR CTL"CB 即可 deactivate CVR，故未想要查閱電路圖或尋求其他支援。另維修員乙表示 A330 有 2 個 CVR 的 CB，其他機型只有 1 個。

訪談時，請維修員乙實際查閱 AMM 中拆裝 CVR 章節中之電路圖，維修員乙可正確判斷應關斷 CB Q67，即名稱為"CVR"的 CB，即可成功 deactivate CVR。

AOG team 抵達 SIP 後，維修員乙前往該機，執行 deactivate CVR、DFDR 及 QAR，隨後執行航機修復工作。完成修復作業準備測試前，領隊告知，公司有新的指示，只要 deactivate CVR 即可，維修員乙遂前往電子艙把 QAR 及 DFDR 的

²⁰ 係 CVR CONTROL 之縮寫，為 CVR 自動啟動或自動停止錄音功能之電源。

CB 復原，完成後便向維修員甲報告已完成任務。維修員甲曾檢視 ECAM 的 CB 頁面，有看到“CVR CTL”CB 已被斷電。

維修員乙係依據公司要求執行 deactivate CVR，其未能成功 deactivate CVR 之原因在於未確實依據 ASM（Aircraft Schematic Manual）拔除必要之斷電器 2 顆。另維修員乙建議避免類似情形的發生，最佳的作法是帶 2 具飛航紀錄器去更換，就不會衍生後續的問題。依據最低裝備需求手冊（MEL），CVR 可以是壞的，MEL 並未指示去拔 CB。然當時收到的命令要 deactivate CVR，此係飛安會之行政命令²¹，雖有想過這樣做好像不太對，但沒有想過可以拒絕。

長榮航太維修員丙

維修員丙係擔任 AOG team 領隊，於飛往烏克蘭途中，接獲公司指示要 deactivate 該機 QAR、DFDR、及 CVR，遂指派維修員乙負責執行。抵達 SIP 後，維修員丙曾以電話聯絡公司，回報該機狀況，此時公司告知該機需繼續放飛，依規定不許可 DFDR 及 CVR2 套系統同時不運作，命令改為 deactivate CVR 即可，維修員丙遂將此訊息告知維修員乙，請其復原 DFDR 及 QAR。過程中維修員乙未曾告知無 deactivate CVR 之程序可供依循。

維修員丙依其對波音及麥道機種之經驗與觀念，拔 1 顆 CB 即可 deactivate CVR，故當維修員乙回報 CB 已經斷電，ECAM CB 頁面顯示“CVR CTL”CB 已斷電，維修員丙認為任務已完成，且維修員乙為資深人員，對其完全信任，並未懷疑。若是資淺人員，維修員丙之處置方式可能不同。

1.18 其他資料

1.18.1 飛航操作相關手冊內容

摘錄 A330 快速參考手冊（Quick Reference Handbook），長榮航務手冊及 A330 飛航組員訓練手冊中，有關緊急下降，單、雙供氣系統故障，客艙壓力高度過高等

²¹ 此係維修員乙之誤解，該命令實為長榮飛安部門之決定。

緊急處置程序如下：

A330 EVA AIR 長榮航空	EMERGENCY PROCEDURES	REV 26 SEQ 001	1.24
---------------------------------------	-----------------------------	-------------------	-------------

EMER DESCENT
IMMEDIATE ACTIONS – CREW OXY MASKS ON – SIGNS ON The recommendation is to descend with AP engaged : . Turn ALT selector knob and pull . Turn HDG selector knob and pull . Adjust target SPD/MACH. – THRUST IDLE . If autothrust is engaged, check that THR IDLE appears on the FMA. . If autothrust is not engaged, retard the thrust levers. – SPD BRK FULL WHEN DESCENT ESTABLISHED EMER DESCENT FL100, or minimum allowable altitude. – SPEED MAX / APPROPRIATE CAUTION Descend at the maximum appropriate speed. If structural damage is suspected, use the flight controls with care and reduce speed as appropriate. <i>Landing gear may be extended below 21 000 feet. In such a case, speed must be reduced to VLO/VLE.</i> – ENG START SEL IGN – ATC NOTIFY <i>To save oxygen, set the oxygen diluter selector to the N position. If the oxygen diluter selector remains at 100%, the quantity of oxygen may not be sufficient for the entire emergency descent profile.</i> – MAX FL 100/MEA ● IF CAB ALT > 14000 feet : – PAX OXY MASKS MAN ON <i>This action confirms that the passenger oxygen masks are released.</i> <u>NOTE</u> : Notify the cabin crew, when the aircraft reaches a safe flight level, and when cabin oxygen is no more necessary.

R
R
R

A330 EVA AIR 長榮航空	ABNORMAL PROCEDURES	REV 26	2.24
		SEQ 200	

AIR DUAL BLEED FAULT

■ If ENG 1 BLEED was lost due to a :

LEAK on side 1

ENG 1 FIRE

Start Air Valve 1 failed open.

R Overpressure with bleed valve 1 failed open

APU BLEED LEAK FED BY ENGINE

– DESCENT TO FL100/MEA INITIATE
Descend rapidly to FL100/MEA, with full speedbrakes, to prevent excessive cabin altitude.

AVOID ICING CONDITIONS

R R R R R ● IF ICE ACCRETION :

– APPR SPD VLS + 10 KT

– LDG DIST PROC APPLY

Refer to the QRH Part 2.

■ If ENG 2 BLEED was lost due to a :

LEAK on side 2

ENG 2 FIRE

Start Air Valve 2 failed open.

R Overpressure with bleed valve 2 failed open

– X BLEED CHECK CLOSED

– DESCENT TO FL220/MEA INITIATE
Descend rapidly to FL220, with full speedbrakes, to recover the bleed supply from the APU.

– APU START
Start the APU during the descent.

● AT, OR BELOW, FL220 :

– WING A.ICE OFF
APU BLEED must not be used for wing anti-ice.

– APU BLEED ON

MAX FL220

AVOID ICING CONDITIONS

R R R R R ● IF ICE ACCRETION :

– APPR SPD VLS + 10 KT

– LDG DIST PROC APPLY

Refer to the QRH Part 2.





ABNORMAL PROCEDURES

REV 26

SEQ 001

2.25

AIR DUAL BLEED FAULT (CONT'D)

■ In all other cases :

- DESCENT INITIATE
Descend rapidly to FL220, with full speedbrakes, so that the bleed supply may be supplied by the APU, if the bleed system recovery is not successful.

● If both packs are available :

If both packs are operative, it can be suspected that the second bleed system failed due to excessive demand. Recovery of the second failed engine bleed may be attempted.

■ If ENG 1 BLEED is lost first :

- PACK 1 OFF
- ENGINE 2 BLEED ON

■ If ENG 2 BLEED is lost first :

- PACK 2 OFF
- ENGINE 1 BLEED ON

● If engine bleed recovery was not successful, or if one pack is inoperative :

- X BLEED CHECK OPEN
- DESCENT TO FL220/MEA CONTINUE
Descend rapidly to FL220, with full speedbrakes, to recover the bleed supply from the APU.
- APU START
Start the APU during the descent.

● AT, OR BELOW, FL220 :

- WING A.ICE OFF
APU BLEED must not be used for wing anti-ice.

- APU BLEED ON

MAX FL220

AVOID ICING CONDITIONS

● IF ICE ACCRETION :

- APPR SPD VLS + 10 KT
- LDG DIST PROC APPLY

Refer to the QRH Part 2.

R
R
R
R
R

A330 飛航組員操作手冊 (Flight Crew Operations Manual)

CAB PR EXCESS CAB ALT

This Topic is relevant to the following aircraft: B-16301, B-16302, B-16303, B-16305, B-16306, B-16307, B-16308, B-16309, B-16310, B-16311, B-16312,

Rely on the

CAB PR

EXCESS CAB ALT warning even if not confirmed on the CAB PRESS page. This warning can be triggered by a cabin pressure sensor different from the one used to control the pressure and display the cabin altitude on the SD.

-CREW OXY MASK (if above FL 100) ON

- If above FL 100, and under FL 160 :

-DESCENT INITIATE

-MAX FL 100/MEA

- If above FL 160 :

-SIGNS ON

EMER DESCENT

-DESCENT INITIATE

-THR LEVERS (if A/THR not engaged) IDLE

-SPD BRK FULL

-SPD MAX/APPROPRIATE

Descend at maximum appropriate speed. However, if structural damage is suspected, use the flight controls with care and reduce speed as appropriate.

Landing gear may be extended below 21 000 feet. In this case, speed must be reduced to VLO/VLE.

-ENG START SEL IGN

-ATC NOTIFY

Notify ATC of the nature of the emergency and state intentions.

If ATC cannot be contacted, select ATC code A7700, or transmit a distress message on one of the following frequencies :

(VHF) 121.5 MHz, or (HF) 2182 KHz, or 8364 kHz.

Note : To save oxygen, set the oxygen diluter selector to the N position. With the oxygen diluter selector set to 100 %, oxygen quantity may not be sufficient for the entire descent profile. Ensure that the flight crew can communicate wearing oxygen masks. Avoid continuous use of the interphone to minimize the interference from the noise of the oxygen mask. When descent is established and if time permits, check that the OUTFLOW VALVES are closed on the CAB PRESS ECAM page. If they are not closed and ΔP is positive, select manual control and the V/S CTL switch to full down.

-MAX FL 100/MEA

- IF CAB ALT > 14 000 FT :

-PAX OXY MASKS MAN ON

This action confirms that the passenger oxygen masks are released.

Note : Notify the cabin crew, when the aircraft reaches a safe flight level, and when cabin oxygen is no more necessary.

STATUS

MAX FL 100/MEA

長榮航務手冊及 A330 飛航組員訓練手冊中，有關駕駛員飛行時宣告緊急情況之部分內容摘錄如下：

航務手冊 (Flight Operations Manual)

2. DEFINITION

Emergency. Means an aircraft encountering a situation that will endanger flight safety, and where other actions are taken, such as declaration of emergency, deviation from assigned altitude or other emergency operation procedures.

9.3. DISTRESS AND URGENCY COMMUNICATIONS

9.3.1. Emergency Condition

An emergency can be either a distress or urgency condition. Pilots shall not hesitate to declare an emergency when they are faced with distress conditions such as fire, mechanical failure, or structural damage.

However, some are reluctant to report an urgency condition when they encounter situations which may not be immediately perilous, but are potentially catastrophic. An aircraft is in at least an urgency condition the moment the pilot becomes doubtful about position, fuel endurance, weather, or any other condition that could adversely affect flight safety. This is the time to ask for help, not after the situation has developed into a distress condition.

9.3.2. Emergency Phraseology

"MAYDAY"

International Distress Call (radio silence for others on frequency in use) .When repeated three times, it indicates imminent and grave danger and that immediate assistance is requested.

"PAN-PAN"

Urgency transmissions (do not block or interfere on frequency) . When repeated three times, indicates uncertainty or alert followed by the nature of the urgency.

A330 飛航組員訓練手冊 (A330 Flight Crew Training Manual)

A330 Flight Crew Training Manual



9.5. LOSS OF CABIN PRESSURIZATION (RAPID DECOMPRESSION)

9.5.1. General

A decompression is said to have occurred when the pressure inside the cabin is reduced to the equivalent pressure that would normally exist at 10,000' or higher. This loss of pressure can be very rapid, or it may occur a relatively slow. A decompression is defined as being "explosive" if the pressure loss occurs in less than 3 seconds.

The construction of present-day aircraft ensures that a decompression due to a structural failure is most unlikely. The causes of recent decompressions include, damage due to a bomb explosion, shattering of a window, failure of a door seal, failure of the cabin pressurization system.

No two decompressions are likely to be the same, but the following factors will influence the degree of severity.

- A. The pressure differential between the cabin altitude and the flight level.
- B. The internal volume of the pressure cabin.
- C. The size of the opening through which the pressure is being lost.

9.5.2. Physical Indication of a Decompression

The physical indications that the cabin pressurization has been lost are:

A. Noise

If the loss of pressurization is due to a structural failure there will be a loud explosive type noise initially (as with a burst balloon). The subsequent noise level will be high. If the loss of pressurization is due to a failure of the pressurization system the noise level will remain the same.

B. Fog

If there is a direct opening between the cabin and the outside air a fog will often result. The density could range from a light mist to a dense impenetrable fog. The factors that can affect the density are:

- a. Rate of decompression.
- b. Amount of pressure lost.
- c. Humidity of the cabin.
- d. The drop in temperature experienced.
- e. The amount of dust that is drawn up from the floor.
- f. Temperature

If the size of the aperture through which the pressure was lost is extensive there will be a drop in cabin temperature i.e. should a cabin window be lost the drop in temperature will be approximately 8°C

9.5.3. Procedures

Warning Devices

A330 Flight Crew Training Manual



The following warning will trigger: CRC, Master warning, ECAM warning messages and SD "CAB PRESS" page auto display.

When cabin altitude exceeds

- In CLB (DES) the higher of both: 9550 feet or takeoff (landing) field pressure altitude + 1000 feet.

- In CRZ 9550 feet

Additional, when cabin altitude exceeds 14,000 feet

- Cockpit: Passenger "SYS ON" light illuminates on overhead panel.

- Cabin: Passenger oxygen compartment doors will open.

The emergency warning tape (pre-recorded announcement) will be initiated when the OXYGEN MASK MAN ON pushbutton switch in the cockpit overhead panel is in "AUTO" or when pressed to "SYS ON" below 14,000 feet.

The emergency descent should only be initiated upon positive confirmation that cabin altitude and rate of climb is excessive and uncontrollable. This procedure should be carried out by the crew from memory. The use of AP and autothrust is strongly recommended for an emergency descent. The FCU selections for an emergency descent progress from right to left, i.e. ALT, HDG, SPD.

At high flight levels, the speed brake should be extended slowly while monitoring VLS to avoid the activation of angle of attack protection. This would cause the speed-brakes to retract and may also result in AP disconnection. If structural damage is suspected, caution must be used when using speed-brakes to avoid further airframe stress. When the aircraft is established in the descent, the PF should request the ECAM actions if any or QRH.

The passenger oxygen MASK MAN ON pb should be pressed only when it is clear that cabin altitude will exceed 14,000 ft.

When in idle thrust, high speed and speed brake extended, the rate of descent is approximately 6000 ft/min. To descend from FL410 to FL100 takes approximately 5 minutes and 40 NM. The crew should be aware that MORA displayed on ND is the highest MORA value within a circle of 40 NM radius around the aircraft.

Airframe integrity

If structural damage is suspected, descent with current speed or lower and use flight control with care to avoid further damage.

If structure damage is not suspected, descent to 10000ft or lowest safe altitude, whichever is higher, with speed up to VMO/MMO.

Landing gear may be extended below 21000ft, but the speed must not be more than 250kts (not recommended).

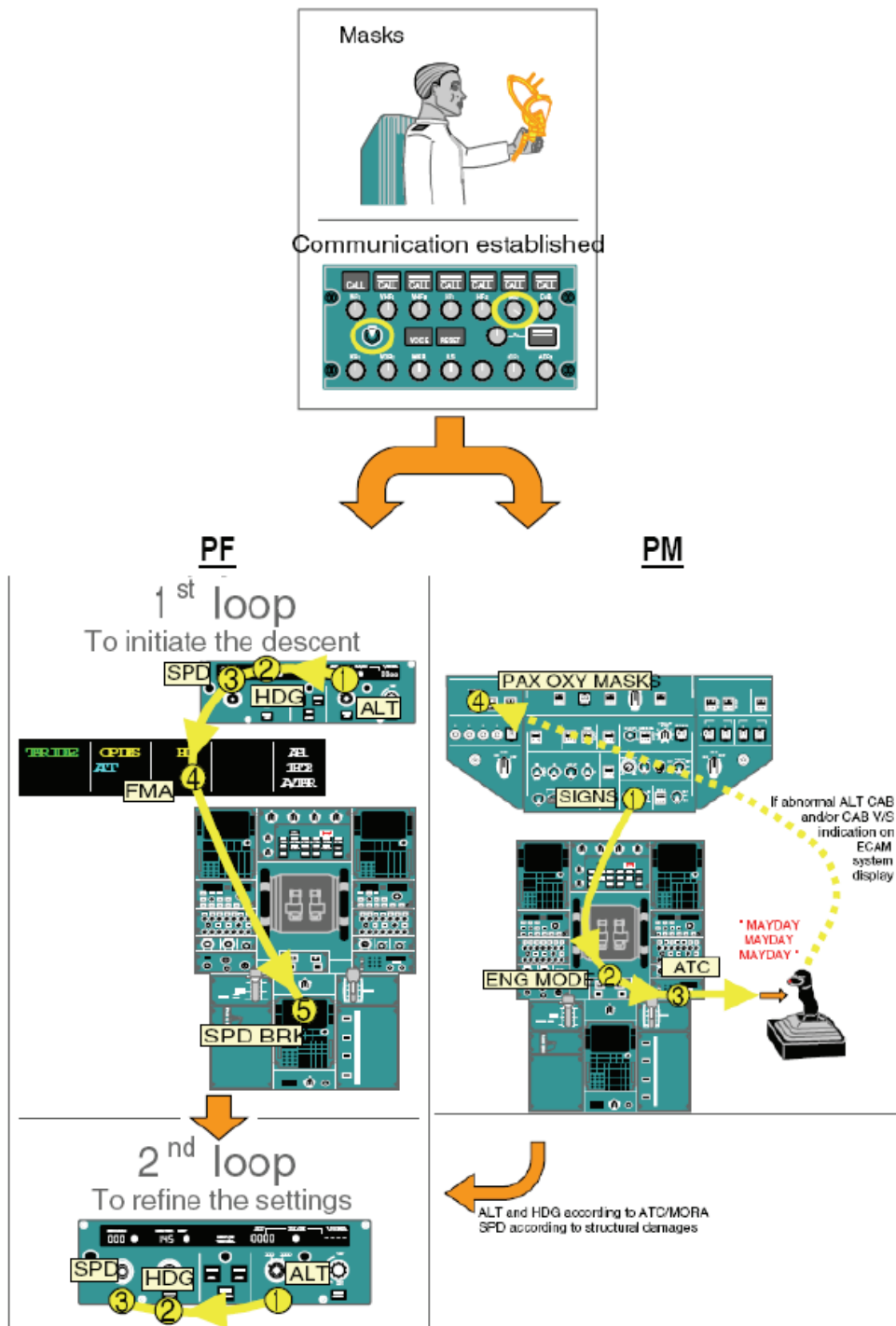
Notify ATC of the nature of the emergency and your intentions.

If ATC cannot be contacted, SQ7700 and transmit a distress message on one of the following frequencies:

VHF 121.5 MHZ

HF 2182 KHZ or 8364 KHZ.

EMERGENCY DESCENT FLOW PATTERN



1.18.2 駕駛員訪談

正駕駛員

事故經過

事故當日表訂由曼谷飛往維也納，0425 時後推，0442 時起飛。此趟飛行任務派遣駕駛員 3 人，分別為：正駕駛員、巡航駕駛員、及副駕駛員，另有客艙組員 8 人，乘客 67 人，其中有 1 位是嬰兒，另有 1 位長榮駕駛員以乘客身分搭機。航程中之駕駛員休息順序為：副駕駛員、巡航駕駛員、正駕駛員，平均每位駕駛員之休息時間為 2 小時 50 分鐘。事故發生時正駕駛員正在後艙休息，約已休息 1.5 小時，故對事故發生經過之瞭解係來自其他 2 位駕駛員。

1307 時，當時副駕駛員為 PF，巡航駕駛員為 PM，航機約在 40,000 呎高度巡航時，#1 engine bleed shutdown（左發動機供氣失效），儀表顯示 overpressure（超壓），為保護系統自動關閉，駕駛員依 ECAM 指示將 cross bleed 關閉後，翻閱手冊並無說明要做其他動作，且客艙壓力高度仍維持於穩定之 8,000 呎²²，亦無其它異常狀況，故未通知正駕駛員。約 20 多分鐘後，巡航駕駛員離開駕駛艙上洗手間，此時駕駛艙還有副駕駛員 1 人，1335 時，#2 engine bleed shutdown（右發動機供氣失效），ECAM 顯示機上所有 Outflow valves（艙壓控制閥）均關閉，客艙壓力高度上升。此時，副駕駛員嘗試 reset（重置）#2 engine bleed 無效，呼叫客艙組員通知正駕駛員立刻回到駕駛艙，並向航管請求下降飛機高度至 36,000 呎。巡航駕駛員於洗手間感覺耳朵不太舒服，趕緊回到駕駛艙，此時 cabin excess altitude warning（客艙壓力高度過高警報）產生，此係當客艙壓力高度達 9,550 呎時，即會發出此警告，ECAM 即指示組員帶上氧氣面罩，巡航駕駛員立即坐下並指示副駕駛員戴上氧氣面罩後自己亦予戴上，此時飛機高度約已下降至 36,000 呎。副駕駛員繼續擔任 PF，指示請求下降高度至 10,000 呎，巡航駕駛員擔任 PM 則向航管請求下降

²² 依該機飛航資料紀錄器資料，實際之客艙壓力高度值約維持於 7,100 呎。

高度至 10,000 呎，2 人便開始操作航機下降高度。

當航機高度下降通過 32,000 呎時，正駕駛員回到駕駛艙，看到 2 位組員已戴上氧氣面罩，儀表顯示“CAB PR EXCESS CAB ALT”，艙壓高度約 11,000 多呎。此時不適合更換位置，故正駕駛員坐在觀察員座位，戴上氧氣面罩，把擴音器喇叭開到最大。正駕駛員遂開始依其對 emergency descent（緊急下降）執行項目之記憶，檢查各項目是否已執行，正駕駛員表示其係擔任公司 IP（教師駕駛員），故對於 emergency descent 程序十分熟悉，檢查時發現包括所有機外燈光已打開、駕駛員已繫好安全帶、no smoking sign（禁止吸菸燈號）打開、油門在 idle（慢俚）位置，減速板打開、引擎點火在點火位置，TCAS（Traffic Collision Avoidance System，空中防撞系統）角度向下搜尋，正駕駛員表示當時該機速度大約 320 浬/時，速度極限係 330 浬/時，下降率超過 6,000 呎/分以上，下降過程中，航管要求於 28,000 呎高度改平，應該是有航機通過，TCAS 亦有發出 TA（Traffic Advisory，航機接近警告），航機亦於 28,000 呎改平，正駕駛員表示當時客艙壓力高度約 12,000 呎且繼續上升，正駕駛員表示客艙壓力高度超過 14,000 呎時，氧氣面罩會自動施放，考量每位乘客適應壓力變化的能力可能不同，希望能於 10 分鐘內完成下降至 10,000 呎，然緊急下降已因航管指示改平而被耽誤，不知道航機會在 28,000 呎被耽誤多久，若航機持續維持同樣高度則艙壓高度只會繼續上升，故正駕駛員手動將客艙氧氣面罩放下。基本上客艙壓力高度到 10,000 呎，飛航組員一定要帶氧氣面罩，客艙則於 14,000 呎時氧氣面罩會自動落下，這中間要不要手動施放氧氣面罩，係由機長依狀況決定。

副駕駛員（當時擔任 PF）警覺不能一直維持 28,000 呎，指示請求左轉由航向 280 改至 250，下降高度至 10,000 呎²³，巡航駕駛員擔任 PM 則向航管提出請求並

²³ 依飛航管制錄音抄件，駕駛員實際發話內容為「eva six one eva six one request radar vectoring heading to descend altitude」。

獲許可後，繼續下降，油門於 Idle（慢俚）位置，放出減速板加速下降。航機約於 10,000 呎改平，當時客艙壓力高度約 11,000 呎，正駕駛員指示，請求下降至 8,000 呎，2 位組員亦照做，航機於 8,000 呎改平後，“CAB PR EXCESS CAB ALT”警告消失，正駕駛員接手坐於左座擔任 PF，副駕駛員擔任 PM，正駕駛員以 PA 通知客艙執行 cabin crew service check（客艙檢查），亦要求巡航駕駛員前往後艙巡視乘客與飛機狀況，巡航駕駛員巡視後回到駕駛艙，告知無乘客受傷。

正駕駛員接手擔任 PF 後，航管詢問是不是在 emergency condition（緊急狀況），正駕駛員認為客艙壓力已正常，無乘客受傷，飛機是安全的，故向航管表示 cancel emergency condition, no person injured（取消緊急狀況，無人受傷），航管詢問意圖，正駕駛員請求航管提供最近之機場，航管則提供 SIP，正駕駛員考量該機已無法飛至維也納，決定轉降 SIP，隨後航管告知右轉至航向 050，維持 8,000 呎，並詢問航空器國籍標誌及登記號碼、有無危險物品、機上人數等，正駕駛員告知機上 79 人、無危險物品、無人受傷、飛機 OK，航管告知使用 SIP 01 跑道 ILS 進場，頂風，溫度 -4°C，小雪，雲高已不記得。正駕駛員請副駕駛員於航行電腦輸入 SIP，副駕駛員告知正駕駛員 ICAO4 位代碼，巡航駕駛員則找出 SIP 圖及進場圖，正駕駛員看過後知道跑道長度 12,000 呎，足夠該機落地使用，圖上亦有 ILS 頻率及 chart（航圖），遂交由副駕駛員輸入至航行電腦，後來知道航行電腦沒有 SIP 進場程序，只能選跑道，故請副駕駛員手動輸入 ILS 頻率、ILS course（航線），並告知正駕駛員重飛程序與高度，正駕駛員則告知組員使用 flaps 3，Auto land（自動落地），自動煞車設於中度，亦請巡航駕駛員告知事務長準備降落，客艙亦於降落前告知完成降落準備。高度約 400 呎出雲看到跑道，自動落地後，約於跑道中段脫離跑道，並由機場導引車引導到停機坪，該機停妥後關俚。機場當局及機場服務單位代表上機，正駕駛員跟他們解釋狀況。

其他補充說明

起飛前，Flight and Maintenance logbook 並無異常登錄，平飛前飛機亦無異常

。當兩個 engine bleed 都失效後，客艙壓力高度上升率約為+400 至 500 呎/分。

雙發動機航空器 dual engine bleed failure, two pack off (發動機雙供氣失效，兩具空調系統關閉)的情況公司本身未曾發生，亦非常罕見其它公司有這樣的事件。此方面相關之訓練，公司模擬機訓練係為 lose cabin altitude (客艙失壓)的情況，包括兩種情境，一種是艙壓快速下降，另一種是慢慢漏氣，基本上處置原則都是下降高度，但後者處置時間會比較多。

CVR deactivate 部分，該機 CVR CB 的位置是在駕駛艙地板下面的電子艙，基本上駕駛員下去也不一定知道 CB 在哪裡，故公司經協調後是由機務人員進入電子艙去處理。

該機平飛發生第一個 bleed fail 時，機外應該是 clear air (晴空)，沒有進雲。另外，約於此之前半小時，大約正駕駛員正要離開駕駛艙去休息，出現 fuel temperature low (燃油溫度低)之訊息，燃油箱內燃油溫度約-39°C時會出現此訊息，表示油很冷，可能會結冰，電腦建議的指示係加速或下降高度，加速的目的應為增加 total air temperature (TAT)，當時有查手冊顯示 A1 jet fuel minima temperature (最低操作溫度)為-47°C，結冰是-54°C。正駕駛員曾拿出飛航計畫出來看，瞭解前面機外溫度為-54 或-53°C，發生 fuel temperature low 警告時，機外溫度為-64°C，甚至後面還會低到-68 或-69°C，一直到黑海上空會回到-54°C左右。當時考量 fuel temperature 還沒到 minima，所以組員的處置係依電腦建議加速，再觀察。

正駕駛員表示，其看到最高的艙壓高度約 12,000 呎，正駕駛員沒有呼叫 mayday。

正駕駛員表示，基本上，有 critical system failure (重要系統失效)，一定要通知後艙休息的正駕駛員，然而並沒有一個具體的規則去律定，係由當時飛行的駕駛員討論後決定。

當其進入駕駛艙時，因當時狀況已在做緊急下降，不宜變動位置，故基本上駕駛艙仍由 PF 依其需求提出指示，PM 協助 PF 飛行，正駕駛員是機長，於後面觀察

他們的作業，若必要時，正駕駛員仍可提出指示，要求他們執行。

正駕駛員表示，事故發生至落地間並未開啓 APU，落地後才啓動。

巡航駕駛員

事故當日於曼谷飛往維也納航段擔任 PF 工作，飛過阿富汗時，剛結束輪休回到駕駛艙，此時出現"fuel temperature low"之訊息，3 位組員便按照 ECAM Procedure 加速以增加 TAT，查閱資料後得知 Jet A-1 fuel 溫度可低至-47°C 都不會有問題，而當時之 outboard fuel temperature（外側油箱燃油溫度）約為-43°C 左右，因此覺得 ok。與正駕駛員交接職務後坐於左座擔任巡航駕駛員，正駕駛員則去休息。

約於 1307 時，出現"ENG 1 BLEED FAULT"訊息，便按照 ECAM 程序執行兩次 reset，但因為是 overpressure，所以仍舊無法恢復，後將 cross bleed close（交叉供氣關閉）。結束 ECAM 程序後便翻閱 FCOM 尋求其他參考資訊，但並未發現相關措施。當時認為這不是一個 major malfunction（主要失效），是可以依據 MEL 走的，因此不需要通知正駕駛員，打擾其休息。

26 分鐘後，巡航駕駛員離開駕駛艙去洗手間，由副駕駛員擔任 PF（坐於右座），沒多久耳朵就感覺到艙壓變化，心裡猜測一定是另一個 bleed 也有問題，便趕快回到駕駛艙中。回座時，發現紅色的"CAB PR EXCESS CAB ALT"警告已經出現，當時飛機高度已從 40,000 呎下降至 36,000 呎左右，副駕駛員告知"ENG 2 BLEED FAULT"，經 reset 仍無效，巡航駕駛員要求副駕駛員趕快戴上氧氣面罩的同時自己亦配戴完成，繼續由副駕駛員擔任 PF，自己負責 ATC，開始執行 emergency descent，當時並無時間詢問副駕駛員是否曾宣告 mayday。由於副駕駛員一開始只向航管要求下降高度至 36,000 呎，因此他請巡航駕駛員再向航管要求下降高度至 10,000 呎，記憶中因為隔離因素，航管只許可下降高度至 28,000 呎。下降至接近 28,000 呎時，從 TCAS 上看見有一個 traffic 在該機下面，副駕駛員因此將速度稍微拉回來一點，

減低下降率，巡航駕駛員則向航管要求航向 250，continue descend to one zero thousand²⁴（繼續下降至 10,000 呎），航管也很快同意。正駕駛員約於航機下降至 32,000 呎時進來，坐於觀察席幫忙監控飛機。

印象中艙壓高度上升速率約為 400 呎/分左右，最高約上升至 11,900 呎，航機於 10,000 呎改平時，正駕駛員表示艙壓高度仍超過 10,000 呎，自己也看到艙壓高度仍在 10,000 多呎，遂在正駕駛員要求下向航管要求繼續下降高度至 8,000 呎，改平後與正駕駛員交換座位。航管詢問意圖，組員評估並詢問航管後，獲知最近之機場為 SIP，在航管建議下便決定轉降該處。情況穩定後，正駕駛員請巡航駕駛員至後艙瞭解狀況，巡航駕駛員於客艙巡視一圈確定乘客及組員狀況 ok 後，便返回駕駛艙。

過去未曾碰過 dual bleed fault 之情況，也未獲得相關案例之資訊。

Emergency descent 程序屬於記憶項目，內容大致為 OXY MASKS ON（戴上氧氣面罩），從右到左 ALT（高度）、HDG（航向）、SPD（速度）、SPD BRK（減速板），然後確認 power（油門）位於 idle。當時確定結構沒有損壞，便以最大速度 320 浬/時下降。

對於客艙氧氣面罩的認知是當艙壓高度高於 14,000 呎時就會自動落下。當時認為艙壓高度是可控制的，所以不需要放下，機長顧及較多，決定將其手動放下。

副駕駛員

事故當日巡航駕駛員結束輪休回到駕駛艙時，飛機出現“fuel temperature low”之訊息，因當時擔任 PF，便把速度加上去，隨後正駕駛員就前去休息。正駕駛員出去後，副駕駛員與巡航駕駛員繼續討論，並翻閱 FCOM 查詢 limitation（限制），

²⁴ 依飛航管制錄音抄件，駕駛員實際發話內容為「eva six one eva six one request radar vectoring heading to descend altitude」。

得知 Jet A-1 fuel 的 freezing point (凍結點) 是 -47°C 。從飛航計畫上看見該段區域機外溫度都是 -60 幾 $^{\circ}\text{C}$ ，其他都是 -50 幾 $^{\circ}\text{C}$ ，因此跟巡航駕駛員討論後覺得過了這一段後面應該就沒有問題。

約於 1307 時，ECAM 跳出“ENG BLEED 1 FAULT”訊息，便按照 ECAM 建議把程序做完之後，試著去 reset，但 reset 之後仍回不來。由於程序是要我們把 cross bleed 關閉，但依照副駕駛員的邏輯應該是要開啓，好讓一個可以供應兩個才對，因此就查閱 QRH 及 FCOM 尋求其他參考資訊。當時有看到 78PSI，後來與巡航駕駛員討論後，認為這應該是超壓的情況，所以程序才會建議關閉。由於手冊並沒有其他例如降高度之建議，因此就結案。

約莫 26 分鐘後，巡航駕駛員離開駕駛艙去洗手間的 5 分鐘之內，ECAM 又跳出另一個“Air Bleed 2 FAULT”，原先還以為是 bleed 1，心想已經關掉怎麼又跳出來，仔細一看原來是 bleed 2。當時第一個反應是去 reset，假如可以回來就表示可能只是短暫 short，那就沒事。因為 AIRBUS 的設計是 dark cockpit (暗艙)，因此任何的燈號亮起來，就是去把它按掉，然後做 reset。第一次 reset 不行後，副駕駛員看見艙壓高度正在上升，就向航管要求下降至 36,000 呎²⁵，心想下降期間還有時間做處置，假如可以 reset 回來那這趟就可以繼續。開始下降時，雖然沒有拉減速板，氧氣面罩還沒有戴，但當時是以 0.83 至 0.84 Mach 的大速度加上 idle power，希望獲得高下降率。Pressure page (艙壓頁面) 顯示兩個 Outflow valves 都是關起來的，可是艙壓還是一直往上升，降到 37,000 呎時還是無法 reset 回來，這時就想這趟可能要下 10,000 呎了。巡航駕駛員進來後副駕駛員告訴他 bleed 2 也失效了，要下 10,000 呎，記得當時有 call out emergency descent²⁶ (呼叫緊急下降)，但忘了是誰發起的，巡航駕駛員也馬上向航管要求，並通知客艙組員請正駕駛員進來。

²⁵ 依飛航管制錄音抄件，副駕駛員實際發話內容為「eva six one request descent」、「eva six one due to problem request descent」。

²⁶ 依飛航管制錄音抄件，該事故發生後，駕駛員未有與宣告緊急狀況相關之發話內容。

當時航管只許可下降高度至 28,000 呎，但沒說是什麼原因，在 28,000 呎改平前，巡航駕駛員向航管要求繼續下降至 10,000 呎，但航管告知附近有 traffic（其他航機干擾）。正駕駛員大約是在航機下降至 32,000 呎時進來，當該機被航管 hold 在 28,000 呎時，機長手動把客艙氧氣面罩施放下來。副駕駛員看左側沒有 traffic，便請巡航駕駛員向航管要求航向 250，繼續下降到 10,000 呎²⁷，航管也核准了。

到達 10,000 呎時，由於艙壓高度還高於 10,000 呎，正駕駛員便建議繼續下降至 8,000 呎，航管也同意。改平後正駕駛員與巡航駕駛員交換座位。航管詢問該機意圖，正駕駛員詢問附近是否有適合的機場，航管就建議該機到 SIP，最後便於該處落地。

因為兩個 Outflow valve 都是關住的，可能有其他地方漏氣，所以艙壓高度上升速率約為 400、500 呎/分左右，慢慢上升。當地航管蠻配合的，過程中多次詢問是否需要協助。

在過去飛行本機種兩年多時間中，不曾聽過國際上與本次事故類似之案例。

下降過程中，艙壓高度一直是組員所關切的，因此畫面從頭到尾都放在 pressure page，艙壓高度一路上都是可控制的，最高約上升至 11,000、12,000 左右。

於高度 40,000 呎碰到問題時，當時覺得只是一般的故障，應該是 resettable，因此想法是先降到 36,000 呎，然後做 reset。後來要求降到 10,000 呎，航管也許可，在 28,000 呎雖被 hold（停滯）住，但一要 heading（改變航向）後也馬上讓該機下降，覺得都蠻順的，因此沒有 call emergency。

於 8,000 呎改平後，並未取出 QRH 來 check emergency descent 及 dual bleed fault 程序，因為正駕駛員本身是 IP，emergency descent 過程中都在後面監控，因此副駕駛員認為當時的程序應該是有完整做到。當時已認為此趟一定要轉降，就直接進行

²⁷ 依飛航管制錄音抄件，駕駛員實際發話內容為「eva six one eva six one request radar vectoring heading to descend altitude」。

後續 approach (進場) 程序。平常在模擬機訓練執行完 emergency descent 時，會拿出 QRH 從頭 review，檢查看是否有哪一項沒有做，但在實際情況下，就副駕駛員的認知，記憶項目已經涵蓋了所有部分，就算 emergency descent 完拿出 QRH 進行查閱，發現有什麼沒有做，其實也都已經過去了。在沒有時間壓力情況下，是會將程序拿出來逐項檢查。

對於因為客艙失壓導致必須執行 emergency descent，應先區分是急速失壓還是緩慢失壓，如果是急速失壓那表示可能是結構上的問題，要有結構上的考量，如果像本次事件屬於緩慢失壓，則速度可使用較高的速度，當時看下面是沒有航機，下降途中有把 terrain page (地形頁面) 叫出來看，確認下面是海，因此一口氣就要求下降至 10,000 呎。

對於客艙氧氣面罩的瞭解是，當艙壓高度高於 14,000 呎時，氧氣面罩會自動施放，亦可以手動方式放下。假如是像碰的一聲那種急速失壓，則會不加考量，直接以手動方式放下。

一開始向航管要求下降時，發話內容為 request descent to 330，航管曾詢問是否有問題，當時回覆 we have some problem with air；下降到 36,000 呎後，看情況還是不行，就要求下到 10,000 呎，航管曾詢問是否要 declare emergency (宣告緊急狀況)，但當時認為艙壓並未完全洩掉，只是 abnormal (不正常)，應無立即性危害，要求下降高度航管也同意，因此認為不需要 declare emergency。

當艙壓高度超過 9,550 呎，ECAM 就會出現 "CAB PR EXCESS CAB ALT" 訊息。

1.18.3 座艙語音紀錄器電源供應與放飛限制

1.18.3.1 電源供應

依據航空器維修手冊，23-71-00 - COCKPIT VOICE RECORDER (CVR) - DESCRIPTION AND OPERATION，CVR 電源由 115V 交流電供應，經由編號 4RK

CB（如圖 1.18-1 紅框部分）可控制供應 CVR 之 115V 交流電，拔出編號 4RK 之 CB 可切斷 CVR 錄音功能，該 CB 位於電子艙 Q67 位置；CVR 相關之邏輯電路作用為控制 CVR 自動或手動錄音等功能，其電源為 28V 直流電，經由編號 5RK CB²⁸（如圖 1.18-1 藍框部分）控制，編號 5RK CB 被拔出後，飛機在通電狀況下 CVR 立即錄音，失去預設之自動啟動及停止錄音之控制功能，該 CB 位於電子艙 V09 位置。

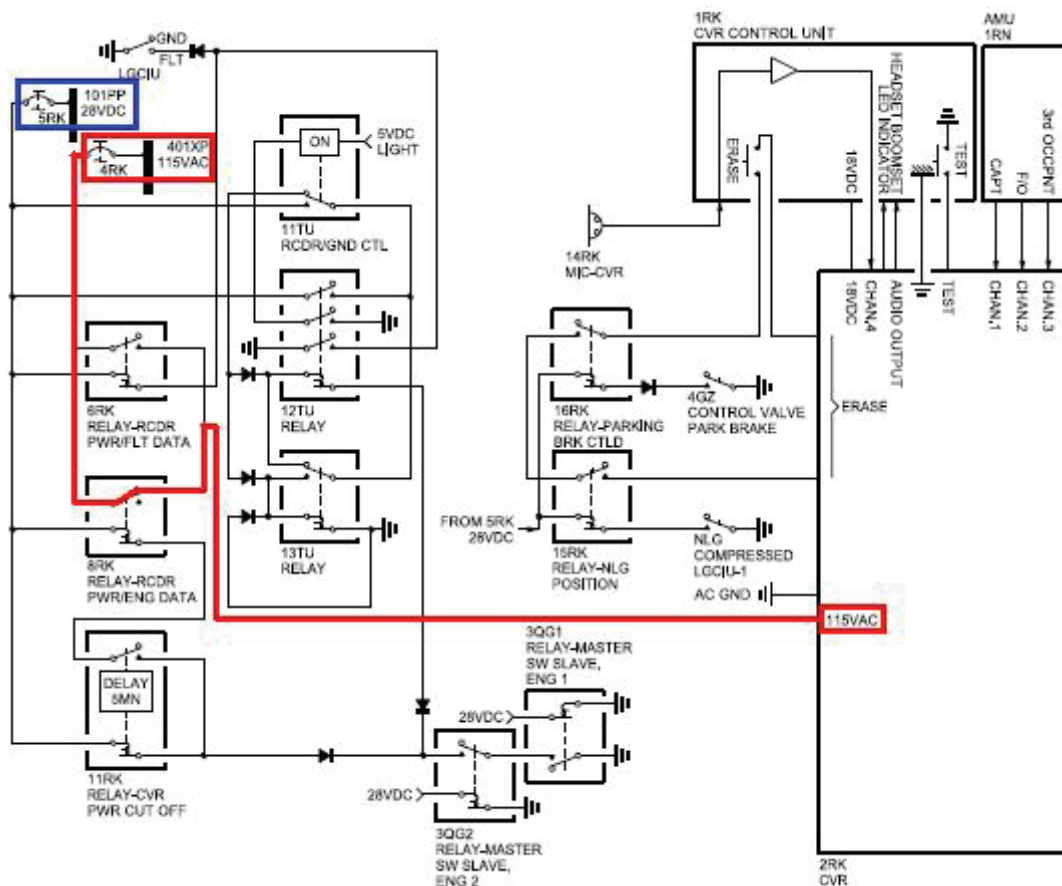


圖 1.18-1 CVR 系統電源供應概要圖

1.18.3.2 最低裝備需求手冊 23-71-01

²⁸ 即 ECAM CB 頁面顯示之“CVR CTL”。

依據長榮 A330 最低裝備需求暨外型差異手冊 (A330 MEL/CDL Revision 05c) 編號 23-71-01 項目 (詳附錄四), 允許航機在 CVR 系統 (含控制面板) 無法操作時執行派遣, 惟其須在 DFDR 於正常運作狀況下方可, 並且 CVR 系統須在 3 個飛行日內修復; 依據該 MEL 項目, 將航機 CVR deactivate 後仍可執行飛航任務派遣, 無需配合執行之維修項目。

1.18.3.3 AIRBUS 對 CVR 停用之意見

AOG team 於 SIP 以 CB 斷電方式 deactivate CVR, 本會於民國 100 年 3 月 14 日以電郵洽詢 AIRBUS 參與本次調查小組成員相關意見, 該公司於民國 100 年 3 月 17 日以電郵答復, 摘要如後:

A330 型機之 AMM 中無關斷 CB 之 CVR deactivation 程序, 僅有 CVR 拆裝程序, 若因時間或狀況不允許裝復 CVR, 可考慮更換備用品, 或採其它被核准之無 CVR 飛行之替代方案, 但需符合 MMEL (詳附錄五) 規定。

AIRBUS 答復原文內容如下:

Regarding the applicable maintenance procedures, there is no published A330 AMM procedure for de-activation of the CVR by pulling the CB. There is a procedure to remove (and to re-install) the CVR from the aircraft.

If the time/circumstances do not allow CVR re-installation for the next flight, replacement by a spare has then to be considered or alternatively any other approved options to fly without CVR (under MMEL) .」

CVR 內建測試裝置係供失效報告使用, 該裝置並未串接至中央維修電腦 (CMC) 或航機其它警告系統, 所以 CVR 系統故障或停用時, 相關訊息不會顯示於駕駛艙內之 ECAM 之注意/警告頁面上, 因此與 MMEL 所列項目無關。

AIRBUS 答復原文內容如下:

CVR has no centralized BITE through CMC for failure reporting nor any

connection to the FWS for cockpit effect for these aircraft (no CVR related ECAM caution/warning will therefore be displayed, hence no MMEL entry associated) .」

AIRBUS MMEL 無相關 CVR deactivation 之維修程序，航空公司應依其 MEL 規定作為飛航派遣之依據，相關 CVR deactivation 之維修工作並未包含於 MEL 內容中，若有需要，前述之 CVR deactivation 程序應自行以技術程序（Technical Adaptation）方式訂定並經核准，俾供參照執行。

AIRBUS 答復原文內容如下：

「There is no (m) associated with this MMEL item, which means no associated maintenance procedure defined by Airbus is applicable to the MMEL case. An operator may still decide to consider the CVR inoperative and dispatch their aircraft under their relevant MEL item but as no de-activation maintenance task is provided for this item, the de-activation of the CVR cannot be covered in the frame of the MEL.

The deactivation of the CVR, if needed, should be covered (by default of a locally approved document) by a Technical adaptation (TA)」

1.18.4 雙供氣系統失效案例及因應

1.18.4.1 案例及發生頻率

依據 AIRBUS 所提供資料，全球 AIRBUS A330 機隊雙供氣系統失效案例自民國 86 年至 99 年共計 58 件，其中 46 件集中在民國 95 年之後；供氣系統失效模式區分為超溫及超壓，民國 95 年之後超溫計 17 件，超壓計有 23 件（起飛/爬升階段計有 6 件，發生於巡航/下降階段計有 17 件），餘為其它原因計有 6 件（詳表 1.18-1）

。

表 1.18-1 全球 AIRBUS A330 機隊雙供氣系統失效統計

	飛航階段	95 年(件)	96 年(件)	97 年(件)	98 年(件)	99 年(件)
超壓	起飛		1	1	1	1
	爬升			2		
	巡航			2	6	9
	下降					
超溫	起飛				1	
	爬升	2		1	2	
	巡航		1	2	2	1
	下降	2		3		
其它	起飛		2			
	爬升	1				
	巡航				2	1
	下降					

以 Pr 感測器所安裝之發動機吊艙型式區分，安裝於搭配 GE 發動機之吊艙所發生雙供氣系統失效計有 27 件，PW 發動機吊艙計有 5 件，Rolls-Royce（簡稱 RR）發動機吊艙計有 14 件（詳表 1.18-2）；其中屬 GE 發動機吊艙案例，絕大多數為超壓且發生於巡航階段。

表 1.18-2 不同吊艙型式區分失效案例統計

吊艙型式	95 年 (件)	96 年 (件)	97 年 (件)	98 年 (件)	99 年 (件)
GE	3	1	3	10	10
PW	1	1	1	1	1
RR	1	2	7	3	1
總計	5	4	11	14	12

以案例發生年度及月份區分，民國 99 年 12 月共計 7 件為最多，民國 98 年 2 月共計 4 件次之，民國 98 年 12 月共計 3 件再次之；以航機於北半球飛航而言，所有 AIRBUS 統計之雙供氣系統失效案例均發生於冬季（11 月~3 月）。

1.18.4.2 AIRBUS 產品安全程序

依據歐洲航空安全局（European Aviation Safety Agency，EASA）Part 21A.3 持續適航法規要求，AIRBUS 必須收集該公司產品於服勤階段所發生與適航相關之事故資料，進行調查後訂定缺改方案，AIRBUS 持續適航程序已奉 EASA 批核並受該局定期稽核。

A330 型機之適航文件顯示無法供氣予兩套空調系統之失效狀況屬於"重大 (Major)"，此狀況依 EASA CS25 定義及分類，其每飛行小時平均失效機率必須小於 10^{-5} ；發生重大失效狀況可能顯著降低飛機系統之功能；或可能導致乘客受傷，及飛航組員工作負荷加重之結果。AIRBUS 產品安全程序區分：資料收集、報告分析、缺改結案等三階段，本次雙供氣系統失效事故之產品安全程序已由 AIRBUS 高層安全單位負責管控進度，目前屬分析及缺改階段。

1.18.4.3 AIRBUS 因應措施

針對 A330 型機因超溫或超壓導致雙供氣系統失效事件，AIRBUS 發布 Technical Follow-Up（後續跟進技術資料，以下簡稱 TFU），據以內部列管相關缺改及因應措施，同時供全球 A330 使用者參考其調查進度及缺改方案；TFU 並未經適航批核，因而不屬維修或飛航操作依據之技術文件，但若資料內容衝擊到使用者每日飛航操作、飛行線修護或廠級維修時，其分類將可協助使用者從各不同觀點瞭解對例常操作之影響。

關於 A330 型機雙供氣系統因超溫及超壓導致失效之 TFU 資訊編號為 36.11.00.65，此 TFU 於民國 98 年 10 月開始發布第 1 版，至本次事故發生止共計發布 6 版；自民國 100 年 2 月開始，AIRBUS 以編號 TFU 36.11.00.65 及 TFU 36.11.00.69 分別發布超溫及超壓資料，截至民國 100 年 2 月止，上述 2 份 TFU 仍屬未結案狀態（open status），有關超壓及超溫之 TFU 至民國 100 年 3 月底止共計 10 版，有關 A330 型機雙供氣系統失效對航機飛航及操作之影響，AIRBUS 於 TFU 中將其分類為中等（medium），至本次事故發生後，AIRBUS 於第 9 版 TFU 中始將雙供氣系統失效對航機飛航及操作之影響分類為高（high）；相關超壓及超溫內

容分別綜整概述如後：

超壓

雙供氣系統因超壓導致失效計有兩種模式：起飛階段及巡航/開始下降階段。飛機於起飛階段由於推力增加使發動機供氣壓力驟增，伴隨壓力調節閥作動延遲，或超壓閥關閉過早，導致供氣系統失效，此種失效模式多發生於飛機起飛且空調關閉之狀況。巡航/開始下降階段失效係由於不正確的壓力指示所導致，因 Pr 感測器內部積水，以及感測器在低溫（0°C 以下溫度）之飛航環境下造成積水結冰，致感測壓力不正確。

為避免飛機於起飛階段因超壓導致供氣系統失效，AIRBUS 建議飛機於起飛時開啓空調，或於空調關閉時啓動 APU，開啓 APU 供氣閥門，APU 供氣閥門開啓可關閉發動機供氣之壓力調節閥門，因而可避免發動機供氣系統失效。為避免飛機於自巡航至開始下降階段因超壓導致供氣系統失效，依據 AIRBUS 於民國 100 年 2 月發布之 TFU 36.11.00.69 顯示，有使用者於 3A 定檢時清潔 Pr 感測器相關管路可獲得滿意之結果；AIRBUS 於 TFU36.11.00.69 正式建議定期拆檢 Pr 感測器及烘乾，以去除 Pr 感測器內部積水；定期清潔 Pr 感測器相關管路亦可降低 Pr 感測器內部積水之風險。

超溫

雙供氣系統因超溫導致失效之原因，係由於飛機於起飛、巡航及開始下降時，供氣系統之冷卻空氣進氣閥（Fan Air Valve，FAV）開啓不良，致進入熱交換器之冷卻空氣量不足，使供氣溫度過熱（超過 200°C），導致供氣系統失效；AIRBUS 針對超溫狀況改進措施簡述如後：

- 使用新設計測試工具，修改及更新冷卻空氣進氣閥功能測試規格，增列進氣閥空氣流量測試。
- 修訂更新故障排除手冊（Trouble Shooting Manual，TSM）有關超溫故障檢測內容，以利確認故障之零組件。

- 修改恆溫感測控制器內部濾網為防污染式；更新維修計畫文件（Maintenance Planning Document，MPD），該濾網拆除或清潔之建議工作項目修訂為強制執行項目；更新服務資訊信函（Service Information Letter，SIL），增列使用者可依需要自行訂定恆溫感測控制器濾網清潔週期之相關內容。

上述改進措施經 AIRBUS 確認，可有效減少因超溫導致供氣系統失效事件，去年（民國 99 年）全球 A330 機隊僅有 1 件因超溫導致供氣系統失效事件發生。

1.18.4.4 長榮因應措施

依據 AIRBUS 服務資訊信函（Service Information Letter，SIL）編號 00-052，該份信函內容係 AIRBUS 提供其顧客，在有技術及操作方面之聯繫及諮詢需求時之服務相關訊息；依該份 SIL 內容，AIRBUS 定期更新 TFU 資料並發送各使用者維修/工程部門參考；長榮於獲得前述雙供氣系統失效之 TFU 資料後，針對超溫相關內容已依 AIRBUS 建議，評估恆溫感測控制器濾網清潔與改裝；針對 Pr 感測器部分，長榮對 TFU 建議定期清潔 Pr 感測器相關管路去除內部積水做法，因 AIRBUS 並未正式發布，亦未列入 AMM 施工程序，故未執行；烘烤 Pr 感測器去除內部積水係本次事故後新版 TFU 之建議。

1.18.5 供氣系統

該 A330 航機供氣系統係由發動機、APU 或地面氣源獲得供氣，經由管路分送至客艙空調等各需求系統。

1.18.5.1 供氣系統功能及監控

該 A330 航機供氣系統自動控制功能由兩具供氣監控電腦（Bleed Air Monitoring Computers，BMCs）負責，正常狀況下 1、2 號供氣系統各由 1 具 BMC 負責監控，供氣系統概要詳圖 1.18-2。

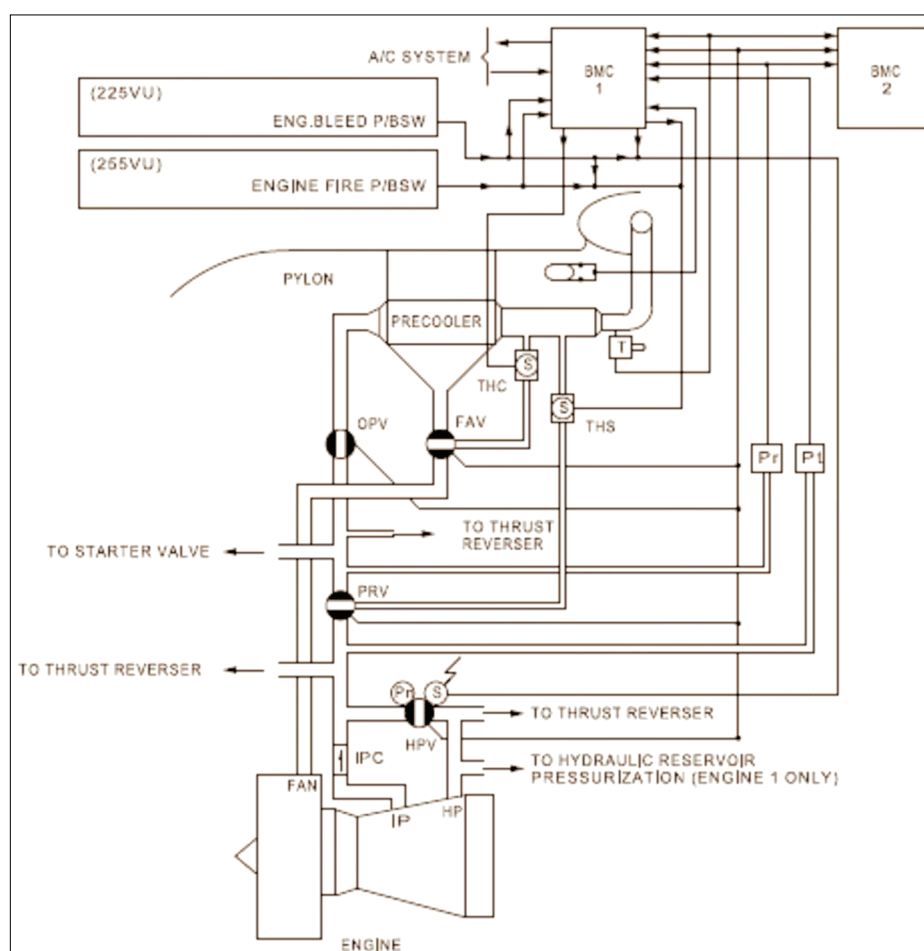


圖 1.18-2 供氣系統概要圖

供氣系統包含氣源分配及狀態顯示兩套系統，狀態顯示系統用以監控供氣管路內部空氣溫度及壓力，以及各控制閥之開、關位置，當供氣系統有失效或故障時，相關訊息會顯示在 ECAM 之發動機/警告顯示器（Enging/Warning Display，EWD）及系統顯示器（System Display，SD）上。

當供氣系統使用發動機氣源時，系統分配氣源之壓力調節閥（Pressure Regulating Valve，PRV）負責控制供氣壓力，並保持其下游供氣壓力在限制範圍內，如圖 1.18-2 供氣系統概要圖所示，PRV 出口壓力值由 Pr 感測器負責監視，當有超壓狀況發生時（大於或等於 60 PSI 且持續 15 秒），負責監控該發動機供氣系統之 BMC 即下指令關閉 PRV 閥，系統異常之訊息經系統資料集中器（System Data

Acquisition Concentrator, SDAC) 傳送, 顯示於 EWD 以提醒駕駛員, 並於 SD 之供氣頁面以琥珀色 (amber) 顯示壓力值。

供氣系統之異常訊息同時由 BMC 送至中央維修電腦 (Central Maintenance Computer, CMC) 儲存, 以供後續維修參考; 供氣系統之 CMC 維修訊息計分 Class 1、2、3 三類, 其中 Class 1 訊息可能會影響駕駛員之操作, 會顯示於駕駛艙儀表, Class 2、3 訊息對駕駛員之操作不致有立即之影響, 不會顯示於駕駛艙儀表; 本次事故 CMC 訊息碼為 "361152", 屬 Class 1 訊息。

第二章 分析

2.1 飛航操作

該機駕駛員持有之證照及任務派遣，符合民航法規要求；事故前 72 小時內之作息正常，無證據顯示事故發生時曾受生理、心理、藥物或酒精之影響。

依據 DFDR 資料，該機於 0731 時至 1334 時在飛航空層 400²⁹之高度巡航時，外界氣溫約為-52 至-72°C，平均氣溫約為-61°C；1334 時管制員許可該機降低高度，當時外界氣溫約-60°C。該機於飛航空層 400 巡航的最後一個小時，航路上無雲，亦無危害天氣。

駕駛員之緊急下降處置分析如後。

2.1.1 緊急下降之處置³⁰

依 DFDR 資料，該機 1、2 號供氣系統分別於 1307:33 時及 1333:34 時先後故障，駕駛員因該機遭遇雙供氣系統故障情況，故自 40,000 呎巡航高度緊急下降至 8,000 呎高度。過程中航機高度、艙壓高度、下降率等變化及航管對話內容摘要等資料，如圖 2.1-1 所示。

依長榮 A330 快速參考手冊，當航機遭遇雙供氣系統故障時，駕駛員應視兩套系統故障之情況，決定快速下降至 10,000 呎高度，或快速下降至飛航空層 220 並開啓輔助動力單元之供氣系統。圖 2.1-1 資料顯示，該機遭遇雙供氣系統失效後，艙壓高度開始上升，副駕駛員向航管請求下降後，獲許可下降至飛航空層 360，管制員曾詢問該機發生何種故障，以及是否宣告緊急狀況。副駕駛員於訪談時表示，因當時覺得是一般的故障，應可重置得回來，故決定先下降至 36,000 呎，先嘗試重置，而不須宣告緊急狀況³¹。

²⁹ 飛航空層 400 即高度 40,000 呎，餘類推。

³⁰ 本結所述之相關手冊內容，詳本報告第 1.18.1 節。

³¹ 詳本報告第 1.18.2 節，副駕駛員訪談紀錄。

因 2 號供氣系統重置無效，故艙壓高度持續上升，於該機高度下降至 37,028 呎、艙壓高度上升至 9,536 呎時，「CAB PR EXCESS CABIN ALT」警告訊息致動。依長榮 A330 飛航組員操作手冊，當此警告訊息出現而航機高度高於飛航空層 160 時，駕駛員應執行緊急下降程序，以最大之適當速度下降至 10,000 呎高度。本次事故駕駛員於「CAB PR EXCESS CABIN ALT」警告訊息出現後，依程序向航管請求下降至 10,000 呎，惟未明確說明該機遭遇艙壓失控情況，亦未申請緊急下降或宣告緊急狀況，致航管依正常程序處理，並因隔離因素僅許可該機先下降至飛航空層 280。下降期間巡航駕駛員雖持續要求下降至更低之高度，但航管因須先行調離飛航空層 270 之另一架對向航機而未能立即同意，故該機須於飛航空層 280 改平，待該對向航機應航管要求轉向後，始獲許可繼續下降至 10,000 呎。

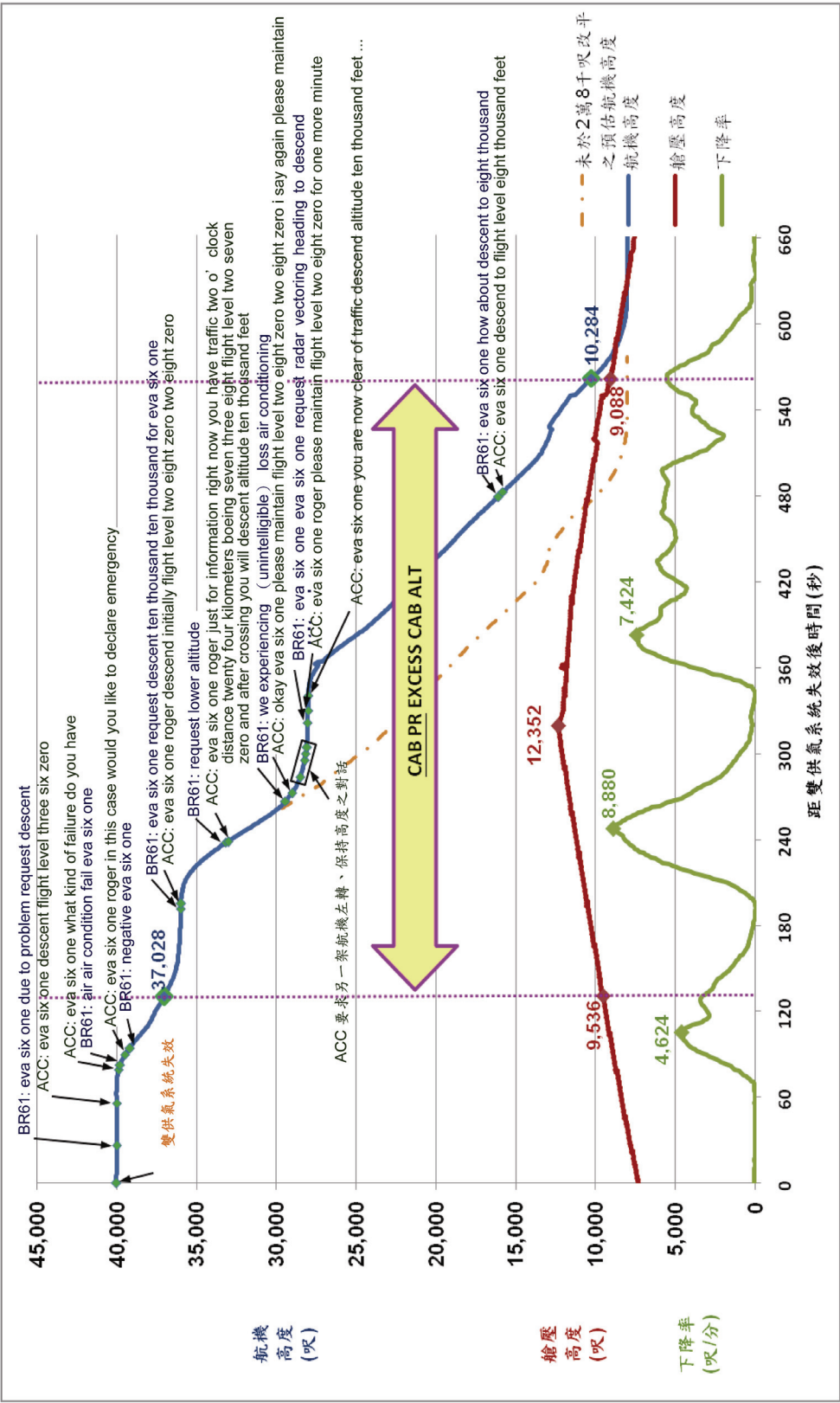


圖 2.1-1 緊急下降過程中航機狀態及航管對話內容摘要

依據「航空器飛航作業管理規則」第 77 條，加壓航空器攜帶之氧氣量應符合下列規定：

- 一、於座艙失壓時，應攜帶飛航於艙壓高度 10,000 呎以上足供全體組員及乘客使用之氧氣量。
- 二、於 25,000 呎以上飛航時，應攜帶足供客艙全體組員及乘客至少使用 10 分鐘之氧氣量。

另依長榮 A330 飛航組員訓練手冊，緊急下降於慢俾油門、高速、減速板展開情況下，下降率約為 6,000 呎/分，由飛航空層 410 下降至 10,000 呎之時間約為 5 分鐘。

DFDR 資料顯示，該機艙壓高度高於 10,000 呎以上之時間約為 6 分 2 秒；「AIR DUAL BLEED FAULT」警告訊息出現、獲航管許可下降後，自飛航空層 400 下降至 10,000 呎約費時 8 分 25 秒；「CAB PR EXCESS CABIN ALT」警告訊息出現、獲航管許可下降後，自飛航空層 360 下降至 10,000 呎約費時 6 分 13 秒。

綜合上述資料，該機於座艙失壓時，飛航於艙壓高度 10,000 呎以上之時間，未超過該機攜帶足供全體組員及乘客使用之氧氣時間，符合航空器飛航作業管理規則第 77 條規定。惟緊急下降過程因曾於飛航空層 280 改平，致由飛航空層 400 下降至 10,000 呎約費時 8 分 25 秒及自飛航空層 360 下降至 10,000 呎約費時 6 分 13 秒，皆高於手冊參考值之 5 分鐘。

依 DFDR 資料，該機於飛航空層 280 平飛之時間³²約為 45 秒，然實際上，改平前及恢復下降初期減緩之下降率，亦延長該機下降時間。若該機維持原下降率持續下降（如圖 2.1-1 橘色虛線所示），則下降至 10,000 呎高度之時間將可提前。

長榮航務手冊 9.3.1 章節中提及：「駕駛員面對火災、機械故障或結構損傷等緊急狀況時，不應猶豫宣告緊急狀況。過去之國際案例顯示，有些駕駛員在遭遇非立

³² 壓力高度介於 28,000±100 呎之時間。

即性危害、但有可能演變為災難之情況時，會不情願宣告緊急狀況。當駕駛員對於航機之位置、剩餘油量、天氣或其他任何可能不利於飛航安全之情況產生疑慮時，即屬於緊急狀況。此時即應尋求協助，而非等到情況危急時。」

該機於飛航空層 280 改平期間，正駕駛員因認為艙壓高度將繼續上升，而緊急下降又因航管指示改平而被耽誤，且無法估計將被耽誤多久，復考量每位乘客承受壓力變化之能力可能不同，遂以手動方式將客艙氧氣面罩施放供乘客使用³³。此一處置雖為預防性做為，卻也顯示其對於當時情況之疑慮與不確定感。本次事故該機 2 號供氣系統因於飛航空層 280 改平期間重置成功而恢復供氣，故艙壓高度上升至最高之 12,352 呎後即開始下降，未繼續攀升；管制員為滿足該機下降需求，曾要求該區域一架

故本會認為，當駕駛員遭遇艙壓失控情況而須緊急下降時，應斷然向航管申請緊急下降或宣告緊急狀況，以獲管制員最優先之協助，除可確保航機於最短時間內下降至安全高度，避免對機上乘員造成危害，駕駛員亦能專注於飛航操作與必要程序之執行。

2.2 維修與產品安全

該機巡航時因雙供氣系統故障而無法供氣至航機空調系統，導致客艙壓力高度升高及飛機轉降；由於事故前該機亦曾發生一次單供氣系統故障，故維修因素與產品安全之分析將置重點於：

- 航機發生供氣系統故障之原因；
- 長榮依 TSM 相關故障排除程序維修該機發生單供氣系統故障並簽結工單三日後，於相同航路及高度發生雙供氣系統故障事故之原因；
- 事故後航機派遣與維修紀錄簿登錄；

³³ 詳本報告第 1.18.3 節，正駕駛員訪談紀錄。

- 從 AIRBUS 處理全球 A330 型飛機雙供氣系統故障做法，分析 AIRBUS 產品安全管制程序及壓力調節感測器環境測試認證。

2.2.1 供氣系統失效之原因

該機因 1、2 號（左及右）供氣系統之 Pr 感測器測得供氣壓力超過 60 磅/平方吋（PSI）且持續 15 秒以上，此超壓訊號傳送至供氣監控電腦（BMC），由 BMC 下達關閉發動機供氣閥指令，造成雙供氣系統失效。

依據本報告第 1.6.3 節，該機供氣系統裝用兩具料號為 ZRA380-00 之 Pr 感測器，經維修員拆檢後，發現其內部均有積水現象。依據法國失事調查局（BEA）之陳述，Pr 感測器內部積水產生之原因，應係航機於熱帶區域巡航時，潮濕的空氣經發動機壓縮器壓縮後形成高壓之氣體，該高壓氣體進入供氣系統管路後因壓力急劇降低之故便產生冷凝水，冷凝水在管路末端之 Pr 感測器內部積聚凝結便形成積水。

另節錄 AIRBUS Pr 感測器原廠檢測報告（附錄二）可知，Pr 感測器內部有一金屬薄膜，其一側為受偵測之高壓供氣氣體，另一側封閉空間則充以矽油（Silicon Oil），當金屬薄膜一側之供氣壓力改變時，會使金屬薄膜產生位移，改變電訊輸出值，因而可得用以監控發動機供氣之壓力值；由圖 1.18-3 左側 Pr 感測器剖面圖可見，事故機之 Pr 感測器內部壓力量測介面空間較另一型（圖 1.18-3 右側）為小，當內部有少量積水且周圍環境溫度低於攝氏零度時，Pr 感測器內部積水結冰，佔據少部分量測介面空間，金屬薄膜尚可正常位移，當積水量較多時，積冰佔據大部分（或全部）量測介面空間，剩下的壓力量測介面空間因積冰而使金屬薄膜無法正常位移。

當感測器周圍環境溫度回升，金屬薄膜內部封裝之矽油因溫度升高而體積膨脹，而使金屬薄膜向量測供氣壓力側移動，若當時感測器周圍環境溫度仍低於攝氏零度，金屬薄膜將因壓力量測介面空間內部積水仍為結冰狀態，致金屬薄膜因積冰阻擋無法正常位移，因而造成封裝矽油側內部壓力升高，當壓力升高及持續時間達

監控門檻值時，BMC 下控制指令關閉發動機供氣閥門。

依據 1.6.3 節可知，事故航班於供氣系統失效前約 1.5 小時，曾於-70°C至-72°C之極低機外大氣溫度狀況下飛航約 1 小時，Pr 感測器內部積水因低溫而結冰，之後約 30 分鐘航程期間，航機外界大氣溫度上升至約-64°C，感測器金屬薄膜內側封裝之矽油體積因溫度升高而膨脹，然因積冰存在致金屬薄膜無法向供氣壓力側位移，因而使金屬薄膜內側壓力升高。

綜上所述，Pr 感測器因內部積水，於 0°C 以下之低溫環境產生結冰現象，感測器金屬薄膜內側封裝之矽油體積因周遭環境溫度升高而膨脹，金屬薄膜供氣側因凝水結冰阻擋，使金屬薄膜無法向該側正常位移，造成矽油側壓力升高，送出錯誤訊號，導致本次 Pr 感測器超壓及供氣系統失效事故。

2.2.2 供氣系統失效之風險

依據 1.16.2 節 AIRBUS 提供之 Pr 感測器飛測資料顯示，安裝於 PW 發動機吊艙之 Pr 感測器，於飛機爬升階段其周圍環境溫度以每分鐘約 0.7°C 速率下降，雖然在飛行約 1 小時後其溫度下降至約-10°C，但已趨於穩定不再明顯下降，根據 1.18.4.1 節雙供氣系統失效案例，自 2006 年至 2010 年，使用該型吊艙之 A330 型機之雙供氣故障紀錄每年發生 1 次；安裝於 GE 發動機吊艙之 Pr 感測器，於飛機爬升階段其周圍環境溫度以每分鐘約 0.7°C 速率下降，該飛測自爬升至開始下降全程約 5 小時，期間吊艙溫度持續下降至約 0°C，並無穩定發展之趨勢；依據 AIRBUS 所提供兩架次 Pr 感測器飛測資料，測試時之航機高度為 40,000 呎巡航高度，與事故機當時高度相近，測試時之最低環境溫度為-64°C，均高於本案航機發生雙供氣系統失效時之最低大氣溫度-72°C。其測試目的在於當 A330 型機配合不同型式發動機吊艙時，於其內部裝設之 Pr 感測器，是否因週遭結構相異，對於不同外界環境溫度而會有不同影響；測試結果顯示，裝置於 GE 發動機吊艙之 Pr 感測器，其周圍環境溫度隨著使用時間之延長而有持續下降之趨勢。

本案 DFDR 資料顯示，該機自爬升至第 1 套供氣系統失效之飛行歷時約 8 小

時，因此相較於該 5 小時飛測歷程，本案 Pr 感測器週遭環境之溫度呈線性下降趨勢，且低於 0°C 以下的期間可能超過 3 小時。以上顯示造成 Pr 感測器內部凝結水之形成與 GE 發動機吊艙內較不穩定之溫度有關，且長時間巡航於溫度 0°C 以下之環境，易使凝結水積冰。根據 1.18.4.1 節雙供氣系統失效案例，近 2 年（2009 年及 2010 年），使用 GE 發動機吊艙之 A330 型機之雙供氣系統故障紀錄每年發生 10 次。以上顯示使用 GE 發動機吊艙之 A330 型機，與使用他型發動機吊艙之 A330 型機相較，使用 GE 發動機吊艙之 A330 型機具有較高供氣系統失效之風險。

2.2.3 故障排除與復發

依據 1.6.2，該機事故前三日（民國 99 年 12 月 25 日）曾發生左側（1 號）發動機供氣故障，該次故障與本次雙供氣系統故障事故有下列 4 點共通處：

- 故障均發生於航機巡航階段；
- 於相同航路及高度發生故障；
- 故障發生時間均為清晨（約當地時間 07：00 至 08：00）；
- 供氣系統發生故障前均曾於極低機外大氣溫度狀況下飛航約 1 小時，然後再於機外大氣溫度略有回升（仍為攝氏零度以下）狀況下飛航約 30 分鐘。

該機事故前三日發生左側單供氣系統故障，右側發動機仍可持續供氣至空調等系統，因而嚴重程度與本次雙供氣系統故障不同，並未造成客艙壓力高度升高及飛機轉降；該次單供氣系統故障於維也納外站由荷蘭皇家航空公司（KLM）代理執行故障排除，維修人員依故障排除手冊程序無法於地面確定故障發生原因；由 2.2.1 節供氣系統故障原因分析可知，當維修人員於地面執行 Pr 感測器測試時，因地面大氣溫度高於攝氏零度，感測器內部積水不致產生結冰現象，感測器內部壓力量測元件可測得正確供氣壓力，因而無法複製航機於高空巡航時，機外攝氏零度以下低溫環境，Pr 感測器內凝水結冰所肇致之供氣超壓狀況，維修人員依手冊程序無法於地面找出供氣系統故障發生之真正原因。

該機返桃園機場後，維修人員於民國 99 年 12 月 27 日依飛機維修手冊程序更換發動機供氣閥，事實顯示該項維修並未找出供氣系統故障真正原因，供氣系統再次失效風險仍然存在；長榮如能把握該機返回桃園機場基地維修時機，同時參考 AIRBUS 發行之 TFU，以及歷年來長榮參加 AIRBUS 飛機營運問題研討會（In-Service Problems Seminar），所攜回全球 A330 機隊有關供氣系統失效相關資料，可能對導致本次雙供氣系統故障真正原因先有警覺，並及時改正。

本次事故發生前，長榮 A330 航機無雙供氣系統失效事件案例，致未能於航機首次發生單供氣系統失效事件，即時參考運用原廠提供及參加研討會所收集相關資料，找出供氣系統失效真正原因；TFU 及 AIRBUS 飛機營運問題研討會資料雖非長榮維修其 A330 飛機時據以參照執行之技術文件，然 AIRBUS 依全球 A330 飛機發生供氣系統超壓及超溫案例經驗，定期發行 TFU36.11.00.65 及每年舉辦相關研討會，供 A330 飛機使用者參考及經驗分享，長榮技術單位於取得 TFU 資訊後僅對 AIRBUS 正式建議之超溫改善採取對應措施，但對 AIRBUS 正研究改善超壓之 THERMAL INSULATION（隔熱）加裝與 Pr 感測器烘烤方式，因未有定論而未能有效利用既有資訊，長榮應可更積極運用 AIRBUS 定期發行之 TFU 及每年舉辦相關研討會中 A330 型機使用者參考及經驗分享之資訊。

2.2.4 事故後航機恢復派遣與維修紀錄簿登錄

依據圖 2.2-1 該機飛航維護紀錄顯示，左側實線標示之欄位名稱爲 FLIGHT/GROUND FINDING（飛行或地面之異常發現），正確填寫之內容需爲駕駛員於飛行時發生之異常訊息或現象，或地面維修員欲執行之維修工作內容等，審視該欄位填寫之內容爲 DUE TO FSD RQST PULL CVR CB V09（飛安部門要求關斷 CVR CB V09），顯示係爲維修員欲進行 CVR CB V09 之關斷動作，應是正確之填寫方式與內容；右側虛線標示之欄位名稱爲 ACTION TAKEN AND SIGNATURE（處置作業及簽名），正確填寫之內容需爲駕駛員或維修員針對左側欄位之異常發現所爲之處置等，審視該欄位填寫之內容爲 1. PER MEL 23-71-01 CVR INOP, AND VERIFY DFDR OPERATED NORMALLY. 2. XFER TO MDD 02-2.（1. 依據 MEL

23-71-01，且確認 DFDR 操作正常 2. 轉至延遲改正缺點 02-2)，顯示維修員進行 CVR CB V09 之關斷作業係依據 MEL 23-71-01，參考附錄四 EVA MEL 23-71-01，審視其內容並無執行 CVR CB V09 斷電之指導或施行步驟，應是錯誤之填寫方式與內容。

長榮航空公司飛航維護記錄										EVA AIR 長榮航空	
FLIGHT AND MAINTENANCE LOG										PAGE NO. 0075	
A/C TYPE	A330	A/C NO.	B-16312	DATE(UTC)	20121019	FLIGHT NO.	B-DAC	FROM	SIP	TO	SIP
AUTO AND RECORD				APU DATA				HYD ADDED (USQ)			
TOTAL				APU HOURS				ARRIVAL			
FLIGHT / GROUND FINDING				ACTION TAKEN AND SIGNATURE				RELEASED BY			
DUE TO FSD RQST PULL CVR CB V09				1. PER MEL 23-71-01 CVR INOP, AND VERIFY DFDR OPERATED NORMALLY 2. XFER TO MDD 02-2				LIC/AUTH NO.			
SIGNATURE				PART NUMBER(FILL IN DATA WHEN REPLACED LRU)				LIC/AUTH NO.			
FLIGHT / GROUND FINDING				ACTION TAKEN AND SIGNATURE				RELEASED BY			
RQST PER DAILY CHIC				DAILY CHIC COMPLETED PER EVA FORM NO. EM9423-14 A/C COND SATIS				LIC/AUTH NO.			
SIGNATURE				PART NUMBER(FILL IN DATA WHEN REPLACED LRU)				LIC/AUTH NO.			
AIRCRAFT RELEASED BY				CERTIFIED AGENT NAME: EGA				LIC/AUTH NO.			
I CERTIFIED THAT THE AIRCRAFT HAS BEEN CHECKED AIRWORTHY FOR NEXT FLIGHT I.A.W CAA REGULATIONS.				CAA REPAIR STATION / AUTHORIZED CERTIFICATE NO.				DATE			
STATION: SIP				DATE: 12/18/12				BATCH NO. 10-0518			

圖 2.2-1 飛航維護記錄

從另一方面分析，右側虛線處置作業及簽名欄位，正確填寫方式與內容應係異常發現所為之維修作為，審視其填寫內容為 CVR MEL 之引用，如其填寫之方式正確，則與其對應之左側實線飛行或地面之異常發現欄位之填寫內容，應是引用 CVR MEL 之異常發現，正確填寫內容應為 CVR INOP (CVR 故障)，審視該欄位填寫內容為 DUE TO FSD RQST PULL CVR CB V09 (飛安部門要求關斷 CVR CB V09)，其係維修員欲執行之維修工作內容並非異常發現，此顯示維修員引用 MEL 之原因亦未於填寫內容中陳述，應是錯誤之填寫方式與內容。

針對 CVR CB 斷電及 MEL 施用之作業，於飛航維護記錄的正確填寫方式與內容應是分別開立前後兩項作業，前項是維修作業交待的填寫，後項是滿足派遣條件

的填寫，所稱前項的異常發現欄位應填寫 DUE TO FSD RQST PULL CVR CB V09（飛安部門要求關斷 CVR CB V09），相對應的處置作業及簽名欄位應填寫該作業據以施作之 AMM 手冊或規範；所稱後項的異常發現欄位應填寫 CVR INOP（CVR 故障），相對應的處置作業及簽名欄位應填寫 1. PER MEL 23-71-01 CVR INOP, AND VERIFY DFDR OPERATED NORMALLY. 2. XFER TO MDD 02-2.（1. 依據 MEL 23-71-01，且確認 DFDR 操作正常 2. 轉至延遲改正缺點 02-2）。

長榮 A330-200 MEL 手冊係依據歐洲聯合航空署（Joint Aviation Authorities，JAA）於民國 98 年 7 月 17 日批核之第 18 版 MMEL 手冊，及本國民航局相關法規制定而成，長榮應依據該 MEL 手冊內容及限制，執行該公司 A330 飛機派遣及放飛，JAA 批核之 MMEL 及長榮 MEL 手冊內容中均無 CVR deactivation 相關維修程序；依據 AIRBUS 回復本會信函，說明 MMEL 及 MEL 手冊均未包含 CVR deactivation 相關內容；若有需要，長榮應自行訂定 CVR deactivation 程序並經我國民航主管機關核准，俾供航機於 CVR 無故障，但有須要停止運作 CVR 時可參照執行，長榮不應以參照 MEL 手冊方式簽結 CVR deactivation 之維修工單，並據以執行航機後續之派遣。

長榮執行座艙語音紀錄器停用作業時，未依據適當的文件和正確方式填寫維護紀錄，並參照不具維修步驟之最低裝備需求手冊，以為關斷相關斷電器來停止運作座艙語音紀錄器之依據，以錯誤之維修依據及方式填寫飛航維護紀錄內容。

維修人員以最低裝備需求手冊派遣飛機時，未以正確方式填寫維護紀錄，未引用適合之手冊（如 ASM）將座艙語音紀錄器斷電並填寫飛航維護紀錄內容。

2.2.5 AIRBUS 產品安全程序

依據表 1.18-1，近三年來 AIRBUS 所製造生產之 A330 飛機，於巡航階段發生雙供氣系統超壓故障事件有增加趨勢，分別為民國 97 年 2 件、民國 98 年 6 件及民國 99 年 9 件（其中 7 件發生於當年 12 月）。本事故發生後，本會邀請法國 BEA 及 AIRBUS 於民國 100 年 1 月 28 日至本會，討論近年來 A330 雙供氣系統故障之情

形及因應措施。AIRBUS 於會中表示，針對 A330 飛機雙供氣系統故障事件之品保管制，已提昇至 AIRBUS 產品安全委員會（Product Safety Board, PSB）階層，該委員會為 AIRBUS 內部產品安全管制最高層級，每三個月定期召開會議，並針對影響飛機運作之產品安全事件做出決議，其成員包含 AIRBUS 各部門之最高主管，如產品安全部門、工程客服部門、專案計畫部門、飛安部門、飛測及訓練部門等，此產品安全程序為歐盟 EASA 所認可且持續查核之程序。

依 EASA 法規，大型飛機認證規範 CS25，其中有關飛機裝備及系統失效所造成的嚴重程度分成五大類，及其所對應可接受的失效機率如下表：

項次	失效類別	可容許之失效機率 (每飛行小時)
1	無安全影響(No Safety Effect)	無機率要求
2	較小的(Minor)	$<10^{-3}$
3	重大的(Major)	$<10^{-5}$
4	危險的(Hazardous)	$<10^{-7}$
5	災難性的(Catastrophic)	$<10^{-9}$

依 A330 適航認證文件顯示，凡 A330 雙供氣系統失效，而造成雙空調系無法供氣之狀況，係屬“重大的（Major）”失效類別。其每飛行小時平均失效機率必須小於 10^{-5} ；依 AIRBUS 統計至民國 99 年底止，全球 A330 飛機發生雙供氣系統失效之機率小於 3.2×10^{-6} ，亦即至民國 99 年底止，於本次事故發生之前，A330 飛機兩套供氣系統失效機率小於 10^{-5} ，仍滿足該產品之可靠度需求。

為因應 2010 年 12 月發生 7 件雙供氣系統故障(Dual Bleed Loss)事件，造成航空器緊急下降，駕駛員需使用氧氣面罩，對民航運作造成衝擊乙事，AIRBUS 成立專案小組研究解決方案。目前製造廠亦已發展一料號 ZRA 691-00 之新型 Pr 感測器，其偵壓室新增凝結水排除功能，並除去偵壓薄膜前方的格網，且在面對水和冰的環境亦通過較 DO-160F 更嚴格之測試。AIRBUS SB A330-36-3039（詳附錄六）顯示該新產品在 2011 年 9 月 7 日開始供應業者為替換舊件使用。

2.2.6 壓力調節感測器環境測試認證

該機裝用 Auxitrol 公司製造之 Pr 感測器，其料號為 ZRA380-00，係料號 ZRA1990030 感測器之改良型。料號 ZRA1990030 感測器內部具較大壓力偵測流體空間，唯目前已停產。依據料號 ZRA1990030 感測器之使用經驗，曾有他航維修人員於故障排除時，使用工具觸碰感測器內偵壓室薄膜以測試其功能，結果造成感測器受損，故製造公司改裝偵壓室，避免類似情形再度發生。改裝後之 Pr 感測器(料號 ZRA380-00)，可避免偵壓薄膜受到異物直接碰觸，但偵壓室空間變小，使得當偵壓室內遭遇較多凝結水之情況時，其容許空間不足，可能發生凝結水結冰，造成感測器輸出錯誤壓力訊號之情況。

針對料號 ZRA380-00 及其前期料號 ZRA1990030 感測器之適航測試，本會電郵 BEA 洽詢上揭感測器之環境溫度測試及認證的問題。2011 年 12 月 21 日 BEA 回復信函（詳附錄七）部分內容如下：

「The pressure transducer ZRA380-00 and ZRA1990030 are both the old type of pressure transducer; both of them have been fully qualified to DO160. The newer type of Pressure transducer is the ZRA 691-00, which introduces drainage capability for water potentially condensed inside pressure port and eliminates the grid in front of the membrane. That new type has successfully passed some testing against water/ice more severe than DO-160F.」（翻譯摘要：「料號 ZRA380-00 及 ZRA1990030 感測器均為舊型之 Pr 感測器，兩者均經完整 DO160 之測試認證。新料號 ZRA 691-00 感測器新增偵壓室之凝結水排除功能，並除去偵壓薄膜前方的格網，在面對水和冰的環境亦通過較 DO-160F 更嚴格之測試。」）

以上資料顯示該機使用之料號 ZRA380-00 Pr 感測器，於初始認證時，通過當時有效版本 DO-160 之測試認證。

上述有關DO160航空器材之環境測試條件及程序（Environmental Conditions and Test Procedures for Airborne Equipment），係由RTCA³⁴（Radio Technical Commission for Aeronautics）發行，RTCA為一總部位於美國之非營利法人組織，該組織功能定位類似聯邦諮詢委員會，發行航空器材之測試文件及相關建議，如DO160等。其文件除被政府部門如FAA做為制定政策、計畫及法規之依據外，其測試程序更為業界如Boeing及Airbus等航空器設計與製造廠所遵循。

FAA於民國98年11月19日發布民航通告AC 21-16F，確認由RTCA所發行之DO160-D, E, F文件內容，包括航空器材環境測試之相關標準符合適航認證需求。FAA發布新民航通告AC21-16F有關RTCA/DO-160之說明³⁵如下：

「在實際環境下運作，才能更瞭解裝備之良窳，另考量航空業界之新增需求，FAA修訂RTCA/DO-160測試條件，提出本新增及改善測試技術之要求。本通告更新原測試條件版本，係經長時間之演變，合理反映環境壓力之嚴峻、裝備設計時需達到之強度及在作業環境中器材設計必須維持之可靠性。」

基於上述說明，可以理解航空器材之認證是一種與時俱進之過程。本案BR61班機當時所使用之Pr感測器，也通過EASA、FAA及我國民航局之適航認證。

2.3 組織管理

2.3.1 飛航紀錄器斷電情形

該機裝置有CVR及DFDR。CVR語音紀錄提供事故發生期間駕駛艙內相關警告聲響，以及飛航組員互動、合作、狀況處置、決策下達、程序執行等重要資訊。

³⁴ RTCA大約有400會員，包含來自美國及全世界的政法單位、產業界及學術界組織。詳細內容請參考<http://www.rtca.org/aboutrtca.asp>。

³⁵ AC 21-16F, 4. What is RTCA/DO-160? c.原文摘錄如下：As the realities of equipment operation under actual environmental conditions are better understood and new needs arise within the aviation community, RTCA/DO-160 has been revised to address the emerging and improved test techniques. The categories that have been developed over time reflect a reasonably mature understanding as to the severity of the environmental stresses, the degrees of mitigation achievable in the design of an installation, and the robustness that must be designed into equipment in order to perform in the operating environment.

相關資訊經過分析與研究後，對於現有程序、訓練、考驗以及航機系統設計之檢討與改善，具有極大助益。因此，國內外皆定有相關法規，以確保 CVR 語音紀錄資料及其他相關證據能於事故發生後被妥善保存。

依據 1.11.2 節飛航資料紀錄器資料顯示，事故當日（即民國 99 年 12 月 29 日）約 1307 時，該機 ECAM 顯示"AIR ENG 1 BLEED FAULT"及"AIR ABNORM BLEED CONFIG"等訊息，1405 時降落於 SIP，過程歷時約 58 分鐘。依據第 1.11.1 節有關座艙語音紀錄器之事實資料，該機 CVR 具 2 小時錄音能力，若相關人員在飛航事故發生後，立即執行飛航紀錄器斷電程序，應能保存事故過程中駕駛艙之通話內容及聲音資料。該機 CVR 資料下載後，雖記錄品質良好，記錄之語音資料共 124 分 5 秒，惟內容係該機於事故後，即 99 年 12 月 31 日由維也納飛回台灣之語音資料，未包含事故發生期間任何語音紀錄。

以上顯示，該機 CVR 中與事故有關之語音紀錄於事故後已遭覆蓋，長榮於該等紀錄可保全情形下，卻未能成功保全。

以下針對長榮有關飛航紀錄器處置之適當性分析如後。

2.3.2 飛航紀錄器處置方式之決策

2.3.2.1 備用飛航紀錄器攜帶之決策考量

依據 1.17.1.3 節之事實資料，事故發生後，長榮於民國 99 年 12 月 30 日約 0500 時，派遣該機 AOG team 自台灣出發前往 SIP。

航空器飛航作業管理規則第一百十一條指出：「…航空器失事、航空器重大意外或航空器意外事件發生後，應於飛航中止時即關閉飛航紀錄器，於取出紀錄前，不得再開啓飛航紀錄器。」

長榮 A330 MEL/CDL（詳如 1.18.3.2）指出，該機允許在 CVR 系統無法運作時執行派遣，惟其須在 DFDR 正常運作狀況下方可派遣。另外，調查發現：A330 型機之 AMM 中有 CVR 拆裝程序，無 CVR Deactivation 相關程序（詳如 1.18.3.3）。

以上顯示，為確實遵守航空器飛航作業管理規則第 111 條及符合長榮 A330 MEL/CDL 之要求，且在 AMM 中僅有 CVR 拆裝程序之情形下，該機轉降 SIP 後，若後續要繼續派遣，考量飛航紀錄器之紀錄無法於派遣前取出，最適當的方式即是該機 AOG team 攜帶備用飛航紀錄器前往更換。

惟長榮飛安管理人員於訪談時表示，由於 AOG team 出發前尚未接獲飛安會之要求，故未攜帶飛航紀錄器前往更換。此顯示長榮相關決策人員雖曾與民航主管機關溝通，但如能攜帶備用飛航紀錄器前往 SIP，將更可確保證據之保全。

2.3.2.2 DFDR 持續運作及 CVR 停用之決策

依據 1.17.1.2 節及 1.17.1.3 節之事實資料，飛安會於民國 99 年 12 月 30 日，使用電話及傳真公文等方式，要求長榮以取下該機飛航紀錄器之方式處置，以確實保全證據。

訪談紀錄(詳如 1.17.1.3 節)指出，長榮獲知飛安會要求後，考量該機 AOG team 已出發，且飛往 SIP 的班機很少，不論從台灣或歐洲轉送過去，都不太方便，再者該機完成修護後，仍要載客前往維也納，若要等兩具飛航紀錄器運送至烏克蘭，會讓乘客等待更久，故決定以 deactivate CVR 的方式處理，DFDR 因具 50 小時之記錄能力，事故資料不會被覆蓋，故未指示將其 deactivate。

以上顯示，長榮基於營運需求之考量，未於 SIP 取下該機飛航紀錄器，決定以 deactivate CVR 的方式處置，雖該處置方式係經與民航主管機關溝通且技術上可行，惟會提高該機 AOG team 成員處理上的複雜性，增加 CVR 中有關事故過程語音資料被覆蓋的風險。

2.3.3 CVR 停用作業程序之訂定

依據 1.17.1.3 節中維修員乙之訪談紀錄及檢視長榮 A330 型機 AMM 後發現，AMM 中無 CVR deactivation 程序，僅有 CVR 拆裝程序。

另參考 1.18.4.3 節中，有關空中巴士公司對 CVR deactivation 之意見顯示，CVR

deactivation 之維修工作並未包含於 MEL 中，若有需要，航空公司應以技術程序（Technical Adaptation）方式訂定並經民航主管機關核准後，俾供維修人員參照執行。調查顯示，長榮未訂定有關 A330 型機之 CVR deactivation 作業程序。

綜合 2.2.5 節及本節之分析，長榮指示該機 AOG team 以 deactivate CVR 的方式停用 CVR，然實際上並未訂定有相關程序供維修人員參照執行，以致 AOG team 維修人員冒然引用 MEL 手冊簽結該份維修工作。

2.3.4 維修員未成功保全證據之原因

依據 1.18.4.1 節之事實資料，該機有關 CVR 之 CB 有兩個，分別位於電子艙 Q67 及 V09 之位置，若關斷位於電子艙 Q67 編號 4RK 之 CB，即可切斷 CVR 之錄音功能。惟訪談紀錄（詳如 1.17.1.3 節）指出，該機 AOG team 負責 deactivate CVR 之維修員乙，於 SIP 未關斷編號 4RK 之 CB，使得該機 CVR 於後續飛行任務中持續運作，造成 CVR 中與事故有關之語音紀錄被覆蓋。維修員乙關斷錯誤的 CB 可能為以下因素所致：

- 長榮未訂定有 CVR deactivation 相關之作業程序；
- 該員依直覺判斷下，關斷錯誤之 CB，未能善加利用可用的資源，包括：未能詳閱 CVR 系統電源供應線路圖（詳如圖 1.18-1）及未能徵詢其他維修人員之意見；
- 該員於前往烏克蘭之旅途中，係專注於搶修該機之相關準備作業，認為 CVR deactivation 非主要任務。

2.3.5 長榮對證據保全之重視與落實

長榮於本飛航事故發生後，未能成功保全 CVR 事故相關之語音資料，事故調查無法瞭解駕駛艙內駕駛員之實際操作，無法進一步分析有關駕駛員作業之系統性議題，對於避免類似事件再度發生，確有不利之影響。

為避免飛航紀錄器資料遭覆蓋情形再次發生，長榮應針對各機型及各類人員（例如：決策者、駕駛員、維修員等），強化有關飛航紀錄器證據保全之政策及作業程序，並藉由訓練與內部控制機制加以落實。

2.4 生還因素

檢視客艙組員均完成初訓及年度複訓課程（包括客艙失壓應變訓練），並符合公司規定。

依據長榮客艙組員手冊（Cabin Crew Handbook）第 5 章緊急情況（Emergency Situation）5.3 客艙失壓（Loss of Cabin Pressurization）5.3.3 客艙失壓時之反應（Responses to a Decompression）並參照客艙組員訪談紀錄，事故發生當時，原本調暗的客艙燈及緊急照明燈未經調整自動亮起，R1、L4、R4、R3，組員遵照指示就座，期間大約 1 分鐘時間，於氧氣面罩施放前客艙組員皆已就近就座完畢。

氧氣面罩施放後，客艙組員稱其均立即配戴氧氣面罩並繫緊安全帶，客艙自動預錄廣播系統自動播放一次中、英、日廣播，訪談時客艙組員表示有以口語指示乘客戴上氧氣面罩、繫緊安全帶及不要吸菸，並讓視線範圍內乘客看到客艙組員的示範動作，上述作為與客艙失壓之處置程序相符；客艙組員僅以口頭及手勢動作指示乘客戴上氧氣面罩及繫緊安全帶，未同時選用客艙廣播系統通知乘客上述資訊。若能增加使用客艙廣播系統，對於乘客相關資訊之取得、不安之情緒及正確之應變等將會更加周延。

客艙組員訪談紀錄顯示，航機抵達安全高度時，機長廣播：「Cabin Crew Service Check」後，客艙組員稱其執行客艙檢查時計有 3 位客艙組員揹攜帶式氧氣瓶巡艙，巡艙時並未有組員及乘客需要使用氧氣，亦未有乘客有昏倒、意識不清或受傷等情形，巡航駕駛員以口頭說明方式，由商務艙到經濟艙，依序對著組員與乘客表示：狀況已能控制，請大家可以拿下面罩。飛機轉降烏克蘭前 10 至 15 分鐘時，機長廣播告訴乘客：「由於機艙壓力系統異常，為了安全理由決定轉降」。客艙組員所稱執行客艙檢查情形與程序規定相符，惟飛航組員及客艙組員在到達安全高度後，僅以口頭及手勢動作指示乘客戴上氧氣面罩及繫緊安全帶，未同時選用客艙廣播系統通知乘客取下面罩之資訊及事故原因，至機長決定轉降後，始以客艙廣播傳達成客艙壓異常及轉降烏克蘭等相關訊息。

第三章 調查發現

3.1 與可能肇因有關之調查發現

1. 1 號及 2 號發動機供氣系統之壓力調節感測器內部因環境溫度變化而產生凝結水，巡航時該機處於攝氏零度以下之低溫環境，使壓力調節感測器內部積水結冰，兩套供氣系統壓力調節感測器先後受積水結冰影響，產生錯誤供氣壓力訊號，造成供氣監控電腦誤認供氣壓力過高而關閉壓力調節閥導致本事故。(1.16.1, 2.2.1)

3.2 與風險有關之調查發現

1. 駕駛員於「CAB PR EXCESS CABIN ALT」警告訊息出現後，依程序下降，過程中曾應管制員隔離要求於飛航空層 280 改平，駕駛員雖持續要求下降高度，卻未申請緊急下降或宣告緊急狀況，致未獲得管制員最優先協助而未能於最短時間內持續下降至安全高度。(1.18.2、2.1.1)
2. 依據 AIRBUS 提供之 ZRA380-00 壓力調節感測器飛測及統計資料顯示，使用 General Electric Company(GE)發動機吊艙之 A330 型機，與使用 Pratt & Whitney(PW)及 Rolls-Royce(RR)發動機吊艙之 A330 型機相較，使用 General Electric Company(GE)發動機吊艙之 A330 型機具有較高供氣系統失效之風險。(1.16.2、2.2.2)

3.3 其它發現

1. 維修紀錄顯示該機事故前之維修作業符合適航要求。(1.6.2)
2. 駕駛員持有之證照及任務派遣，符合民航法規要求；事故前 72 小時內之作息正常，無證據顯示事故發生時曾受生理、心理、藥物或酒精之影響。(1.5.1、1.5.2、1.5.3、2.1)
3. 該機於 0731 時至 1334 時在飛航空層 400 之高度巡航時，外界氣溫約為-52 至-72℃，平均氣溫約為-61℃。該機於飛航空層 400 巡航的最後 1 個小時，航路上無雲，亦無危害天氣。(1.7、2.1)

4. 長榮應可有效運用 AIRBUS 定期發行之後續跟進技術資料，及 AIRBUS 每年舉辦相關研討會中供 A330 型機使用者參考及經驗分享之資訊。(2.2.3)
5. AIRBUS 於後續跟進技術資料中將 A330 型機雙供氣系統失效對航機飛航及操作之影響分類為中等 (medium)，至本次事故發生後，AIRBUS 於第九版後續跟進技術資料中將雙供氣系統失效對航機飛航及操作之影響分類為高 (high)。(1.18.4.3)
6. 至本次事故發生前，AIRBUS 全球 A330 飛機兩套供氣系統產品失效機率小於 3.2×10^{-6} ，符合 EASA CS25 規定必須小於 10^{-5} 之產品可靠度要求。(2.2.5)
7. 事故航機座艙語音紀錄器雖記錄品質良好，但其記錄資料為事故後由維也納飛回台灣之語音資料，並未包含事故發生期間之任何語音紀錄。(1.11.1)
8. 長榮執行座艙語音紀錄器停用作業時，維修人員未善用可用資源判斷正確斷電器，致未正確停止運作座艙語音紀錄器，且未正確填寫飛航維護紀錄內容，並據以執行航機後續之派遣。(1.17.1.3、1.18.4.1、2.2.4、2.3.4)
9. 長榮於該機地停救援小組前往烏克蘭 Simferopol 機場前，未指示其攜帶備用之飛航紀錄器；在接到飛安會要求更換飛航紀錄器時，地停救援小組已啓程，而以 CVR deactivated 的方式來保存資料，該作法雖技術上可行，惟會提高處理上的複雜性，增加事故過程語音資料被覆蓋的風險。(1.17.1.2、1.17.1.3、1.18.3.2、1.18.3.3、2.3.2.1、2.3.2.2)
10. 機長決定轉降後，始以客艙廣播向乘客傳達艙壓異常及轉降烏克蘭等相關訊息。(1.15.1、1.15.2、2.4)

第四章 改善建議

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

4.1 改善建議

4.1.1 致長榮航空公司

1. 要求所屬駕駛員，於遭遇艙壓失控情況而須緊急下降時，應斷然向航管申請緊急下降或宣告緊急狀況，以獲取最優先之協助。(ASC-ASR-12-04-001)
2. 對所屬駕駛員宣導「雙發動機航空器雙供氣系統失效案例」，提升對類似狀況之警覺與緊急應變之能力。(ASC-ASR-12-04-002)
3. 對同型機隊之壓力調節感測器執行一次性檢查，並研擬雙供氣系統失效之維護計畫，避免「雙供氣系統失效」情形之再發生。(ASC-ASR-12-04-003)
4. 制定座艙語音紀錄器停用之程序，供維修員於有需要時可參照執行。(ASC-ASR-12-04-004)
5. 採取相關措施或訓練，以確保維修員引用適當手冊作為填寫飛航維護紀錄之依據。(ASC-ASR-12-04-005)
6. 全面檢討各機型及各類相關人員於飛安事件發生時，有關飛航紀錄器證據保全之相關政策、作業程序、訓練及內部控制機制，以避免飛航紀錄器資料遭覆蓋情形再次發生，並盡可能以更換飛航紀錄器之方式處理。(ASC-ASR-12-04-006)
7. 於異常事件發生時，客艙組員能將航空器異常狀態資訊以快速且有效之方式傳達，以利客艙安全之確保。(ASC-ASR-12-04-007)

4.1.2 致交通部民用航空局

1. 督導長榮要求所屬駕駛員，於遭遇艙壓失控情況而須緊急下降時，應斷然向航管申請緊急下降或宣告緊急狀況，以獲取最優先之協助。(ASC-ASR-12-04-008)
2. 督導長榮對同型機隊之壓力調節感測器執行一次性檢查，並研擬雙供氣系統失

效之維護程序及方法，避免「雙供氣系統失效」情形之再發生。

(ASC-ASR-12-04-009)

3. 督導長榮制定座艙語音紀錄器停用之程序，供維修員於有需要時可據以執行。

(ASC-ASR-12-04-010)

4. 督導長榮採取相關措施或訓練，以確保維修員引用適當手冊作為填寫飛航維護紀錄之依據。(ASC-ASR-12-04-011)

5. 督導長榮全面檢討並改善飛安事件發生時，飛航紀錄器證據保全之相關政策、作業程序、訓練及內部控制機制，以避免飛航紀錄器資料遭覆蓋情形屢屢發生，並盡可能以更換飛航紀錄器之方式處理。(ASC-ASR-12-04-012)

6. 對所轄航空公司加強宣導飛航作業管理規則第 111 條規定與 AIRBUS A330 型機飛航紀錄器與最低裝備需求手冊關聯性之相關規定，避免類似事件再度發生。

(ASC-ASR-12-04-013)

4.1.3 致 AIRBUS 公司

1. 事故航機因裝用 Auxitrol 公司生產製造，料號為 ZRA380-00 之壓力調節感測器，並使用 General Electric Company(GE)發動機吊艙以致本事故，AIRBUS 應速謀因應之道，並將資訊以較「後續跟進技術資料」更高階之技術文件送交該型機操作人以為維修作業之參考。(ASC-ASR-12-04-014)

4.2 已完成或進行之改善措施

4.2.1 長榮航空公司

1. 本公司所有轉換訓練、晉升訓練及年度複訓緊急下降課目，已加強要求飛行員適時斷然宣告緊急情況，並要求立即下降至安全高度。
2. a. 本公司於事件發生後，立即於民國 100 年 1 月 7 日發佈機隊公告，週知所有飛行員加強此類似狀況之警覺，及建議之處置方式。
b. 針對此事件發佈 "What can we learn" 週知所有飛行員，吸取此事件之經驗，做為爾後處理類似狀況之作為。

- c. 於年度複訓地面課程之機隊飛航提示中，加強宣導此案例以加深飛行員印象。
3. 已執行完成，並已將 A330-200 全機隊#1 發動機之壓力感測器安裝為新款，以評估新款感知器改善成效。
 4. 已由機務本部技術部發行 Manual Bulletin，插入有關維修手冊頁面中，供維修人員參照。
 5. 長榮航空已責成長榮航太發行品質管理通報，告知維修人員知悉。
 6. 長榮航空將在遵守法規的前提下，參考主、客觀環境，採行最佳之決策。
 7. 已發佈公告予客艙組員，宣導航空器異常狀態資訊以快速且有效方式傳達予機上乘客知悉。

4.2.2 AIRBUS 公司

1. 針對壓力調節感測器可能因凝結水進而積水結冰的問題，AIRBUS 公司已於 2011 年 9 月 7 日發布服務通告 (Service Bulletin)，編號 A330-36-3039，標題：*PNEUMATIC — ENGINE BLEED AIR SUPPLY SYSTEM — MODIFICATION — CHANGE THE BLEED REGULATED-PRESSURE TRANSDUCER ON ENGINE 1.* (譯：氣動力系統—發動機供氣系統—改裝—更換 1 號發動機壓力調節感測器)，以降低雙供氣系統失效的機率。

本頁空白

附錄一 飛航管制錄音抄件

BR61：長榮 BR61 班機駕駛員

R2 9629：OrenAir R2 9629 班機駕駛員

ACC-2、ACC-3：區管中心管制員，管制波道 134.3 MHz、135.1 MHz

TC-1、TC-2：近場管制臺管制員，管制波道 124.7 MHz、135.775 MHz

LC：SIP 塔臺機場管制員，管制波道 120.8 MHz

GC：SIP 塔臺地面管制員，管制波道 119.0 MHz

Time	Station	Message
0520:30	BR61	simferopol eva six one flight level four zero zero good morning
0520:37	ACC-2	eva six one simferopol radar good morning radar contact maintain flight level four zero zero and new squawk four six five six
0520:45	BR61	four six five six eva six one
0533:49	BR61	eva six one request descent
0533:56	ACC-2	eva six one say again
0533:58	BR61	eva six one due to problem request descent
0534:10	ACC-2	eva six one descend flight level three eight zero
0534:12	BR61	(Unintelligible)
0534:18	ACC-2	eva six one would you like flight level three eight zero or three six zero
0534:22	BR61	request descend three eight zero eva six one
0534:24	ACC-2	eva six one three six zero confirm
0534:27	BR61	affirm
0534:28	ACC-2	eva six one descent flight level three six zero
0534:32	BR61	descent three six zero eva six one
0534:40	ACC-2	eva six one please say again the reason
0534:43	BR61	our air fail air system fail eva six one
0534:52	ACC-2	eva six one what kind of failure do you have
0534:56	BR61	air air condition fail eva six one
0535:00	ACC-2	eva six one roger in this case would you like to declare emergency
0535:05	BR61	negative eva six one
0535:08	ACC-2	eva six one thank you
0536:06	ACC-2	eva six one please advise if you wish a lower flight level
0536:18	BR61	Eva
0536:20	ACC-2	eva six one please advise if you need lower flight level
0536:28	BR61	eva six one could you tell ten thousand eva six one
0536:32	ACC-2	eva six one i did not get your information please speak more loud and

		distinctly
0536:40	BR61	eva six one request descent ten thousand ten thousand for eva six one
0536:45	ACC-2	eva six one roger descend initially flight level two eight zero two eight zero
0536:51	BR61	descent flight level two eight zero eva six one
0537:23	BR61	eva six one
0537:25	ACC-2	eva six one go ahead
0537:28	BR61	request lower altitude
0537:30	ACC-2	eva six one roger just for information right now you have traffic two o'clock distance twenty four kilometers boeing seven three eight flight level two seven zero and after crossing you will descent altitude ten thousand feet
0537:49	BR61	(Unintelligible)
0537:54	BR61	eva six one
0537:55	ACC-2	eva six one go ahead
0537:58	BR61	we experiencing (unintelligible) loss air conditioning
0538:04	ACC-2	okay eva six one please maintain flight level two eight zero two eight zero i say again please maintain
0538:10	BR61	maintain flight level two eight zero eva six one
0538:12	ACC-2	(Translation from Russian) orenburg nine six two nine be informed aircraft report about problem with air condition now aircraft from you about eleven o'clock turn left for separation
0538:28	R2 9629	(Translation from Russian) turning left orenburg nine six two nine
0538:32	ACC-2	(Translation from Russian) orenburg nine six two nine left three zero degrees maintain flight level two seven zero
0538:36	R2 9629	(Translation from Russian) left three zero maintain two seven zero nine six two nine
0538:51	BR61	eva six one eva six one request radar vectoring heading to descend altitude
0538:58	ACC-2	eva six one roger please maintain flight level two eight zero for one more minute
0539:06	BR61	okay roger (unintelligible)
0539:11	ACC-2	eva six one you are now clear of traffic descend altitude ten thousand feet and write down q n h one zero one two transition level one two zero
0539:23	BR61	descend ten thousand feet say again the transition altitude transition flight level
0539:29	ACC-2	eva six one transition level one two zero q n h one zero one two
0539:34	BR61	one zero one two thank you
0539:45	ACC-2	eva six one and please advise your decision in this case if you wish to

		maintain flight level if you wish to maintain altitude ten thousand feet will you proceed on route or you want to land at nearest airfield
0540:00	BR61	eva six one eva six one stand by
0540:34	ACC-2	eva six one if you can please contact simferopol radar one three five decimal one this is next sector one three five decimal one
0540:45	BR61	one three one one two five one eva six one
0540:48	ACC-2	eva six one negative i say again one three five decimal one
0540:53	BR61	one three five decimal one eva six one
0541:00	BR61	eva six one descending one eight zero for ten thousand
0541:05	ACC-3	eva six one simferopol radar radar contact descend to flight level ten thousand feet
0541:12	ACC-3	altitude
0541:14	BR61	ten thousand feet eva six one
0541:15	ACC-3	eva six one descend altitude ten thousand feet
0541:20	BR61	descending ten thousand feet eva six one
0541:28	BR61	eva six one how about descent to eight thousand
0541:33	ACC-3	eva six one descend to flight level eight thousand feet
0541:37	BR61	eight thousand feet eva six one
0541:39	ACC-3	eva six one roger
0542:38	ACC-3	eva six one confirm q n h one zero one two and descend altitude eight thousand feet
0542:48	BR61	okay one zero one two one two descend eight thousand feet eva six one
0543:33	ACC-3	eva six one when able report your decision
0543:38	BR61	stand by
0545:15	BR61	(Unintelligible) eva six one
0545:18	ACC-3	eva six one go ahead
0545:19	BR61	yes we are looking for heading airport at (unintelligible)
0545:33	ACC-3	eva six one confirm do you need nearest aerodrome
0545:38	BR61	(Unintelligible) we are need divert (unintelligible) airport we looking for (unintelligible) at (unintelligible) airport
0545:47	ACC-3	eva six one recommend airport simferopol
0545:50	BR61	(Unintelligible)
0545:55	ACC-3	distends one two zero kilometers from you now of from simferopol
0546:04	BR61	okay stand by
0546:19	BR61	eva six one request icao name of the airport
0546:28	ACC-3	eva six one turn to the right heading zero five zero
0546:36	BR61	right heading zero five zero eva six one
0546:57	ACC-3	eva six one do you need aerodrome aerodrome details
0547:03	BR61	okay yes we need airport details

0547:14	BR61	eva six one please go ahead
0547:16	ACC-3	eva six one runway zero one
0548:05	ACC-3	eva six one simferopol
0548:07	BR61	go ahead eva six one
0548:10	ACC-3	eva six one Simferopol runway length three seven zero zero three thousand seven hundred meters width six zero meters runway in-use now zero one and do you need frequency of outer marker or inner marker
0548:30	BR61	affirm eva six one
0548:47	ACC-3	i l s frequency is one zero nine three zero megacycles
0548:54	BR61	one zero nine three zero eva six one thank you
0549:20	ACC-3	and eva six one simferopol
0549:24	BR61	go ahead eva six one
0549:28	ACC-3	eva six one turn right heading zero four zero
0549:31	BR61	right heading zero four zero eva six one
0549:40	ACC-3	and eva six one frequency of v o r simferopol one one six decimal six zero megacycles
0549:49	BR61	one one six decimal six zero eva six one
0550:23	ACC-3	and eva six one p c n of runway five three romeo bravo x-ray tango
0550:34	BR61	eva six one say again the message
0550:39	ACC-3	eva six one confirm still not declare emergency
0550:46	BR61	eva six one we have lost cabin altitude ... (unintelligible) eight thousand we are going to execute normal landing cabin conditions
0551:35	ACC-3	eva six one simferopol
0551:37	BR61	eva six one
0551:39	ACC-3	eva six one report please people on board endurance and do you have any dangerous goods on board
0551:56	BR61	eva six one we have (unintelligible) two one two passengers (unintelligible) six seven total on board seven nine and (unintelligible) we have (unintelligible)
0552:09	ACC-3	eva six one continue turn right heading zero nine zero
0552:15	BR61	right heading zero nine zero eva six one
0552:25	ACC-3	and eva six one please say again p o b dangerous goods and endurance
0552:30	BR61	okay eva six one endurance three hours ten minutes and people on board seven nine and we don't have dangerous dangerous goods on board
0552:42	ACC-3	eva six one copied endurance three hours ten minutes p o b just seven nine and no dangerous goods on board
0552:50	BR61	okay

0552:54	ACC-3	eva six one now contact simferopol radar one two four decimal seven
0553:00	BR61	one two four decimal seven eva six one
0553:05	BR61	simferopol eva six one maintain eight thousand feet speed two five zero ready for approach
0553:12	TC-1	eva six one simferopol radar good morning identified maintain altitude eight thousand feet for information runway in use zero one wind three four zero degrees two meters per second visibility six thousand meters cloud base two seven zero meters ils frequency one zero nine decimal three
0553:36	BR61	copied eva six one
0553:43	BR61	eva six one confirm q n h one zero one two
0553:47	TC-1	eva six one affirm q n h one zero two zero
0553:52	BR61	one zero two thank you
0553:58	TC-1	eva six one confirm you are declare emergency
0554:01	BR61	yes we are declaring emergency we can declare emergency but we lose cabin altitude right now inbound eight thousand cabin position we check normal more right now we are going to chose normal landing... (unintelligible)
0554:16	TC-1	eva six one roger
0556:05	TC-1	eva six one descend to altitude six thousand feet turn left heading zero seven five
0556:16	BR61	descend six thousand heading zero seven five eva six one
0558:11	TC-1	eva six one contact simferopol radar one three five decimal seven seven five
0558:18	BR61	one three five decimal seven seven five eva six one thank you
0558:30	BR61	simferopol eva six one maintain flight maintain six thousand heading zero seven five
	TC-2	eva six one simferopol radar good afternoon radar contact expect i l s approach for runway zero one continue present heading and descend to altitude three thousand feet
	BR61	descend three thousand maintain present heading for runway zero one eva six one
0600:21	TC-2	eva six one turn left for heading zero four zero
0600:27	BR61	heading zero four zero eva six one
0600:30	TC-2	eva six one cleared i l s approach for runway zero one report establish on localizer and distance from touchdown two zero kilometers
0600:40	BR61	roger on present heading simferopol aerodrome runway zero one approaching three thousand eva six one
0601:51	TC-2	eva six one confirm establish on localizer runway zero one

0601:55	BR61	eva six one establish on localizer runway zero one
0601:58	TC-2	eva six one distance from touchdown one four kilometers radar service terminated contact simferopol tower one two zero decimal eight good day
0602:08	BR61	thank you tower one two zero eight eva six one
0602:19	BR61	simferopol tower eva six one established on localizer runway zero one
0602:26	LC	eva six one simferopol tower runway zero one surface wind three five zero degrees one meter per second maximum three meters per second be informed birds observe in the vicinity of the aerodrome cleared to land
0602:40	BR61	cleared to land runway zero one eva six one
0605:38	LC	eva six one vacate runway to the right via taxiway alpha three
0605:44	BR61	vacate charlie vacate runway eva six one... (unintelligible) eva six one
0606:55	LC	eva six one continue taxi via taxiway alpha three and bravo
0607:02	BR61	continue alpha three and bravo eva six one
0611:27	LC	eva six one contact simferopol ground one one nine decimal zero
0611:34	BR61	one one nine decimal zero eva six one thank you
0611:48	BR61	simferopol ground morning eva six one taxi alpha bravo
	GC	eva six one simferopol ground good morning stand one four taxi to the apron via taxiway charlie foxtrot follow the leader van
	BR61	follow charlie foxtrot stand one four eva six one follow follow me
0613:36	GC	eva six one ground
	BR61	go ahead eva six one
	GC	eva six one contact simferopol handle one three one decimal six two five
	BR61	one three one decimal six two five eva six one
0616:27	GC	eva six one ground

附錄二 AIRBUS 壓力調節感測器原廠檢測報告

	Technical Note	ESS 0035/11 rev00 Page 12 / 42
	INVESTIGATION PROGRAM BLEED PRESSURE TRANSDUCER ZRA380-00	

ANALYSIS:

Both transducers present the typical behaviour of water presence. It's more significant for the SN ASA05137, and similar to the behaviour describes in the ACMM.

For the SN ASA05146, the water presence is less obvious but anyway we can say there is water inside the pressure port. Perhaps this water has partially disappeared during removal and/or transportation.

Bubble (1) ASA05137: When the test chamber is around -20°C, the water inside pressure port freezes and then affects the output signal. In that case the output signal is typical with a small peak and then several drops, with a signal shape in saw teeth.

Bubbles (2) & (3) ASA05146: At the same temperature we can note a small output signal variation, but still acceptable. But anyway the behaviour is not normal and means that water is inside pressure port.

Bubble (4) ASA05137: When the test chamber is around -8°C, the water inside the pressure port is frozen and the pressure cell generates a self pressure (due to different expansion coefficient and freezing point between oil used into pressure cell and water into pressure port) growing up over the alarm threshold fixed at 60 psi (4.13 bar) during 15 seconds at least.

Then when the chamber temperature increase up to +13°C, the temperature of the pressure cell is around 0°C (thermal inertia between chamber and transducer) reaching the melting point of water and then releasing the self pressure generated before. Therefore the transducer recovers a compliant output signal.

Bubble (5) ASA05146: On this transducer only a small peak is noted and below the threshold. This confirms water presence into pressure port but not enough to generate a default. As describes above, perhaps this water has partially disappeared during removal and/or transportation.

TECHNICAL ANALYSIS:

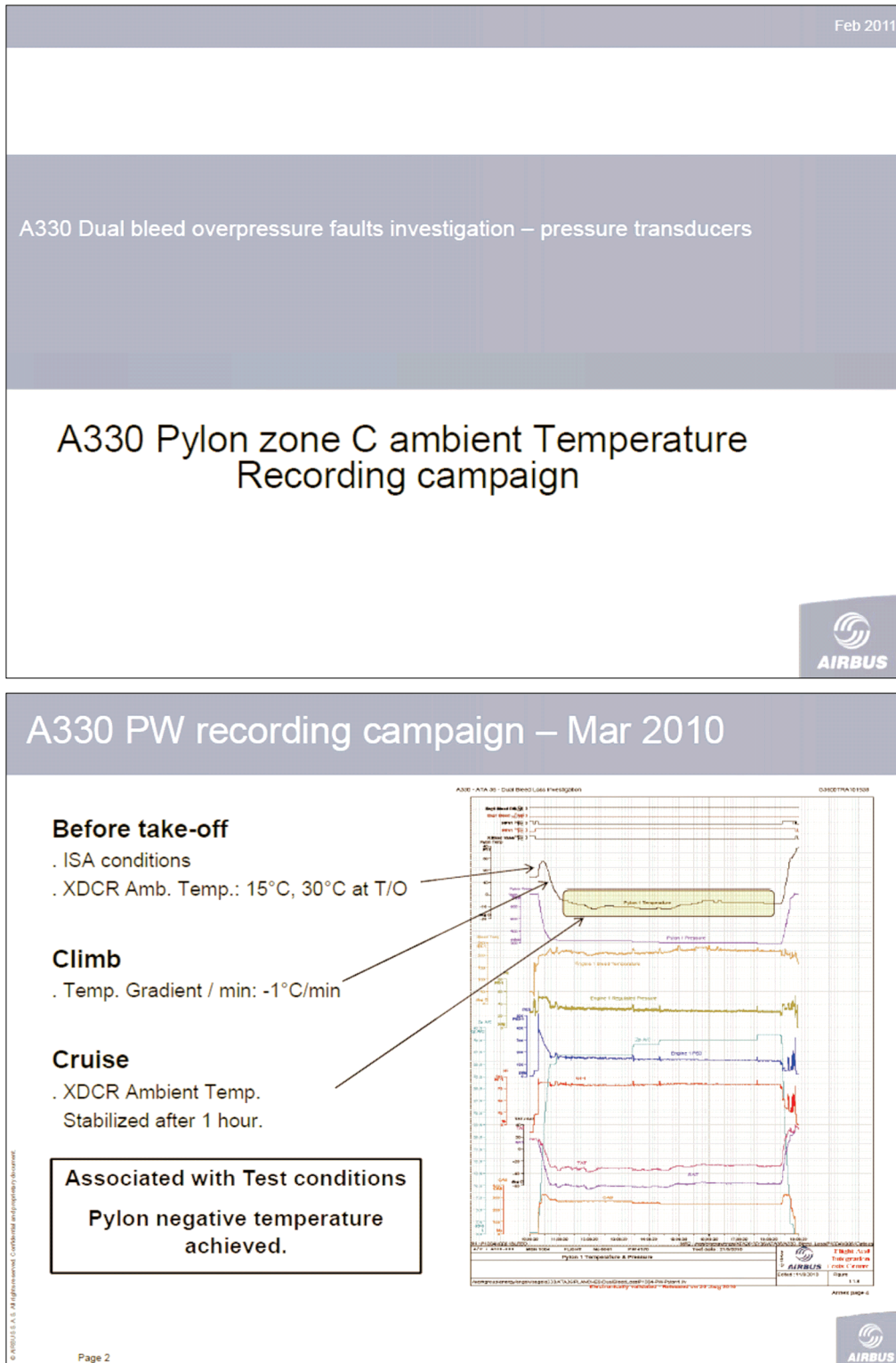
How does the water could affect the transducer behavior?

The smallest volume is encountered between the grid and the metallic membrane. If water is collected in this area, it may cause ice build-up at negative temperature that will affect the pressure cell behavior.

When the water freezes, it is blocking the metallic membrane displacement. Silicon oil contained in the pressure cell between membrane and chip decrease in volume and consequently generate an internal pressure decreasing (drop observed on monitoring curve). If temperature increases, silicone oil contained in the pressure cell will not be able to expand correctly and will consequently generate internal pressure increase (peak observed during the tests). Once water melts, the metallic membrane can expand normally that releases the internal pressure and sensor functions normally.

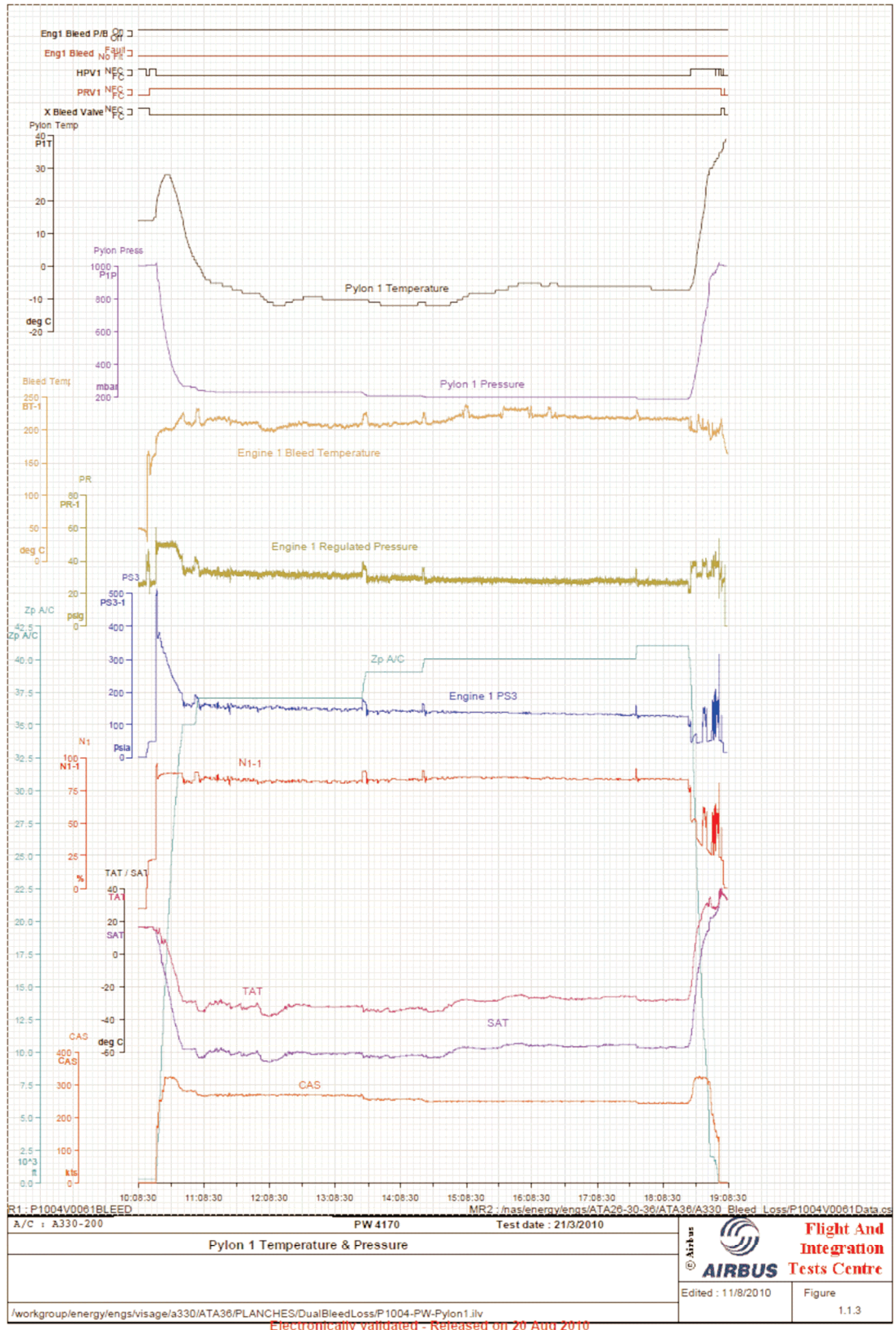
本頁空白

附錄三 AIRBUS 提供之「環境溫度對 A330 型機不同型式發動機吊艙（GE 及 Pratt & Whitney）內 Pr 感測器之影響」測試結果



A330 - ATA 36 - Dual Bleed Loss Investigation

G3600TRA101938



Annex page 4

A330 GE recording campaign – Jun 2010

Before take-off

- . ISA+15 conditions
- . XDCR Amb. Temp.: 40°C, 70°C at T/O

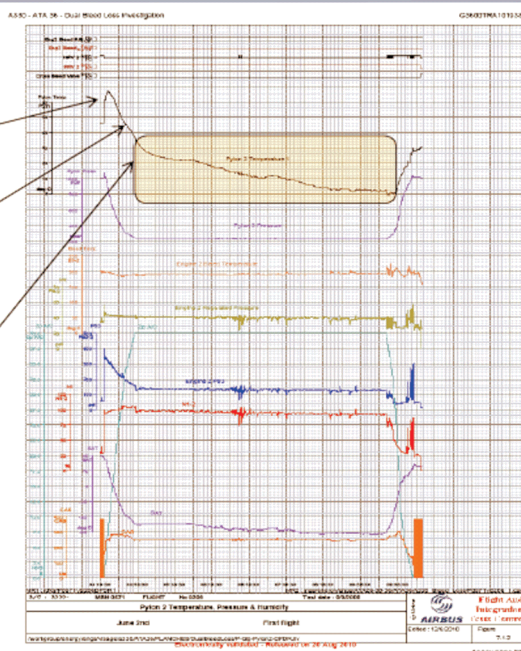
Climb

- . Temp. Gradient / min: -1°C/min

Cruise

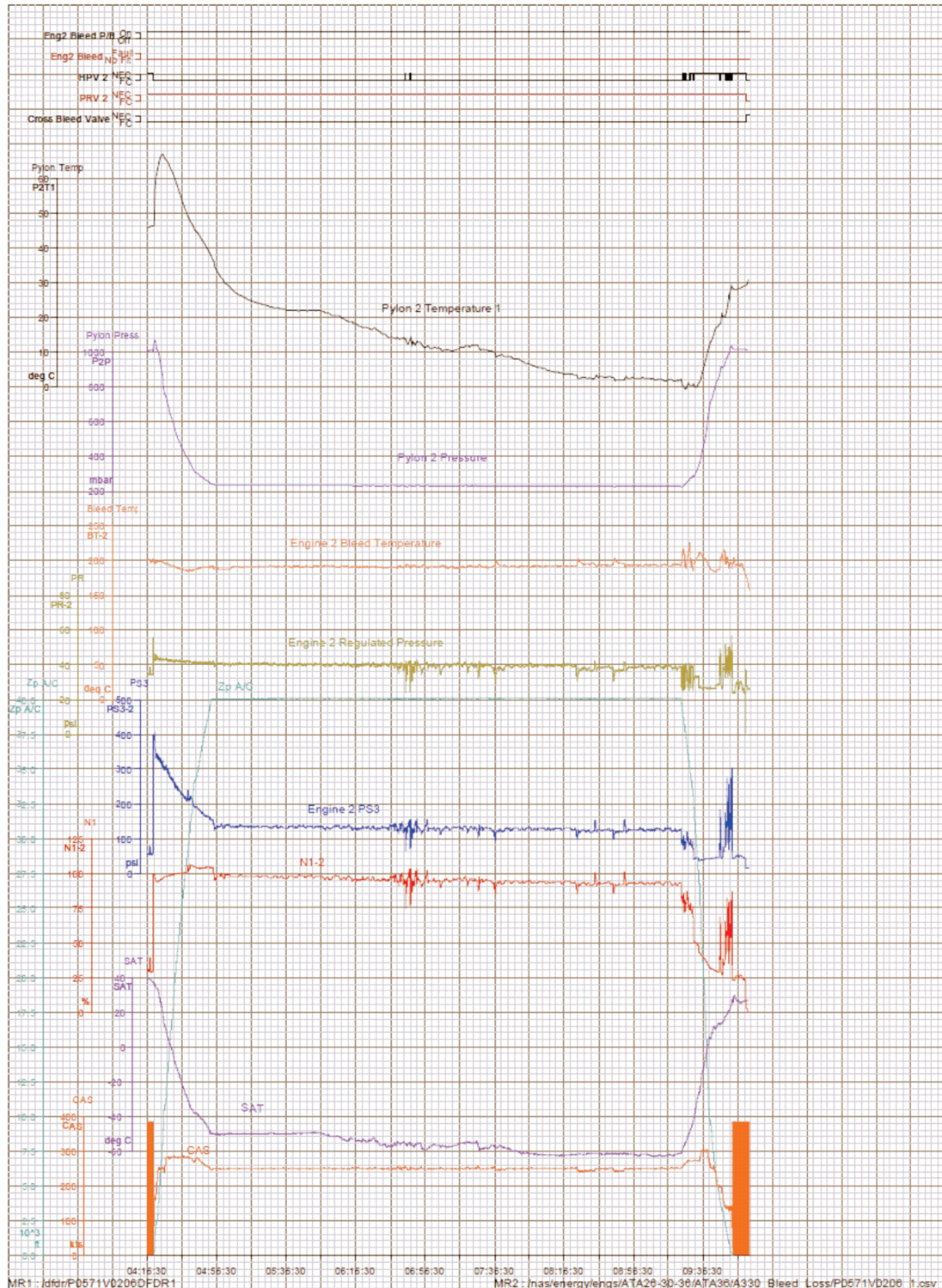
- . XDCR Ambient Temp. not Stabilized

Associated with Test conditions
Pylon temperature around zero
achieved.



A330 - ATA 36 - Dual Bleed Loss Investigation

G3600TRA101938



Pylon 2 Temperature, Pressure & Humidity		Test date : 0/0/2000	
June 2nd		First flight	
/workgroup/energy/engs/visage/a330/ATA36/PLANCHES/DualBleedLoss/P-GE-Pylon2-DFDR.jlv		MR2 : /nas/energy/engs/ATA26-30-36/ATA36/A330_Bleed_Loss/P0571V0206_1.csv	
A/C : A330-		Figure 7.1.2	

Electronically validated - Released on 20 Aug 2010

附錄四 長榮最低裝備需求手冊 23-71-01

A330 MEL**23 COMMUNICATIONS**

23-51-07	Side Stick Radio Selector	C	2	0	-	M
----------	---------------------------	---	---	---	---	---

One or both may be inoperative in open position (Non transmitting position) provided INT/RAD switch on CAPT ACP, F/O ACP and on ACP 3 are operative.

NOTE: Application of the maintenance procedure is only necessary when the inoperative side stick radio selector is failed in the closed position (transmitting position).

23-70-01	Emergency Evacuation Signaling System	D	1	0	O	-
----------	---------------------------------------	---	---	---	---	---

OPERATIONS ACTION

If necessary, the information will be given through the passenger address system or the cabin interphone system.

23-71-01	Cockpit Voice Recorder (CVR) System (Including Control Panel)	A	1	0	-	-
----------	---	---	---	---	---	---

May be inoperative provided:

- 1) Digital Flight Data Recorder (DFDR) operates normally, and
- 2) Repairs are made within three flight days.

23-71-02	RCDR GND CTL Pb Sw					
----------	--------------------	--	--	--	--	--

Refer to 31-33-03.

以上各欄位說明如下：

A330 MEL



1. FORMATS:

1	2	3	4	5	6	7
▼	▼	▼	▼	▼	▼	▼
22-10-01A ↔↔	Autopilot (AP)	C	2	1	O	M*

(Remarks or Exceptions)

Column 1: Sys / Seq. Numbers & EVA Point Index

Column 2: Item

Column 3: Repair Interval

Column 4: Number Installed (“-“ symbol indicates that a variable quantity is installed)

Column 5: Number Required for Dispatch (“-“ symbol indicates that a variable quantity is required for dispatch)

Column 6: Operations Action (No Action Required when “-“ is shown)

Column 7: Maintenance Action (Not Action Required when “-“ is shown)

* Asterisk requires inoperative equipment, component, system or function to be placarded in the cockpit to inform crewmembers of the equipment condition. Unless otherwise specified herein, placard wording and location will be determined by Maintenance.

“Repair Intervals” (Column 3): All users of an approved MEL must effect repairs of inoperative systems or components, deferred in accordance with the MEL, at or prior to the repair times established by the following letter designators:

Category A. Items in this category shall be repaired within the time interval specified in the “Remarks or Exceptions” of the approved MEL.

Category B. Items in this category shall be repaired within three (3) consecutive calendar days (72 hours), excluding the day the malfunction was recorded in the aircraft maintenance record / logbook. For example, if it were recorded at 10 a.m. on January 26th, the three day interval would begin at midnight the 26th and end at midnight the 29th.

Category C. Items in this category shall be repaired within ten (10) consecutive calendar days (240 hours), excluding the day the malfunction was recorded in the aircraft maintenance record / logbook. For example, if it were recorded at 10 a.m. on January 26th, the 10 day interval would begin at midnight the 26th and end at midnight February 5th.

Category D. Items in this category shall be repaired within one hundred and twenty (120) consecutive calendar days (2880 hours), excluding the day the malfunction was recorded in the aircraft maintenance log and/or record.

本頁空白

附錄五 AIRBUS 主要最低裝備需求手冊 23-71-01A

 A330/A340 MASTER MINIMUM EQUIPMENT LIST	MMEL ITEMS 23 - COMMUNICATIONS 23-71 - Cockpit Voice Recorder (CVR)		
23-71-01	Cockpit Voice Recorder (CVR)		
Ident.: MI-23-71-00007040.0001001 / 22 MAR 10 Applicable to: ALL			
23-71-01A			
Repair interval	Nbr installed	Nbr required	Placard
-	1	-	-
<i>As required by regulations</i>			

本頁空白

附錄六 **AIRBUS SB A330-36-3039**SERVICE BULLETIN
SUMMARY

AIRBUS
CUSTOMER SERVICES DIRECTORATE
1 Rond Point Maurice Bellonte
31707 BLAGNAC CEDEX
FRANCE
Tel : (33) 5 61 93 33 33
Telex : AIRBU 530526F
Fax : (33) 5 61 93 42 51

This summary is for information only and is not approved for modification of the aircraft.

ATA SYSTEM: 36

**TITLE: PNEUMATIC - ENGINE BLEED AIR SUPPLY SYSTEM - MODIFICATION
- CHANGE THE BLEED REGULATED-PRESSURE TRANSDUCER ON
ENGINE 1.**

****CONF ALL**

MODIFICATIONS

MODIFICATION CLASSIFICATION					
MAJOR	None				
MINOR	201968C10871				

NOTE: As per EASA IR 21, a minor change is one that has no appreciable effect on the mass, balance, structural strength, reliability, operational characteristics affecting the airworthiness of the product. All other changes are major changes.

REASON/DESCRIPTION/OPERATIONAL CONSEQUENCES

Some operators have reported dual bleed loss events during cruise or descent flight phase. These events occurred because of overpressure. All reported cases were on aircraft with General Electric (GE) CF6-80 engines.

The root cause is condensed water contained inside the Pressure Transducer, Part Number (PN) ZRA380-00. The water can freeze at low temperatures in the area of the Pressure Transducer, which is installed in the pylon. When both conditions occur (condensed water and freezing temperature) a blockage could occur of the membrane in the Pressure Transducer. This can result in an incorrect output signal for the Regulated Pressure, higher than the true Regulated Pressure.

This Service Bulletin is issued to remove the previous Bleed Regulated-Pressure Transducer PN ZRA380-00 from the Engine 1 pylon and install a new Pressure Transducer PN ZRA691-00.

The new Pressure Transducer PN ZRA691-00 is changed in two areas:

- The grid material is removed to increase the free space in front of the membrane.
- The hole inside the pressure port is larger to drain condensed water.

There are four Pressure Transducers on the aircraft:

- In each pylon one in Bleed Regulated-Pressure position (FIN 8HA1 and 8HA2)

0 DATE: Sep 07/11

SERVICE BULLETIN No.: A330-36-3039

REVISION No.: 00 - Sep 07/11

Page: 1

Printed in FRANCE © AIRBUS S.A.S. 2007. All rights reserved.

SERVICE BULLETIN SUMMARY

- In each pylon one in Bleed Transferred Pressure position (FIN 9HA1 and 9HA2).

Only the Bleed Regulated-Pressure Transducer in the Engine 1 Pylon (FIN 8HA1) must be changed to do this Service Bulletin.

Only aircraft powered with GE CF6-80 engines are affected because of the specific configuration and environmental conditions in the pylon in the area of the Pressure Transducer with this engine configuration.

When you embody this Service Bulletin the reliability of the Bleed Regulated-Pressure Transducer will be improved on Engine 1. This will decrease exposure to Dual Bleed Loss and subsequent operational impact.

GENERAL EVALUATION

EVALUATION TABLE			
COMPLIANCE	RECOMMENDED (1)	CANCELS INSPECTION SB	NO
POTENTIAL AD	NO	A/C OPERATION AFFECTED	NO
RELIABILITY AFFECTED	YES	PAX COMFORT AFFECTED	NO
COST SAVING	NO	ETOPS AFFECTED	NO
STRUCTURAL LIFE EXTN	NO	VENDOR SB INVOLVED	NO

NOTE (1): Service Bulletin recommended to be accomplished to prevent significant operational disruptions.

MATERIAL PRICE INFORMATION

MATERIAL PRICE INFORMATION TABLE			
MATERIAL SET	QTY PER A/C	PRICE PER A/C (USD)	MAIN PARTS
Equipment BFEC01	1	See SB	Pressure Transducer

EFFECTIVITY

This Service Bulletin is applicable to this (these) operator(s) :

46W AAW ACI AEA AFR ASY AZA BEL BTV CAL DAH EIN EVA
 FIN G8E HFY JAI JST KLM MAU PAL QAF QFA QTR RSF TAM
 TAP THY VLK XAX

NOTE: This Service Bulletin is applicable only to aircraft equipped with General Electric (GE) engines.

CONCURRENT REQUIREMENTS

None

REFERENCES / REPERCUSSIONS

TFU	36.11.00.065 36.11.00.069
OEB	None
AOT	None

0 DATE: Sep 07/11

SERVICE BULLETIN No.: A330-36-3039

REVISION No.: 00 - Sep 07/11

Page: 2

Printed in FRANCE © AIRBUS S.A.S. 2007. All rights reserved.



SERVICE BULLETIN SUMMARY

SIL	36-051
LINE MAINTENANCE AFFECTED	No
LIFE LIMIT	None
OTHER	Operator Information Telex (OIT) No. 999.0015/11

NATURE OF THE WORK

AIRCRAFT	NO
EQUIPMENT	YES
HARD	NO
SOFT	NO
OBRM	NO

MANPOWER

Task 363039-831-942-001: Modification	
TOTAL MANHOURS	5.50
ELAPSED TIME (HOURS)	5.50

APPENDICES

None

0 DATE: Sep 07/11

SERVICE BULLETIN No.: A330-36-3039

REVISION No.: 00 - Sep 07/11

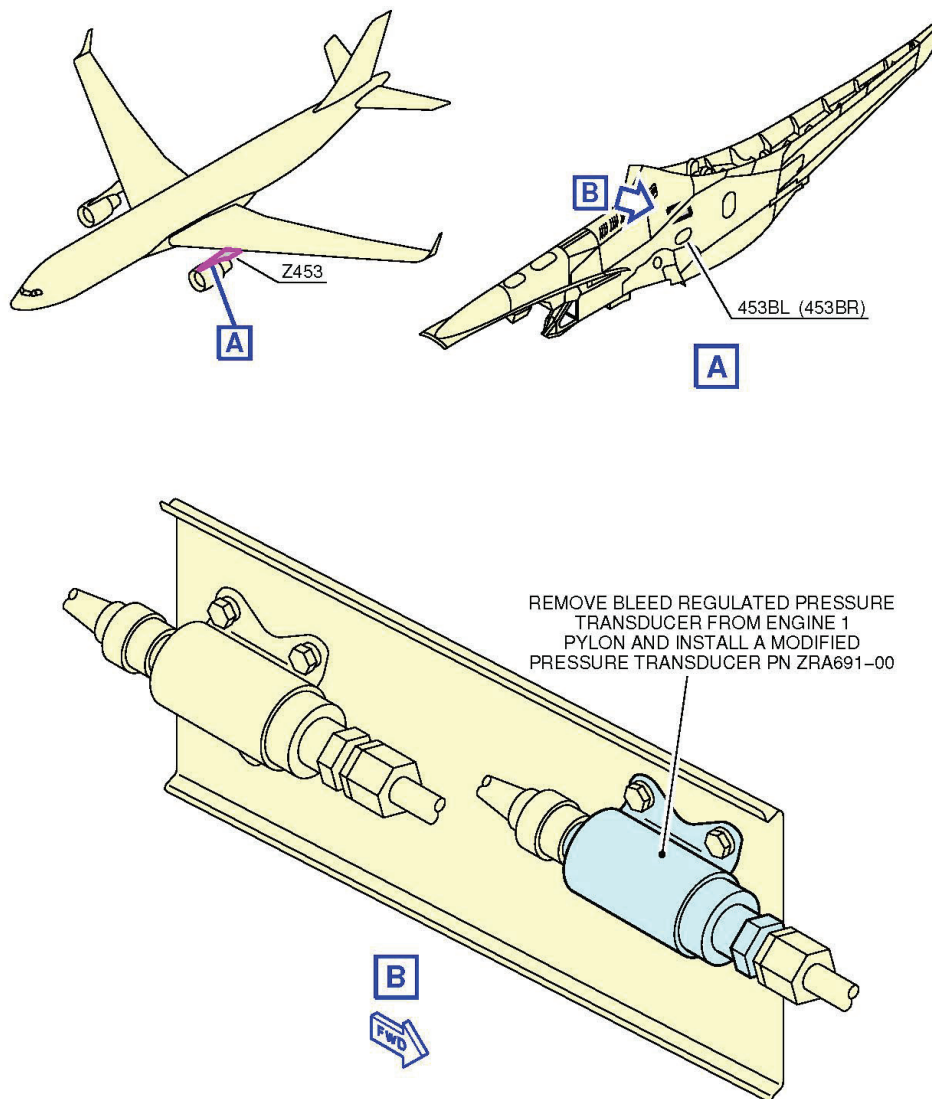
Page: 3

Printed in FRANCE © AIRBUS S.A.S. 2007. All rights reserved.

A330

SERVICE BULLETIN SUMMARY

**CONF ALL



G_SB_363039_0_SAAA_01_02

Figure A-SSAAA - Sheet 01
Change the Bleed Regulated-Pressure Transducer in the Engine 1 Pylon

0 DATE: Sep 07/11

SERVICE BULLETIN No.: A330-36-3039

REVISION No.: 00 - Sep 07/11

Page: 4

Printed in FRANCE © AIRBUS S.A.S. 2007. All rights reserved.



SERVICE BULLETIN

AIRBUS
CUSTOMER SERVICES DIRECTORATE
1 Rond Point Maurice Bellonte
31707 BLAGNAC CEDEX
FRANCE
Tel : (33) 5 61 93 33 33
Telex : AIRBU 530526F
Fax : (33) 5 61 93 42 51

ATA SYSTEM: 36

**TITLE: PNEUMATIC - ENGINE BLEED AIR SUPPLY SYSTEM - MODIFICATION
- CHANGE THE BLEED REGULATED-PRESSURE TRANSDUCER ON
ENGINE 1.**

MODIFICATION No.: 201968C10871

This document contains AIRBUS PROPRIETARY INFORMATION and shall at all times remain the property of AIRBUS; no intellectual property right or licence is granted by AIRBUS in connection with any information contained in it. It is delivered on the express condition that said document and the information contained in it shall be treated as confidential, shall not be used for any purpose other than that for which it is hereby delivered. It shall not be disclosed in whole or in part to third parties and shall not be duplicated in any manner (except for the purposes of performing the tasks described hereunder and provided that any recipient of such document shall comply with the conditions herein), without AIRBUS prior written consent.

1. PLANNING INFORMATION

****CONF ALL**

A. EFFECTIVITY

NOTE: This Service Bulletin is applicable only to aircraft equipped with General Electric (GE) engines.

(1) Models

330-202 330-203 330-301 330-302 330-303

(2) Effectivity by MSN

0030 0037 0045 0054-0055 0059 0070 0086 0183-0184 0188-0189 0191 0198 0200
0203 0205 0211 0269 0272 0330 0339 0397 0422 0441 0443 0448 0458 0463
0465-0466 0472-0473 0477 0481 0486-0487 0489 0498 0500 0502-0504 0506-0508
0510-0511 0513 0516 0519 0521-0522 0530 0535 0553 0555 0558 0564 0567 0571
0573-0574 0584 0587 0593 0595 0602-0603 0605 0607 0612 0616 0623 0634
0637-0638 0641 0644 0647 0650 0653 0655 0657 0659 0661 0667 0671 0675 0678
0680 0682 0684 0686 0691 0693 0695 0697 0699-0700 0703-0705 0707 0711-0712
0714 0721 0725 0733-0734 0738 0742-0743 0745-0747 0749 0752 0754-0755 0760
0769-0770 0774 0789 0792 0801 0805 0811 0813-0814 0819-0820 0823 0825-0826
0831 0834 0838 0841-0842 0847 0849 0853 0861 0871 0877 0882-0883 0885
0887-0888 0892-0893 0898-0901 0904 0907 0914 0918 0920 0923 0931-0932 0934
0940 0945 0947 0950-0951 0956 0969 0976 0980 0985 0994 0996 0999 1007 1013
1023 1025 1036 1043 1057 1061 1067 1078 1088 1094 1106 1123 1135 1161 1169

0 DATE: Sep 07/11

SERVICE BULLETIN No.: A330-36-3039

REVISION No.: 00 - Sep 07/11

Page: 1

Printed in FRANCE © AIRBUS S.A.S. 2007. All rights reserved.

SERVICE BULLETIN

1173-1174 1177 1183 1198 1218 1225 1235 1251-1252

(3) Effectivity by Operator

The Operator/MSN relationship is provided for information only and is correct at the time of issue in accordance with the information available to AIRBUS. Any future changes resulting from transfer of an aircraft from one operator to another will not be reflected in this list unless the Service Bulletin is revised for another reason.

OPERATOR	MSN
46W	0871
AAW	0999 1043
ACI	0507 0510
AEA	0733 0745 0749 0814 0931 0950
AFR	0422 0443 0448 0458 0465 0481 0498 0500 0502 0503 0516 0519 0567 0584 0657
ASY	0747 0951 0969 1036 1183
AZA	0272 0339 1123 1135 1218 1225 1252
BEL	0030 0037 0045
BTV	0205 0330
CAL	0602 0607 0641 0671 0675 0691 0699 0707 0714 0725 0752 0769 0805 0823 0838 0861 0920 1177
DAH	0644 0647 0650 0653 0667
EIN	0269 0397 0841 0847 0985 1025 1106
EVA	0530 0535 0555 0573 0587 0634 0655 0661 0678 0693 0755
FIN	0994 1007 1013 1023 1067 1078 1088 1173
G8E	0059
HFY	0211
JAI	0825 0831 0882 0885 0888 0901 0923 0932 0947 0956
JST	0506 0508 0513 0522 0842 0853 0940 0945 1198 1251
KLM	0682 0686 0703 0738 0770 0801 0811 0819 0834 0900 1161
MAU	0883 1057
PAL	0183 0184 0188 0189 0191 0198 0200 0203
QAF	0487 0605
QFA	0553 0558 0564 0574 0593 0595 0603 0695 0705 0712 0887 0892 0898 0976 1061 1094 1169 1174
QTR	0441 0473 0489 0511 0521 0571 0612 0616 0623 0637 0638 0659 0680 0684 0711 0721 0734 0743 0746 0760 0789 0792 0813 0820 0826 0849 0893 0907 0918
RSF	0980 0996 1235
TAM	0466 0472 0477 0486 0700
TAP	0877 0899 0904 0914 0934
THY	0463 0504 0697 0704 0742 0754 0774
VLK	0055 0070 0086
XAX	0054

0 DATE: Sep 07/11

SERVICE BULLETIN No.: A330-36-3039

REVISION No.: 00 - Sep 07/11

Page: 2

Printed in FRANCE © AIRBUS S.A.S. 2007. All rights reserved.



SERVICE BULLETIN

(4) Configuration by MSN

MSN	CONFIGURATION
0030 0037 0045 0054 0055 0059 0070 0086 0183 0184 0188 0189 0191 0198 0200 0203 0205 0211 0269 0272 0330 0339 0397 0422 0441 0443 0448 0458 0463 0465 0466 0472 0473 0477 0481 0486 0487 0489 0498 0500 0502 0503 0504 0506 0507 0508 0510 0511 0513 0516 0519 0521 0522 0530 0535 0553 0555 0558 0564 0567 0571 0573 0574 0584 0587 0593 0595 0602 0603 0605 0607 0612 0616 0623 0634 0637 0638 0641 0644 0647 0650 0653 0655 0657 0659 0661 0667 0671 0675 0678 0680 0682 0684 0686 0691 0693 0695 0697 0699 0700 0703 0704 0705 0707 0711 0712 0714 0721 0725 0733 0734 0738 0742 0743 0745 0746 0747 0749 0752 0754 0755 0760 0769 0770 0774 0789 0792 0801 0805 0811 0813 0814 0819 0820 0823 0825 0826 0831 0834 0838 0841 0842 0847 0849 0853 0861 0871 0877 0882 0883 0885 0887 0888 0892 0893 0898 0899 0900 0901 0904 0907 0914 0918 0920 0923 0931 0932 0934 0940 0945 0947 0950 0951 0956 0969 0976 0980 0985 0994 0996 0999 1007 1013 1023 1025 1036 1043 1057 1061 1067 1078 1088 1094 1106 1123 1135 1161 1169 1173 1174 1177 1183 1198 1218 1225 1235 1251 1252	001

(5) Configuration definition

****CONF 001**

Config. 001 is valid for all the aircraft given in the effectivity of this Service Bulletin as a standard configuration.

(6) Material Effectivity

MATERIAL	QTY PER A/C	SEE NOTES
Equipment BFEC01	1	

B. CONCURRENT REQUIREMENTS

None

C. REASON

(1) History

Some operators have reported dual bleed loss events during cruise or descent flight phase. These events occurred because of overpressure. All reported cases were on aircraft with General Electric (GE) CF6-80 engines.

The root cause is condensed water contained inside the Pressure Transducer, Part Number (PN) ZRA380-00. The water can freeze at low temperatures in the area of the Pressure Transducer, which is installed in the pylon. When both conditions occur (condensed water and freezing temperature) a blockage could occur of the membrane in the Pressure Transducer. This can result in an incorrect output signal for the Regulated Pressure, higher than the true Regulated Pressure.

0 DATE: Sep 07/11

SERVICE BULLETIN No.: A330-36-3039

REVISION No.: 00 - Sep 07/11

Page: 3

Printed in FRANCE © AIRBUS S.A.S. 2007. All rights reserved.



SERVICE BULLETIN

(2) Objective/Action

This Service Bulletin is issued to remove the previous Bleed Regulated-Pressure Transducer PN ZRA380-00 from the Engine 1 pylon and install a new Pressure Transducer PN ZRA691-00.

The new Pressure Transducer PN ZRA691-00 is changed in two areas:

- The grid material is removed to increase the free space in front of the membrane.
- The hole inside the pressure port is larger to drain condensed water.

There are four Pressure Transducers on the aircraft:

- In each pylon one in Bleed Regulated-Pressure position (FIN 8HA1 and 8HA2)
- In each pylon one in Bleed Transferred Pressure position (FIN 9HA1 and 9HA2).

Only the Bleed Regulated-Pressure Transducer in the Engine 1 Pylon (FIN 8HA1) must be changed to do this Service Bulletin.

Only aircraft powered with GE CF6-80 engines are affected because of the specific configuration and environmental conditions in the pylon in the area of the Pressure Transducer with this engine configuration.

(3) Advantages

When you embody this Service Bulletin the reliability of the Bleed Regulated-Pressure Transducer will be improved on Engine 1. This will decrease exposure to Dual Bleed Loss and subsequent operational impact.

(4) Operational/Maintenance Consequences

None

D. DESCRIPTION

To accomplish this Service Bulletin it is necessary to :

Task 363039-831-942-001: Modification

- (1) Change the Bleed Regulated-Pressure Transducer in the Engine 1 Pylon

E. COMPLIANCE

(1) Classification

RECOMMENDED: Service Bulletin recommended to be accomplished to prevent significant operational disruptions.

(2) Accomplishment Timescale

Accomplishment of this Service Bulletin is recommended at the earliest opportunity where manpower and facilities are available.

0 DATE: Sep 07/11

SERVICE BULLETIN No.: A330-36-3039

REVISION No.: 00 - Sep 07/11

Page: 4

Printed in FRANCE © AIRBUS S.A.S. 2007. All rights reserved.



SERVICE BULLETIN

F. APPROVAL

The technical content of this document is approved under the authority of Design Organisation Approval No. EASA.21J.031.

If an aircraft listed in the effectivity has a modification or repair embodied that is not of AIRBUS origin, and which affects the content of this Service Bulletin, the operator is responsible for obtaining approval by its airworthiness authority for any adaptation necessary before incorporation of the Service Bulletin.

G. MANPOWER

The manpower estimates given in this Service Bulletin are based on the direct labor cost to do the work. These estimates assume that the work will be done by experienced personnel, and may need to be revised upwards to suit operator's circumstances. The estimates do not include the time to prepare, plan or inspect the work. Manufacture and procurement of parts and tools, drying times for paints, sealants, etc., and general administration work are also not included.

Task 363039-831-942-001: Modification	
Get Access	1.00
On Aircraft	
Change the Bleed Regulated-Pressure Transducer in the Engine 1 Pylon	1.50
Tests	2.00
Close-Up	1.00
TOTAL MANHOURS	5.50
ELAPSED TIME (HOURS)	5.50

H. WEIGHT AND BALANCE

Not Changed

I. ELECTRICAL LOAD DATA

Not Changed

J. REFERENCES

Aircraft Maintenance Manual (AMM)	06-20-00 06-41-54 12-34-24 36-11-16
ATA Common Support Data Dictionary (CSDD), Chapter 2	
Elec. Std. Practices Manual (ESPM)	20-55-00
Standards Manual (SM)	
Structural Repair Manual (SRM)	51-42-00 51-43-00

K. PUBLICATION AFFECTED

Illustrated Parts Catalog (IPC)	36-11-06 36-11-16
---------------------------------	-------------------

0 DATE: Sep 07/11

SERVICE BULLETIN No.: A330-36-3039

REVISION No.: 00 - Sep 07/11

Page: 5

Printed in FRANCE © AIRBUS S.A.S. 2007. All rights reserved.



SERVICE BULLETIN

L. INTERCHANGEABILITY/MIXABILITY

DESCRIPTION	OLD PART N°	NEW PART N°	INT	MIXABILITY	SEE NOTES
Transducer-Pressure	ZRA380-00	ZRA691-00	03	Not Applicable	(1)

NOTE: For definitions of interchangeability codes in column INT., refer to ATA Common Support Data Dictionary (CSDD), Chapter 2.

NOTE (1): Pressure Transducers in all 4 positions (FIN's 8HA1, 8HA2, 9HA1, 9HA2) are two-way interchangeable, with condition that:

- As a minimum, one Regulated Pressure position (8HA1 or 8HA2) is equipped with a Post-Mod PN ZRA691-00.

This code applies to any Pre-Mod PN installed (not only ZRA380-00).

M. SPARES

None

0 DATE: Sep 07/11

SERVICE BULLETIN No.: A330-36-3039

REVISION No.: 00 - Sep 07/11

Page: 6

Printed in FRANCE © AIRBUS S.A.S. 2007. All rights reserved.



SERVICE BULLETIN

2. MATERIAL INFORMATION

****CONF ALL**

A. MATERIAL - PRICE AND AVAILABILITY

(1) Procurement Addresses

This Service Bulletin is the subject of an AIRBUS monitored retrofit campaign.

Vendor parts are to be procured from:

Equipment BFEC01	AUXITROL SA 5 Allee Charles Pathe 18941 Bourges, Cedex 9 France Tel: +33 2 48 66 78 78 Fax: +33 2 48 66 78 77 Internet: http://www.auxitrol.com
------------------	---

(2) Price and Availability

No AIRBUS kit will be provided. Procurement terms for the equipment must be negotiated with the equipment supplier.

B. INDUSTRY SUPPORT INFORMATION

Procurement terms for the equipment must be negotiated with the equipment supplier.

For the organisation of this retrofit, you are kindly requested to contact AIRBUS retrofit management department.

AIRBUS CUSTOMER SERVICES DIRECTORATE
1 Rond Point Maurice Bellonte
31707 BLAGNAC CEDEX
France
E-mail: monitored.retrofit@airbus.com
Tel: (33) 5 67 19 06 22
Fax: (33) 5 61 93 27 45

C. LIST OF COMPONENTS

No Kit

D. LIST OF MATERIALS - OPERATOR SUPPLIED

(1) Consumable Materials

None

(2) Components

When you do this Service Bulletin it is necessary to use the expendable parts listed in AMM Task 36-11-16-400-802.

0 DATE: Sep 07/11

SERVICE BULLETIN No.: A330-36-3039

REVISION No.: 00 - Sep 07/11

Page: 7

Printed in FRANCE © AIRBUS S.A.S. 2007. All rights reserved.



SERVICE BULLETIN

(3) Equipment

Equipment BFEC01

ITEM	NEW PART N°	QTY (UM)	KEYWORD	ITEM	OLD PART N°	INT	SEE NOTES
2	ZRA691-00	1	TRANSDCR	(1)	ZRA380-00	03	

NOTE: For definitions of interchangeability codes in column INT., refer to ATA Common Support Data Dictionary (CSDD), Chapter 2.

E. PARTS TO BE RE-IDENTIFIED BY OPERATOR

None

F. TOOLING

(1) Tooling - Price and Availability

None

(2) Tools

When you do this Service Bulletin it is necessary to use the tools listed in AMM Task 36-11-16-000-802, AMM Task 36-11-16-400-802, AMM Task 36-11-16-100-802 and AMM Task 36-11-16-720-801.

(3) Special Tools

None

0 DATE: Sep 07/11

SERVICE BULLETIN No.: A330-36-3039

REVISION No.: 00 - Sep 07/11

Page: 8

Printed in FRANCE © AIRBUS S.A.S. 2007. All rights reserved.



SERVICE BULLETIN

3. **ACCOMPLISHMENT INSTRUCTIONS****Task 363039-831-942-001 - Modification**

WARNING: MAKE SURE THAT YOU OBEY ALL THE WARNINGS AND ALL THE CAUTIONS INCLUDED IN THE REFERENCED PROCEDURES.

WARNING: MAKE SURE THAT THE PRESSURE IS RELEASED FROM THE PNEUMATIC SYSTEM BEFORE YOU START WORK. PRESSURIZED AIR CAN CAUSE INJURY TO PERSONNEL.

WARNING: YOU MUST BE CAREFUL WHEN YOU DO WORK ON THE ENGINE PARTS AFTER THE ENGINE IS SHUT DOWN. THE ENGINE PARTS CAN STAY HOT FOR ALMOST 1 HOUR.

WARNING: YOU MUST NOT TOUCH HOT PARTS WITHOUT APPLICABLE GLOVES. HOT PARTS CAN CAUSE AN INJURY. IF YOU GET AN INJURY, PUT IT IN COLD WATER FOR 10 MINUTES AND GET MEDICAL AID.

CAUTION: ALWAYS OBEY THE PRECAUTIONS THAT FOLLOW TO KEEP ELECTRICAL WIRING IN A SATISFACTORY CONDITION (ELECTRICALLY AND MECHANICALLY SERVICEABLE). WHEN YOU DO MAINTENANCE WORK, REPAIRS OR MODIFICATIONS, ALWAYS KEEP ELECTRICAL WIRING, COMPONENTS AND THE WORK AREA AS CLEAN AS POSSIBLE. TO DO THIS:

- PUT PROTECTION, SUCH AS PLASTIC SHEETING, CLOTHS, ETC; AS NECESSARY ON WIRING AND COMPONENTS
- REGULARLY REMOVE ALL SHAVINGS, UNWANTED MATERIAL AND OTHER CONTAMINATION.

THESE PRECAUTIONS WILL DECREASE THE RISK OF CONTAMINATION AND DAMAGE TO THE ELECTRICAL WIRING INSTALLATION.

IN CASE OF CONTAMINATION REFER TO ESPM 20-55-00.

Task Associated Data

Zone	
210 453 811	
Modified FIN	
8HA1	
Access	
Door	811
Panel	453BL 453BR
Manpower	
TOTAL MANHOURS	5.50
ELAPSED TIME (HOURS)	5.50

0 DATE: Sep 07/11

SERVICE BULLETIN No.: A330-36-3039

REVISION No.: 00 - Sep 07/11

Page: 9

Printed in FRANCE © AIRBUS S.A.S. 2007. All rights reserved.



SERVICE BULLETIN

A. GENERAL

(1) Subtask 363039-910-601-001 - Standard Practices

Manpower Resources	
Skills	NON SPECIFIC

References	
Aircraft Maintenance Manual (AMM)	06-20-00, Page Block 001 06-41-54
Standards Manual (SM)	
Structural Repair Manual (SRM)	51-42-00 51-43-00

- (a) For the identification of Zones (Refer to AMM 06-20-00, Page Block 001).
- (b) For the identification of Access Panels (Refer to AMM 06-41-54).
- (c) Refer to the AIRBUS Standards Manual (SM) if you find part numbers for the hardware components which you cannot identify in the LIST OF COMPONENTS of this Service Bulletin. The SM will give you the correct part number to part number relationship.
- (d) For the removal and installation of fasteners (Refer to SRM 51-42-00).
- (e) For alternative and substitute fasteners (Refer to SRM 51-43-00).
- (f) If the length of any fastener specified in this Service Bulletin does not agree with the installation standards given in SRM Chapter 51, then you may use a fastener of the same specification, or an approved substitute, with a different length. The length must agree with the installation standards given in SRM Chapter 51. Also, you can install washers for fastener grip length in accordance with SRM Chapter 51.
- (g) Tag all the parts you must remove and retain to make the subsequent installation easier.
- (h) Put all retained hardware in identified bags and attach the bags to the related unit or the adjacent structure.
- (i) Put blanking caps on the disconnected electrical connectors.
- (j) When you install electrical connectors do a visual check of each connector which was disconnected and make sure that all the electrical connectors are serviceable before you connect them.

(2) Subtask 363039-839-601-001 - Administrative

Manpower Resources	
Skills	NON SPECIFIC

Write in the applicable aircraft records that you have done all the work given in this Service Bulletin.

0 DATE: Sep 07/11

SERVICE BULLETIN No.: A330-36-3039

REVISION No.: 00 - Sep 07/11

Page: 10

Printed in FRANCE © AIRBUS S.A.S. 2007. All rights reserved.



SERVICE BULLETIN

B. PREPARATION**(1) Subtask 363039-941-601-001 - Job Set-up**

Work Zones and Access Panels			
	Zone	Access/Work location	
	453	Access	Panel 453BL, Panel 453BR
	811	Access	Door 811

Manpower Resources	
Skills	AIRFRAME

References	
Aircraft Maintenance Manual (AMM)	Task 12-34-24-860-802 Task 36-11-16-000-802

- (a) Make sure that the aircraft is electrically grounded (Refer to AMM Task 12-34-24-860-802).
- (b) Do the Job Set-up procedure for the Task "Removal of the Bleed Regulated Pressure Transducer" (Refer to AMM Task 36-11-16-000-802).
- (c) Make sure that all the warning notices are in position.

C. PROCEDURE**(1) Subtask 363039-912-601-001 - Change the Bleed Regulated-Pressure Transducer in the Engine 1 Pylon**

Work Zones and Access Panels			
	Zone	Access/Work location	
	453	Access	Panel 453BL, Panel 453BR
		Work location	FIN 8-HA-1

Manpower Resources	
Manhours	1.50
Minimum number of person	1
Subtask elapsed time	1.50
Skills	AIRFRAME

Material necessary to do the job	
----------------------------------	--

Equipment BFEC01				
ITEM	NEW PART N°	QTY (UM)	KEYWORD	SEE NOTES
2	ZRA691-00	1	TRANSDCR	

0 DATE: Sep 07/11

SERVICE BULLETIN No.: A330-36-3039

REVISION No.: 00 - Sep 07/11

Page: 11

Printed in FRANCE © AIRBUS S.A.S. 2007. All rights reserved.

A330

SERVICE BULLETIN

References	
Aircraft Maintenance Manual (AMM)	Task 36-11-16-000-802 Task 36-11-16-100-802 Task 36-11-16-400-802
Fig. A-SBAAA Change the Bleed Regulated-Pressure Transducer in the Engine 1 Pylon	Sheet 01

- (a) Remove the Bleed Regulated-Pressure Transducer from the Engine 1 Pylon (Refer to AMM Task 36-11-16-000-802 and [Fig. A-SBAAA](#), Detail B).

FIN 8HA1

1 Pressure Transducer ZRA380-00 Item (1) Discard

NOTE: If you find a Pressure Transducer with a different Part Number in this position (8HA1), you can also do this modification.

- (b) Clean and remove any water from the Sense Line (Refer to AMM Task 36-11-16-100-802).

- (c) Install the new Bleed Regulated-Pressure Transducer on the Engine 1 Pylon (Refer to AMM Task 36-11-16-400-802 and [Fig. A-SBAAA](#), Detail C).

FIN 8HA1

1 Transducer-Pressure ZRA691-00 Item 2

D. TEST

- (1) **Subtask 363039-720-602-001 - Do a Functional Test of the Bleed Regulated-Pressure Transducer**

Work Zones and Access Panels			
	Zone	Access/Work location	
	453	Access	Panel 453BL, Panel 453BR
		Work location	FIN 8-HA-1
	210		

Manpower Resources	
Skills	AIRFRAME

References	
Aircraft Maintenance Manual (AMM)	Task 36-11-16-720-801

- (a) Do a functional test of the new Bleed Regulated-Pressure Transducer on the Engine 1 Pylon (Refer to AMM Task 36-11-16-720-801).

0 DATE: Sep 07/11

SERVICE BULLETIN No.: A330-36-3039

REVISION No.: 00 - Sep 07/11

Page: 12

Printed in FRANCE © AIRBUS S.A.S. 2007. All rights reserved.



SERVICE BULLETIN

(2) Subtask 363039-790-601-001 - Do a Leak Test on the Connection of the Bleed Regulated-Pressure Transducer

Work Zones and Access Panels			
	Zone	Access/Work location	
	453	Access	Panel 453BL, Panel 453BR
		Work location	FIN 8-HA-1
	210		

Manpower Resources	
Skills	AIRFRAME

References	
Aircraft Maintenance Manual (AMM)	Task 36-11-16-400-802

- (a) Do the Test procedure for the Task "Installation of the Bleed Regulated Pressure Transducer" on the new Bleed Regulated-Pressure Transducer on the Engine 1 Pylon (Refer to AMM Task 36-11-16-400-802).

E. CLOSE-UP**(1) Subtask 363039-942-601-001 - Close-up**

Work Zones and Access Panels			
	Zone	Access/Work location	
	453	Access	Panel 453BL, Panel 453BR
	811	Access	Door 811

Manpower Resources	
Skills	AIRFRAME

References	
Aircraft Maintenance Manual (AMM)	Task 36-11-16-400-802

- (a) Make sure that the work area is clean and clear of tools and other items of equipment.
- (b) Do the Close-up procedure for the Task "Installation of the Bleed Regulated-Pressure Transducer" (Refer to AMM Task 36-11-16-400-802).
- (c) Make sure that you remove all the warning notices.

0 DATE: Sep 07/11

SERVICE BULLETIN No.: A330-36-3039

REVISION No.: 00 - Sep 07/11

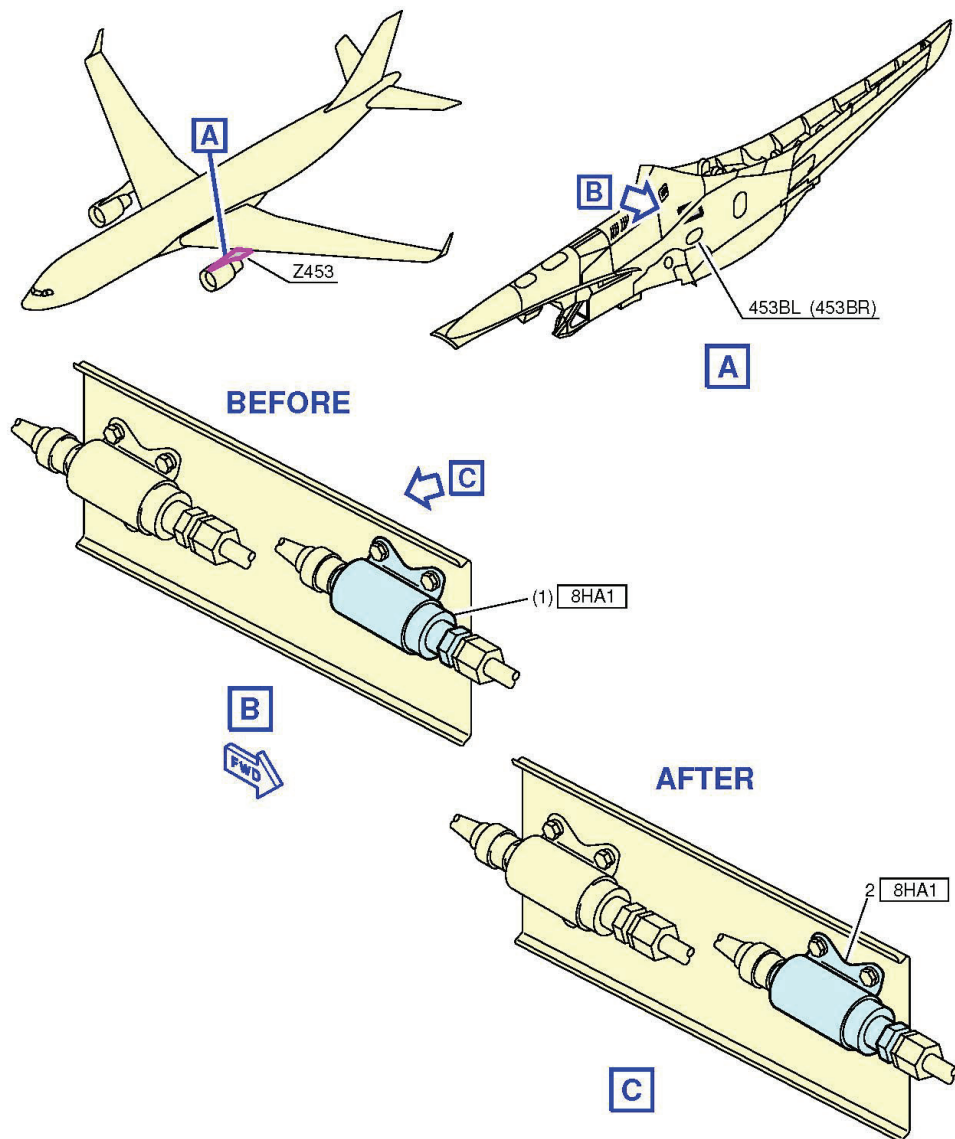
Page: 13

Printed in FRANCE © AIRBUS S.A.S. 2007. All rights reserved.

A330

SERVICE BULLETIN

**CONF ALL



G_SB_363039_0_BAAA_01_02

Figure A-SBAAA - Sheet 01
Change the Bleed Regulated-Pressure Transducer in the Engine 1 Pylon

0 DATE: Sep 07/11

SERVICE BULLETIN No.: A330-36-3039

REVISION No.: 00 - Sep 07/11

Page: 14

Printed in FRANCE © AIRBUS S.A.S. 2007. All rights reserved.



SERVICE BULLETIN
REPORTING SHEET

**TITLE: PNEUMATIC - ENGINE BLEED AIR SUPPLY SYSTEM - MODIFICATION
- CHANGE THE BLEED REGULATED-PRESSURE TRANSDUCER ON
ENGINE 1.**

MODIFICATION No.: 201968C10871

Please complete the appropriate item (A or B):

A - SB WILL BE embodied YES/NO (if NO please comment)
If YES, aircraft concerned (as per SB effectivity by default) and planned dates (month/year) of
embodiment:

B - SB HAS BEEN embodied on aircraft:

Operator comments:

From Airline:

Name/Title:

Signature:

Date:

If operational documentation is affected (see Paragraph 1.K of this SB): If information is needed prior to
next normal revision or prior to SB embodiment, please indicate required service(s):

Either: Modification Operational Impact (MOI), if available

YES/NO

Or : Intermediate revision

YES/NO

Important Information: This SB will only be incorporated in your maintenance and operational
documentation if this sheet is returned to Airbus and signed by a duly authorised representative. With
the next feasible revision, this will result in

- Updating of maintenance documentation to show pre and post SB data.
- Updating of maintenance and operational documentation to show post SB data after embodiment.

If this SB requires previous or simultaneous accomplishment of other SBs, Airbus shall automatically
include them in the manual revisions. Refer to SIL 00-037 for detailed information.

Please return this completed sheet to:

AIRBUS
CUSTOMER SERVICES DIRECTORATE
1 Rond Point Maurice Bellonte
31707 BLAGNAC CEDEX FRANCE

Attn: SDC32 Technical Data and Documentation Services

FAX: (+33) 5 61 93 28 06

e-mail: sb.reporting@airbus.com

or via your Resident Customer Support Office.

Alternatively, SB lists via letters or fax are also accepted.

0 DATE: Sep 07/11

SERVICE BULLETIN No.: A330-36-3039

REVISION No.: 00 - Sep 07/11

Page: 1

Printed in FRANCE © AIRBUS S.A.S. 2007. All rights reserved.



SERVICE BULLETIN
QUALITY PERCEPTION FORM

Use this form to tell us what is your perception of the quality of this Service Bulletin. The reported data that you provide us will be used to analyse areas of difficulties and to take corrective action to further improve the quality of our Service Bulletins.

We thank you for the time you have taken in completing this form.

(Please rate on a scale of 1 to 4, with 4 being the highest score)

- Quality rating of this SB	4	3	2	1
- Quality rating of the Accomplishment Instructions	4	3	2	1
- Quality rating of the Illustrations	4	3	2	1
- Is this SB easy to understand ?	Y / N			

If you have had difficulties in the accomplishment of this SB please quote below the area(s) and give a short description of the issue.

Planning	Material	Instructions
X Effectivity	X Kit content	X Preparation
X Reason	X List of Materials Operator Supplied	X Mod/Inspection
X Manpower	X Industry support	X Test
X References	X Re-identification	X Close-Up
X Publication	X Tooling	X Illustrations

Comments:

Operator:

Date:

Name/Title:

Please return this form to:

AIRBUS
CUSTOMER SERVICES DIRECTORATE
1 Rond Point Maurice Bellonte
31707 BLAGNAC CEDEX FRANCE

Attn : SEM4 Service Bulletins Management
FAX : (33) 5 61 93 42 51

Or via your Resident Customer Support Office.

0 DATE: Sep 07/11

SERVICE BULLETIN No.: A330-36-3039

REVISION No.: 00 - Sep 07/11

Page: 1

Printed in FRANCE © AIRBUS S.A.S. 2007. All rights reserved.

附錄七 法國 **BEA** 針對飛安會洽詢感測器環境溫度測試及認證問題之回復信函內容

First of all, thank you for having giving to the BEA the opportunity to comment ASC final report and safety recommendations. You will find below answers from EASA and Airbus to your questions:

The pressure transducer ZRA380-00 and ZRA1990030 are both the old type of pressure transducer; both of them have been fully qualified to DO160. The newer type of Pressure transducer is the ZRA 691-00, which introduces drainage capability for water potentially condensed inside pressure port and eliminates the grid in front of the membrane. That new type has successfully passed some testing against water/ice more severe than DO-160F.

The operator is right in pointing out that for major events, the failure rate must be consistent with the safety objectives. In that respect, Airbus and EASA have taken the appropriate measures by putting in place a specific monitoring of dual bleed air loss events (ref. RTF LR.36.0001). 12 events were reported over the complete year 2010 (including 7 in December). This is consistent with the "major" classification of dual bleed loss events, bearing in mind the failure rate is computed taken into account all relevant flight hours (and not the flight hours on a given month).

Best regards,

BEA(Bureau d'Enquêtes et d'Analyses)

pour la Sécurité de l'Aviation civile

Zone Sud - Bâtiment 153

200 rue de Paris

Aéroport du Bourget

F – 93352 Le Bourget Cedex

本頁空白

附錄八 長榮航空公司至飛安會 153 次委員會議意見陳述內容



BR61 飛航事故調查報告草案

(第152次委員會議審議後修訂版)

長榮航空公司意見陳述

中華民國101年3月20日

前 言

首先代表長榮航空公司感謝飛安委員會給予本公司對此案有再次陳述及說明的機會！

今日之報告有下列二項：

- 1) 建請重新審查BR61事件之飛航事故認定
- 2) 建議強化飛航事故審查會之功能

1) 建請重新審查BR61事件之飛航事故認定

說明

貴會依飛航事故調查法第二條第一項(三)“有造成人員死亡、傷害或航空器實質損害之虞者”將BR61事件認定為飛航事故。本公司建請貴會重新評估此事件之認定，理由如下：

1. 於3月14日說明會中，貴會引用事故調查法第二條第一項(三)“有造成人員死亡、傷害或航空器實質損害之虞者”來說明貴會對BR61事件的事務認定。然而BR61在事件過程中，乘客及組員未有任何身體不適之情況，航機也未有任何損害。
2. 此事件為供氣系統故障造成艙壓上升之異常事件，BR61在艙壓異常上升後，飛航組員依“CAB PR EXCESS CAB ALT”程序使用氧氣面罩，此為程序之要求，並非緊急狀況之使用。(Annex 13 Attachment C: Events requiring the emergency use of oxygen by the flight crew.) 飛航組員除依程序執行緊急下降高度外，也執行2號供氣系統的reset，5分鐘後2號供氣系統恢復正常供氣，此時艙壓高度開始下降，兩套供氣系統同時失效時間約5分鐘，在下降及轉降的過程中不論在自動駕駛或手動操作均未遭遇任何操作上的困難。(Annex 13 Attachment C: Multiple malfunctions of one or more aircraft systems seriously affecting the operation of the aircraft.)
3. 全球艙壓異常事件調查案例 

如上所述，此事件並未符合“飛航事故”的定義。

2) 建議強化飛航事故審查會之功能

說明

1. 建議貴會於“民用航空器及公務航空器飛航事故調查作業處理規則”第三章“飛航事故認定”第七條“飛安會應依通報內容及先遣小組蒐集之資料，認定通報事件是否為飛航事故，必要時並得組成審查會對認定之爭議進行審查。”增訂“審查會得視需要邀請民航主管機關、航空器使用人及相關之專業人士與會以釐清爭議”。
2. 國內飛航事故之認定乃依飛航事故調查法第二條第一項之定義由飛安會認定之。然而，因雙方對法規的詮釋及認知的差異偶有造成航空器使用人未能接受飛安會之認定結果，為消弭此現象及避免調查資源之浪費，建議貴委員會能修訂旨述條文，強化審查會的功能以消弭爭議。

以上說明
&
再次感謝飛安會給予本公司此次說明之機會

全球艙壓異常事件調查案例

時間	機型	調查機關	事件主題	事件類別	重點摘要
1988 3. 8	A320	ATSB	Outflow閥失效 全開導致 艙壓異常	Incident	下降過程中艙壓異常,航機立即下降組員 戴上氧氣面罩,下降過程中也施放了客艙 氧氣面罩供乘客使用
2007 11.21	A330	BEA	艙壓自動控制 失效造成 Outflow閥失效 全開導致艙壓 異常	Incident	測試飛航時,航機巡航於FL410時,工程師 測試艙壓控制系統時,發現Outflow閥異常 全開,艙壓迅速上升,航機雖立即下降,仍有 三名測試工程師因未使用氧氣面罩失去 意識,其間艙壓曾高升至30000ft
2009 3. 2	B757	UK AAIB	艙壓自動控制 失效導致 艙壓異常	Incident	爬升過程中艙壓自動控制失效,組員戴上 氧氣面罩並立即下降航機並手動控制將 Outflow閥關閉,下降過程,艙壓最高升至 約11000ft,組員未施放客艙氧氣面罩供乘 客使用
2009 7.13	B737	NTSB	機身上方蒙皮 裂開導致 立即失壓	Accident	巡航於FL350時,艙壓警告響起,客艙氧氣 面罩自動落下,組員戴上氧氣面罩並立即 下降航機
2010 1.14	B737	FAA	艙壓異常升高 並有艙壓警告	Incident	巡航於FL340時,艙壓異常升高並有艙壓 警告,航機立即下降,期間客艙氧氣面罩自 動落下
2010 3.13	B737	FAA	艙壓異常升高 並有艙壓警告	Incident	爬升至FL240時,艙壓異常升高並有艙壓 警告,航機立即下降反航

全球艙壓異常事件調查案例（續）

時間	機型	調查機關	事件主題	事件類別	重點摘要
2010 3.30	A320	FAA	艙壓自動控制失效且 Outflow 閥失效全開導致艙壓異常並有艙壓警告	Incident	爬升過程中艙壓自動控制失效，艙壓又再次可自動控制，於巡航FL310時，艙壓自動控制再次失效且艙壓迅速上升，航機立即下降，所有組員及乘客均使用氧氣面罩，期間艙壓曾高升至20000ft
2010 6.12	B737	FAA	艙壓異常升高並有艙壓警告	Incident	巡航於FL370時，艙壓異常升高至10000ft並有艙壓超警告，航機立即下降，期間艙壓曾高升至12000ft
2010 6.12	B737	FAA	艙壓異常升高並有艙壓警告	Incident	巡航於FL370時，艙壓異常升高至10000ft並有艙壓警告，航機立即下降，FL250後艙壓高度開始下降，期間艙壓曾高升至13000ft
2010 10.26	B757	NTSB	機身上方蒙皮裂開導致立即失壓	Accident	爬升過程中於FL320時，艙壓警告響起，客艙氧氣面罩自動落下，組員戴上氧氣面罩並立即下降航機
2010 11.02	A319	FAA	Dual Bleed Loss導致艙壓異常並有艙壓警告	Incident	航機在No2 ENG Bleed Air INOP依MEL派遣，於巡航FL360時，又失去 No1 ENG Bleed Air 導致艙壓上升並有艙壓警告，航機立即下降



附件清單

1. AIRBUS 原廠簡報資料
2. AIRBUS Technical Follow-Up 36.11.00.65 第 1 版至第 10 版
3. AIRBUS Technical Follow-Up 36.11.00.69 第 1 版至第 2 版
4. AIRBUS 服務資訊信函編號 00-052

本頁空白

國家圖書館出版品預行編目 (CIP) 資料

飛航事故調查報告：中華民國 99 年 12 月 29 日，長榮航空公司 BR 61 班機, A330-203 型機, 國籍標誌及登記號碼 B-16312, 於巡航時兩套供氣系統失效導致艙壓異常，飛航組員緊急使用氧氣 / 行政院飛航安全委員會編著. -- 初版. -- 新北市：飛安委員會，民 101.05
面 ； 公分

ISBN 978-986-03-2505-8 (平裝)

1. 航空事故 2. 飛行安全

557.909

101008034

飛航事故調查報告

飛航事故調查報告：中華民國 99 年 12 月 29 日，長榮航空公司 BR 61 班機, A330-203 型機, 國籍標誌及登記號碼 B-16312, 於巡航時兩套供氣系統失效導致艙壓異常，飛航組員緊急使用氧氣

編著者：行政院飛航安全委員會

出版機關：行政院飛航安全委員會

電話：(02) 8912-7388

地址：231 新北市新店區北新路 3 段 200 號 11 樓

網址：<http://www.asc.gov.tw>

出版年月：中華民國 101 年 5 月 (初版)

經銷處：國家書店：台北市松江路 209 號 1 樓

五南文化廣場：台中市中山路 6 號

GPN：1010100933

ISBN：978-986-03-2505-8

定價：新台幣 700 元

*本會保留所有權利。未經本會同意或授權不得翻印。